М. Н. ШУЛЬЖЕНКО

КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТОВ

ОБОРОНГИЗ
1953

ПРЕДИСЛОВИЕ

Издание настоящего курса было намечено кафедрой «Конструкции и проектирования самолетов» Московского ордена Ленина авиационного института им. Серго Орджоникидзе (МАИ) еще в 1944 г., когда по инициативе заведующего кафедрой героя Социалистического труда Н. Н. Поликарпова автору было поручено написать курс конструкции самолетов. Основной задачей курса было поставлено изучение конструкции самолетов в целом и по элементам с критическим анализом конструкций и выявление основных тенденций их развития.

Развитие самолетостроения в годы второй мировой войны и в послевоенный период привело к созданию большого числа типов конструкций самолетов. Многообразие различных конструктивных решений обусловливает необходимость провести систематизацию конструкций основных частей и деталей самолета, подобно тому как это выполнено в электротехнике, судостроении и во многих отраслях машиностроения.

В соответствии с назначением предлагаемой книги в ней по всем основным частям самолета систематизированы применяющиеся в настоящее время конструктивно-силовые схемы и дан краткий критический анализ особенностей различных конструкций. При анализе конструкций учитываются требования аэродинамики, строительной механики, технологии и эксплуатации, а также дается весовая оценка конструкций.

Для того чтобы, не увеличивая объема книги, изложить материал достаточно ясно, в предлагаемом учебнике в качестве примеров рассмотрены лишь основные и характерные конструкции, преимущественно из числа самолетов периода второй мировой войны и некоторых самолетов новейших типов.

Примеры подобраны так, чтобы иллюстрировать развитие конструкций самолетов как процесс непрерывного совершенствования конструктивно-силовых схем.

Введение представляет собой краткий очерк, освещающий ценнейший вклад наших отечественных конструкторов в дело развития конструкции самолетов.

В первой главе книги приведены общие сведения по основным летно-техническим характеристикам самолетов, по классификации самолетов и по особенностям их конструкций. В этой же главе дается краткий обзор развития схем самолетов и основные понятия по технологичности конструкций.

В главах II, III, IV, V и VI рассмотрены конструкции частей самолета и их характерные детали и узлы.

В главе VII изложены основные сведения по расположению силовых установок с поршневыми и реактивными двигателями на самолетах

и рассмотрены конструкции моторных рам, капотов, топливных и масляных баков.

Вопросы охлаждения, питания и смазки в книге не затрагиваются, так как обычно излагаются в специальном курсе «Силовые установки».

Работа элементов конструкции и вопросы проектирования самолетов освещены в учебнике лишь в общих чертах, так как расчет самолета на прочность и проектирование самолета выделены в учебном плане авиационных институтов в самостоятельные дисциплины.

Учитывая важность самостоятельной работы студентов по изучению курса конструкции самолетов, в конце всех глав, кроме первой, даются контрольные задания, которые могут оказать помощь учащемуся, особенно при заочном обучении.

Учитывая пожелания, которые были присланы в адрес автора, во второе издание внесены существенные изменения и дополнения.

Введение значительно переработано и уточнены отдельные даты. В заново написанном разделе первой главы «Технологичность конструкции в самолетостроении» изложены основные положения расчленения современных самолетных конструкций.

Для более ясного понимания особенностей работы силовых элементов конструкции приведены схемы нагружения и описан характер работы основных элементов современных конструкций.

Автор выражает признательность и благодарность за ценные указания, а также за сообщения новых материалов, изложенных в отзывах и рецензиях: профессорам С. И. Зоншайну, И. Г. Неману, О. Н. Розанову, Г. Г. Ростовцеву, доцентам Г. И. Архангельскому, А. Л. Гиммельфарбу, А. А. Комарову, В. П. Соколову и Н. А. Фомину.

Старшему преподавателю В. А. Манучарову и конструктору Ф. О. Согомоняну, оказавшим помощь в подборе материалов и оформлении иллюстраций, и профессору С. Г. Козлову, взявшему на себя труд редактирования книги, автор приносит особую благодарность.

М. Н. Шульженко

Москва, апрель 1953 г.

ВВЕДЕНИЕ

Первый в мире самолет, поднявшийся в воздух, был спроектирован и построен русским ученым и изобретателем Александром Федоровичем Можайским. В 1881 г. ему была выдана привилегия (патент), в которой значилось, что «на сие изобретение прежде сего никому другому в России привилегий выдано не было». Окончание постройки самолета и начало летных испытаний относятся к 1882—1884 гг., т. е. на 18—20 лет раньше первых полетов на самолетах, построенных в Америке и Западной Европе. Исключительные по значению работы и достижения А. Ф. Можайского, разрешившего задачу, над которой безуспешно бились многочисленные исследователи и изобретатели разных стран, дают нам право называть нашу страну родиной самолета.

Последующая деятельность отечественных ученых, конструкторов и изобретателей не только прочно закрепила за нашей родиной приоритет в создании самолета, но и обеспечила ведущую роль нашей страны в развитии авиационной науки и техники.

Заслуги А. Ф. Можайского не ограничиваются созданием первого в мире самолета, оказавшегося способным летать. В результате длительных исследований и изысканий им была создана именно та конструктивная схема самолета, которая позднее целиком оправдала себя и стала наиболее распространенной. Это обстоятельство необходимо особо отметить, так как оно ясно показывает глубокую научную прозорливость и инженерную интуицию А. Ф. Можайского. Многочисленные зарубежные конструкторы и изобретатели даже спустя несколько десятилетий еще останавливались на более сложных и несовершенных конструктивных схемах, не получивших в дальнейшем развития. Таковы, например, схемы Х. Максима (1894 г.), К. Адера (1897 г.), Сантос-Дюмона (1906 г.), братьев Райт (1903—1911 гг.), Фармана (1908 г.) и многие другие. Между тем А. Ф. Можайский разработал наиболее рациональную и перспективную конструктивную схему самолета: моноплан с обтекаемым фюзеляжем, имеющий все основные части современного самолета. На этом самолете были установлены два паровых двигателя, от которых мощность передавалась специальными приводами на три винта. Русские авиационные конструкторы продолжили перспективную линию развития самолета, заложенную А. Ф. Можайским, в то время как многие зарубежные конструкторы, слепо воспринявшие бесфюзеляжную схему братьев Райт, долго не могли от нее отказаться.

Ценным вкладом в создание самолета и в развитие его конструкции явились работы Сергея Сергеевича Неждановского.

В 90-х годах прошлого века С. С. Неждановский проводил многочисленные опыты с воздушными змеями и планерами. На основании этих опытов и теоретических исследований он изучил условия продольной и

поперечной устойчивости планера и предложил для обеспечения продольной устойчивости применять стабилизатор. Поперечную же управляемость он обеспечивал отгибанием концов крыльев, что спустя 15 лет было применено на самолете братьев Райт, которым незаслуженно приписывается это русское изобретение.

В построенных Нежданов ским планерах были правильно даже с современной точки зрения подобраны углы установки крыла и стабилизатора, их площади и расстояние между центром тяжести планера и стабилизатором. В этом отношении С. С. Неждановский опередил известного немецкого исследователя О. Лилиенталя.

Кроме планеров, С. С. Неждановский строил и испытывал большие (с размахом в несколько метров) летающие модели самолетов, которые были достаточно устойчивы и пролетали несколько километров. Академик С. А. Чаплыгин указывал, что появившиеся спустя 15 лет райтовские самолеты были весьма похожи на некоторые летающие модели самолетов Неждановского. В начале нашего века С. С. Неждановский при поддержке проф. Н. Е. Жуковского приступил к постройке самолета оригинальной схемы, но вследствие недостатка средств прекратил эти интересные работы. Самолет, построенный много позже французским конструктором Вуазеном, очень похож на этот самолет Неждановского.

Выше мы уже отметили, что большой заслугой русских авиационных конструкторов была разработка фюзеляжной схемы самолета. Этот вопрос требует более обстоятельных пояснений, так как связан с длительной борьбой между двумя направлениями в развитии конструктивных схем самолета, возглавлявшимися различными школами авиационных конструкторов. В Западной Европе, начиная с появления там первых самолетов и до 1918 г., строились преимущественно самолеты-бипланы. Но это были не те бипланы, которые известны теперь каждому школьнику хотя бы по самолету По-2 советской конструкции, а самолеты, состоявшие из бипланной коробки крыльев, фермы, к которой прикреплялось оперение, и короткой гондолы для экипажа; в кормовой части гондолы располагался двигатель с толкающим винтом.

Самолеты именно такой схемы назывались тогда бипланами в отличие от монопланов, имевших одно крыло, фюзеляж и расположенный впереди двигатель с тянущим винтом.

Большая заслуга первых русских авиационных конструкторов состоит в том, что они сумели правильно понять и оценить преимущества каждой из этих конструктивных схем и синтезировать эти преимущества в новой конструктивной схеме самолета: биплана с обтекаемым фюзеляжем. Эта разработанная первоначально в нашей стране русскими конструкторами (Я. М. Гаккель, Д. П. Григорович и др.) схема самолета впоследствии и получила всемирное распространение под названием биплана; построенные по такой схеме самолеты имели две бипланных полукоробки с минимумом подкрепляющих элементов, фюзеляж и расположенную впереди силовую установку с тянущим винтом. Именно эта схема самолета завоевала в дальнейшем повсеместное признание и вплоть до 30-х годов нашего века была господствующей, уступив затем место схеме моноплана, разработанной еще ранее А. Ф. Можайским.

Таким образом, обе классические конструктивные схемы самолетов — моноплан и биплан — разработаны в нашей стране. Западноевропейские и американские авиационные конструкторы получили эти схемы от русских конструкторов готовыми, но по свойственной им «забывчивости» не удосуживаются даже это отметить.

Крупнейшим вкладом русских авиационных конструкторов в сокровищницу авиационной техники было создание тяжелых многомоторных самолетов. В конце 1912 г. на Русско-Балтийском вагоностроительном заводе был спроектирован первый в мире двухмоторный самолет «Гранд». Этот самолет в течение 1913 г. на основе тщательного изучения его летно-технических характеристик был значительно усовершенствован, а для увеличения его мощности вдоль по размаху крыльев были установлены четыре двигателя.

Четырехмоторный самолет получил наименование «Русский витязь». Успешные полеты проводились на нем с лета 1913 г. и привлекли внимание иностранных конструкторов. Так, по схемам указанных самолетов в 1914 г. были построены самолеты в Англии — «Сопвич», в Америке — «Кертисс», в Германии в 1915 г. — «Сименс-Шукерт».

В то время как конструкторы за границей копировали самолеты «Гранд» и «Русский витязь», конструкторское бюро Русско-Балтийского вагоностроительного завода приступило к проектированию и постройке более совершенного многомоторного самолета, получившего название «Илья Муромец».

Первый самолет «Илья Муромец» был построен в конце 1913 г. В дальнейшем (1914—1917 гг.) этот самолет, сохраняя свое название, подвергался изменениям и усовершенствованиям. На самолетах типа «Илья Муромец» был совершен ряд интересных полетов. Так, в декабре 1913 г. был произведен рекордный полет с полной нагрузкой в 1100 *кг*, в феврале 1914 г.— полет с шестнадцатью пассажирами и др.

Весной 1914 г. этот самолет был установлен на поплавки — так появился первый в мире многомоторный гидросамолет. Летом в 1914 г. на одном из усовершенствованных самолетов «Илья Муромец» был выполнен перелет Петербург — Киев и обратно. При полете полная нагрузка достигала 1600 *кг*.

Эти достижения нашего самолетостроения особенно важны потому, что они опровергли мрачные предсказания «авторитетов» о невозможности постройки больших самолетов и, в частности, пророчества и псевдонаучные прогнозы многих западноевропейских исследователей и конструкторов. Они замечательны также тем, что была установлена рациональная, получившая в дальнейшем широкое применение схема многомоторного самолета.

Создание многомоторных самолетов в России не исчерпывается работами Русско-Балтийского вагоностроительного завода. В России было построено около 30 типов многомоторных самолетов.

В 1915 г. русский конструктор Л. Д. Колпаков-Мирошниченко спроектировал двухмоторный самолет «Лебедь XIV». Этот самолет строился как двухмоторный истребитель. Фюзеляж его был обшит фанерой и имел хорошую обтекаемую форму. В 1916 г. спроектирован и построен конструктором В. А. Слесаревым интересный четырехмоторный самолет «Святогор». В июне 1916 г. на заводе «Анатра» в Одессе построены два самолета: трехмоторный самолет под наименованием «Анатра» и двухмоторный самолет «Анадва» (он же «Хиони-4»). Двухфюзеляжная схема «Анадва» послужила прототипом для двухфюзеляжных самолетов во всем мире. Интересные работы были проведены в 1916 г. конструкторским коллективом Ижорского судостроительного завода по проекту шестимоторного самолета. Заводом была построена модель в $^1/_{50}$ натуральной величины, которая испытывалась в аэродинамической трубе МВТУ.

В те годы нужна была большая техническая смелость и уверенность в своих силах, для того чтобы разрабатывать многомоторные самолеты. Дело в том, что если строить большой самолет геометрически подобным малому, то вес конструкции растет быстрее, чем полезная нагрузка. Отсюда «авторитеты» делали вывод, что большой самолет менее выгоден, чем малый. Заслуга русских конструкторов, создавших первые тяжелые многомоторные самолеты, заключалась в том, что они поняли и доказали, что большой самолет не обязательно должен быть геометрическим подобием малого, что самые принципы конструирования больших самолетов должны быть иными. Наши отечественные конструкторы определили и разработали эти новые принципы конструирования, и первые в мире русские многомоторные воздушные корабли не только прекрасно летали, но и установили мировые рекорды дальности полета и грузоподъемности.

Создание многомоторных самолетов в России является яркой страницей в творчестве русских конструкторов и ученых. Именно наша страна явилась родиной многомоторных самолетов, в ней были впервые выявлены и изучены основные направления и пути развития многомоторных самолетов.

Долгое время среди авиационных конструкторов обсуждался вопрос о применении в самолетостроении сварки для ответственных стальных деталей. В Западной Европе и в США появление первых самолетов со сварными деталями связывают с именем голландского конструктора А. Фоккера. Между тем Фоккер в данном случае лишь развил идеи русского конструктора И. Стеглау и следовал его примеру. Еще в 1911 г. И. Стеглау построил самолет, в котором применил стальные двутавровые лонжероны, сварные стальные стойки и некоторые другие ответственные узлы, выполненные ацетилено-кислородной сваркой. Этот самолет участвовал на Всероссийском конкурсе 1912 г., на который съехалось много иностранных конструкторов. Очевидцы отметили, что голландский инженер А. Фоккер буквально не отходил от самолета Стеглау, изучая его во всех деталях и пользуясь каждой возможностью получить пояснения. Вскоре после этого Фоккер начал работать над применением сварки в самолетостроении и строить самолеты с ферменным сварным из стальных труб фюзеляжем. Получив известность именно сварными конструкциями, А. Фоккер ни разу не признался, что в этих работах он явился лишь подражателем русского конструктора И. Стеглау.

Фоккер заимствовал у Стеглау не только идею сварки ответственных стальных деталей самолета, но еще и применение жесткой работающей (фанерной) обшивки крыла, которую И. Стеглау впервые в мире использовал в описанном выше самолете.

Таким образом, два серьезных вклада в развитие конструкции самолета — применение сварки для изготовления ответственных деталей и использование работающей обшивки крыла — сделаны русским конструктором и лишь из-за явной недобросовестности А. Фоккера приписываются ему иногда по неведению, а иногда и намеренно кое-какими недобросовестными историками.

Примерно в это же время (1912 г.) русские конструкторы братья Дыбовские построили весьма интересный скоростной моноплан с двигателем «Калеп». Прекрасно понимая зависимость лобового сопротивления самолета от его форм, Дыбовские создали самолет, резко выделявшийся из всех самолетов того времени уже по одному внешнему виду. В нем был впервые применен ряд новшеств, которые получили в последующем всеобщее признание. Наиболее интересны из них следующие: короткие

зализы в соединениях с фюзеляжем крыла и оперения, обтекатель носовой лыжи, обтекатели стоек шасси, обтекаемые (затянутые перкалем) колеса, прекрасной формы капот на двигатель, причем в капоте имелись хорошо оформленные окна для прохода охлаждающего воздуха к двигателю.

Под управлением одного из братьев Дыбовских этот самолет принимал участие в военном конкурсе самолетов 1913 г. и показал хорошие результаты. Таким образом, придание обтекаемых форм элементам самолета, находящимся в потоке воздуха, было не только известно русским конструкторам, но и первыми ими использовано при создании скоростных самолетов.

Целую эпоху в гидросамолетостроении создали летающие лодки русского конструктора Д. П. Григоровича. Уже его летающая лодка М-5, построенная в 1914 г., очень легкая по весу и удобная в управлении, превосходила по скорости (128 *км/час*) иностранные не только гидросамолеты, но и сухопутные самолеты, состоявшие тогда на вооружении русской армии.

Изыскивая способы облагораживания форм тогдашнего самолета, Д. П. Григорович пришел к парадоксальному, казалось бы, выводу, что у лодочного гидросамолета вес и лобовое сопротивление могут быть меньше, чем у сухопутного. Проведя серию расчетов и опытов, Григорович убедился, что, используя богатый опыт судостроения, можно построить лодку, у которой вес и лобовое сопротивление будут меньше, чем суммарный вес и суммарное лобовое сопротивление фюзеляжа, громоздкого шасси и костыльной установки. Первые же его опыты полностью подтвердили правильность этого вывода, справедливого для аэродинамически несовершенных самолетов того времени.

Для своего времени работы Д. П. Григоровича выходили далеко за рамки обычных конструктивных разработок и привели к созданию новой отрасли авиации — гидроавиации открытого моря.

Вскоре Д. П. Григорович построил еще более совершенную летающую лодку — знаменитую М-9, оставившую неизгладимый след в мировой истории развития гидросамолетов. В 1917 г. временное правительство Керенского по настоятельным просьбам союзников передало им чертежи и все материалы по этому гидросамолету в порядке «технической помощи». Лишь после изучения чертежей и объяснительных записок Д. П. Григоровича зарубежные военно-авиационные круги по-настоящему оценили значение гидроавиации. Так было положено начало морской авиации в Италии, Франции, Англии и США. Уже этот один случай достаточно убедительно показывает значительность вклада в развитие гидросамолета, внесенного работами Д. П. Григоровича.

Роль основоположника авиационной науки, отца русской авиации профессора Николая Егоровича Жуковского (1847—1921 гг.) и руководимой им группы исследователей и конструкторов в развитии конструкций самолетов огромна. Н. Е. Жуковский разработал способ расчета подъемной силы крыла. Его работа «О присоединенных вихрях» (1906 г.) является теоретическим фундаментом всех аэродинамических расчетов самолета. В 1912 г. начали выходить работы Жуковского по вихревой теории воздушного гребного винта, в которых великий ученый дал вихревую схему винта и подробный анализ его работы и на основании его разработал способ определения тяги винта и потребляемой им мощности, а также дал конструкторам все данные, необходимые для расчета и конструирования воздушных винтов. Руководимый Жуковским студенческий воздухо-

плавательный кружок при МВТУ явился колыбелью научной школы деятелей отечественной авиации. Под руководством Жуковского в МВТУ было создано Авиационное расчетно-испытательное бюро — первая в России научно-исследовательская организация для исследований и расчетов, связанных с проектированием новых самолетов.

Однако в дореволюционной России осуществление передовых технических идей тормозилось прежде всего экономической отсталостью страны, зависимостью русской промышленности от иностранного капитала и косностью царских правителей, которые, пресмыкаясь перед заграничной наукой и техникой, оптом и в розницу продавали Россию чужеземным грабителям, презирая русский народ и его самобытную культуру, внушали русской интеллигенции рабские идеи о духовной «зависимости» России от Западной Европы и Америки, о несамостоятельности русской науки и техники и т. д.

Передовые русские ученые всегда стремились работать для блага отечества, всегда чувствовали себя тесно связанными со своим народом. Их воодушевляло стремление служить народу, и они горячо заботились о судьбах отечественной науки, о судьбах своей родины. Но это живое самобытное научное творчество оставалось их частным, а не государственным делом. Равнодушно, а порой и враждебно относились правящие классы царской России к замечательным трудам русских ученых конструкторов и изобретателей и не заботились о реализации или хотя бы о поддержке их открытий и изобретений.

Великая Октябрьская социалистическая революция вывела науку на широкие просторы. В Советском Союзе ученым и конструкторам, работающим в обстановке повседневного внимания и заботы Коммунистической партии и Советского правительства, предоставлены неограниченные возможности для реализации их самых смелых замыслов.

В первые же годы после Великой Октябрьской социалистической революции, когда еще шли бои с армиями белогвардейцев и интервентов, по инициативе Владимира Ильича Ленина был создан Центральный Аэрогидродинамический Институт (ЦАГИ). Уже первые исследовательские работы этого нового института обеспечили дальнейшее развитие авиационной науки и техники в советской России и завоевали ему мировую известность.

Большая работа была проведена Н. Е. Жуковским и его соратником С. А. Чаплыгиным (1869—1942 гг.) за годы советской власти. Уже в семидесятилетнем возрасте Жуковский всю свою силу и энергию отдавал созданию ЦАГИ. После смерти Жуковского работу по развитию института продолжал Чаплыгин.

Работая вместе с Жуковским, Чаплыгин развивал теорию крыла. Опубликованные им «Теория решетчатого крыла» в 1914 г. и «Схематическая теория разрезного крыла аэроплана» в 1921 г. имели большое значение в развитии конструкции крыла самолета и в установке на нем средств механизации.

Творчество этих ученых прекрасно охарактеризовал академик А. Н. Крылов, сказавший: «Теория и способ расчета этого механизма, который человечество искало с легендарных времен Икара, в значительной мере принадлежит Н. Е. Жуковскому и С. А. Чаплыгину». Работы Чаплыгина и Жуковского приобрели всемирную известность.

Творческие работы по развитию конструкции самолетов не прекращались в нашей стране даже в самое трудное время — в период гражданской войны.

Годы гражданской войны являли картину напряженной кипучей и плодотворной деятельности советских самолетостроителей. Молодое советское государство, располагающее малочисленной авиацией и лишенное большей части даже той убогой производственной базы, которая была у царской России, поставило перед советскими самолетостроителями трудную задачу: с минимумом производственных возможностей поддерживать боеспособность материальной части Красной Авиации.

Формы конструкторской работы в то время были своеобразны и необычны. В ремонтных базах и на немногочисленных самолетных заводах наши конструкторы из нескольких разнотипных разбитых самолетов создавали один боеспособный, заменяли детали и агрегаты самолета одного типа деталями и агрегатами, взятыми от самолетов других типов, проектировали заново с применением вовсе не авиационных материалов недостающие части самолетов, изобретали новые самолеты, новое вооружение для самолетов, новые виды топлива для двигателей и т. д. Эта творческая работа не только обеспечила боеспособность Красной Авиации, но в то же время дала советским конструкторам богатый опыт, который проявился в создании новых самолетов вскоре же после разгрома интервентов и белых армий. Именно в годы гражданской войны были организованы первые советские конструкторские группы, в которых вынашивались те технические идеи, которые позднее с таким блеском проявились в творчестве Д. П. Григоровича, Н. Н. Поликарпова, А. Н. Туполева и других создателей первых советских самолетов.

В период восстановления и реконструкции народного хозяйства, как и в дальнейшем, Коммунистическая партия непосредственно руководила развертыванием авиационной промышленности, направляла работу наших конструкторов, отечески заботилась о кадрах авиационной промышленности и военно-воздушных сил.

Уже в январе 1933 г. И. В. Сталин в докладе на объединенном Пленуме ЦК и ЦКК ВКП(б), подводя итоги выполнения плана первой пятилетки, мог сказать: «У нас не было авиационной промышленности. У нас она есть теперь».

Советские пятилетки неизмеримо укрепили экономическое и военное могущество Советского Союза. Наступила новая эпоха и в жизни советской авиации. Наша авиационная промышленность навсегда освободилась от иностранной зависимости, выросла в крупную отрасль народного хозяйства и обеспечила первоклассными самолетами как вооруженные силы Советской Армии, так и гражданский воздушный флот.

Мощность советской авиационной промышленности позволила в годы Великой Отечественной войны довести выпуск самолетов до 40 000 в год.

В коротком очерке невозможно должным образом осветить даже наиболее крупные достижения советских самолетостроителей, представляющие ценный вклад в развитие конструкции самолета. В дальнейшем, при рассмотрении конструкций основных частей самолета даются краткие исторические справки, показывающие ведущую роль отечественных самолетостроителей. Теперь же мы остановимся лишь на немногих примерах.

• Уже 25 лет служит советской стране и используется для самых различных назначений созданный в 1927 г. Н. Н. Поликарповым самолет По-2. Этот учебный самолет пережил десятки типов самолетов аналогичного назначения.

Особенности конструкции самолета По-2, обеспечившие ему высокие качества и столь заслуженную популярность в нашей стране, заключаются в том, что он благодаря прекрасным летно-пилотажным свойствам являет-

ея самым безопасным самолетом. Взлетные и посадочные характеристики позволяют эксплуатировать По-2 на небольших и мало приспособленных площадках. Кроме того, построенный с использованием дешевых и недефицитных материалов, при крайне простом, даже несколько грубом оформлении всех основных узлов, при высокой прочности и эксплуатационной надежности, этот самолет весьма легок. Простой и дешевый в изготовлении и ремонте, неприхотливый в эксплуатации, самолет По-2 вошел в историю авиационной техники как пример талантливого решения сложной технической задачи.

Примерно в то же время конструкторский коллектив, работавший под руководством А. Н. Туполева, построил первый советский тяжелый двухмоторный цельнометаллический моноплан ТБ-1 (АНТ-4), явившийся прообразом классической схемы двухмоторных бомбардировщиков — свободнонесущих монопланов.

Хорошие летные характеристики, большая грузоподъемность, выносливость, подтвержденная перелетом из Москвы в Нью-Йорк через Сибирь и Тихий океан (более 20 000 *км*) в очень сложной метеорологической обстановке, выгодно отличали этот советский самолет от бомбардировщиков примерно того же класса, выпускавшихся в те годы иностранными фирмами (например, самолет «Голиаф» французской фирмы Фарман). Влияние этого советского самолета на развитие авиационной техники подчеркивается тем, что одна из ведущих американских самолетостроительных фирм (Боинг), изучив конструкцию ТБ-1, построила по той же схеме бомбардировщик, в котором ясно видны основные черты советской конструкции.

Вскоре конструкторское бюро А. Н. Туполева выпустило еще более интересный тяжелый цельнометаллический бомбардировщик — четырехмоторный моноплан ТБ-3 (АНТ-6). Первые же экземпляры нового самолета — крупнейшего бомбардировщика того времени — показали прекрасные результаты, и долгое время этот советский бомбардировщик оставался непревзойденным по своим летно-техническим качествам и боевой мощи.

В первоначальном виде с четырьмя двигателями М-17 самолет ТБ-3 развивал скорость около 200 *км/час* при полетном весе примерно в 15 000 *кг*. Позднее, после установки на этот бомбардировщик более мощных двигателей конструкции А. А. Микулина, скорость его возросла до 280 *км/час* при полетном весе более 20 000 *кг*. Этот замечательный советский самолет был спроектирован на базе теоретических исследований и многочисленных экспериментов, проводившихся в ЦАГИ. Он использовался не только в качестве бомбардировщика; полярные варианты этого самолета провели большую работу по обслуживанию Крайнего Севера и высадили группу советских исследователей на Северном полюсе.

Тяжелые цельнометаллические бомбардировщики А. Н. Туполева были для того времени большим достижением. Построенные по схеме свободнонесущих монопланов, они обладали высокой весовой отдачей. При этом весьма удачно была решена проблема расчленения крупных самолетов на отдельные части.

Интересна конструкция крыла этих бомбардировщиков А. Н. Туполева. Продольный набор состоял из трех-четырех мощных ферменных лонжеронов с трубчатыми поясами и раскосами. Ферменные нервюры, расставленные на расстоянии до 1 *м* одна от другой, образовывали поперечный набор. Гофрированная обшивка толщиной 0,3—0,8 *мм*, подкрепленная между лонжеронами редкими стрингерами, связывала все элементы

крыла в очень прочную и жесткую конструкцию. В процессе их проектирования впервые в мире была разработана теория расчета этих крыльев.

Для того времени конструкция крыла с гофрированной обшивкой, работающей на сдвиг, являлась наиболее выгодной. При сравнительно малых скоростях (200—280 *км/час*), на которые проектировались эти бомбардировщики, аэродинамическое несовершенство гофрированной обшивки сказывалось мало, а положительные ее качества — легкость, технологичность и высокая прочность — были реализованы в полной мере.

Здесь следует подчеркнуть то обстоятельство, что хотя гофрированная дуралюминовая обшивка применялась фирмой Юнкерс и ранее, но она устанавливалась на пространственную ферму каркаса крыла. В крыльях же советских самолетов листовой гофрированный дуралюмин был применен как работающая обшивка многолонжеронной силовой схемы. Как известно, именно такая конструктивная схема крыла и получила в дальнейшем широкое развитие.

Влияние конструкции тяжелых бомбардировщиков А. Н. Туполева на развитие самолетов этого класса весьма велико. Во всех государствах с развитой авиационной промышленностью внимательно изучались эти советские самолеты и широко использовались идеи, положенные в основу их конструкции.

В 1930 г. под руководством Д. П. Григоровича был спроектирован и построен истребитель-биплан И-5. Это был легчайший истребитель того времени. Малый вес обеспечивал ему отличную скороподъемность и прекрасную маневренность. Самолет обладал исключительно высокими качествами устойчивости и управляемости и по сумме летно-технических и боевых данных был по тому времени лучшим в мире истребителем. Как и многие другие советские самолеты, он послужил предметом многочисленных подражаний за границей и, в частности, в Англии. Однако зарубежные конструкторы так и не сумели создать столь же совершенный истребитель-биплан вплоть до той поры, когда на смену сравнительно тихоходным, но высокоманевренным истребителям-бипланам пришли высокоскоростные истребители-монопланы.

Вскоре Д. П. Григорович построил еще один своеобразный истребитель, известный под наименованием «Зет». В этом истребителе Григорович впервые в мире применил бесстрингерное крыло. Для получения хороших обводов профиля крыла дуралюминовая обшивка крепилась только к нервюрам. Такая конструкция крыла появилась за границей значительно позднее.

Замечательным созданием советской авиационной техники был построенный Н. Н. Поликарповым скоростной истребитель-моноплан с убирающимся шасси — знаменитый И-16. Весьма компактный, со своеобразными очертаниями крыла, фюзеляжа и оперения этот истребитель резко выделялся из всех современных ему самолетов. В нем сочеталась большая максимальная скорость с очень хорошей маневренностью. Ни один из скоростных самолетов не мог сравниться с ним по маневренности.

В полетах на И-16 выросло и воспиталось целое поколение славных советских летчиков-истребителей во главе с В. П. Чкаловым, который испытывал опытный образец И-16 и дал этому самолету путевку в жизнь.

Заметный след в развитии конструкции самолетов оставил советский рекордный самолет РД (ЦАГИ-25), построенный в ЦАГИ конструкторской группой П. О. Сухого, работавшей под руководством А. Н. Туполева. На этом самолете, предназначенном для достижения наибольших дальности и продолжительности полета, в 1934 г. экипаж во главе с М. М. Громовым

установил мировой рекорд дальности и продолжительности полета. В 1937 г. на таких же самолетах были совершенны известные перелеты советских летчиков (экипажи В. П. Чкалова и М. М. Громова) из Москвы в США через Северный Ледовитый океан. В конструкцию этого самолета наши инженеры внесли много интересного и нового. В частности, крыло самолета РД, представляющее собой сплошную систему баков, включенных в схему конструкции крыла, выполнено с большой смелостью и изяществом. Этот советский самолет долгое время служил объектом изучения за границей, но ничего подобного за рубежом так и не было построено.

Ценный вклад представляют работы советских конструкторов по изучению, разработке и освоению схемы самолета-бесхвостки. Первые удачные бесхвостые планеры и самолеты были построены еще в 20-х годах (начиная с 1923 г.) советским конструктором Б. И. Черановским. В процессе проектирования и постройки этих первых бесхвосток были изучены особенности их устойчивости, взлета и посадки и разработаны схемы органов управления. В дальнейшем работы по бесхвосткам продолжала группа харьковских конструкторов. С использованием уже имевшегося опыта было построено несколько самолетов, показавших вполне удовлетворительные результаты. В частности, на этих самолетах были использованы так называемые «элевоны», которые стали известны за границей лишь десять лет спустя. Мы можем с гордостью заявить, что первые бесхвостые самолеты и первые самолеты типа «летающее крыло» были созданы советскими конструкторами.

В середине 20-х годов группа харьковских конструкторов выпустила серию гражданских самолетов, которые по всем основным показателям были значительно лучше самолетов Дорнье, Фоккера, Юнкерса и др. Затем, в 30-х годах эта же группа конструкторов в Харьковском авиационном институте при участии студентов создала ряд скоростных гражданских самолетов, известных под маркой ХАИ. Самолет ХАИ-1 был первым в Европе пассажирским самолетом с убирающимся шасси.

Большую ценность имеют работы советских конструкторов по исследованию и освоению новых конструкционных материалов в самолетостроении.

Ярким примером таких работ может служить создание в начале 30-х годов советских самолетов, построенных целиком из нержавеющей стали с применением контактной электросварки (точечной и роликовой). Группе конструкторов и технологов при создании первых сварных самолетов из нержавеющей стали пришлось преодолеть много серьезных затруднений. Успешно преодолев их, конструкторы дали несколько типов самолетов (Сталь-2, Сталь-3 и др.). В процессе их проектирования и постройки были разработаны принципы конструирования самолетных деталей из тонких стальных листов, найдены конструктивные решения и освоена технология изготовления деталей из нержавеющей стали с применением контактной электросварки.

Позднее под руководством Д. П. Григоровича и П. Д. Грушина конструкторской группой, состоящей преимущественно из студентов, был построен в Московском авиационном институте (МАИ) оригинальной конструкции самолет «Сталь-МАИ» также из нержавеющей стали.

Нашими конструкторами впервые в мире были проведены работы по постройке цельноэлектронных самолетов. Эти работы в тесном содружестве с авиационными заводами проводил в начале 30-х годов молодой конструкторский коллектив, работавший в МАИ, при активном участии студентов старших курсов. Начав с изготовления отдельных частей само-

лета целиком из магниевых сплавов, в дальнейшем этот конструкторский коллектив под руководством преподавателей А. Л. Гиммельфарба и С. И. Зонштайна построил из электрона самолет «Серго Орджоникидзе». Значение этих работ заключалось не только в том, что из весьма капризного в производстве электрона был построен самолет и при этом изучены технологические характеристики мало известных в то время магниевых сплавов, но и в том, что были получены эксплуатационные характеристики и нового материала и деталей самолета, построенных из электрона. В результате исследовательской работы этой группы по изучению электрона как конструкционного материала в самолетостроении советские конструкторы получили в свое распоряжение проверенные сведения по применению электрона в самолетостроении, а технологи изучили технологические особенности электрона как авиационного материала.

Наряду с работой конструкторских коллективов при научно-исследовательских институтах и заводах велась и ведется большая творческая деятельность в авиационных учебных заведениях с широким участием студентов. Так, например, кроме МАИ и ХАИ, в Казанском авиационном институте (КАИ) еще в 1933—1934 гг. был спроектирован и построен скоростной двухмоторный пассажирский самолет местной линии КАИ-1. На этом самолете разрешено несколько конструкторских проблем: применены элероны-закрылки для увеличения подъемной силы крыла при посадке, оригинально разработаны конструкция капотов звездообразных двигателей и конструкция убирающегося шасси.

Замечательным примером самобытности, оригинальности и смелости советской конструкторской мысли является создание самолетов-штурмовиков.

Первые в мире самолеты-штурмовики (ТШ-1 и ТШ-2) были спроектированы и построены в 1931 г. Д. П. Григоровичем. В этих самолетах были уже воплощены основные тактико-технические требования, предъявляемые к современному штурмовику. Самолет-штурмовик в соответствии со своим назначением должен быть достаточно прочным и живучим, иметь сильное вооружение, надежную защиту экипажа и всех жизненно важных частей самолета. Для этого на самолетах ТШ-1 и ТШ-2 экипаж и силовая установка были заключены в броневой отсек, который одновременно являлся конструкцией передней части фюзеляжа.

Постройка первых самолетов-штурмовиков является знаменательным фактом в истории отечественного самолетостроения. Но самолет, целиком удовлетворяющий сложным требованиям штурмовика, создал известный советский конструктор С. В. Ильюшин, выпустивший знаменитые самолеты-штурмовики. Заслуги С. В. Ильюшина заключаются в том, что он сумел в результате тщательных исследований так определить основные параметры самолета, что его скорость, грузоподъемность и мощность броневой защиты максимально отвечали комплексу требований, предъявляемых к самолету-штурмовику. Созданием оригинальной и выдающейся конструкции самолетов-штурмовиков С. В. Ильюшин поднял уровень советской авиационной техники на более высокий уровень.

Роль советских штурмовиков в Отечественной войне общеизвестна. Следует заметить, что попытки немецких конструкторов создать штурмовик, подобный нашему, окончились явным провалом, и штурмовик С. В. Ильюшина до конца войны оставался единственным в своем роде самолетом, ярким свидетельством высокого уровня нашей авиационной техники. Замечательные истребители были созданы советскими конструкторами А. С. Яковлевым, С. А. Лавочкиным и А. И. Микояном.

Коммунистическая партия задолго до войны воспитала целую плеяду талантливых авиационных конструкторов, поднявших авиационную культуру нашей страны на большую высоту и создавших самолеты, превосходившие по всем показателям лучшие как европейские, так и американские образцы.

Достижения советских самолетостроителей в годы, предшествовавшие Великой Отечественной войне, и во время войны до сих пор живы в памяти. В каждой главе этой книги читатель найдет примеры конструктивных решений, взятые из конструкций С. В. Ильюшина, С. А. Лавочкина, А. И. Микояна и М. М. Гуревича, В. М. Петлякова, П. О. Сухого, А. Н. Туполева, А. С. Яковлева и др. Созданные ими самолеты свидетельствуют о высоком уровне советской авиационной техники и талантливости творцов этой техники.

Техническая революция в авиационной технике, вызванная появлением реактивных двигателей, связана в первую очередь также с именами наших отечественных ученых и конструкторов.

Знаменитый деятель науки Константин Эдуардович Циолковский (1857—1935 гг.), предвидевший, что «за эрой аэропланов винтовых должна следовать эра аэропланов реактивных»..., не только явился основоположником реактивной техники, но и обосновал принципы построения реактивных самолетов.

Выдающийся аэродинамик академик С. А. Чаплыгин в своих теоретических работах смотрел далеко вперед. Только теперь, когда авиация подошла к полету со сверхзвуковой скоростью, можно оценить великое значение его ранних исследований. Еще в самом начале нашего века в работе «О газовых струях» (1903 г.) ученый предвидел, что придет время скоростных самолетов, в основе полета которых будут лежать иные законы. Он доказал, что при больших скоростях полета необходимо учитывать сжимаемость воздуха и первый раскрыл законы аэродинамики больших скоростей. В дальнейшем эти работы С. А. Чаплыгина были развиты его учеником академиком С. А. Христиановичем.

Первые проекты реактивного двигателя и самолета с реактивной силовой установкой были разработаны еще в начале этого века К. Э. Циолковским.

В 1937 г., на три года раньше итальянского самолета Капрони-Кампини «СС-2», совершил первый полет самолет С. П. Королева с жидкостным ракетным двигателем. В 1942 г. проф. В. Ф. Болховитиновым также был спроектирован и построен самолет с жидкостным ракетным двигателем. Важное значение имела работа проф. Б. С. Стечкина по теории воздушно-реактивного двигателя, опубликованная в 1929 г. в журнале «Техника воздушного флота».

С чувством большой гордости можно констатировать, что наши авиационные конструкторы внесли в авиационную технику так много нового, ценного и самобытного, что обеспечили себе ведущее место в самолетостроении, а нашей советской родине — славу сильнейшей авиационной державы.

XIX съезд Коммунистической партии Советского Союза положил в основу своих решений гениальные предначертания И. В. Сталина о путях постепенного перехода от социализма к коммунизму и в своих директивах по пятому пятилетнему плану развития СССР на 1951—1955 гг. определил новый мощный подъем народного хозяйства СССР и дальнейший значительный рост материального благосостояния и культурного уровня народа.

В пятой пятилетке должна значительно расшириться сеть воздушных сообщений, возрастет парк транспортных самолетов за счет новых самолетов, оборудованных новейшими приборами самолетовождения, а также увеличится число аэропортов, оборудованных для круглосуточной работы.

Великие задачи коммунистического строительства в нашей стране предъявляют высокие требования к подготовке инженерных кадров.

В директивах XIX съезда партии по пятому пятилетнему плану развития СССР предусмотрено увеличение к концу пятилетки выпуска специалистов из высших учебных заведений для важнейших отраслей народного хозяйства по сравнению с 1950 г. примерно в два раза.

Непрерывный рост и совершенствование социалистического производства осуществляются в нашей стране на базе высшей техники. Поэтому велика и почетна роль высшей школы, призванной готовить кадры высокообразованных специалистов, преданных Родине и способных создавать и обслуживать эту технику. Большая ответственность в связи с этим возлагается на советскую учебную литературу.

Настоящая книга, в которой систематизирован и обобщен богатейший опыт отечественного самолетостроения, должна помочь воспитанию новых кадров авиаконструкторов, способных создавать самолеты, которые будут летать быстрее, дальше и выше всех самолетов в мире.

ГЛАВА I

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1. ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТОВ

Основными летными показателями самолетов являются *скорость, дальность* и *высота* (потолок) полета. Наряду с этими показателями существенное значение в зависимости от назначения самолета имеют его скороподъемность, грузоподъемность и маневренность. Этими показателями не исчерпываются все летные характеристики самолетов, но они являются важнейшими.

Максимальная скорость или наибольшая установившаяся скорость горизонтального полета при полной мощности силовой установки является одним из основных показателей, по которому оценивают качество самолета, ибо скорость есть главное преимущество авиации как в мирной, так и в военной обстановке.

Дальность полета или наибольшее расстояние, которое самолет может пролететь без пополнения запасов топлива и масла, для многих типов самолетов имеет исключительно важное значение.

Потолок самолета — это предельная высота, на которую данный самолет может подняться и на которой он может еще совершать горизонтальный полет. Высотность самолета, т. е. его способность летать на больших высотах, является важным качеством самолета, особенно военного.

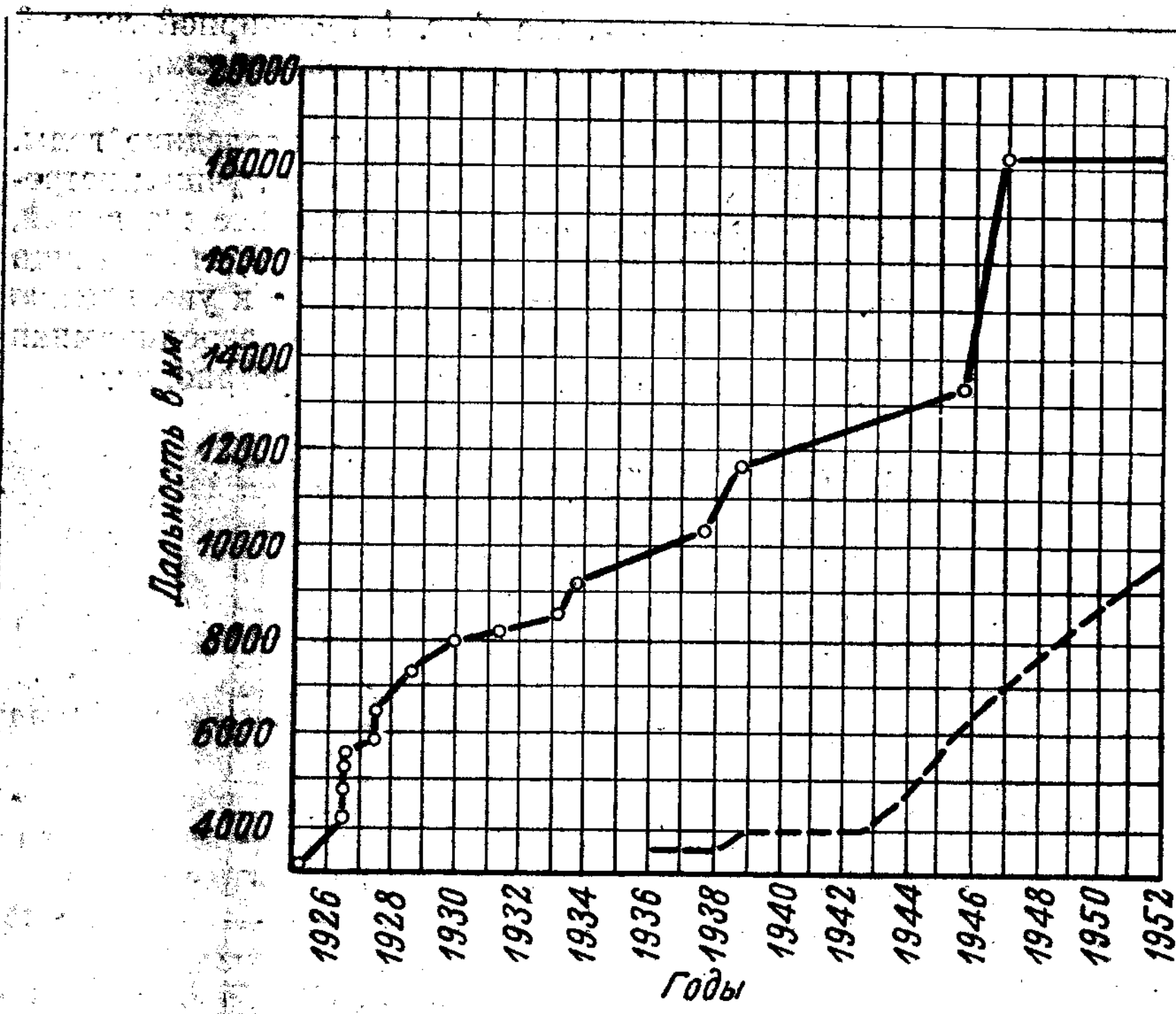
Летные характеристики современных самолетов достаточно высоки, вследствие чего военная авиация является теперь мощным родом оружия, а гражданская авиация прочно вошла в народное хозяйство среди других видов транспорта.

Мировые рекорды

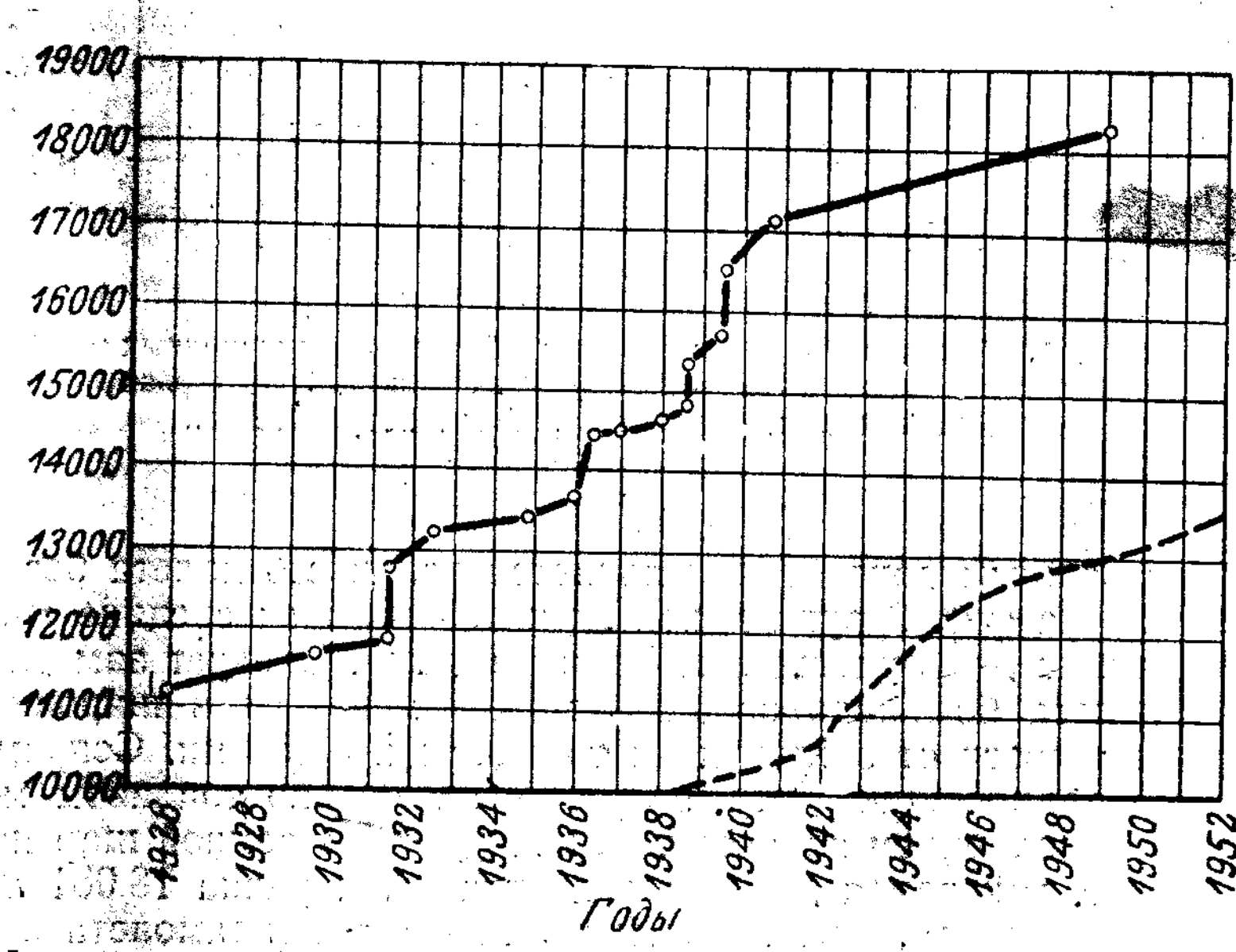
Весьма интересно проследить эволюцию летных качеств у рекордных и серийных самолетов. Сопоставление этих качеств для основных типов самолетов за достаточно большой промежуток времени позволяет выявить тенденции и пути развития каждого типа и наметить некоторый прогноз на ближайшее будущее.

На фиг. 1 показаны рекорды скорости по годам. Рекорды скорости полета, начиная с 1945 г., устанавливаются на самолетах с реактивными силовыми установками. Рекордная скорость полета 1079,87 *км/час* была достигнута в 1948 г.

Известно, что главным требованием, предъявляемым к истребителю, является большая скорость. Этот тип самолета и развивался под влия-



Фиг. 2. Рекорды дальности по прямой на сухопутных самолетах (без нагрузки). Пунктирная линия относится к лучшим серийным бомбардировщикам.



Фиг. 3. Рекорды высоты на сухопутных самолетах (без нагрузки). Пунктирная линия относится к серийным истребителям.

гателей на самолете позволит намного превысить существующий рекорд высоты.

Полет на больших высотах особенно необходим для истребителей и бомбардировщиков.

2. КЛАССИФИКАЦИЯ САМОЛЕТОВ ПО НАЗНАЧЕНИЮ

Основным признаком, по которому следует классифицировать самолеты, является их назначение, так как именно назначение самолета определяет его характеристики, размеры, общую компоновку и оборудование.

В процессе развития самолетостроения установилось два основных направления: военные самолеты, предназначенные для различных видов боевого использования, и гражданские самолеты, призванные обслуживать мирные нужды.

Чем шире становился круг использования военных и гражданских самолетов, тем очевиднее выявлялась необходимость их специализации.

Военные самолеты

Современные военные самолеты, несмотря на большое разнообразие боевых задач, стоящих перед ними, можно разделить на следующие основные типы: истребители, штурмовики, бомбардировщики и так называемые многоцелевые самолеты, используемые в зависимости от обстановки по различным назначениям.

Истребители. Основное назначение истребителей — поиск и уничтожение вражеских самолетов в воздухе; они не должны допускать нападения с воздуха на свои наземные войска, коммуникации, промышленные предприятия, населенные пункты, должны обеспечивать охрану своих военно-воздушных сил при выполнении боевых задач и при базировании на аэродромах. Так как истребитель предназначен для воздушного боя, то он должен обладать возможно большими горизонтальной и вертикальной скоростями, большим потолком, высокой маневренностью, очень большой прочностью и живучестью. Кроме того, истребитель должен иметь возможно более мощное вооружение (пушки).

По роду боевой работы, определяющей конструкцию самолета, современные истребители можно разделить на следующие типы: *фронтовой* — для завоевания господства в воздухе (до высот 4 000—6 000 *м*) над полем боя и в тактической глубине обороны, *сопровождения* — с радиусом действия около 1500—2000 *км* и на высотах более 10 000 *м* для охраны своих бомбардировщиков и для рейдов на оперативную глубину территории противника; *перехватчик средних высот* — для перехвата и уничтожения бомбардировщиков противника и его истребителей сопровождения; *перехватчик больших* и *очень больших высот* — для уничтожения высотных бомбардировщиков и самолетов-снарядов противника.

Каждый из этих типов истребителей имеет специфические особенности. Так, например, для истребителя-перехватчика наряду с большой горизонтальной скоростью обязательна очень большая вертикальная скорость (скороподъемность), для истребителя сопровождения — достаточная дальность, а для фронтового истребителя — возможно более высокая маневренность.

Горизонтальная скорость является основным летным качеством истребителей, необходимым для того, чтобы можно было догнать про-

тивника и навязать ему бой. Высокая маневренность дает возможность истребителю занять выгодную для атаки позицию.

Скорости и дистанции воздушного боя в современных условиях требуют применения на истребителях артиллерийского оружия больших калибров и большой мощности, реактивного оружия и специальных средств прицеливания и наводки оружия на цель. Для безопасности летчика в воздушном бою и повышения живучести самолета на истребителях устанавливают броневую защиту летчика и наиболее важных и уязвимых элементов конструкции.

Современный истребитель представляет собой небольшой очень прочный самолет с весьма мощным двигателем, сильно вооруженный и бронированный. При небольших размерах истребитель насыщен разнообразным оборудованием.

Штурмовики предназначены для нападения с воздуха на войска, огневые средства (артиллерия, танки), укрепленные точки, расположенные в зоне передовых позиций, и т. д.

Для штурмовиков характерным является полет на малых высотах, и для них важно иметь большую скорость у земли (на бреющем полете). В соответствии со своим назначением штурмовик должен быть достаточно прочным и живучим, иметь сильное вооружение и хорошее бронирование экипажа и всех жизненных частей самолета.

Для штурмовика обзор играет не меньшую, а пожалуй, даже большую роль, чем для истребителя, так как ему приходится отыскивать сравнительно мелкие и замаскированные цели и в то же время вести наблюдение за воздухом.

Бомбардировщики служат для разрушения в тылу противника коммуникаций, сооружений, имеющих военное и политическое значение, и для бомбардировки с воздуха воинских соединений и их укреплений. Различают бомбардировщики легкие (ближнего действия), средние и тяжелые (дальнего действия).

Бомбардировщики легкие (ближнего действия) предназначены для действий по войскам и войсковым тылам противника на расстояниях до 500—600 *км* за линией фронта. Так как в этой зоне обычно оперируют сильные заслоны неприятельских истребителей, и она насыщена мощной зенитной артиллерией, то легкие бомбардировщики при достаточной грузоподъемности должны обладать данными, позволяющими им успешно избегать поражений от огня зенитной артиллерии и уходить от боя с истребителями, а в случае необходимости и выдержать такой бой, т. е. иметь большую горизонтальную скорость, приближающуюся к скорости истребителей, высокий потолок, сильное оборонительное вооружение и надежную броневую защиту.

В последние 10—15 лет для повышения точности бомбометания стали применять сбрасывание бомб с пикирования, и в связи с этим появились так называемые *пикирующие бомбардировщики.*

Средние бомбардировщики являются наиболее распространенным типом бомбардировщиков; они обычно несут около 1500 *кг* бомб.

Летные данные средних бомбардировщиков достаточно высоки, а сильное стрелково-пушечное вооружение дает им возможность эффективно обороняться от истребителей противника. Этот тип бомбардировщиков часто приспосабливают к бомбометанию с пикирования.

К группе средних бомбардировщиков относятся и самолеты-торпедоносцы, несущие торпеды и предназначенные для действий против кораб-

лей. Иногда для действий на морском театре войны строятся средние бомбардировщики — летающие лодки.

Тяжелые или дальние бомбардировщики предназначены для нападения на важнейшие военные объекты, политические и экономические центры, расположенные в глубоком тылу противника на расстоянии 2000 *км* и больше от фронта или границы.

В соответствии с таким назначением эти бомбардировщики должны обладать большой грузоподъемностью, что и определяет их размеры.

Дальность полета тяжелого бомбардировщика не позволяет истребителям охранять его на всем маршруте полета, и поэтому он должен иметь сильное оборонительное вооружение, дающее сферический или почти сферический обстрел.

Максимальная скорость тяжелых бомбардировщиков должна быть большой для того, чтобы, во-первых, сократить время пребывания их над вражеской территорией и, во-вторых, затруднить истребителям перехват бомбардировщика при полете к цели и обратно. Для полета на больших высотах современные дальние бомбардировщики оборудуются герметическими кабинами.

Особую группу тяжелых бомбардировщиков составляют тяжелые летающие лодки, предназначенные для действий против вражеских флотов, морских баз и коммуникаций.

Многоцелевые самолеты. Само название показывает, что эти самолеты могут быть использованы с различными целями. Наиболее часто их используют для сопровождения бомбардировщиков в качестве многоместных истребителей, для самостоятельных бомбардировочных действий, для штурмовых действий и для разведки. Иногда такие самолеты называют воздушными крейсерами или истребителями-бомбардировщиками.

Гражданские самолеты

Основное назначение гражданских самолетов — перевозка пассажиров, почты и грузов. Гражданские самолеты делятся на следующие основные типы и группы: почтово-пассажирские, грузовые, спортивные, учебные, санитарные и самолеты специального назначения, применяемые в народном хозяйстве.

Почтово-пассажирские самолеты в зависимости от их грузоподъемности и дальности полета делятся (применительно к условиям Советского Союза) на следующие типы:

1. Четырехмоторные самолеты с полетным весом от 50 *т* и выше и дальностью полета 3000—5000 *км*. Эти самолеты связывают Москву с Сибирью, среднеазиатскими республиками, со средиземно-морскими странами и с Англией.

2. Двухмоторные самолеты с полетным весом до 30 *т* и дальностью полета до 2000—3000 *км*. На этих самолетах поддерживается сообщение Москвы с Уралом, Заволжьем и Кавказом, с Балканскими странами, а также со странами центральной Европы.

3. Двухмоторные самолеты с полетным весом до 15—20 *т* и дальностью полета до 800—1500 *км*. Эти самолеты обслуживают республиканские линии.

4. Одно- и двухмоторные небольшие самолеты, предназначенные для внутриреспубликанских и областных линий.

Грузовые самолеты, предназначенные для перевозки различных грузов, должны иметь большую грузоподъемность, высокую эко-

номичность и быть пригодными к эксплуатации в сложных метеорологических условиях.

Почтово-пассажирские и грузовые самолеты являются мощным резервом военно-воздушных сил: их используют для переброски десантов, для перевозки больных и раненых, для военно-транспортных нужд и пр.

Учебные самолеты служат для обучения в летных школах военной и гражданской авиации. Различают учебные самолеты *первоначального обучения* и *переходные,* служащие для постепенного перехода ученика-летчика с самолета первоначального обучения на самолеты, эксплуатируемые в военной и гражданской авиации.

Самолеты специального назначения для народного хозяйства получили широкое применение в СССР. Они подразделяются на множество видов: *сельскохозяйственные самолеты,* используемые для борьбы с вредителями полей и садов, охраны лесов от пожаров; *самолеты* для разведки ледовой, для разведки в рыболовецких экспедициях, для *связи* с экспедициями, для *аэрофотосъемочных работ* и исследования атмосферы и пр.

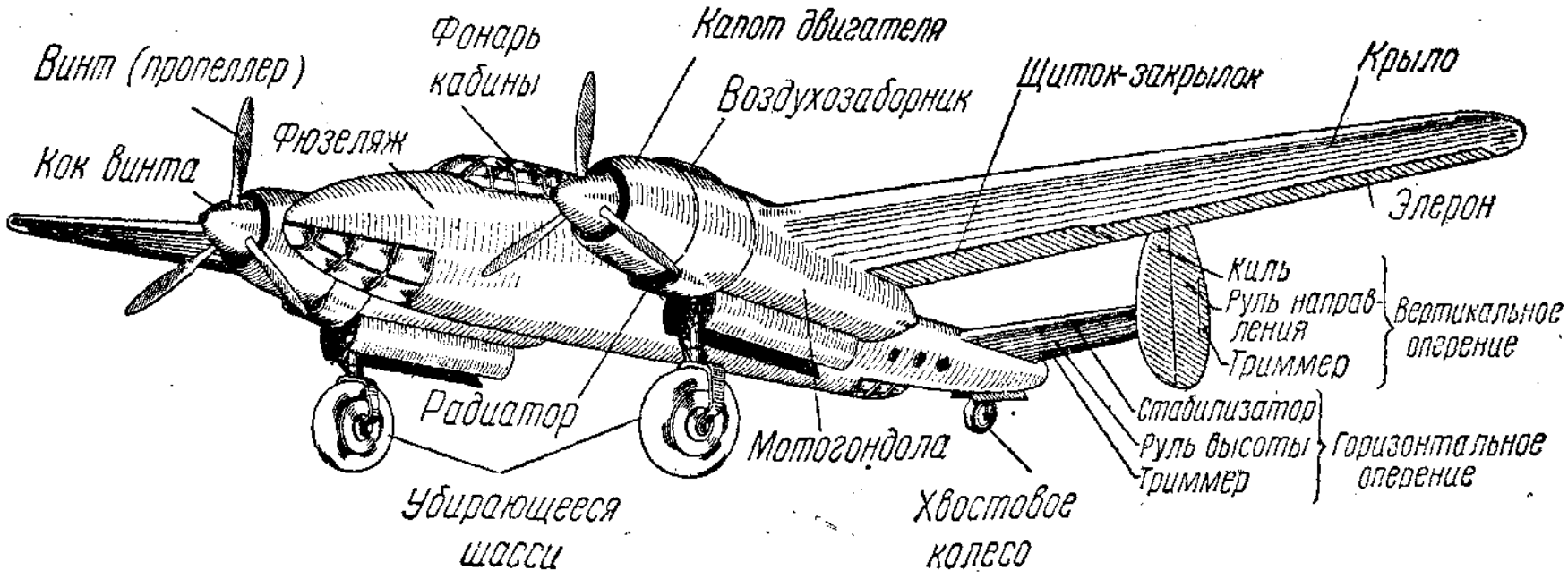
Рекордные и экспериментальные самолеты служат для достижения рекордных показателей или для особых исследований. Можно построить самолет, который будет удовлетворять одному какому-либо требованию в ущерб всем остальным, например, требованию максимальной скорости полета, наибольшей высоты полета, наибольшей дальности и т. д. Такие самолеты и называют рекордными. Методы и средства, при помощи которых достигнуты рекордные показатели, используются в дальнейшем при конструировании обычных самолетов, и, таким образом, постройка рекордных самолетов способствует повышению летных характеристик всех самолетов.

Экспериментальные самолеты обычно строят для исследования новых схем, новых конструкций и для изучения различных проблем аэродинамики самолета.

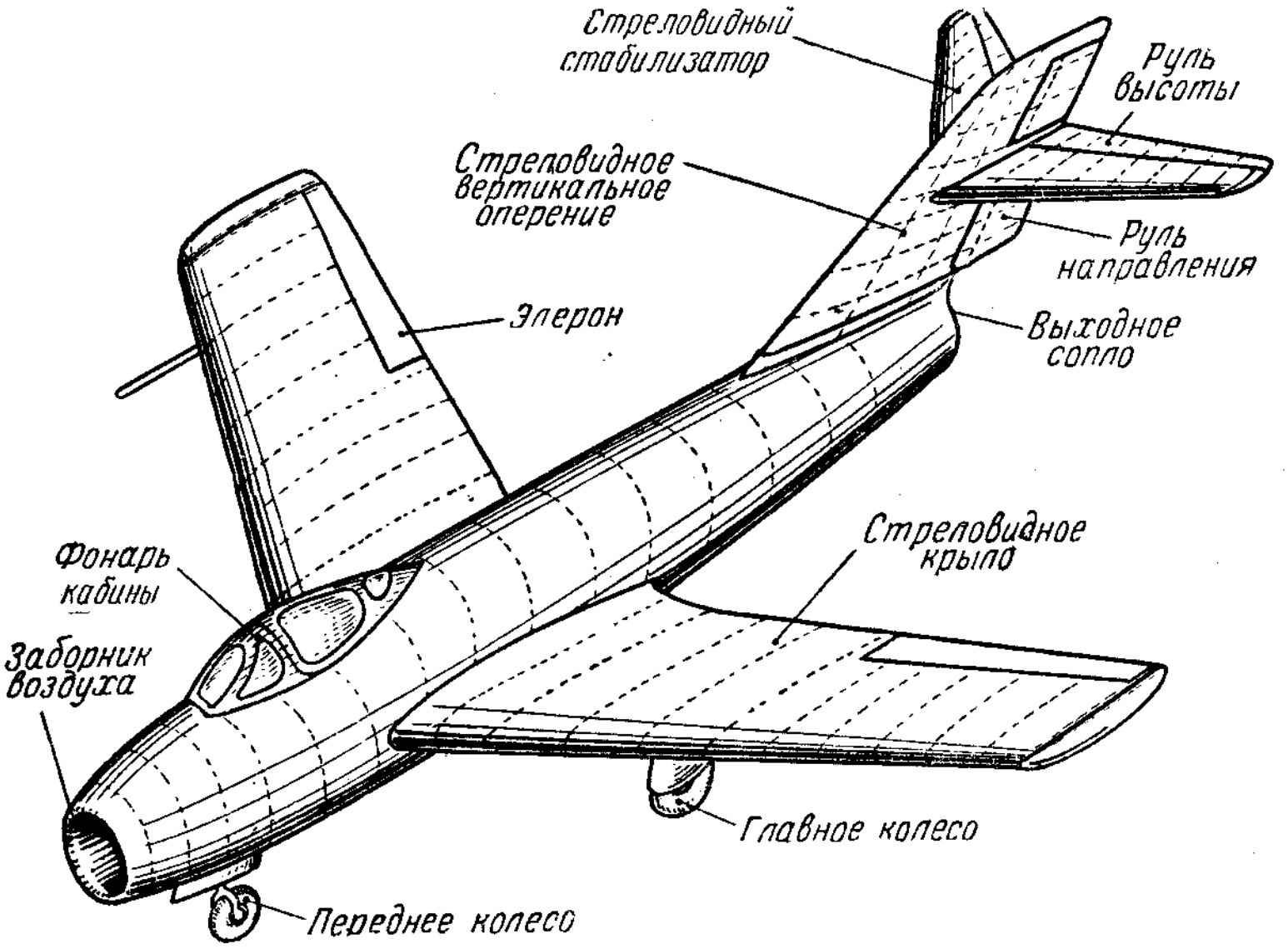
3. СХЕМЫ САМОЛЕТОВ

Основные части самолета и их назначение

Самолеты состоят из следующих основных частей: крыла, силовой установки, фюзеляжа, органов управления и устойчивости и шасси. В различных самолетах количество названных частей может быть различным, но в любом нормальном самолете имеются эти части, каждая из которых выполняет свои специфические функции.

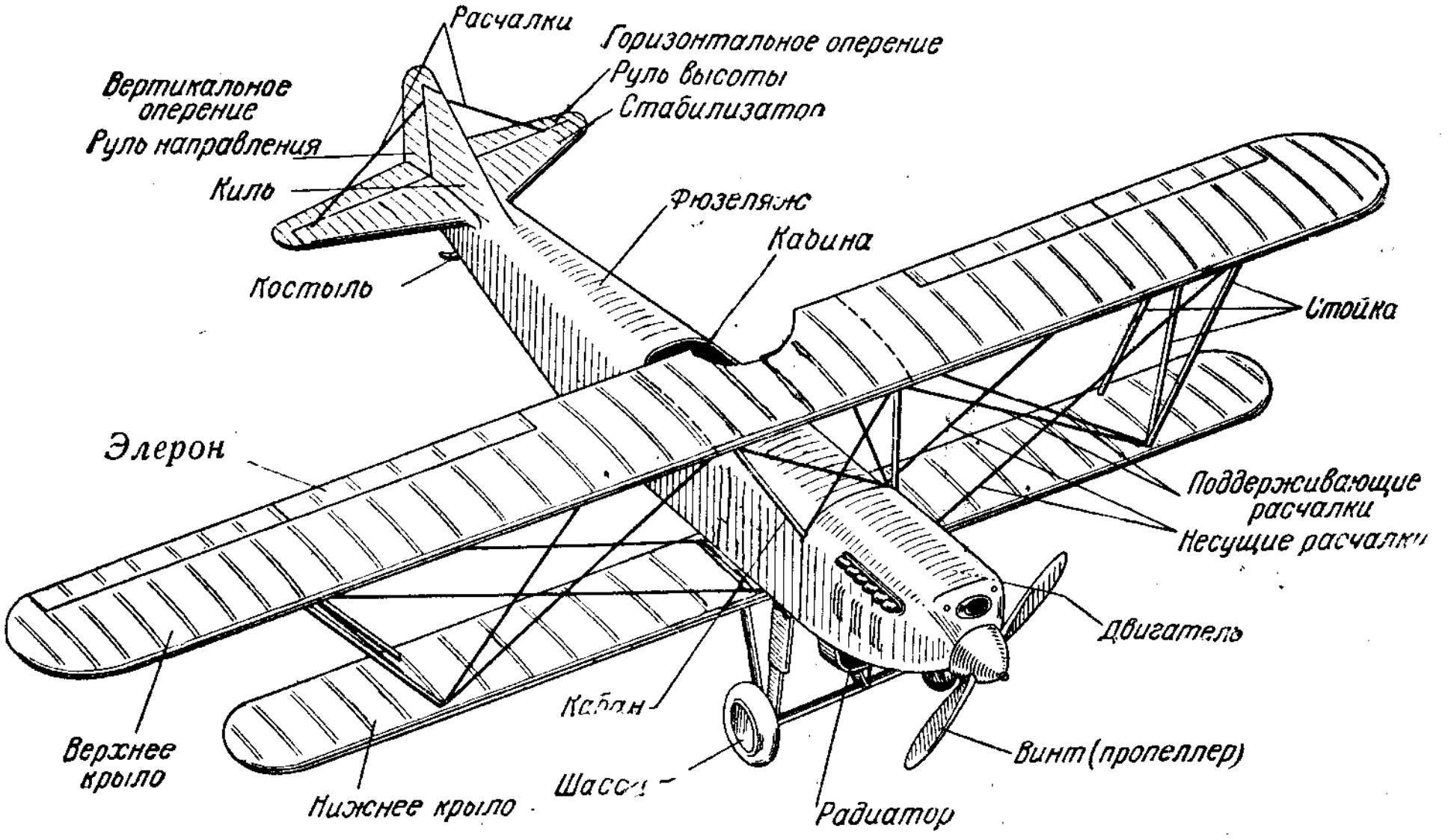


Фиг. 4. Схема моноплана (с двумя поршневыми двигателями).



Фиг. 5. Схема моноплана (с реактивным двигателем).

Крылья являются основной частью самолета; они служат для создания подъемной силы во время движения и, следовательно, поддерживают самолет в воздухе. Самолеты, имеющие одно крыло, называются *монопланами* (фиг. 4 и 5), имеющие два крыла — *бипланами* (фиг. 6).



Фиг. 6. Схема биплана.

Фюзеляж или корпус самолета служит для размещения экипажа, пассажиров, грузов, двигателя (в одномоторных и иногда в двухмоторных самолетах) и для соединения основных частей (крыльев, оперения и пр.) в одно целое. При достаточно больших размерах самолета, когда размеры крыла позволяют разместить в нем кабины, грузовые помещения и обо-

САМОЛЕТ

Средства получения устойчивости

- Самоустойчивое крыло
- Утка оперение спереди
- Нормальное оперение сзади

Взлетно-посадочные устройства

- Гидросамолет
- Амфибия
- Сухопутн. самолет

МОНОПЛАН

- Летающее крыло
- Бесхвостый
- Однохвостый
  - Двухфюзеляжный
  - Двухбалочный
- Двухвостый

БИПЛАН

- Нормальный
- Полутораплан
- Обратный полутораплан
- Тандем

Взлетно-посадочные устройства

- Лодочный
  - Однолодочный
  - Двухлодочный
- Поплавковый
  - Однопоплавковый
  - Двухпоплавковый

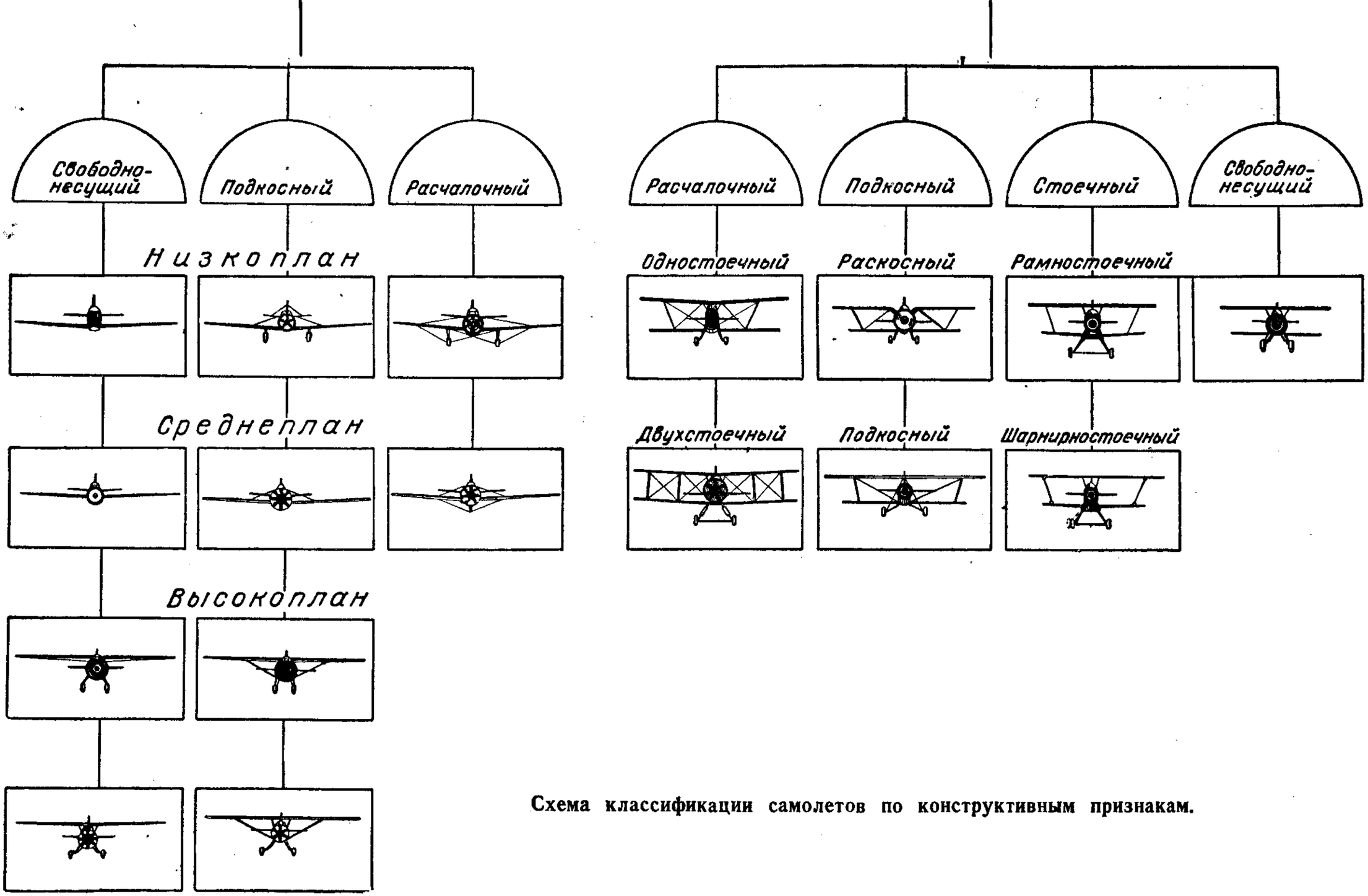
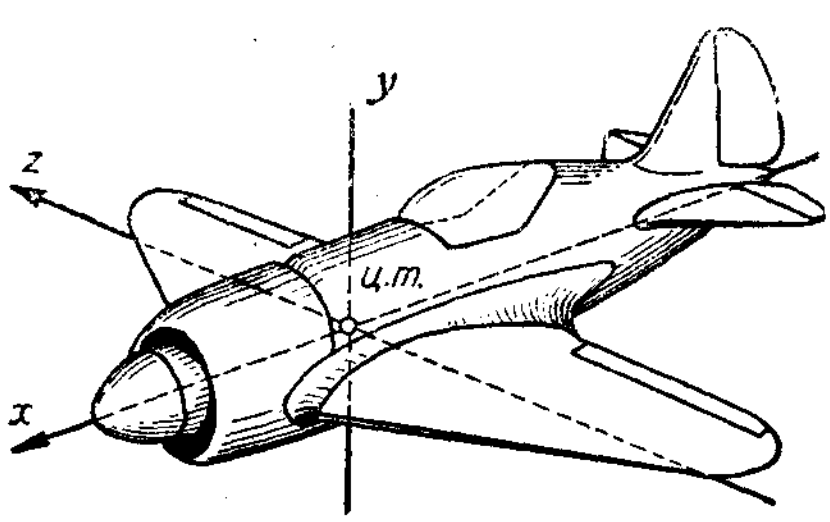


Схема классификации самолетов по конструктивным признакам.

рудование, надобность в фюзеляже отпадает. Схемы самолетов по признаку фюзеляжа бывают (см. схему классификации самолетов, стр 26—27) однофюзеляжные, двухфюзеляжные, двухбалочные, бесфюзеляжные.

Органы устойчивости и управляемости. Органы устойчивости служат для *сохранения* режима полета, а органы управляемости — для *изменения* режима полета. Самолет должен быть устойчив и управляем относительно трех взаимно перпендикулярных осей, проходящих через его центр тяжести (фиг. 7). Соответственно этому самолет имеет горизонтальное оперение, вертикальное оперение и элероны (см. фиг. 4, 5 и 6). Горизонтальное оперение в свою очередь состоит из неподвижной или ограниченно подвижной части — *стабилизатора* и подвижной — *руля высоты*. Вертикальное оперение состоит из неподвижной части — киля и подвижной — *руля направления*. Расположение оперения (горизонтального и вертикального) на самолете может быть различным.



Фиг. 7. Оси координат.

Шасси служат самолету для разбега при взлете и пробега при посадке, а также для передвижения по аэродрому.

Самолеты, предназначенные для работы с сухопутных аэродромов, имеют обычно колесные шасси. Самолеты, несущие службу на морях, реках и озерах (*гидросамолеты*), имеют корпус в виде лодки. Иногда сухопутные самолеты превращают в гидросамолеты, устанавливая их на поплавки. Наконец, самолеты, совершающие взлет и посадку как на сухопутных, так и на водных аэродромах, так называемые *амфибии*, имеют лодку и колесное шасси.

Силовая установка служит для создания тяги. При поршневом или турбовинтовом двигателе на носок вала устанавливается воздушный винт (пропеллер) для преобразования крутящего момента двигателя в тягу. При реактивном двигателе тяга получается как реакция отбрасывания двигателем назад газов.

Монопланы

Схемы самолетов-монопланов встречались еще в начале развития самолетостроения. Первый в мире самолет Можайского, как известно, был монопланом. При малых скоростях полета монопланы со свободнонесущими крыльями уступали бипланам главным образом в весе крыла и технологии его изготовления. По мере увеличения скорости полета, а также применения новых материалов и более усовершенствованных конструктивно-силовых схем крыльев преимущества моноплана по сравнению с бипланом становились все более очевидными. Самолеты-монопланы к 1930—1935 гг. уже получили преимущественное распространение, а самолеты-бипланы остались лишь в тихоходной учебной, сельскохозяйственной и промысловой авиации.

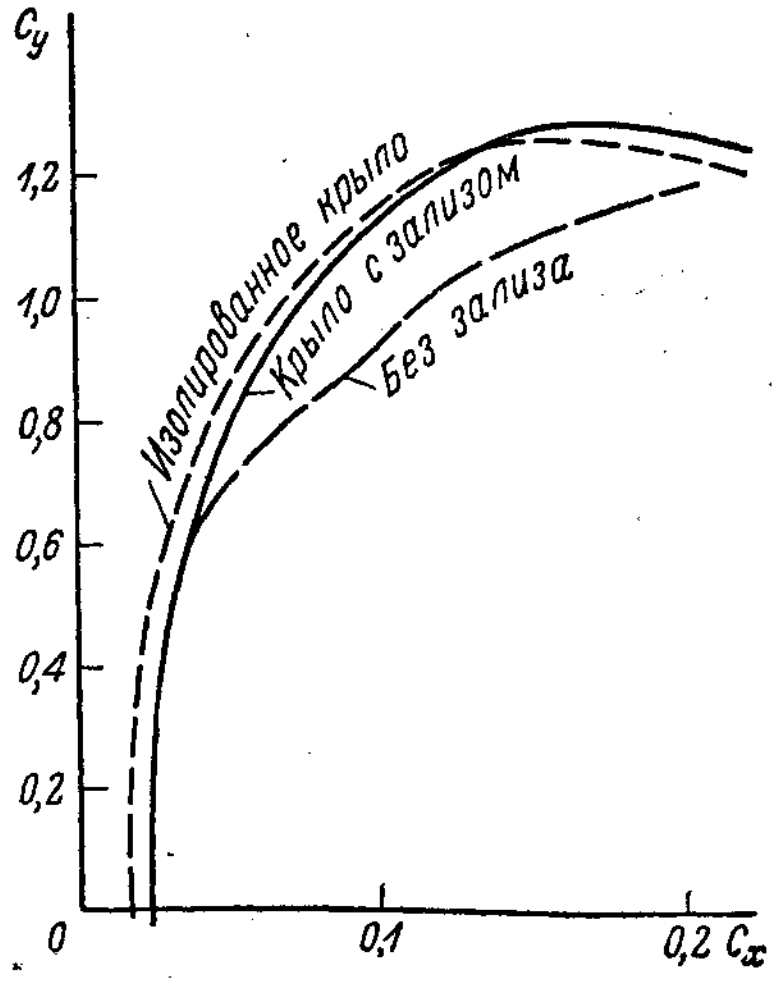
В настоящее время эта схема моноплана является господствующей для самолетов всех типов.

Расположение крыла относительно фюзеляжа по высоте в современных монопланах является признаком, по которому такие монопланы принято делить на три группы (см. схему на стр. 26—27).

Низкоплан — самолет с нижним расположением крыла относительно фюзеляжа.

С аэродинамической точки зрения низкоплан не представляет собой наивыгоднейшей схемы, так как суммарное сопротивление крыла и фюзеляжа не равно сумме сопротивлений изолированных крыла и фюзеляжа, а почти всегда больше. Дополнительное сопротивление, возникающее вследствие взаимодействия местных скоростей при обтекании крыла и фюзеляжа в зоне их стыка, называется сопротивлением *интерференции.* Интерференция нежелательна во всех случаях, а тем более для скоростных самолетов, так как, кроме увеличения лобового сопротивления, она на больших скоростях полета может привести к преждевременному возникновению волнового кризиса.

Существует ряд конструктивных мероприятий, при помощи которых можно уменьшить интерференцию. Основными из них являются: а) положение крыла относительно фюзеляжа по высоте и б) применение так называемых *зализов,* обеспечивающих плавный переход от крыла к фюзеляжу с постепенно увеличивающимся к задней кромке крыла радиусом закругления (см. фиг. 7). Интерференция становится минимальной, когда между сопрягаемыми поверхностями крыла и фюзеляжа отсутствуют острые углы. При низкопланной схеме самолета это достигается установкой зализов (формы и размеры зализов рассматриваются в курсе «Аэродинамика самолета»). Следует помнить, что зализ только уменьшает дополнительное сопротивление, но полностью его не устраняет (фиг. 8).



Фиг. 8. Влияние зализа на лобовое сопротивление.

Нижнее расположение крыла наименее выгодно по интерференции, но несмотря на это, большинство истребителей 1935—1945 гг. строились низкопланами. Это объясняется тем, что при скоростях, хотя и значительных, но еще достаточно далеких от скорости звука, отдавалось предпочтение компоновочным и тактическим преимуществам.

Основные преимущества низкопланной схемы самолета заключаются в следующем:

1. Так как крыло расположено близко от поверхности земли, то эффект приращения подъемной силы при посадке (влияние земли) будет наибольшим. Кроме того, можно увеличить эффективность механизации крыла, используя для механизации всю подфюзеляжную часть крыла. Благоприятное влияние земли при посадке и сильная механизация крыла обеспечивают низкоплану при прочих равных условиях меньшую посадочную скорость по сравнению с другими схемами.

2. Шасси получается невысоким и, следовательно, более легким и проще убирающимся.

3. У низкоплана проще обеспечить превышение горизонтального оперения по отношению к крылу.

4. Меньшая опасность для экипажа и пассажиров при аварийной посадке, так как при низкопланной схеме разрушается прежде всего

крыло. Кроме того, низкое расположение центра тяжести значительно снижает возможность капотирования самолета.

5. Удобство обслуживания двигателя на стоянке вследствие его низкого расположения (в случае расположения двигателей на крыле), удобство разборки, сборки, заправки и осмотра самолета.

6. Хороший обзор верхней и передней полусфер.

В то же время низкопланной схеме свойственны и недостатки, к которым относятся:

1. В пассажирском самолете обзор нижней полусферы с большинства мест плохой (затенен крылом).

2. В бомбардировщике размещение бомб в фюзеляже возможно только между лонжеронами, что ограничивает калибр бомб. Размещение же бомб перед крылом или за ним влечет большое перемещение центра тяжести самолета при сбрасывании или только передних или только задних бомб.

3. Крыло большого размаха при его низком расположении во время посадки может даже при небольшом крене удариться концом о землю.

Среднеплан — самолет, у которого крыло расположено приблизительно на середине высоты фюзеляжа. Эта схема самолета стала типичной для истребителей и бомбардировщиков с реактивными силовыми установками. Преимущества среднеплана следующие:

1. При среднем расположении крыльев потери на интерференцию минимальны, особенно на больших скоростях полета, и это является основным достоинством среднеплана.

2. При расположении двигателей в крыле на многомоторных самолетах сравнительно просто осуществлять уборку шасси в мотогондолы.

3. Внутри фюзеляжа под крылом удобно размещать отсеки для бомб большого калибра.

Для скоростных самолетов (истребителей) эта схема выгодна при применении крыла малой относительной толщины и при уборке шасси в фюзеляж (что уже осуществлено на некоторых самолетах).

К недостаткам рассматриваемой схемы следует отнести:

1. Ухудшение обзора назад из кабины летчика в одномоторных схемах по сравнению с низкопланом.

2. Затруднение расположения пассажирских кабин в средней части фюзеляжа во всех самолетах, за исключением очень больших.

Высокоплан — самолет, у которого крылья примыкают непосредственно к верхней части фюзеляжа. Иногда крылья располагают не на самом фюзеляже, а несколько выше его на специальных креплениях. Последнюю схему из-за свойственных ей крупных недостатков в настоящее время применяют редко.

При схеме высокоплана интерференция между крылом и фюзеляжем получается незначительной. Высокопланы обладают следующими преимуществами:

1. Очень хороший обзор нижней полусферы, что способствует применению этой схемы для пассажирских самолетов.

2. Размещение внутри фюзеляжа бомб крупных калибров независимо от конструктивной схемы крыла.

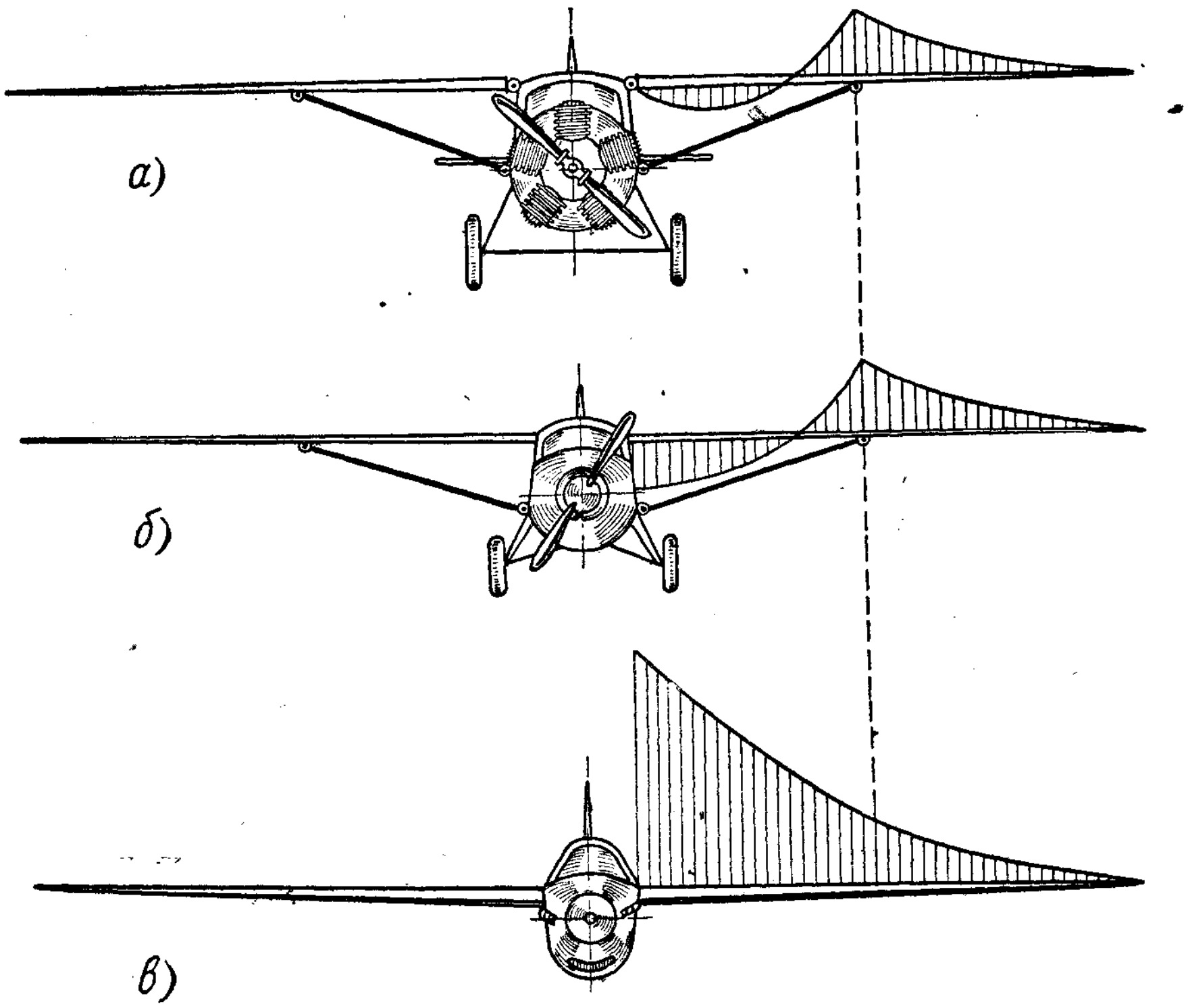
Наряду с этими достоинствами высокопланная схема имеет и серьезные недостатки:

1. Трудность уборки шасси в крыло, особенно в одномоторных самолетах (конструкция шасси при креплении его к крылу получается тяжелой).

2. Необходимость значительного усиления низа фюзеляжа для безопасности экипажа и пассажиров в случае поломки шасси, что также утяжеляет конструкцию.

3. Увеличение высоты фюзеляжа при верхнем расположении крыла у пассажирских самолетов увеличивает его мидель.

4. Неудобство обслуживания двигателей при стоянке самолета, а также заливки топлива в крыльевые баки и сложность сборки и разборки самолета.



Фиг. 9. Эпюры изгибающих моментов в подкосном крыле и в свободнонесущем:

а — с шарнирными креплениями крыла к фюзеляжу и с подкосом; *б* — с защемлением крыла у фюзеляжа и с подкосом; *в* — с защемлением крыла у фюзеляжа (свободнонесущее крыло).

5. Значительные конструктивные трудности расположения горизонтального оперения выше крыла.

Крыло каждой из рассмотренных схем может быть выполнено с расчалками и подкосами или без них. По этому признаку самолеты разделяются на свободнонесущие расчалочные и подкосные (см. схему на стр. 26—27).

Свободнонесущее крыло можно рассматривать как консольную балку, крыло подкосное или расчалочное — как балку на двух опорах с консолью.

На фиг. 9 показаны примерные эпюры изгибающих моментов свободнонесущего и подкосного крыльев монопланов. Как видно, наибольшие (расчетные) изгибающие моменты при одинаковых размерах и на-

грузках крыла в подкосном крыле в несколько раз меньше, чем в свободнонесущем.

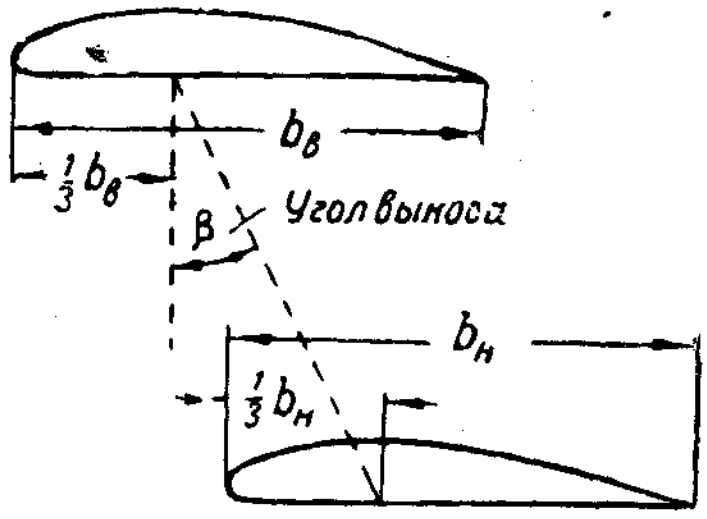
Таким образом, подкос значительно уменьшает изгибающий момент в корневой части крыла, но загружает крыло сжимающими продольными силами.

Расчеты и опыт показывают, что подкосное крыло можно сделать тоньше и легче, чем свободнонесущее, но подкос всегда создает добавочное лобовое сопротивление. При современных способах конструирования крыльев можно и свободнонесущее крыло (подробнее см. гл. II) делать достаточно тонким и выгодным аэродинамически. Вследствие своих аэродинамических преимуществ свободнонесущая схема широко применяется в настоящее время, хотя небольшие и тихоходные самолеты, особенно высокопланы, иногда строят и подкосными.

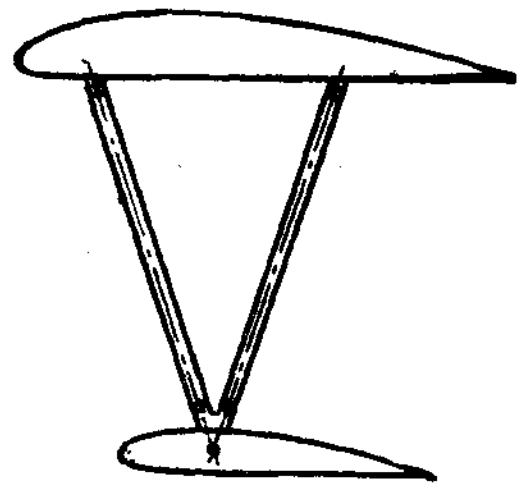
Бипланы

В зависимости от отношения размаха верхнего крыла к размаху нижнего, а также взаимного расположения крыльев бипланы подразделяются на три основных типа: нормальный биплан, полутораплан, тандем (см. схему на стр. 26—27).

Нормальным бипланом называется самолет, у которого размах верхнего и нижнего крыльев одинаков. Такие бипланы строились в первый период развития авиации.



Фиг. 10. Угол выноса коробки биплана.



Фиг. 11. Коробка крыльев полутораплана.

Полутораплапланом стали называть биплан с уменьшенными площадью и размахом нижнего крыла. В бипланах более поздних конструкций верхнее крыло было выдвинуто относительно нижнего вперед. Такое смещение называется *выносом крыла* и определяется *углом выноса* β (фиг. 10). Вынос уменьшает вредное аэродинамическое влияние крыльев одно на другое и облегчает получение необходимой центровки и хорошего обзора.

Для достаточной прочности и жесткости при малом весе верхнее и нижнее крылья биплана соединяют стойками (фиг. 11) и лентами-расчалками (см. фиг. 6), при помощи которых образуется так называемая «коробка крыльев». Число стоек зависит от размаха крыльев. Техническое совершенствование рассматриваемой схемы самолетов заключалось в постепенном переходе от многостоечных бипланов к одностоечным полуторапланам.

Так как лобовое сопротивление биплана даже со свободнонесущими крыльями значительно выше сопротивления свободнонесущего моноплана, то в современной скоростной авиации бипланная схема не применяется.

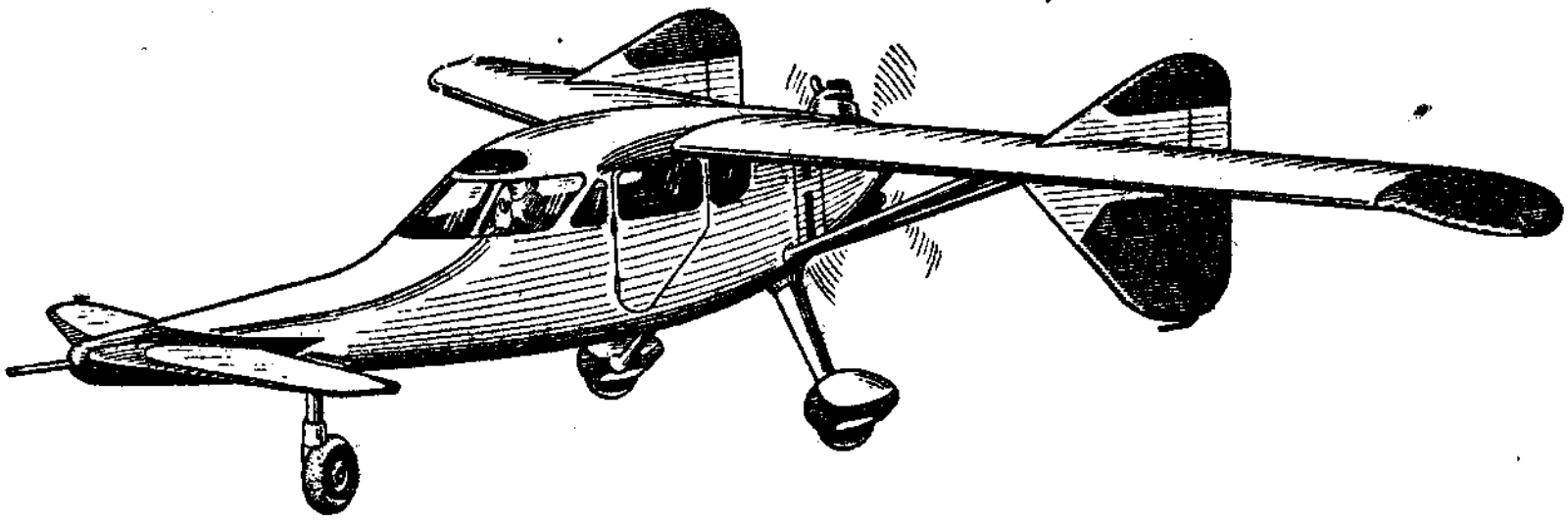
Прочие схемы самолетов

Самолеты типов «утка» и «бесхвостые» (см. схему на стр. 26—27) хотя не имеют широкого применения, но из-за их значительных преимуществ все время привлекают внимание конструкторов.

Схема «утка» была применена еще в начале этого века на самолетах братьев Райт и русского конструктора А. В. Шиукова («Канар» 1912 г.). Ее особенность заключается в расположении горизонтального оперения перед крылом (фиг. 12). Схема «утка» обладает определенными преимуществами:

1. Влияние крыла на горизонтальное оперение весьма незначительно.

2. Горизонтальное оперение создает подъемную силу, и, таким образом, несущими поверхностями у самолета «утка» являются не только крыло, но и горизонтальное оперение.



Фиг. 12. Самолет «утка» конструктора А. И. Микояна.

(У самолета нормальной схемы горизонтальное оперение обычно имеет отрицательную подъемную силу, уменьшающую подъемную силу крыла, особенно на посадке, а следовательно, при прочих равных условиях посадочная скорость у самолета «утка» будет несколько меньше, чем у самолета нормальной схемы.)

3. При достижении больших углов атаки срыв потока у горизонтального оперения автоматически переводит самолет на малые углы атаки, что уменьшает опасность перехода самолета в закритическую область и срыва в штопор.

4. Удлиненная передняя часть фюзеляжа упрощает применение шасси с передним колесом.

5. Установка реактивных двигателей или поршневых с толкающими винтами не встречает особых затруднений.

К недостаткам самолета «утка» следует отнести:

1. Дестабилизирующее действие носовой части фюзеляжа и малое плечо вертикального оперения (до центра тяжести самолета), что снижает путевую устойчивость самолета.

2. Более узкие пределы допустимой центровки, затрудняющие компоновку самолета.

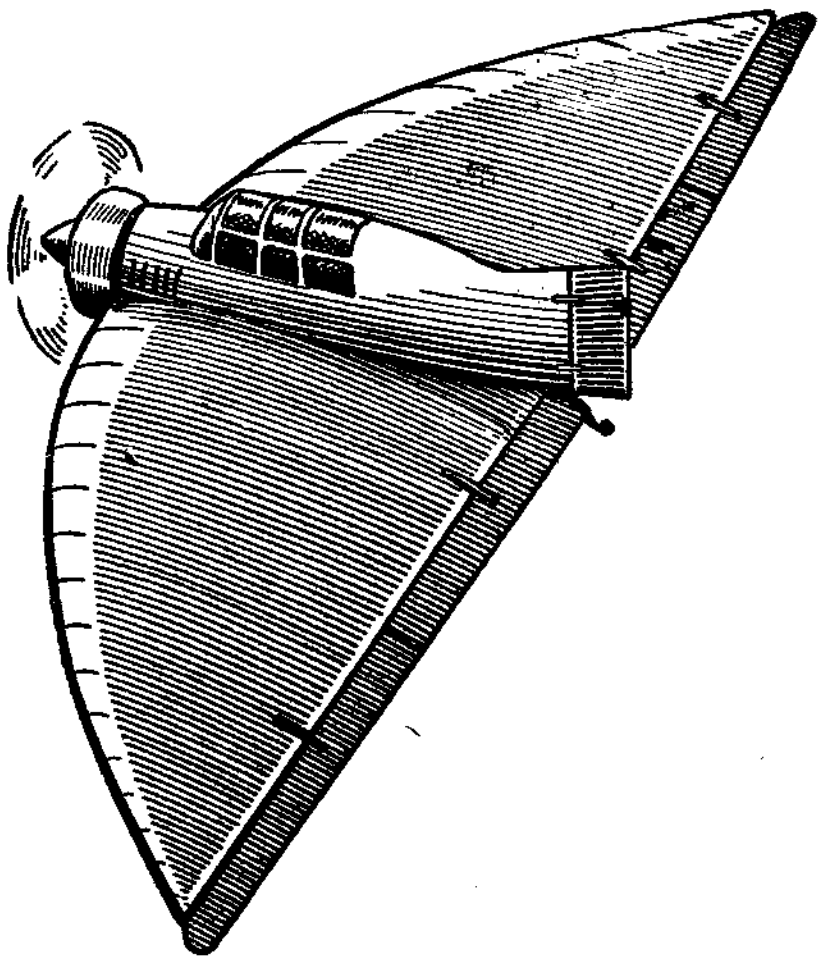
Особенность схемы *бесхвостого самолета* заключается в отсутствии хвоста (см. схему на стр. 26—27 и фиг. 13)[1]. Применение этой схемы объясняется стремлением конструкторов получить самолет с минимальным вредным сопротивлением.

---

[1] Пионером создания бесхвостого самолета является советский конструктор Б. И. Черановский.

У небольших самолетов-бесхвосток имеется короткий фюзеляж, в котором размещены кабина летчика и иногда двигатель. Вертикальное оперение установлено или на фюзеляже или по концам крыла. Встречаются бесхвостые самолеты и без вертикального оперения; устойчивость пути в этом случае обеспечивается стреловидностью крыла в плане, а роль руля направления выполняют элероны, установленные на концах крыла. При такой схеме рулями высоты служат закрылки, расположенные в средней части размаха.

Большие самолеты можно осуществить по схеме *«летающее крыло»* в чистом виде, так как большая толщина крыла позволяет разместить в нем двигатели, кабины экипажа и пассажиров, грузы и оборудование. Именно в больших самолетах можно реализовать все преимущества этой схемы: уменьшение лобового сопротивления, хорошие обзор и обстрел задней полусферы, уменьшение веса конструкции, устранение возможности вибрации и бафтинга оперения и пр.



Фиг. 13. Самолет «Парабола» конструктора Б. И. Черановского типа «Летающее крыло».

Одновременно с положительными свойствами эта схема обладает и серьезными недостатками:

— Затруднена механизация крыла, так как существующие типы закрылков, увеличивая $c_{y\,max}$, в то же время создают значительный пикирующий момент. До сих пор не удается создать достаточно эффективные закрылки или какое-либо другое устройство, увеличивающее $c_{y\,max}$, свободное от указанного недостатка [1].

— Рули высоты, расположенные по задней кромке крыла, отклоняясь вверх при посадке, вызывают значительное падение $c_{y\,max}$ крыла. По этой причине увеличивается длина пробега и разбега, а также ухудшается маневренность самолета.

Сейчас еще не представляется возможным дать точный прогноз дальнейшего развития рассматриваемой схемы. Однако появление малогабаритных и легких реактивных и ракетных двигателей, применение кабин с лежачим расположением летчика, значительное уменьшение полетного веса самолета (из-за выгорания топлива) в конце полета позволяют уже теперь создавать скоростные самолеты по схеме «летающее крыло» при сравнительно небольших размерах несущих поверхностей.

В схеме на стр. 26—27 изображены монопланы, называемые двухфюзеляжными и двухбалочными.

В двухфюзеляжных самолетах гондолы двигателей удлиняются до хвостового оперения. При такой схеме можно уменьшить суммарную поверхность трения и, кроме того, вследствие разгрузки крыла (вызванной разнесением масс по размаху) можно уменьшить относительную толщину крыла. Установка шасси с передним колесом позволяет уменьшить сечения и вес хвостовой части фюзеляжей.

---

[1] В самолетах нормальной схемы этот момент погашается моментом хвостового оперения.

У двухбалочных самолетов хвостовая часть фюзеляжа отсутствует, а взамен ее применяются легкие хвостовые балки, к которым крепится оперение. При такой схеме фюзеляж приобретает вид гондолы, в которой размещаются экипаж и двигатель. Толкающий винт устраняет неблагоприятный для больших скоростей турбулизирующий эффект струи винта на крыло. Возможность установки реактивного двигателя в задней части гондолы дает этой схеме перспективу развития в ближайшем же будущем. Обзор и обстрел передней полусферы при такой схеме достаточно хороши.

Во время второй мировой войны были созданы самолеты, получившие наименование *самолетов-снарядов.* Такие самолеты-снаряды используются для обстрела с дальних расстояний крупных стратегических объектов. Для ведения по заданному курсу самолет-снаряд снабжается соответствующим оборудованием и автоматическим управлением. Эти летательные аппараты могут быть неуправляемые, управляемые с земли по радио и самонаводящиеся.

На фиг. 14 изображен неуправляемый самолет-снаряд с реактивным двигателем.

4. РАЗВИТИЕ СХЕМЫ САМОЛЕТА И ТРЕБОВАНИЯ К КОНСТРУКЦИИ

Лобовое сопротивление самолета

Известно, что подъемную силу создают главным образом крылья самолета, все же остальные его части и детали, находящиеся в потоке воздуха, создают преимущественно вредное сопротивление.

Каждая из таких частей имеет сопротивление, равное

$$X_k = c_{xk} F_k \frac{\rho V^2}{2},$$

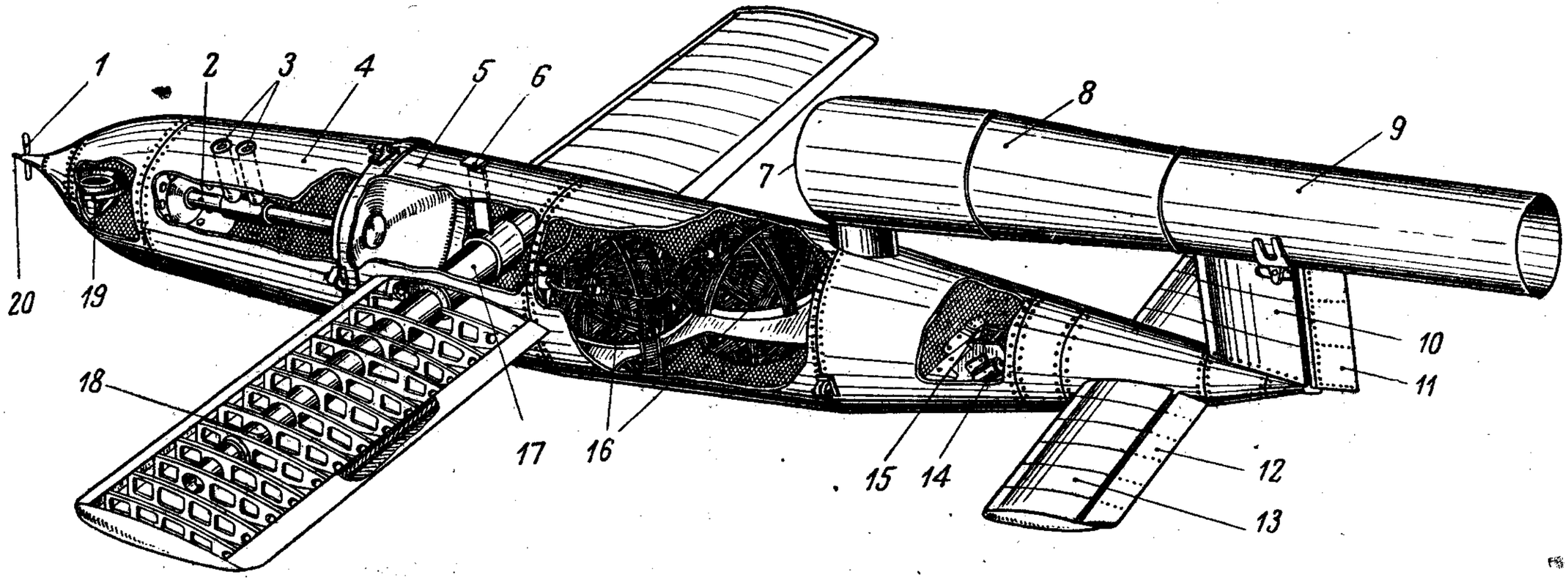
где X_k — сопротивление части или детали в *кг*;
c_{xk} — коэффициент сопротивления части или детали;
ρ — массовая плотность воздуха в $кг \cdot сек^2/м^4$;
F_k — площадь миделевого сечения детали, за исключением вертикального и горизонтального оперений, для которых в качестве F_k берется их несущая площадь в $м^2$;
V — скорость полета в *м/сек.*

Следует помнить, что сопротивление самолета не будет равно сумме сопротивлений изолированных частей: при различных сочетаниях оно может оказаться больше или меньше этой суммы. Поэтому будем считать, что сопротивление самолета равно сумме сопротивлений всех элементов, находящихся в потоке, плюс некоторая поправка ξ, учитывающая взаимное влияние (она может быть с разным знаком).

В этом случае общее сопротивление самолета будет

$$Q = c_{x\,кр} S_{кр} \frac{\rho V^2}{2} + \sum c_{x\,k} F_k \frac{\rho V^2}{2} \pm \frac{\rho V^2}{2} \xi,$$

где $c_{x\,кр}$ — коэффициент сопротивления крыла;
$S_{кр}$ — площадь крыла;
c_{xk} — коэффициенты сопротивления отдельных частей, находящихся в потоке.



Фиг. 14. Самолет-снаряд.

1—ветрянка; *2*—главная разрывная трубка; *3*—запальные трубки; *4*—отсек с взрывчатым веществом; *5*—бак с горючим; *6*—кронштейн для крепления лонжерона крыла; *7*—воздухозаборник двигателя; *8*—воздушно-реактивный двигатель; *9*—выхлопной патрубок реактивного двигателя; *10*—киль; *11*—руль направления; *12*—руль высоты; *13*—стабилизатор; *14*—регулятор высоты; *15*—автопилот; *16*—сферические баллоны со сжатым воздухом, обмотанные проволокой; *17*—стальной трубчатый лонжерон центроплана, проходящий через бак с топливом; *18*—трубчатый стальной лонжерон крыла; *19*—магнитный компас, управляющий автопилотом; *20*—импульсное включение взрывателя.

Если рассматривать самолет, летящий горизонтально с постоянной скоростью, то можно написать следующие равенства:

$$G = c_y S \frac{\rho V^2}{2},$$

$$P = Q = \left(c_{x\,кр} S_{кр} + \sum c_{xk} F_k \pm \xi\right) \frac{\rho V^2}{2},$$

где P — сила тяги;
c_y — коэффициент подъемной силы;
G — полетный вес самолета.

Для горизонтального полета самолета с постоянной скоростью необходимо, кроме того, выполнить еще равенство мощностей:

$$N = \frac{PV}{75\eta_в} = \left(c_{x\,кр} S_{кр} + \sum c_{xk} F_k \pm \xi\right) \frac{\rho}{150\eta_в} V^3,$$

где N — мощность в *л. с.*, развиваемая двигателем;
$\eta_в$ — коэффициент полезного действия винта.

Таким образом, для достижения больших скоростей полета требуется, во-первых, большое увеличение мощности (так как мощность растет пропорционально кубу скорости) и, во-вторых (при одной и той же мощности двигателя), значительное уменьшение лобового сопротивления, т. е. уменьшение величин

$$c_{x\,кр} S_{кр}, \quad \sum c_{xk} F_k \quad и \quad \xi.$$

Пути развития самолета

Развитие самолета за последние годы шло главным образом в направлении улучшения его аэродинамики и применения более мощных силовых установок. Прогрессу самолетостроения способствовало также применение новых материалов и новых типов конструкций.

Под влиянием стремления к увеличению скорости полета схема самолета претерпела значительную эволюцию. Прежде всего были удалены из потока все элементы, которые не создавали подъемной силы, не являлись необходимыми для устойчивости и управляемости или для размещения экипажа, пассажиров, грузов и оборудования.

Переход от биплана со стойками и расчалками к свободнонесущему моноплану с убирающимся шасси резко уменьшил величины

$$\sum c_{xk} F_k \quad и \quad \xi.$$

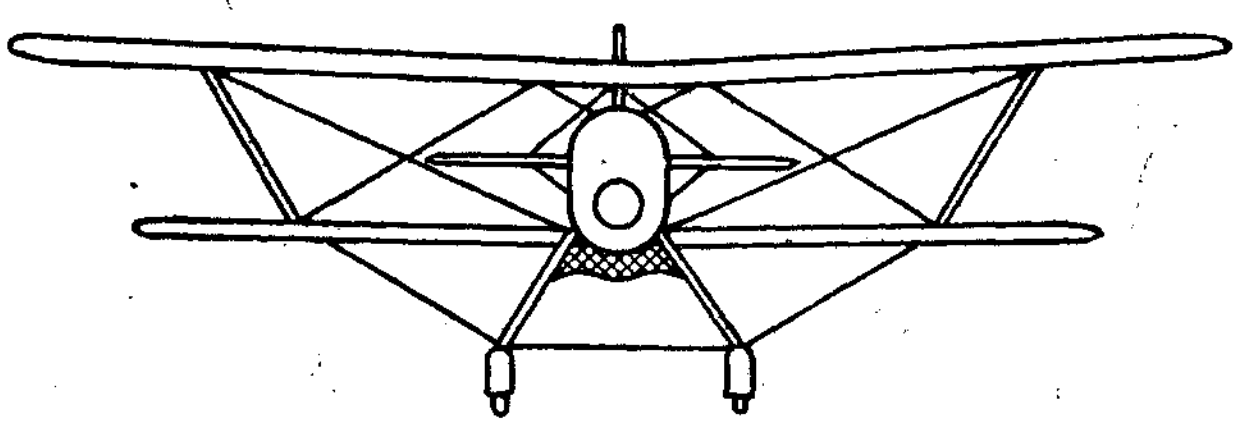
На фиг. 15 изображены две схемы одноместного истребителя примерно одного веса: биплана выпуска 1932 г. и моноплана выпуска 1938 г. Общее сопротивление моноплана в 2,5—3 раза меньше, чем биплана, а значения $\sum c_{xk}, F_k$ и ξ (без фюзеляжа и хвостового оперения) стали приближаться к нулю.

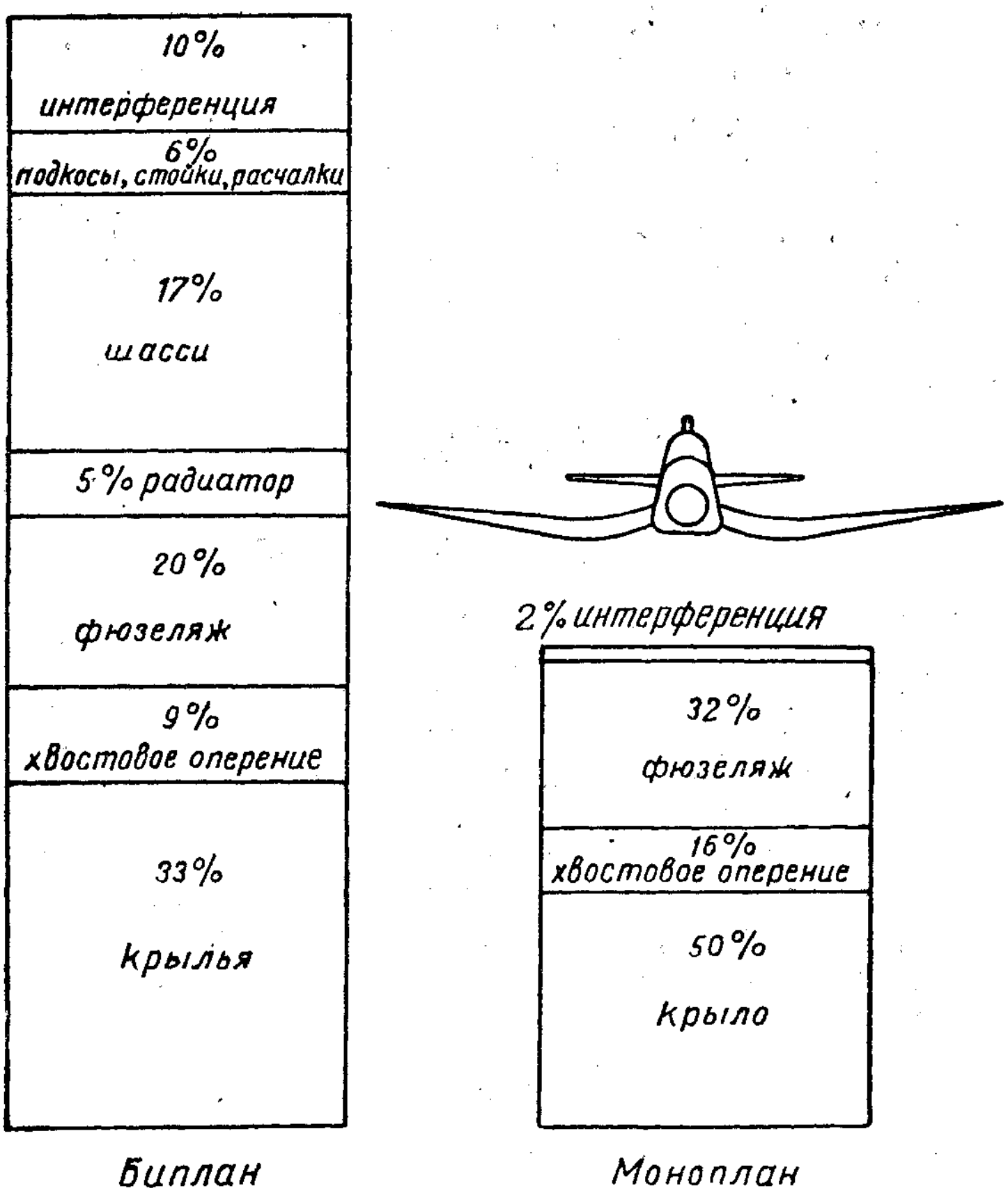
Аналогичный процесс совершенствования внешних форм можно проследить и в применении к подкосным монопланам. На фиг. 16 показано примерное сопротивление частей и элементов моноплана в процентах от его общего сопротивления. При устранении из потока частей, создающих вредное сопротивление (подкосы, шасси и т. д.), соответственно снижает-

ся общее сопротивление. В результате этого процесса внешний вид самолета стал более простым и аэродинамически законченным.

Дальнейшее аэродинамическое улучшение свободнонесущих монопланов определялось стремлением уменьшить значения

$$c_{x\,кр}S_{кр};\quad c_{x\,опер}S_{опер};\quad c_{x\,ф}F_{ф}.$$





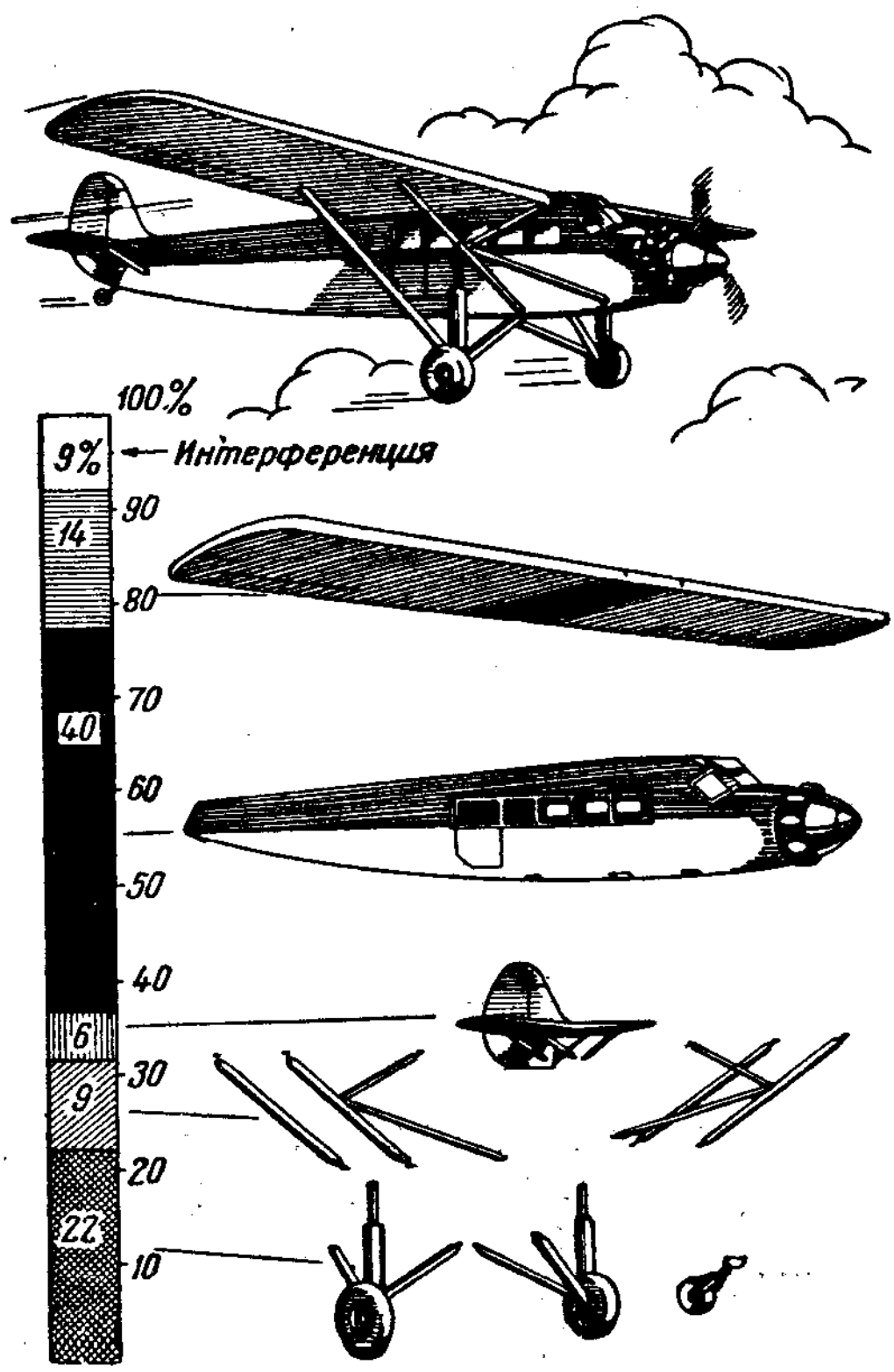
Фиг. 15. Влияние схемы самолета на его сопротивление.

Снижение коэффициентов сопротивления достигалось применением двояковыпуклых профилей для крыла и оперения, приданием плавных форм фюзеляжу, устранением даже самых незначительных выступов на обтекаемой поверхности. В этот период широко внедряется клепка впотай и отказываются от соединения листов обшивки внахлестку; входит в употребление жесткая толстая обшивка, хорошо сохраняющая под действием

воздушных нагрузок приданную ей форму; улучшаются способы окраски и полировки поверхности и т. д.

На фиг. 17 показаны коэффициенты сопротивления трения для различных степеней шероховатости поверхности.

Уменьшение сопротивления трения приобретает особое значение для достижения больших скоростей полета, ибо оно составляет около 60—80% полного лобового сопротивления самолета. Это достигается главным образом уменьшением площади обтекаемой поверхности и улучшением ее гладкости (уменьшение шероховатости).



Фиг. 16. Сопротивление подкосного моноплана.

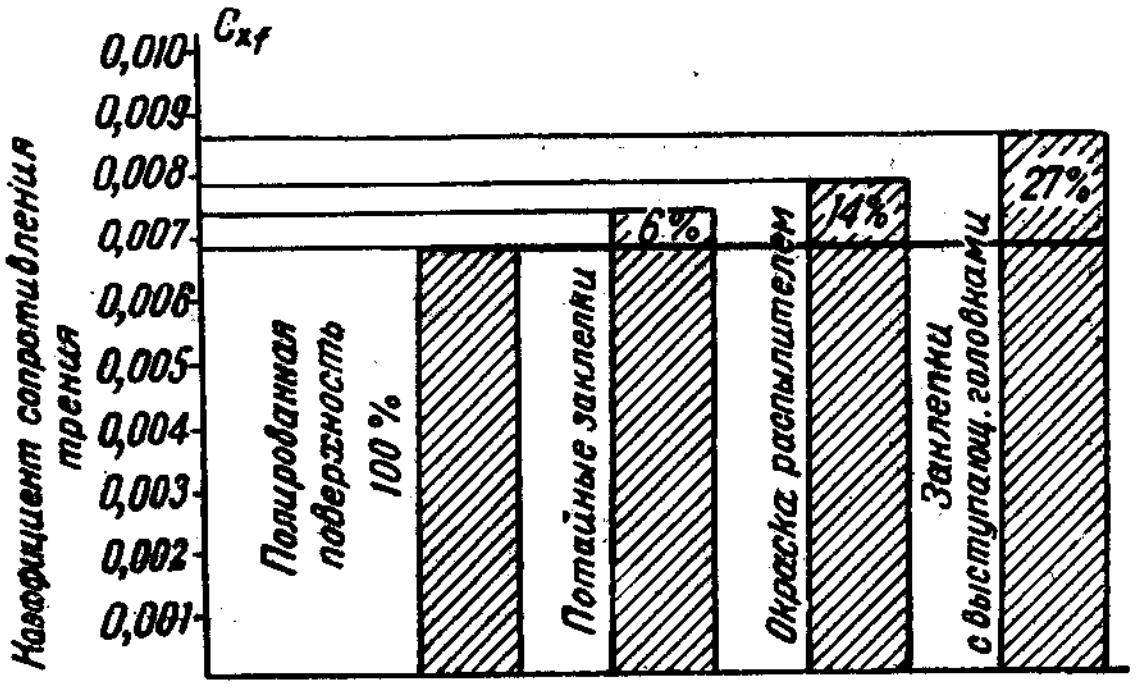
Одновременно со снижением коэффициентов лобового сопротивления уменьшались общие размеры крыла, оперения и фюзеляжа. Основным мероприятием, позволившим уменьшить площадь крыла, было применение механизации крыла (закрылки, щитки и пр.) для увеличения его $c_{y\,max}$. До 1930 г. максимальный коэффициент подъемной силы крыла $c_{y\,max}$ был порядка 1,4; с применением механизации этот коэффициент возрос до 2,0—2,5. Таким образом, увеличение коэффициента подъемной силы, с одной стороны, и некоторое увеличение посадочной скорости, с другой, способствовали уменьшению размеров крыла и увеличению удельной нагрузки на него примерно в 2—3 раза. А так как площадь хвостового оперения находится в прямой зависимости от площади крыла, то уменьшилась и площадь оперения.

Площадь поперечного сечения фюзеляжа $F_ф$ изменилась незначительно, и вряд ли можно ожидать дальнейшего его уменьшения, ибо фюзеляж служит для размещения большинства грузов и оборудования. Все же произведение $(c_x F)_ф$ значительно уменьшилось не только в результате устранения угловатостей и острых краев в поперечном сечении, но и в результате придания фюзеляжу более обтекаемой формы и уменьшения выступающих частей, фонарей, турелей и пр.

Наконец, современный этап в развитии аэродинамики самолета характеризуется стремлением придать обтекаемым частям самолета такие формы, которые отвечали бы требованиям, связанным с влиянием сжимаемости воздуха. Приближение к скоростям полета порядка скорости звука выдвинуло совершенно новую проблему — учет сжимаемости воздуха. На скоростях полета свыше 650—700 *км/час* влияние сжимаемости воздуха становится уже заметным и растет с увеличением скорости, до-

стигая максимальной величины при скорости полета, равной скорости звука. Как только где-либо на обтекаемой поверхности местная скорость воздушного потока достигает скорости звука, то сейчас же резко увеличивается лобовое сопротивление и падает подъемная сила; с дальнейшим увеличением скорости полета сопротивление возрастает еще интенсивнее.

Если учесть уже достигнутые скорости полета (рекорд 1080 *км/час* в 1948 г.), то можно сказать, что проблема изыскания профилей крыльев, форм фюзеляжей и гондол двигателей, пригодных для самолетов, летающих со скоростями, близкими к скорости звука, а тем более со сверхзвуковыми скоростями, является центральной в области дальнейшего развития аэродинамики самолета. Применение тонких профилей с острым носком и с более задним расположением максимальной толщины дает возможность уменьшить рост сопротивления на больших скоростях.



Фиг. 17. Влияние отделки поверхности на сопротивление.

Прогресс летных данных тесно связан с развитием авиадвигателей и воздушных винтов. В 1930 г. был введен нагнетатель, который, значительно увеличив мощность на высоте, повысил высотность двигателя и несколько понизил удельный вес двигателя (вес на 1 *л. с.*) и расход топлива.

На больших скоростях серьезное значение имеют внешние формы двигателя и главным образом его лобовая площадь, ибо от нее зависит величина $(c_x F)_{дв}$. В настоящее время поршневые двигатели в 2500—3000 *л. с.* имеют лобовую площадь около 0,8—0,9 $м^2$.

Габариты поршневых двигателей все еще настолько велики, что гондолы многомоторных самолетов продолжают давать значительное лобовое сопротивление. Идеальными являлись бы такие двигатели, которые целиком вписывались бы в габариты фюзеляжа или крыла.

Усовершенствование капотов двигателей, особенно для двигателей с воздушным охлаждением, и улучшение аэродинамики радиаторов (применение туннельных радиаторов, расположенных в крыле или фюзеляже) значительно уменьшили лобовое сопротивление силовых установок.

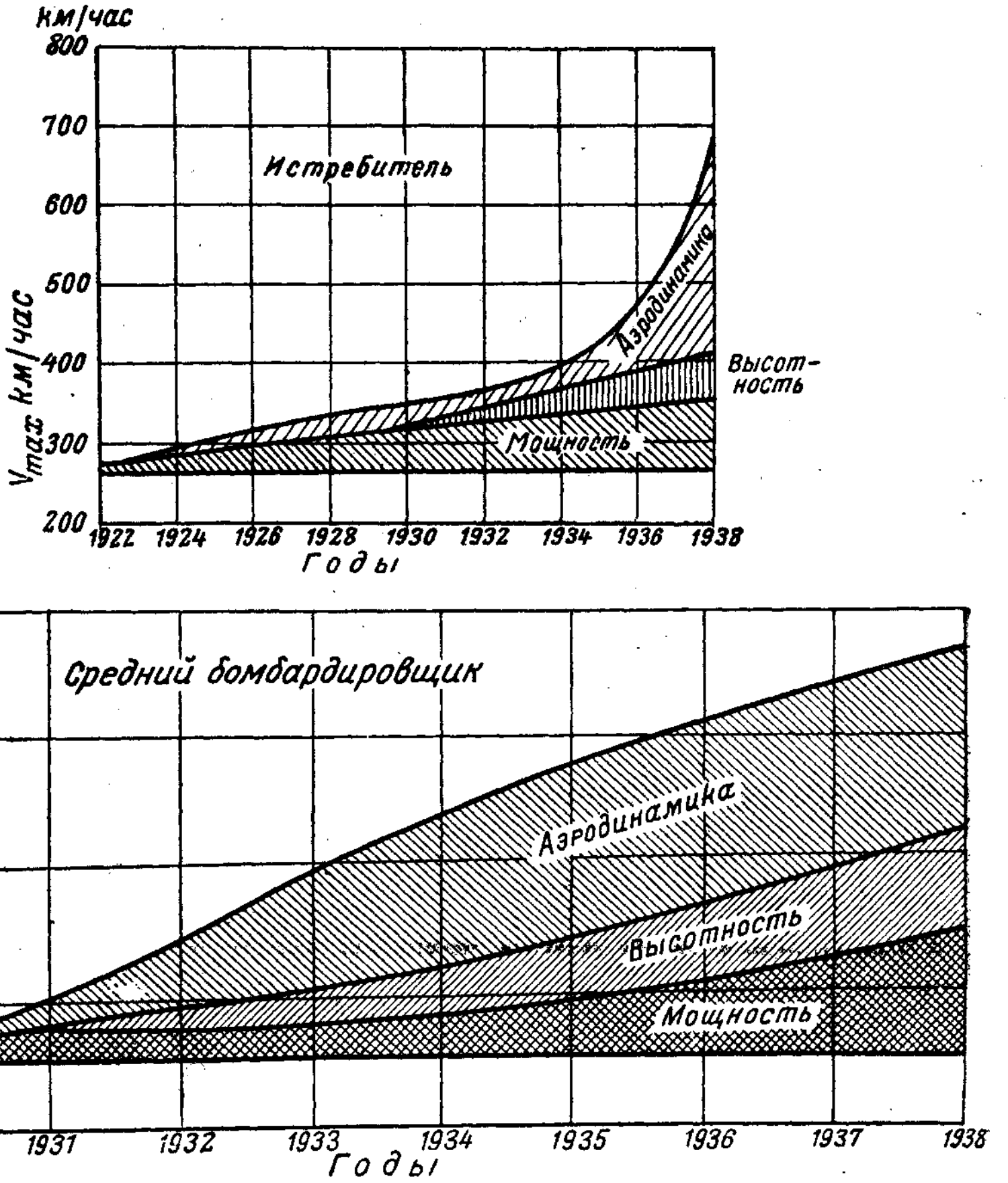
На фиг. 18 даны максимальные скорости бомбардировщика и истребителя по годам (до второй мировой войны) с указанием влияния, какое оказали на повышение летных данных самолета увеличение мощности и высотности двигателя и улучшение аэродинамики самолета.

Одновременно с двигателем и планером совершенствовался и воздушный винт. Повышение скорости и увеличение высотности повлекло за собой переход от двухлопастных воздушных винтов фиксированного шага к трех- и четырехлопастным винтам с автоматически поворачивающимися лопастями.

На фиг. 19 показано влияние улучшения внешних форм моноплана (с двигателем $N=850$ *л. с.* у земли) на его горизонтальную скорость. Исходный самолет с плохо обтекаемыми частями имел бы скорость около 280 *км/час* при посадочной скорости 100 *км/час*. Для того чтобы

этот же самолет достиг скорости 620 *км/час*, на нем потребовалось бы установить двигатель в 9250 *л. с.* Облагораживание его и применение некоторых технических усовершенствований позволяет получить скорость 620 *км/час* при прежней мощности двигателя.

Достижения аэродинамики и теории и конструкции авиационных двигателей стимулируют развитие конструкций самолета. В свою очередь



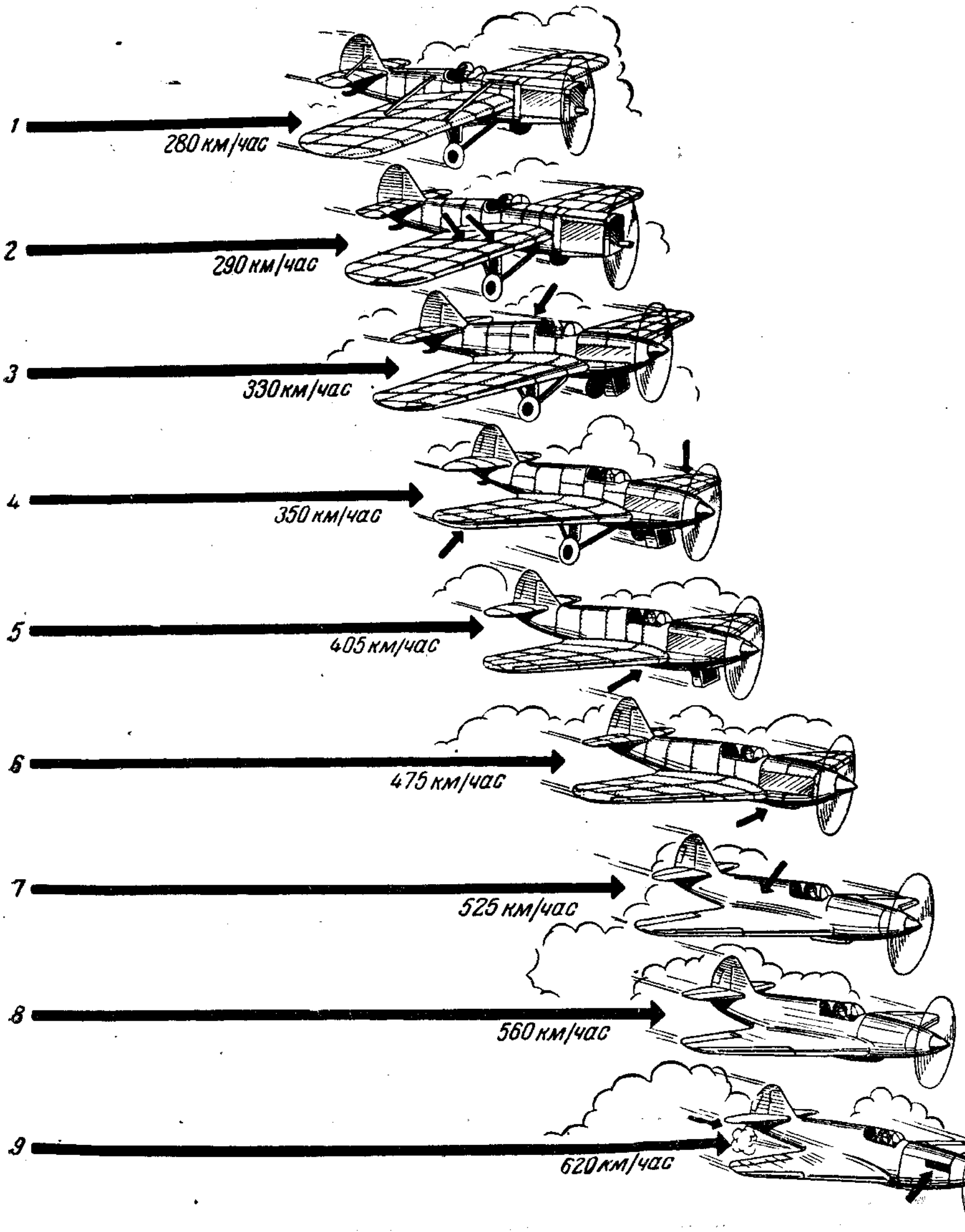
Фиг. 18. Влияние мощности и высотности двигателя и аэродинамики на скорость самолета.

усовершенствование конструкций, разработка новых силовых схем, новых материалов и новой технологии предъявляют новые требования к аэродинамике и силовым установкам.

Нами только кратко изложены основные направления проблемы повышения скорости самолета. Остаются незатронутыми еще многие проблемы, связанные с дальними и высотными полетами; о них частично будет сказано в соответствующих разделах и главах, подробно же эти вопросы рассматриваются в специальных курсах.

Переходя к оборудованию самолета, нужно сказать, что современный самолет напоминает лабораторию с большим количеством сложных приборов и автоматов. Так, например, на современном тяжелом бомбарди-

ровщике установлено свыше 2000 различных приборов, агрегатов и устройств, облегчающих работу летчика, бомбардира, штурмана и стрелка. На старых самолетах летчик должен был следить за десятком приборов



Фиг. 19. Схема совершенствования моноплана.

1—исходный самолет с плохо обтекаемыми формами; *2*—подкосы удалены; *3*—фюзеляжу придана обтекаемая форма; *4*—уменьшена площадь крыла (поставлены предкрылки и закрылки, что позволило сохранить посадочную скорость); *5*—шасси сделано убирающимся; *6*—радиатор помещен в туннель; *7*—поверхность самолета тщательно отделана; *8*—применена современная механизация крыла, конструкция герметизирована; *9*—повышена высотность двигателя применением наддува, что увеличило скорость на расчетной высоте.

и сам управлять соответствующими агрегатами. Теперь же специальные автоматы управляют всеми агрегатами, учитывая при этом высоту и скорость полета, температуру воды и масла, регулируют зажигание, шаг

винта, включают нагнетатель, вентилируют кабину, поддерживают в ней на высоте нужное давление и т. д. В любой момент летчик может передать управление самолетом автопилоту, который и поведет самолет по заданным курсу, высоте и скорости, хотя бы полет протекал в сплошных облаках, тумане или ночью.

За последнее время созданы новые весьма совершенные приборы, что прежде всего относится к радиолокационным приборам. С помощью радиолокаторов экипаж самолета может обнаружить в воздухе на больших расстояниях неприятельские самолеты, определить свою истинную высоту над местностью, произвести слепую посадку. Радиолокаторы позволяют ночью, в тумане и сквозь облака определить характер местности, над которой пролетает самолет.

Подъем и выпуск шасси, управление механизацией крыла, подъем башен, открытие и закрытие люков и пр. производятся на новейших самолетах с помощью электрических, гидравлических или пневматических систем.

В настоящее время широкое развитие получили самолеты с реактивными и ракетными силовыми установками. То, над чем работали К. Э. Циолковский и многие русские ученые и конструкторы, ныне претворено в жизнь. Главное преимущество реактивных самолетов заключается в возможности получения весьма большой скорости полета, недостижимой для винтовых самолетов с поршневыми двигателями.

Герметизация конструкции

Протекание воздуха внутрь самолета и вытекание его наружу через щели в соединениях листов обшивки, обтекателей, капотов двигателя, у крышек люков, в туннелях радиаторов, фонарях кабин и пр. может значительно увеличить лобовое сопротивление самолета и тем самым уменьшить максимальную скорость полета. Исследования показали, что *герметизация самолета* значительно повышает максимальную скорость. Опытом было установлено, что на одном самолете, имеющем скорость полета около 600 *км/час,* максимальная скорость понизилась на 25 *км/час* только из-за щелей в капоте двигателя.

Иногда в фонаре летчика делается боковое смотровое окно; при открывании такого окна лобовое сопротивление самолета увеличивается и скорость падает на 6—10 *км/час.* Часто дополнительное сопротивление возникает вследствие того, что во внутренних стенках отсеков, люков, куполов убирающегося шасси и пр. имеются щели, через которые воздух в полете проникает внутрь самолета. При этом через самолет может пройти воздух, с которым в кабину проникнут отработавшие газы двигателей и пары топлива, а во время пожара распространяется огонь внутри крыла и фюзеляжа.

Необходимо еще в начальной стадии проектирования самолета предусматривать плотную пригонку всех крышек и створок люков; герметичность отсеков, сообщающихся с атмосферой (установки бомбардировочного и пулеметно-пушечного вооружения, отсеки баков с топливом); герметичность крышек люков, дверей, проводки управления, силовой установки. В производстве и эксплуатации следует также тщательно следить за герметичностью конструкции.

Конструктивные меры герметизации конструкции в основном следующие:

1) створки, крышки, двери и окна снабжают мягкими прокладками (резиновыми или кожаными), создающими герметичность;

2) в случаях когда отдельные отсеки должны иметь сообщение с наружным пространством (например, отверстия для пушек и пулеметов или для выбрасывания стреляных гильз и пр.), отделяют отсек от остальной части конструкции внутренними перегородками;

3) отсеки баков с топливом, бомболюков и отсеки убирающегося шасси изолируют внутренними перегородками;

4) для тяг и тросов управления, проходящих через перегородки, применяют герметизирующие уплотнения (см. гл. III, разд. 12 «Герметические кабины»).

Требования к конструкции самолета

Назначение самолета и условия его эксплуатации предъявляют особые требования к его конструкции, которые можно свести в несколько основных групп.

1. Аэродинамические требования. Независимо от назначения самолет должен иметь достаточно большой диапазон скоростей полета, т. е. обладать большой горизонтальной скоростью при сохранении малой посадочной скорости. Одновременно с этим самолет должен быть устойчив и управляем на всех режимах полета и движения по земле, при этом усилия на органы управления самолетом со стороны летчика должны быть незначительными.

Кроме указанных общих требований, важную роль в зависимости от назначения самолета играют такие требования, как скороподъемность, дальность и высота полета, маневренность, грузоподъемность и пр. Именно эти требования и определяют основное назначение самолета.

2. Требования прочности, жесткости и малого веса. Прежде всего конструкция всякого самолета должна быть достаточно прочной, т. е. силовые элементы и их соединения должны выдерживать все виды нагрузок, возможные при полете на любом из допустимых режимов, а также при посадке и движении по земле. При этом напряжения в элементах конструкции не должны превышать предела упругости, для того чтобы не возникали остаточные деформации.

Кроме достаточной прочности, необходимо еще обеспечить и жесткость конструкции. Достижение больших скоростей полета выдвинуло требования повышенной жесткости несущих поверхностей. Известно, что при недостаточной жесткости конструкции (особенно на кручение) на некоторой скорости полета (критической) может возникнуть опасный вид вибрации — *флаттер* крыла или оперения.

Характерной особенностью современного самолетостроения является применение тонкостенных конструкций с обшивкой, работающей при изгибе и кручении конструкции. Одной из главных задач дальнейшего усовершенствования тонкостенных конструкций является повышение их устойчивости при работе на сжатие и сдвиг, потому что часто конструкции разрушаются от потери устойчивости значительно раньше, чем в них достигнуто предельное напряжение. Поэтому тип силовых элементов конструкции должен находиться в полном соответствии с характером действующих нагрузок: в местах приложения сосредоточенных сил следует ставить массивные элементы, а в местах приложения распределенных сил — применять тонкостенные конструкции.

Авиационная конструкция должна быть не только прочной и жесткой, но и иметь возможно меньший вес, потому что каждая даже незначительная экономия веса улучшает летные качества самолета и повышает его экономичность, позволяя тем самым увеличить полезную нагрузку. Вес конструкции можно уменьшить, делая ее равнопрочной, применяя лучшие материалы, уменьшая число и размеры несиловых деталей и пр. Чем выше напряжения, с которыми работает материал в элементах конструкции, тем меньше ее вес. Идеальной по весу будет такая конструкция, все элементы которой работают на предельных допустимых напряжениях.

Требование наименьшего веса к конструкциям агрегатов самолета является одним из главных стимулов усовершенствования их и критерием степени совершенства конструкции.

3. Требования живучести к военным и гражданским самолетам. Живучесть конструкции военных самолетов характеризуется их способностью выдерживать нагрузки в полете при частичных разрушениях, произведенных пулями, снарядами или осколками снарядов противника. Та конструкция более живуча, у которой лучше обеспечена неуязвимость экипажа, силовых установок, элементов конструкции и органов управления, а также пожарная безопасность.

Основными мероприятиями, повышающими живучесть, являются: применение тонкостенных конструкций с обшивкой, работающей при изгибе и кручении конструкции, установка брони, защищающей экипаж и жизненные центры самолета, использование мягких баков, заполнение баков инертными газами, применение огнеупорных перегородок и т. д.

Живучесть конструкции гражданских самолетов главным образом характеризуется способностью конструкции противостоять разрушению ее силовых элементов под влиянием коррозии и гниения древесины.

4. Эксплуатационные требования. Конструкция (особенно фюзеляжа и крыла) должна допускать максимальное использование внутренних объемов, доступность ко всем ответственным частям и деталям при их осмотре и обслуживании, легкость ремонта, удобное размещение оборудования, возможность хранения под открытым небом, а также эксплуатацию в различных метеорологических условиях.

5. Производственно - экономические требования. Удовлетворяя всей совокупности требований, конструкция должна позволять при ее изготовлении применять технологические процессы, наиболее экономичные при данном объеме производства.

При проектировании нового самолета необходимо учитывать требования технологии, как то: взаимозаменяемость агрегатов и деталей, отсутствие деталей, требующих точной ручной обработки, выбор для деталей форм, обеспечивающих минимальный отход материалов в производстве, применение наиболее производительной технологии изготовления детали (см. разд. «Технологичность конструкции в самолетостроении»). Важнейшим условием ускорения и удешевления производства самолета является широкое применение в конструкции стандартных и нормализованных деталей.

Для создания конструкции, в наибольшей мере удовлетворяющей всему комплексу требований, необходимо, чтобы конструктор, подобно научному работнику, все время искал новые пути. Прежде всего существующие конструкции должны быть усовершенствованы на основании данных опыта их эксплуатации, производства и результатов специальных испытаний. Каждая последующая конструкция должна быть лучше предыдущей.

Никакую конструкцию не следует слепо принимать за последнее слово техники. Нужно тщательно проанализировать ее и лишь после этого судить об ее качествах.

Конструктор-новатор на производстве — враг всякой рутины и застоя. Своим творческим трудом он прокладывает дорогу в завтрашний день нашей передовой техники.

5. ТЕХНОЛОГИЧНОСТЬ КОНСТРУКЦИИ В САМОЛЕТОСТРОЕНИИ

Значение технологичности и ее требования

Создать совершенную конструкцию может лишь конструктор, хорошо знающий возможности технологии и ее новейшие достижения.

Прогресс самолетостроения характеризуется тесной взаимной связью между улучшениями конструкции, материалов и процессов изготовления. Поэтому конструктор обязан при проектировании самолета заботиться не только о высоких полетных качествах будущего самолета, но и о «технологичности конструкции».

Термином «технологичность конструкции» определяют свойства конструкции, позволяющие при производстве самолета применять передовые технологические процессы. Технологичность конструкции следует рассматривать как комплексное решение задачи создания конструкции, дающей возможность использования технологических процессов, наиболее экономичных для данного масштаба производства, при условии получения требуемого качества машин.

Можно с уверенностью сказать, что возможности удешевления изделия соответствующим изменением конструкции в большинстве случаев не меньшие, чем возможности ее удешевления улучшением производственных процессов. То обстоятельство, что технологическая рационализация конструкции, не требуя серьезных затрат для своего осуществления, приносит большой производственно-экономический эффект, делает ее основным фактором в борьбе за рост производительности труда.

Конструктор не может быть на высоте своего положения, если он не знает современной передовой технологии самолетостроения. Сила передового конструктора — в тесной связи с производством и с жизнью.

При рассмотрении нескольких проектов конструкции одного и того же агрегата или самолета, удовлетворяющих поставленным летно-техническим условиям, критерием при выборе лучшего образца является технологичность конструкции. Лучшей конструкцией будет та, которую можно строить в больших количествах при наименьших затратах.

Создать общие для всех случаев правила проектирования технологичных конструкций невозможно. Однако вполне возможно выделить основные требования, предъявляемые технологией к конструкции, и конструктор обязан всегда проверять, соблюдены ли они.

1. Простота конструкции и широкое использование стандартных и нормализованных деталей. Создать простую конструкцию почти всегда труднее, чем сложную, но зато такая конструкция всегда значительно лучше осваивается производством.

Важное значение для упрощения изделия имеет применение минимального числа типо-размеров и номенклатуры материалов и полуфабрикатов.

Большие возможности упрощения конструкции самолета открывает также использование ранее освоенных в производстве узлов и деталей, что часто вполне возможно без ущерба для качеств нового самолета.

2. Увязка конструкции с характером производства. При рассмотрении конструкции самолета необходимо учитывать условия завода, на котором предположено организовать производство самолета или его агрегата (за исключением случаев, когда для выпуска изделия строится новое предприятие или цех).

Конструкция должна позволять изготовление изделия на стационарном оборудовании или с применением механизированного инструмента. Так, например, для механизации клепальных работ предпочтительно размещать швы в открытых сечениях, чтобы обеспечить двухсторонний доступ к заклепкам. Вопросы технологичности конструкции зависят от характера производства. Конструкция, вполне удовлетворяющая условиям индивидуального или штучного выпуска, может оказаться неудачной для серийного изготовления и совершенно непригодной для поточно-массового производства.

Рациональная конструкция для индивидуального производства не должна требовать применения специального инструмента и приспособлений; выполнение заготовок должно быть элементарно простым, а придание деталям окончательных размеров должно достигаться в основном механической обработкой.

Серийное производство выдвигает противоположные требования при определении технологичности конструкции. Широкое применение специальных видов проката, штамповки, литья, применение специальных станков, большого числа специализированных инструментов и приспособлений — все это позволяет при крупносерийном производстве перенести основные работы по деталям в заготовительные цехи.

Массовое поточное производство предъявляет еще более жесткие требования к конструкции. Поточность требует непрерывности и ритмичности операций; всякое отступление от ритма вызывает простой оборудования В изделиях, предназначаемых к поточному выпуску, должны быть устранены элементы, требующие индивидуальной пригонки и операций неопределенной длительности.

При одинаковых уровнях производства более совершенной будет та конструкция, при которой отношение веса изделия к весу затраченных материалов ближе к единице.

3. Точность. Точность изготовления изделия следует устанавливать исходя из строго обоснованных технических соображений, так как переход на повышенные классы точности резко увеличивает время и стоимость обработки. Однако в некоторых случаях повышение точности изготовления заготовок бывает выгодно, так как может дать экономию на последующих работах.

Особо важное значение в самолетостроении имеют точность обработки и гладкость поверхностей, обтекаемых потоком.

4. Выбор метода получения заготовок. Правильный выбор метода получения заготовки в значительной мере предопределяет технологичность проектируемого изделия. В зависимости от назначения изделия, его размеров и конфигурации могут применяться различные виды заготовок. Так, например, ковку следует применять в деталях, работающих с высокими напряжениями. Детали, намеченные к изготовлению штамповкой, следует конструировать, избегая резких переходов форм. Однако большое разнообразие технологических процессов, применяемых при изготовлении изделия, нежелательно, так как ведет к повышению стоимости изделия.

5. Применение передовых методов производства. При проектировании агрегатов самолета необходимо предусматривать применение высокопроизводительных технологических процессов. Необходимо стремиться к замене дорогостоящей механической обработки более дешевыми работами: прокатом, штамповкой, литьем, сваркой.

Специальный прокат — один из наиболее дешевых методов получения заготовки, и поэтому применение специальных профилей очень выгодно. Специальные прокатные станы нашей промышленности дают возможность применить высокопроизводительный и технически совершенный процесс изготовления самолетных профилей из стали и легких сплавов. В настоящее время осваивается прокат профилей и листов переменного сечения, применение которых позволит создать наиболее рациональную конструкцию крыла современного скоростного самолета.

Штамповка — один из наиболее производительных методов изготовления деталей. Особенно эффективно применение штамповки деталей из листов. Выполнение заготовок деталей, требующих механической обработки, при помощи штамповки дает большую экономию металла и снижает трудоемкость.

Литье, особенно фасонное для деталей сложной конфигурации,— часто единственно возможный путь изготовления конструкции. Большой производственный эффект дает применение центробежного литья и литья в кокиль (в постоянные металлические формы). При конструировании деталей, которые должны отливаться на центробежных машинах, необходимо учитывать, что наружная поверхность отливок получается точной по размеру и сравнительно чистой, внутренняя же поверхность отливки не может быть сделана точно по размеру, и поэтому необходимы большие припуски на внутренний диаметр.

Преимущества отливки в кокиль сводятся к получению точных размеров детали с малым припуском на обработку. Современные методы литья дают возможность получить любую практически необходимую форму и достаточно тонкие стенки; станочная обработка при этом или совсем отпадает или сводится к минимуму.

Сварка, особенно в комбинации со штамповкой, широко применяется при изготовлении самолетов. Для сварных конструкций следует выбирать хорошо сваривающиеся материалы. Конструкция должна обеспечивать легкий подход к месту сварки. Чтобы максимально механизировать сварку, швы нужно делать простой конфигурации.

Одним из высокопроизводительных методов сварки является автоматическая электросварка под слоем флюса. Автоматическая сварка дает шов высокой прочности, экономит электроэнергию и позволяет значительно повысить производительность процесса.

Большое применение имеет и контактная электросварка, используемая при изготовлении топливных и масляных баков (точечная и роликовая), моторных рам и других стержневых конструкций агрегатов самолета (стыковая).

6. Обеспечение требований сборки. Технология сборки предъявляет к конструкции самолета специфические требования, к которым в первую очередь относятся: отсутствие пригоночных работ, возможность поточной сборки и взаимозаменяемость.

Сборочные работы самолета по трудоемкости составляют 40—60% изготовления объекта; поэтому учет особенностей сборки при проектировании значительно повышает производительность труда и снижает себестоимость изделия.

Расчленение конструкции самолетов

Анализ развития конструкций самолетов показывает превосходство тех конструкций, которые проектировались под заранее определенные технологические процессы изготовления деталей и организационно-технические принципы сборки, над конструкциями, которые проектировались без учета технологических и производственных требований. В последнем случае производство деталей и сборочные работы трудно поддаются механизации, а обилие подгоночных работ лишает возможности широко осуществить взаимозаменяемость; все это повышает трудоемкость изготовления и растягивает производственный цикл.

Современный уровень и масштабы производства требуют комплексного решения вопросов конструкции, технологии и производства в процессе проектирования. Только в этом случае можно хорошо учесть особенности крупносерийного и поточного производства.

Основным требованием крупносерийного и поточного производства является широкое применение принципов расчленения конструкций на отдельные сборочные единицы. Тщательно продуманная система разъемных и неразъемных соединений дает возможность значительно сократить производственный цикл и повысить производительность труда, так как позволяет изготовлять отдельно узел, панель и секцию и монтировать на них элементы оборудования.

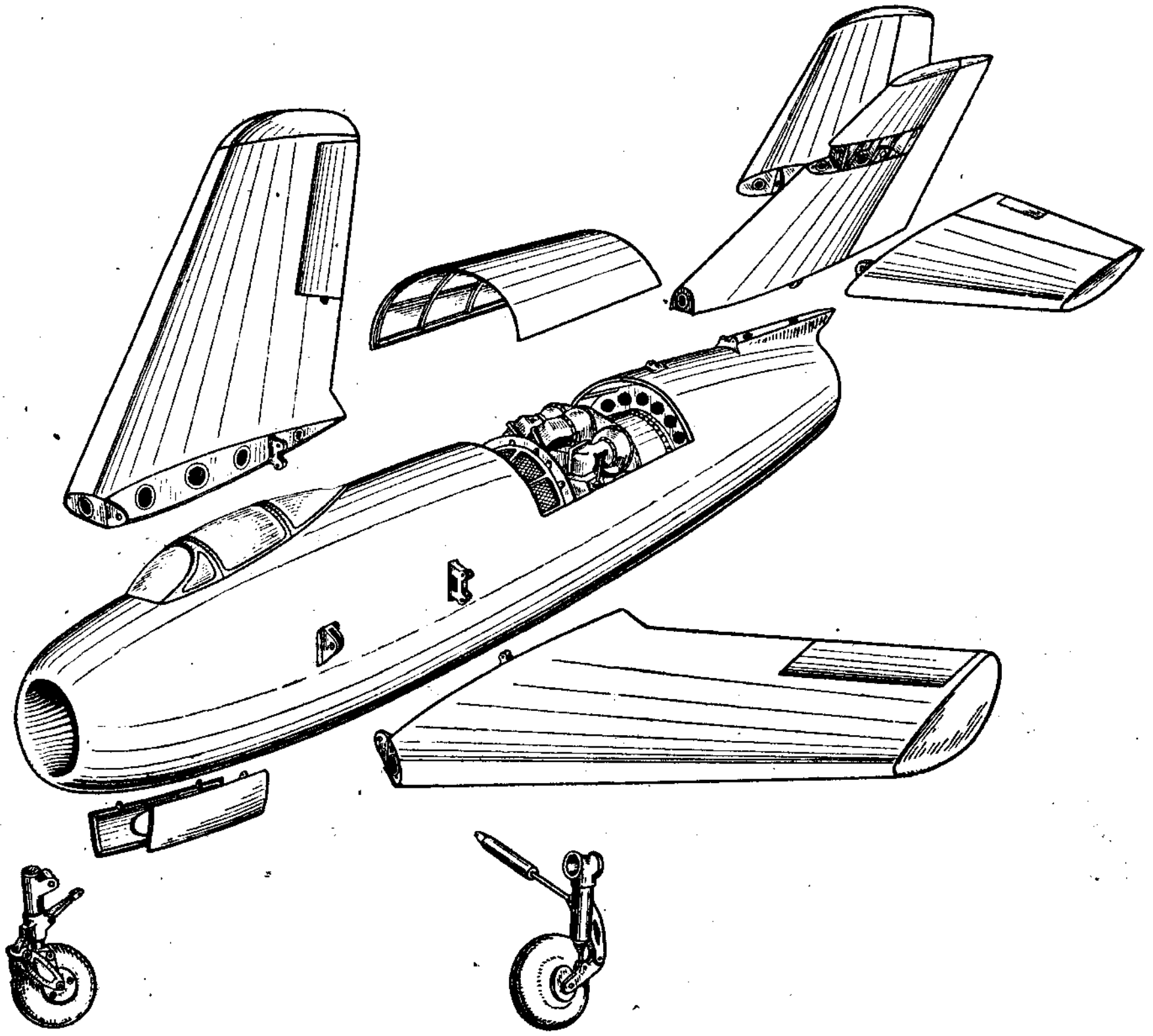
Разъемными соединениями называются соединения, при помощи которых можно разбирать агрегат без разрушения как соединяемых элементов и деталей, так и соединяющих. Такие соединения осуществляются при помощи болтов, винтов, шурупов, шпилек и валиков. Разъемные соединения всегда влекут за собой увеличение веса по сравнению с неразъемными и разделяются на конструктивные и эксплуатационные. Необходимость конструктивных разъемов вызывается особенностью конструкций, например, соединение стойки убирающегося шасси и складывающегося подкоса. При соединении конструктивно-силовых элементов из различных материалов или деталей часто приходится применять болтовые соединения, например, соединение фюзеляжа с моторной рамой и пр. Эксплуатационные разъемные соединения вызываются соображениями удобства эксплуатации. Иногда к проектируемому самолету предъявляют требования расчленения конструкции для транспортировки и ремонта в полевых условиях.

Неразъемными соединениями называются соединения, которые не позволяют разбирать конструкцию без разрушения соединяемых элементов (клеевые, сварочные) или соединяющих их деталей (заклепки, пистоны). Неразъемные соединения иногда называют технологическими разрезами, которые применяются при разделении конструкции на отдельные составные части (узлы, панели, секции). Применение технологических разрезов, как правило, или совсем не повышает веса конструкции по сравнению с весом неразрезной конструкции или увеличивает его очень незначительно. Соединения при технологических разрезах, как правило, выполняют при помощи клепки, пайки, сварки и склейки и только при невозможности применения неразъемного соединения заменяют технологический шов разъемным. Рассмотрим классификацию конструкций самолетов по признаку производства сборочных работ.

Агрегатированный самолет собирается по схеме, изображенной на фиг. 20. Готовый самолет можно легко разобрать без разрушения соединений на агрегаты: фюзеляж, крылья, оперение, силовую установку и

шасси. Агрегатом называется часть самолета, выполняющая определенное назначение в полете и на земле. Например, фюзеляж имеет назначение служить связью между крыльями и оперением, а также для размещения экипажа, топлива, вооружения и т. д.

Секционированный самолет отличается от агрегатированного тем, что конструкция каждого агрегата разделена на секции. В этом случае конструкция агрегата состоит из секций, которые в свою очередь собираются



Фиг. 20. Агрегатированный самолет.

из деталей, звеньев и узлов. Из нескольких функций агрегата секция имеет только ей присущие. Например, секция кабины летчика из многих функций фюзеляжа служит для размещения экипажа. Такой самолет собирается по схеме, изображенной на фиг. 21.

Панелированный самолет характерен тем, что каждая секция состоит из панелей (фиг. 22). Панель есть сборочная единица, представляющая собой часть внешней поверхности агрегата и секции, которая обычно имеет силовой набор и оборудование. Панель обозначается по секции или агрегату и по положению, какое она занимает в конструкции. Например, верхняя панель кабины летчика или нижняя панель крыла и т. д.

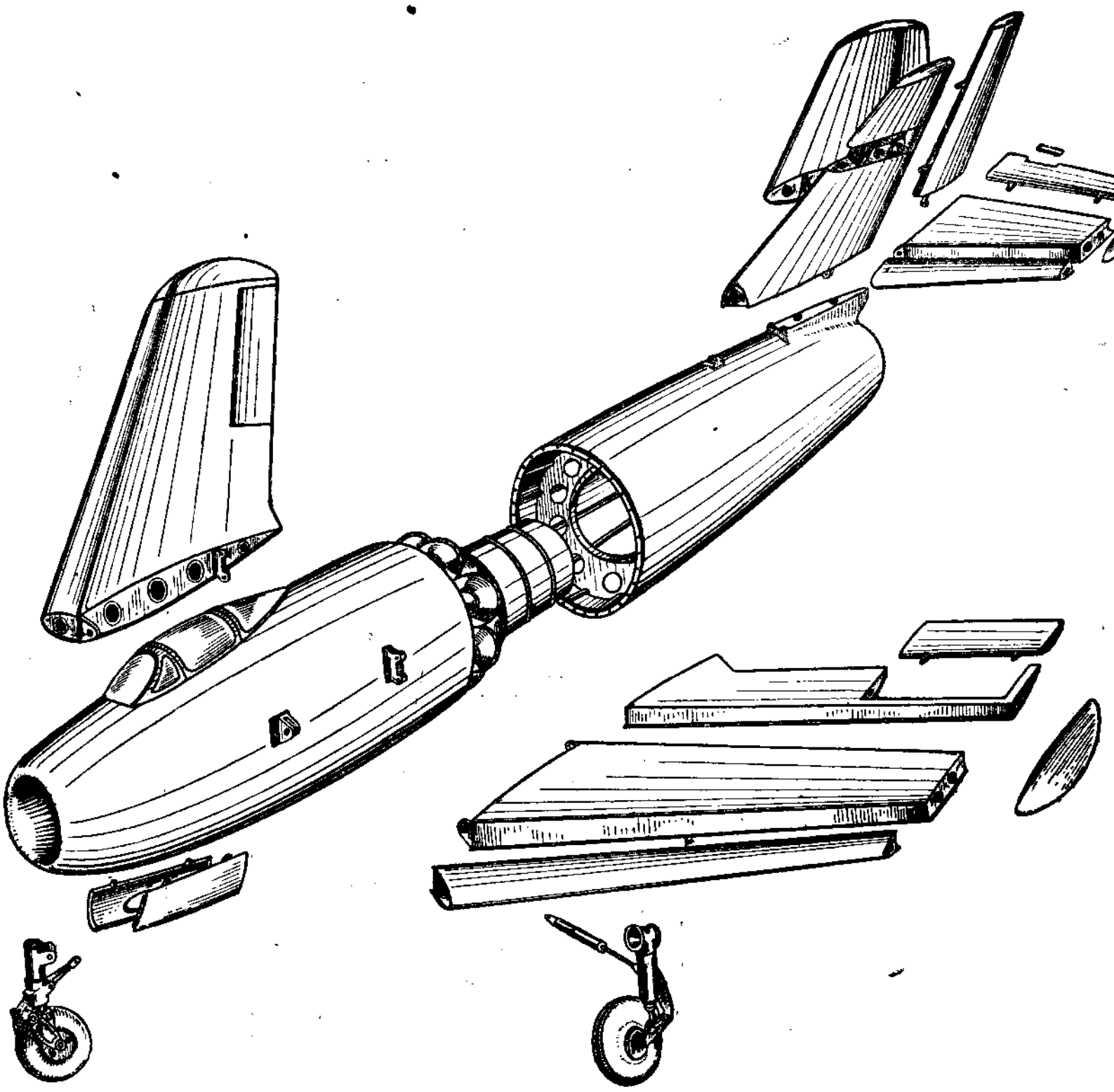
Еще в 20-е годы советские конструкторы проектировали и строили агрегаты самолетов, состоящие из отдельных сборочных единиц, и это давало им возможность повысить производительность и улучшить условия труда. В современном самолетостроении расчленение конструкции на секции и панели получило широкое распространение.

В табл. 1. I приведены сравнительные технико-экономические данные сборочных работ всех трех типов конструкций самолетов.

Таблица 1. I

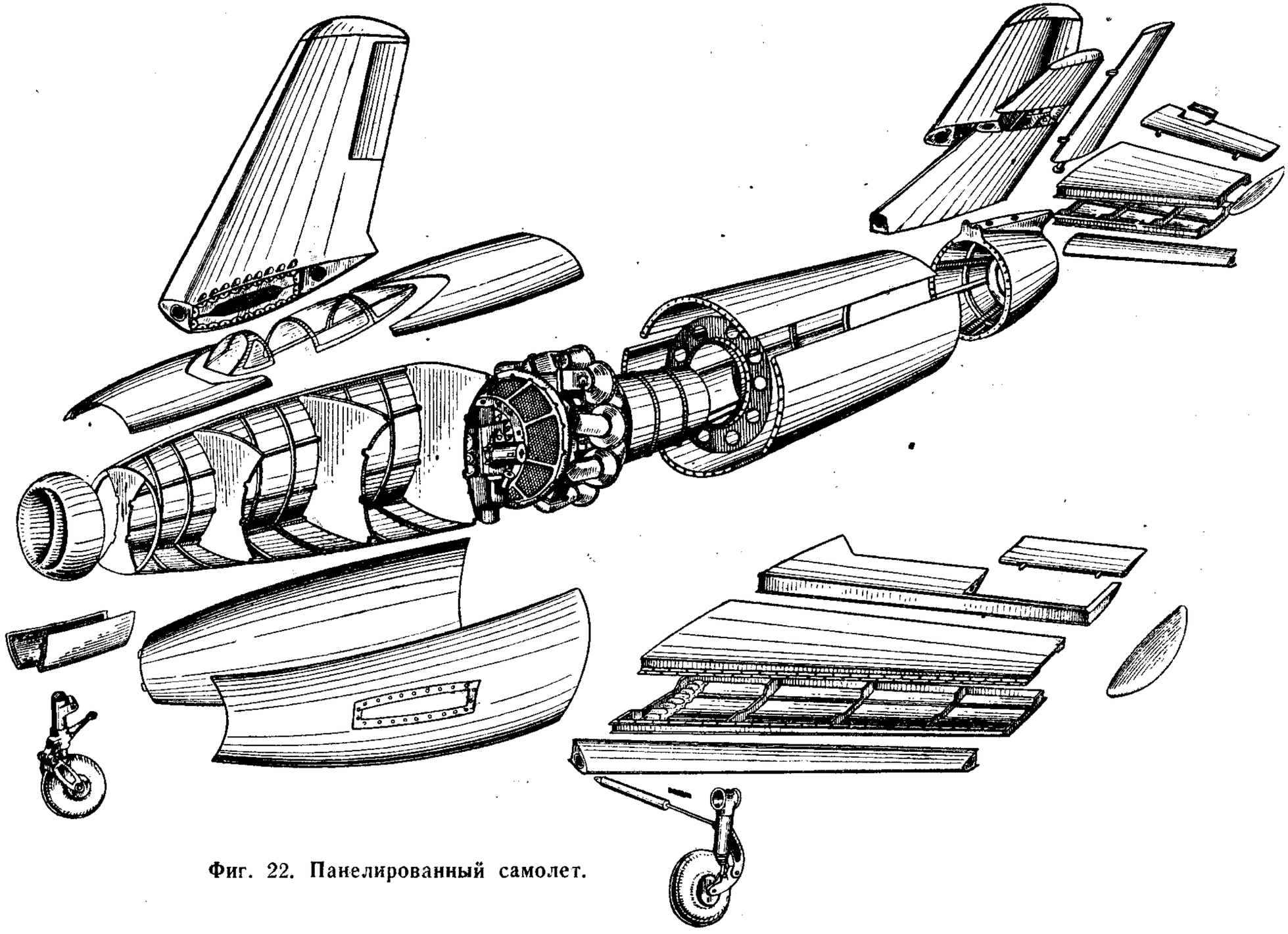
Показатель / Тип конструкции	Производительность труда	Трудоемкость	Цикл сборки	Производственная площадь	Количество рабочих мест
Агрегатированный самолет	1	1	1	1	1
Секционированный самолет	1,05	1	0,97	0,95	1
Панелированный самолет	1,8—3,2	0,4—0,8	0,2—0,5	0,4—1,2	0,5—1,5

Из таблицы видно, что наиболее экономичной оказывается панелированная конструкция самолета.



Фиг. 21. Секционированный самолет.

Опыт, накопленный за годы сталинских пятилеток, свидетельствует, что расчленение конструкции на отдельные сборочные единицы значительно уменьшает трудоемкость, повышает производительность, улучшает условия труда сборщиков и монтажников, сокращает цикл сборки и монтажа, сокращает потребные производственные площади и количество рабочих мест.



Фиг. 22. Панелированный самолет.

На одном самолетостроительном заводе при изготовлении хвостовой части фюзеляжа, состоящей из панелей, трудоемкость уменьшилась в 1,5 раза, а цикл сократился в 3 раза и при этом значительно улучшились условия труда. Однако практика показывает, что расчленение конструкции, представленной в рабочих чертежах, не приводит к желаемому результату без крупных ее переделок. Чтобы получить от расчленения максимальный эффект, сохраняя малый вес конструкции, необходимо схему расчленения тщательно определить еще в стадии эскизного проектирования.

В решениях первой Ленинградской производственно-технической конференции по технологичности конструкций в машиностроении (март 1950 г.) о значении технологичности говорится: «Создание технологичных конструкций в машиностроении может осуществляться лишь в результате творческого содружества конструкторов, технологов, новаторов производства и научных работников.

Наиболее эффективным следует считать путь разработки технологичной конструкции с момента зарождения ее задания, а не путь последующего критического анализа с соответственным внесением конструктивных изменений.

Технологичные конструкции должны быть обоснованы теоретическими расчетами или проверены экспериментальными исследованиями. Поэтому совершенно необходима научная разработка методики конструирования технологичных конструкций в машиностроении.

Существующая в настоящее время организация и применяемые методы проектирования, разработки, освоения машин на ряде заводов отстают от хозяйственно-политических задач, решаемых страной, строящей коммунистическое общество, так как эти методы сложились в исторических условиях, совершенно отличных от современных.

Современные условия настоятельно диктуют необходимость перехода к скоростным высокоэкономичным методам изготовления новых конструкций».

Технологические основы расчленения конструкции. В производстве всего самолета сборочные работы составляют значительную часть, поэтому прежде всего для них следует установить связь между трудоемкостью, производительностью труда и условиями, в которых производится работа.

Сборочные работы представляют особый вид трудового процесса. В самом деле, при литье, штамповке, ковке, механической обработке имеют дело с материалом, инструментом, оборудованием и человеком, который заставляет материал принимать ту или иную форму или менять свое состояние. При этом современный уровень техники позволяет значительно облегчить труд рабочего, так как или всю работу или во всяком случае основную ее часть, требующую наибольших усилий, могут выполнять машины. В монтажно-сборочных работах роль ручного труда еще очень высока. При сборочных процессах рабочий не изготовляет новых деталей и не обрабатывает их, а соединяет или сопрягает друг с другом в определенной последовательности уже готовые детали.

Рассмотрим, от чего зависит при этом производительность труда и как она влияет на трудоемкость. Производительность труда сборщика зависит от следующих условий его работы: от рабочей позы сборщика, от освещенности места работы, от доступности места работы. Как показали проведенные в заводских условиях опыты, время, затрачиваемое на

постановку одной заклепки (вместе с временем на сверление отверстия), в значительной степени зависит от позы сборщика (табл. 2. I).

Таблица 2. I

Поза сборщика	Отношение норм времени к норме при положении стоя, лист вертикально
Стоя, лист вертикально	1
Стоя (согнувшись), лист горизонтально	1,21
На коленях, лист вертикально	1,51
На корточках, лист вертикально	1,60
Лежа на животе	2,11
Лежа на правом или левом боку	2,41

Все эти коэффициенты получены при отличной освещенности и доступности, т. е. в условиях, когда рабочего ничто не стесняло. Как показали замеры, освещенность внутри неразрезных агрегатов бывает в 10—15 раз меньше сравнительно с освещенностью цеха, так как получить хорошую освещенность внутри агрегата или секции очень трудно.

При работе внутри секции или агрегата рабочий вынужден принимать такую позу, какую позволяют размеры секции или агрегата. Например, при работе в хвостовой части фюзеляжа диаметром 0,5—0,6 *м* рабочий вынужден работать лежа или на корточках. В секциях крупных размеров при диаметре в 2—3 *м* работу на бортах можно проводить стоя. Работа же на полу и внизу бортов будет все равно совершаться на коленях или лежа.

При работе на панелях рабочий почти всегда будет работать стоя, а следовательно, и производительнее, чем в секции Цикл производства панелированной конструкции сократится потому, что все панели, на которые расчленяется секция, собираются параллельно, и цикл сборки панелей определится циклом сборки панели с наибольшей продолжительностью сборки; при этом фронт сборочных работ значительно увеличится. После сравнительно короткого цикла сборки панелей должен наступить цикл сборки всех панелей для получения секции (стыковочный цикл). Чем на большее число панелей расчленена секция, тем короче будет цикл сборки одной панели, но зато тем длиннее становится цикл стыковки панелей в секцию.

Общий вывод по технологическим основам расчленения конструкции сводится к необходимости производить сборку по схеме: деталь → узел → панель → секция → агрегат → самолет, а это в свою очередь требует, чтобы при конструировании были выполнены определенные условия.

1. Выноска наибольшего числа технологических узлов на верстачную сборку, что значительно сокращает объем работы последующей панельной, секционной и агрегатной сборки.

2. Расчленение конструкции, позволяющее применять более широкую механизацию сборочных работ, вводя в работу клепальные прессы-автоматы, сварочные автоматы и другие средства механизации. Следует помнить, что возможность применения механизации зависит от доступности мест работы в конструкции.

3. Расчленение конструкции самолета, приводящее к снижению трудоемкости сборочных работ, сокращению цикла и числа рабочих мест сбор-

ки. Одновременно с этим следует предусмотреть возможность уменьшения размеров цеха окончательной сборки, перенеся основную массу сборочных и монтажных работ на панельную, секционную и агрегатную сборку.

4. Простота по геометрии и доступность для работы стыков между панелями и секциями.

5. Наибольшее по трудоемкости количество монтажных работ запроектировать на панелях, тщательно продумать стыки между панелями и секциями, чтобы в процессе соединения панелей друг с другом нельзя было повредить приборы и другие предметы внутреннего оборудования, размещенные на панелях.

6. Для максимальной механизации сборочно-клепальных работ конструкцию панелей следует выполнять такой, чтобы всюду можно было применять открытую клепку или двухстороннюю электросварку.

В заключение перечислим кратко выгоды, получаемые от расчленения конструкции:

1) качество изделий повышается;

2) себестоимость самолета снижается вследствие сокращения трудоемкости, сокращения циклов сборки и сокращения площадей;

3) производительность труда увеличивается;

4) выпуск продукции увеличивается;

5) нормирование труда сборщика приобретает стабильный характер, как и для всякого другого установившегося производственного процесса. При этом надежность нормирования становится такой же, как и надежность нормирования работ на станках.

Выбор материала

Выбор материала для силовых частей конструкции самолета зависит от номенклатуры материалов, имеющихся в распоряжении конструктора, от требований, предъявляемых к материалу, от типа конструкции агрегата, от места детали и от условий ее работы. Однако номенклатуру материалов для облегчения снабжения следует стремиться свести к минимуму, особенно для деталей из дефицитного сырья.

В деревянных конструкциях самолетов для различных деталей применяют различные породы дерева, а узлы делают металлическими. В металлических конструкциях самолетов наиболее напряженные части и детали (стыковые узлы, пояса лонжеронов крыла, детали шасси, моторама) выполняют преимущественно из высокосортных сталей, обшивку и менее напряженные детали силового набора — преимущественно из алюминиевых сплавов.

Материал выбирают в самом начале проектирования, но в процессе разработки конструкции иногда приходится первоначально выбранный материал заменять другим.

С точки зрения конструктора и технолога лучшим материалом является тот, который имеет более высокие механические характеристики при малом удельном весе и легко подвергается обработке с применением высокопроизводительных методов производства. С точки зрения работника эксплуатации материалы конструкции должны допускать безангарное хранение самолета в различных климатических условиях.

Вес и прочность элемента конструкции связаны между собой. Поэтому сравнивать материалы по этим характеристикам следует, учитывая одновременно оба фактора. Для облегчения такого сравнения введено понятие об *удельной прочности материала,* под которой подразумевают

отношение прочностной характеристики к удельному весу, причем в зависимости от характера нагружения и деформации детали это отношение меняется.

Основные показатели материала по удельной прочности:

удельная прочность на растяжение $\frac{\sigma_{раст}}{\gamma}$;

» » на сжатие $\frac{\sigma_{сж}}{\gamma}$;

» » на срез $\frac{\tau_{ср}}{\gamma}$;

» » на изгиб $\frac{\sqrt[3]{\sigma_{изг}^2}}{\gamma}$;

» » на кручение $\frac{\sqrt[3]{\tau_{кр}^2}}{\gamma}$;

» » на продольный изгиб $\frac{\sqrt{E}}{\gamma}$,

должны быть возможно выше.

Удельная прочность основных материалов, применяемых в самолетостроении, приведена в табл. 3. I. При составлении таблицы приняты высшие показатели однородных групп сталей и легких сплавов; из деревянных материалов приведены коэффициенты только для сосны.

При выборе материала рекомендуется руководствоваться следующими требованиями:

1) высокая прочность (особенно важная для сильно нагруженных деталей) и малый удельный вес;

2) наличие отечественного сырья;

3) невысокая стоимость материала и возможность применения дешевых процессов его обработки (прокат, штамповка, литье, ковка, сварка);

4) неизменность веса, механических качеств и вязкости материала под действием влажности воздуха и температуры (в пределах, определяемых условиями эксплуатации);

5) стойкость против коррозии или простота защиты материала от коррозии;

6) способность поглощать работу внешних сил изгиба и кручения (что способствует более быстрому затуханию вибраций);

7) вязкость и сопротивляемость усталости;

8) возможность ремонта деталей простейшими технологическими способами без замены незначительно поврежденных элементов новыми;

9) сохранение достаточной прочности при пулевых и осколочных пробоинах (входное и выходное отверстия должны иметь минимальные площади).

Для изготовления самолетов применяются в различных соотношениях три основных вида материалов: для металлических самолетов — легкие сплавы и легированные стали; для деревянных самолетов — древесина (натуральная и облагороженная) и сталь. Кроме этих основных материалов, в самолетостроении применяется много разнообразных материалов, включая ткани, резину, пластмассы и др.

Таблица 3. 1

Удельная прочность различных материалов

Удельная прочность	Места, занимаемые материалами по удельной прочности			
	1-е	2-е	3-е	4-е
На растяжение $\frac{\sigma_{раст}}{\gamma}$ *см*	Хромансиль $\sigma_{раст}=16\,000$ *кг/см²* $20{,}4\cdot10^5$	Электрон $\sigma_{раст}=3000$ *кг/см²* $16{,}7\cdot10{,}5^5$	Сосна $\sigma_{раст}=830$ *кг/см²* $16{,}0\cdot10^5$	Нержавеющая сталь $\sigma_{раст}=12\,000$ *кг/см²* $15{,}3\cdot10^5$
На сжатие $\frac{\sigma_{сж}}{\gamma}$ *см*	Хромансиль $\sigma_{раст}=16\,000$ *кг/см²* $20{,}4\cdot10^5$	Электрон $\sigma_{раст}=3000$ *кг/см²* $16{,}7\cdot10^5$	Нержавеющая сталь $\sigma_{сж}=12\,000$ *кг/см²* $15{,}3\cdot10^5$	Супердуралюмин $\sigma_{сж}=4200$ *кг/см²* $14{,}7\cdot10^5$
На срез $\frac{\tau_{ср}}{\gamma}$ *см*	Хромансиль $\tau_{ср}=9100$ *кг/см²* $1{,}16\cdot10^6$	Нержавеющая сталь $\tau_{ср}=8400$ *кг/см²* $1{,}07\cdot10^6$	Электрон $\tau_{ср}=1800$ *кг/см²* $1{,}0\cdot10^6$	Супердуралюмин $\tau_{ср}=2300$ *кг/см²* $0{,}81\cdot10^6$
На изгиб $\frac{\sqrt[3]{\sigma^2_{изг}}}{\gamma}$ *кг*$^{-\frac{1}{3}}$ *см*$^{\frac{5}{3}}$	Сосна $\sigma_{изг}=650$ *кг/см²* $14{,}4\cdot10^4$	Электрон $\sigma_{изг}=3000$ *кг/см²* $10{,}5\cdot10^4$	Супердуралюмин $\sigma_{изг}=4200$ *кг/см²* $9{,}14\cdot10^4$	Хромансиль $\sigma_{изг}=16\,000$ *кг/см²* $8{,}1\cdot10^4$
На кручение $\frac{\sqrt[3]{\tau^2_{кр}}}{\gamma}$ *кг*$^{-\frac{1}{3}}$ *см*$^{\frac{5}{3}}$	Электрон $\tau_{кр}=1800$ *кг/см²* $8{,}2\cdot10^4$	Супердуралюмин $\tau_{кр}=2300$ *кг/см²* $6{,}1\cdot10^4$	Хромомолибден и хромансиль $\tau_{кр}=911$ *кг/см²* $5{,}55\cdot10^4$	Нержавеющая сталь $\tau_{кр}=8400$ *кг/см²* $5{,}26\cdot10^4$
На продольный изгиб $\frac{\sqrt{E}}{\gamma}$ *кг*$^{-\frac{1}{2}}$ *см*^{2}	Сосна $E=1{,}1\cdot10^5$ *кг/см²* $6{,}4\cdot10^5$	Электрон $E=4{,}3\cdot10^5$ $3{,}64\cdot10^5$	Супердуралюмин и дуралюмин $E=7{,}5\cdot10^5$ $3{,}04\cdot10^5$	Сталь $E=2{,}1\cdot10^6$ $1{,}80\cdot10^5$

Экономия материалов в авиационном производстве может быть достигнута различными мероприятиями, как то:

1) правильным выбором и полным использованием (по напряжениям) материала при конструировании изделий;

2) применением при изготовлении изделий процессов, улучшающих прочностные качества материала;

3) сокращением отходов материала при изготовлении изделий.

Выполнение первых двух условий повышает полезную весовую отдачу самолетов, а невыполнение их вызывает перетяжеление изделий.

Излишний вес авиационного изделия может быть вызван:

— применением материала, не являющегося наиболее выгодным в весовом отношении для данной конструкции (например, изготовление из высокопрочного материала с большим удельным весом деталей, работающих в основном на устойчивость);

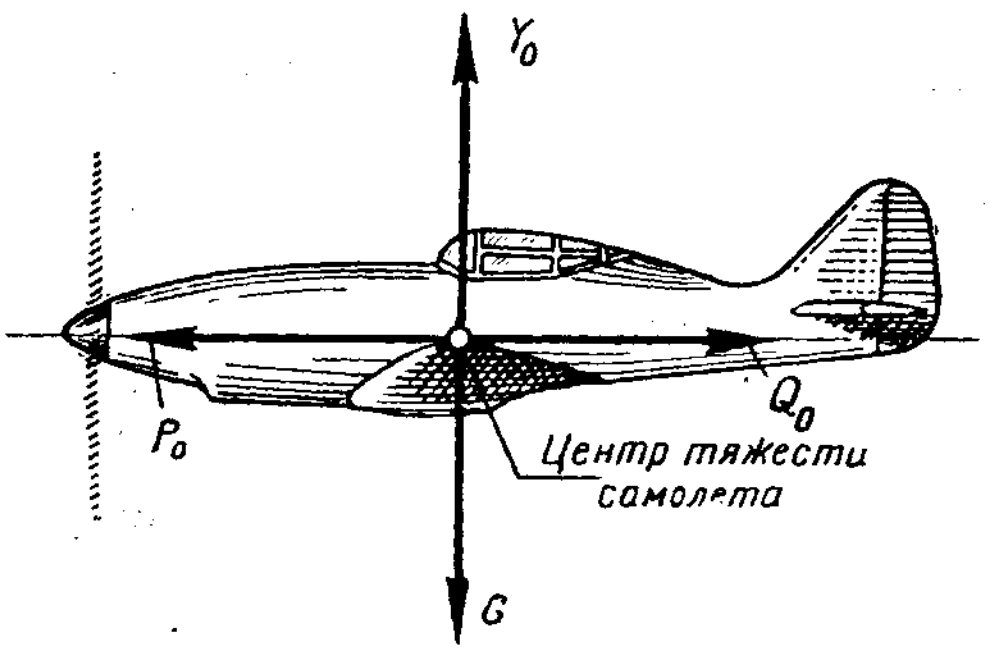
— неполным использованием прочностных качеств материала в элементах конструкции, что бывает при недостаточно тщательной разработке соединений отдельных деталей в узлы и при неправильном выборе методов крепления (например, соединение сваркой неразъемной детали из высокопрочной легированной стали таких размеров, которые не позволяют провести ее термообработку и получить свойственные этому материалу высокие прочностные качества).

6. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ В ПОЛЕТЕ

Горизонтальный полет

При прямолинейном горизонтальном полете с постоянной скоростью на самолет действуют следующие силы (фиг. 23): вес самолета G, подъемная сила Y_0, лобовое сопротивление Q_0 и тяга P_0.

Для простоты допускаем, что все эти силы проходят через центр тяжести самолета. Индексом «0» будем обозначать аэродинамические силы и коэффициенты, относящиеся к горизонтальному прямолинейному полету.



Фиг. 23. Силы, действующие на самолет при горизонтальном полете.

Для того чтобы самолет совершал горизонтальный полет с постоянной скоростью V, необходимо равновесие всех сил, действующих на самолет. Следовательно,

$$Y_0 = G \text{ и } P_0 = Q_0,$$

т. е. сумма всех сил, приложенных к самолету, равна нулю, что и является условием прямолинейного и равномерного движения (первый закон Ньютона).

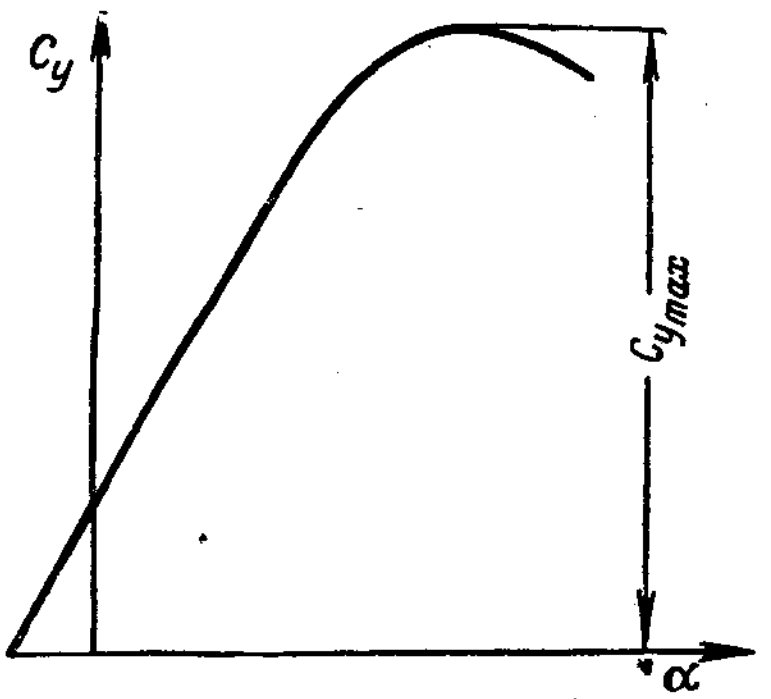
Если P_0 не равно Q_0, то горизонтальный полет возможен, но только с переменной скоростью (ускорением). Если же Y_0 не равно G, то горизонтальный полет невозможен, и самолет будет лететь либо с набором высоты либо со снижением и в общем случае — по криволинейной траектории. Таким образом, в любом горизонтальном полете необходимо равенство подъемной силы Y_0 и веса самолета G.

Из аэродинамики известно, что

$$Y_0 = c_{y0} S \frac{\rho V^2}{2},$$

где $c_{y\,0}$ — коэффициент подъемной силы самолета (в горизонтальном полете);
S — площадь крыльев;
ρ — плотность воздуха.

В последнем равенстве S, а также ρ (для заданной высоты полета) — величины постоянные, а $c_{y\,0}$ и V могут меняться. Но поскольку при горизонтальном полете левая часть равенства постоянна, так как она равна весу самолета, то и правая часть тоже должна быть постоянной; следовательно, для выполнения горизонтального полета необходимо, чтобы произведение $c_{y0}V^2$ было постоянно.



Фиг. 24.

А это значит, что если увеличивается скорость V горизонтального полета, то соответственно необходимо уменьшать коэффициент c_{y0}, уменьшая угол атаки α (фиг. 24).

Наоборот, уменьшать скорость горизонтального полета можно, увеличивая угол атаки α, увеличивая этим c_{y0}. Наименьшая скорость $V_{\min}$ будет достигнута на угле атаки, при котором c_y достигает наибольшего значения $c_{y\,\max}$ (фиг. 24).

В этом случае

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y\,\max}\rho S}}.$$

Величина наибольшей установившейся скорости горизонтального полета определяется максимальной тягой силовой установки.

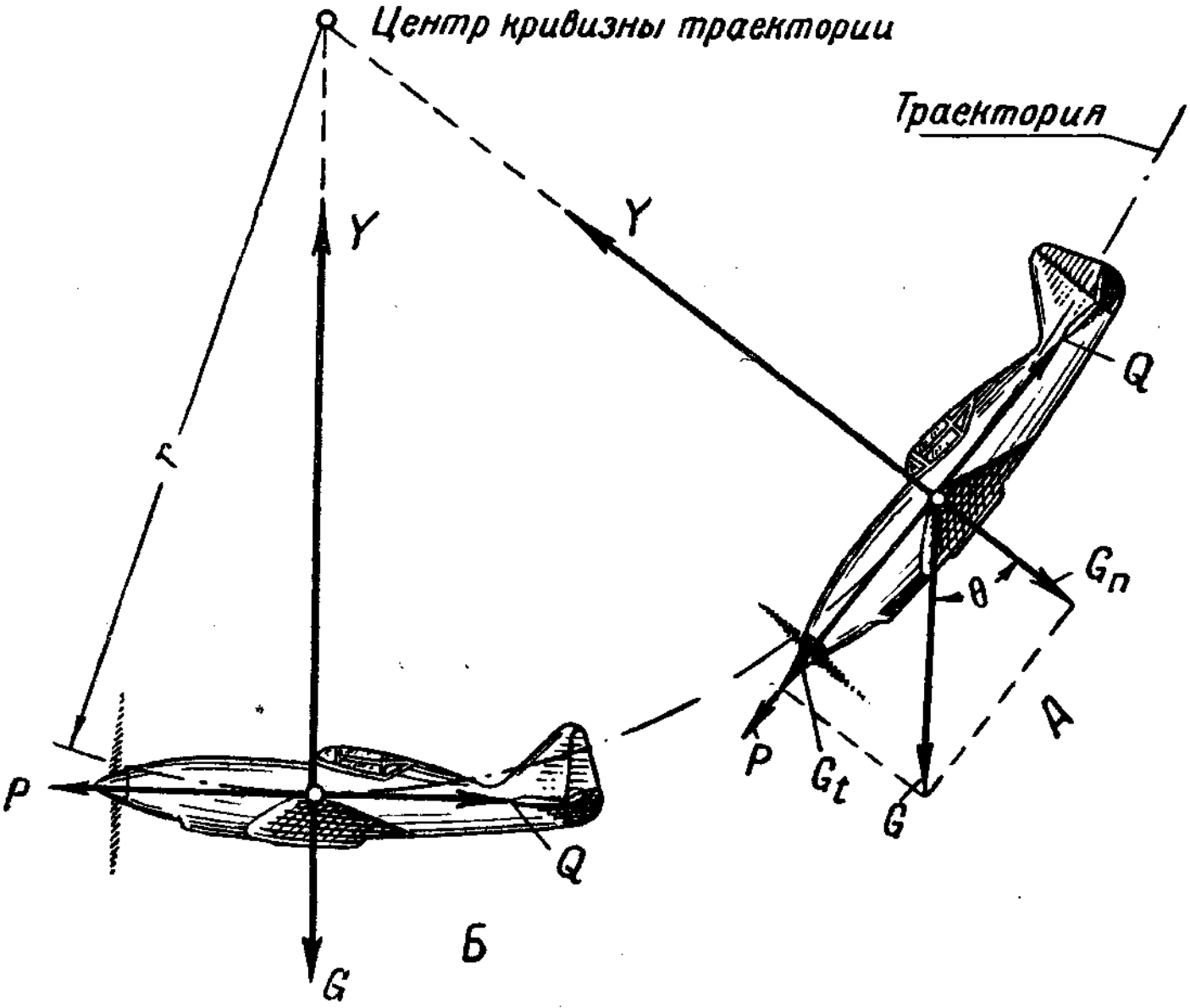
Криволинейный полет в вертикальной плоскости

Рассмотрим самолет, совершающий криволинейное движение по траектории радиуса кривизны r (фиг. 25). В этом случае на него действуют те же силы, что и в горизонтальном полете (G, Y, Q и P), только они не находятся в равновесии, т. е. в сумме дают не нуль, а некоторую неуравновешенную силу, приложенную к самолету. Тогда согласно второму закону Ньютона самолет должен двигаться с ускорением, действующим в направлении этой неуравновешенной силы. В общем случае рассматриваются действия неуравновешенных сил и ускорений в двух направлениях:

— вдоль траектории (по касательной); это — тангенциальная сила, дающая увеличение или уменьшение поступательной скорости по траектории;

— перпендикулярно (нормально) к траектории, т. е. по направлению радиуса кривизны траектории; это — центростремительная сила, вызывающая искривление траектории.

Если силу тяжести G (фиг. 25), направленную вертикально вниз, разложим по двум указанным направлениям, то вдоль траектории получим следующие силы: тягу P, тангенциальную составляющую силы тяжести G_t и силу сопротивления самолета Q. В сумме они дадут тангенциальную силу, ускоряющую или замедляющую движение самолета по траектории.



Фиг. 25. Силы, действующие на самолет при криволинейном полете.

Эта сила по сравнению с другими мала и в данном случае ею можно пренебречь, так как основное значение имеют силы, нормальные к траектории. К ним относятся подъемная сила Y и составляющая силы тяжести $G_n = G\cos\theta$.

Часть подъемной силы уравновешивает силу тяжести G_n, а избыточная, неуравновешенная, часть $Y - G\cos\theta$ создает центростремительное ускорение, которое, как известно из механики, равно $\frac{V^2}{r}$. А так как неуравновешенная сила равна массе m, умноженной на ускорение, то

$$Y - G\cos\theta = \frac{mV^2}{r}.$$

Если массу выразить через вес, то

$$m = \frac{G}{g},$$

и тогда центростремительная сила будет

$$Y - G\cos\theta = \frac{GV^2}{gr},$$

где r — радиус кривизны траектории;
$g = 9{,}81$ *м/сек*^{2} — ускорение силы тяжести.

Следовательно,

$$Y = G\cos\theta + \frac{GV^2}{gr}.$$

Для простоты рассмотрим положение, когда сила тяжести направлена по нормали к траектории. В этом случае $\theta = 0$, а $\cos\theta = 1$, и последнее равенство перепишется так:

$$Y = G + \frac{GV^2}{gr}$$

или

$$Y = G\left(1 + \frac{V^2}{gr}\right), \qquad (1)$$

где V — берется в *м/сек*; r — в метрах, $g = 9{,}81$ *м/сек*$^2 \approx 10$ *м/сек*^{2}.

Формула (1) показывает, что в криволинейном полете подъемная сила не равна весу самолета:

$$Y \neq G.$$

Следует иметь в виду, что ускорению $\frac{V^2}{r}$ соответствует инерционная сила N, равная

$$N = \frac{mV^2}{r} \quad \text{или} \quad N = \frac{G}{g}\frac{V^2}{r}.$$

Следовательно, на все элементы самолета в этом случае будут действовать, кроме их веса, еще инерционные силы, тогда как в горизонтальном полете с постоянной скоростью на них действует только вес.

Отношение n подъемной силы к весу самолета носит название *перегрузки* или *коэффициента перегрузки*. Число, указывающее наибольшее значение перегрузки, возможное в эксплуатации, будем называть *коэффициентом эксплуатационной перегрузки* $n^э$.

Так как подъемная сила равна

$$Y = Gn,$$

то

$$n = \frac{Y}{G}. \qquad (2)$$

В горизонтальном полете подъемная сила равна весу самолета и поэтому

$$n = 1.$$

Для криволинейного полета

$$n = \frac{Y}{G} = \frac{G\left(1 + \frac{V^2}{gr}\right)}{G},$$

и после сокращения получаем окончательно

$$n = 1 + \frac{V^2}{gr}. \tag{3}$$

Пользуясь коэффициентом n, можно определять нагрузку на отдельные детали самолета в каждом отдельном случае.

Формулой (3) практически пользоваться неудобно. Более удобное выражение для n можно получить следующим образом. Согласно формуле (2) числитель Y есть полная подъемная сила в криволинейном полете, включающая перегрузку и не равная весу:

$$Y = c_y S \frac{\rho V^2}{2} \neq G.$$

Если бы самолет летел горизонтально с т е м ж е с а м ы м углом атаки, т. е. при

$$c_y = c_{y0},$$

то подъемная сила Y_0 была бы равна весу

$$Y_0 = c_{y0} S \frac{\rho V_0^2}{2} = G,$$

но только скорость V_0 отличалась бы от V.

В этом случае коэффициент перегрузки выразится так:

$$n = \frac{Y}{G} = \frac{Y}{Y_0}.$$

Подставив вместо Y и Y_0 их выражения через скорость и сократив одинаковые множители, в том числе c_y и $c_{y\,0}$, получим

$$n = \left(\frac{V}{V_0}\right)^2, \tag{4}$$

т. е. коэффициент перегрузки равен квадрату отношения скоростей в криволинейном и в горизонтальном полете на одном и том же угле атаки.

Аэродинамически наибольшее значение коэффициента перегрузки будет, очевидно, при наибольшем числителе V_{max} и наименьшем знаменателе $V_{пос}$:

$$n^э_{max} = \left(\frac{V_{max}}{V_{пос}}\right)^2, \tag{5}$$

что могло бы иметь место при полете с максимальной скоростью на посадочном угле атаки.

Для современных скоростных самолетов

$$V_{max} = 900—1100 \ км/час,$$
$$V_{пос} = 150—180 \ км/час,$$

и, следовательно,

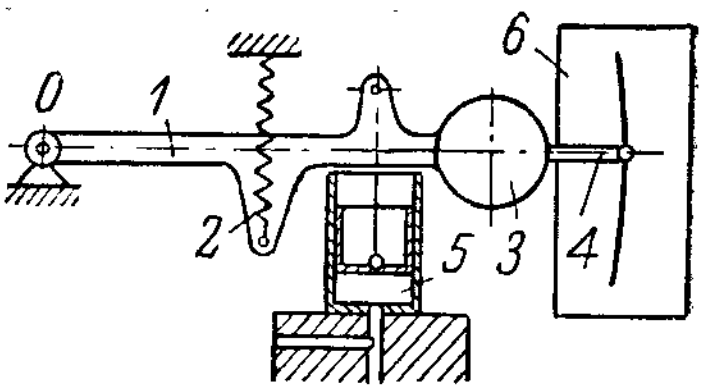
$$\left(\frac{V_{max}}{V_{пос}}\right)^2 = n_{max} = 36.$$

Такова наибольшая аэродинамически возможная величина коэффициента перегрузки при данном диапазоне скоростей.

Практически во время полета такую перегрузку получить невозможно, так как переход с максимальной скорости на посадочный угол атаки (при резком маневре или при попадании самолета в мощный восходящий поток) никогда не происходит мгновенно.

Кроме того, рассчитывать самолет на прочность с $n=36$ нет никакого смысла, так как летчик физиологически не может выдержать таких перегрузок. Были проведены специальные исследования по определению влияния на организм летчика величины перегрузки и времени ее действия при различных положениях летчика в самолете. Результаты этих исследований показывают, что при нормальной посадке летчика в самолете уже при перегрузке 5—6,5, действующей 3—4 сек., наступают болезненные явления (при лежачем положении летчика действие перегрузки порядка 14—16 в течение 2—3 мин. не вызывает болезненных явлений).

Необходимо, однако, отметить, что при резком выходе из пикирования на современном маневренном самолете перегрузка достигает максимального значения иногда столь быстро и сам максимум удерживается столь кратковременно (доли секунды), что в этом случае даже перегрузка порядка 9—10 не вызывает резко выраженных болезненных ощущений у летчика.



Фиг. 26. Схема однокомпонентного акселерографа типа ЦАГИ А-9.

Измерение величины коэффициента перегрузки производится в полете с помощью акселерометра или акселерографа.

На фиг. 26 показана принципиальная схема простейшего акселерографа конструкции ЦАГИ. Он состоит из жесткого рычага *1*, свободно качающегося вокруг оси *О*. На его конце закреплен груз *3*; рычаг подвешен на пружине *2*, а запись производится стрелкой *4*, жестко укрепленной на рычаге. Для погашения собственных колебаний системы служит воздушный гаситель (демпфер) *5*. Прогиб пружины и, следовательно, ход стрелки будет пропорционален действующей силе (перегрузке). Запись осуществляется стальным штифтом по бумаге со специальным покрытием, отличающейся тем, что для получения ясной линии требуется весьма незначительное нажатие, трение же пера по бумаге ничтожно мало.

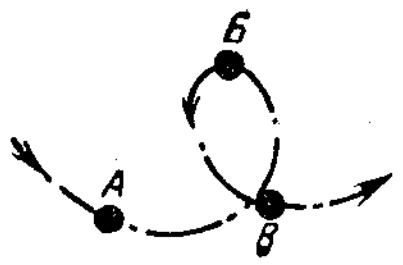
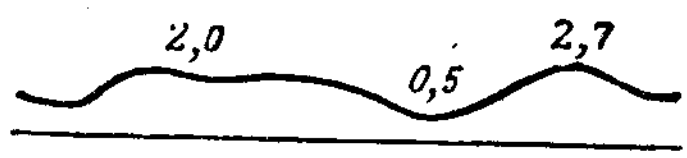
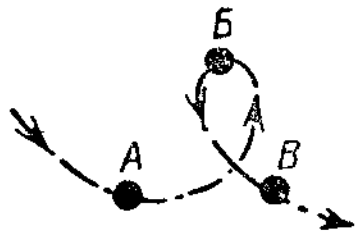
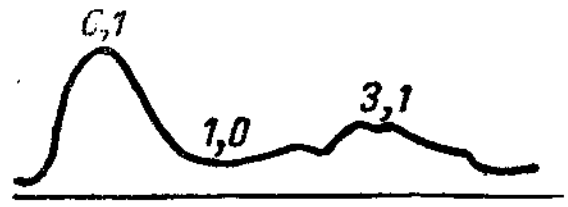
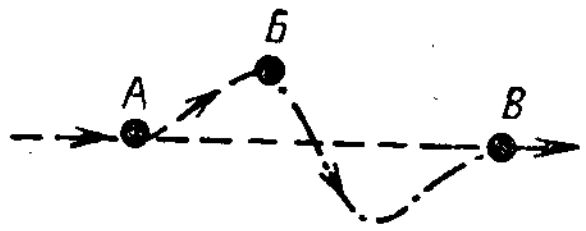
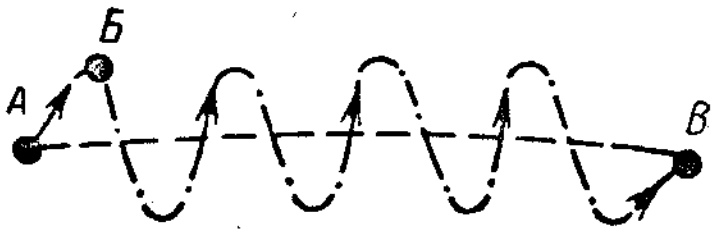
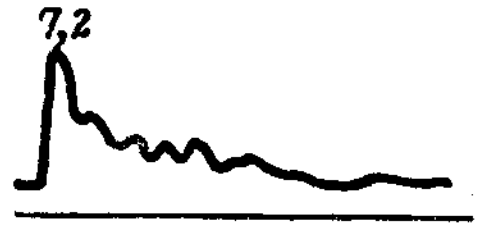
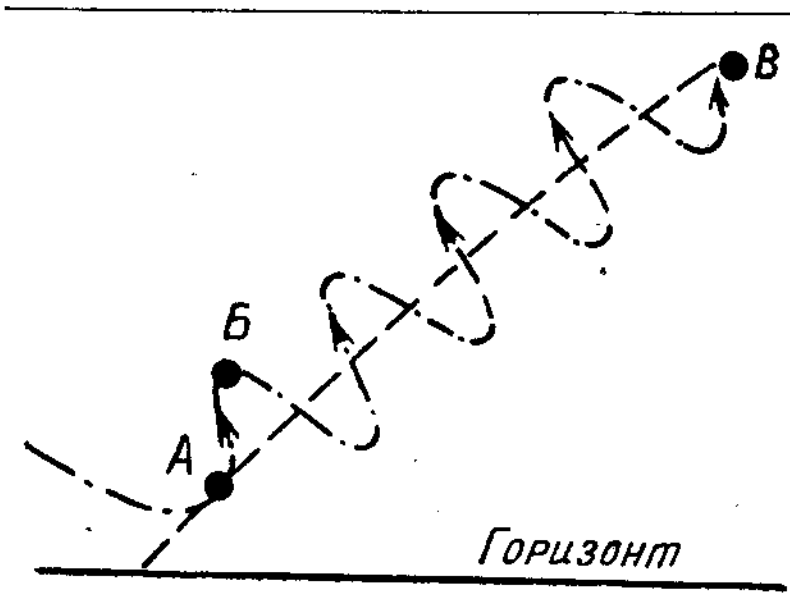
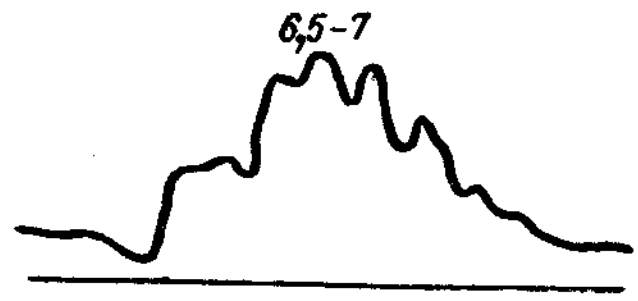
Криволинейный полет может возникнуть как по желанию летчика, так и помимо его воли. Например, при полете в неспокойном воздухе на самолет будут действовать горизонтальные и вертикальные воздушные порывы, которые, помимо воли летчика, сделают полет самолета криволинейным.

Коэффициенты перегрузок при различных фигурах полета. На основе длительных летных исследований установлено, что наибольшая перегрузка может быть получена на режиме выхода самолета из пикирования.

В табл. 4. I приведены значения перегрузок в характерных точках траекторий, получающихся при совершении фигур, и кривые изменения перегрузок по времени.

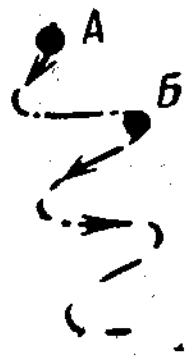
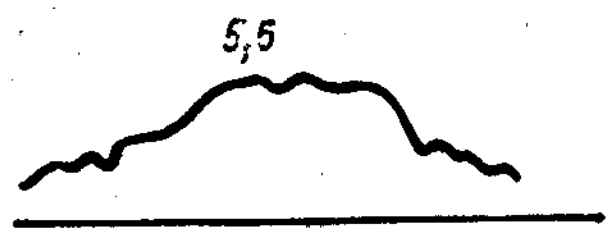
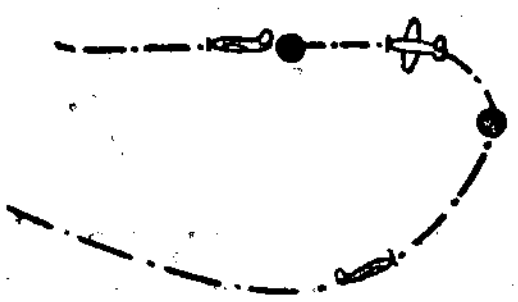
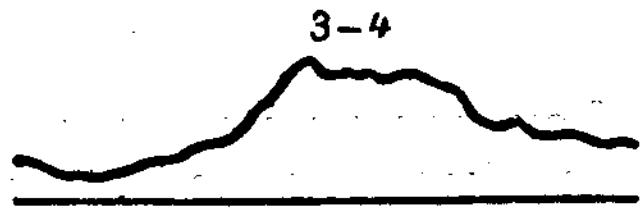
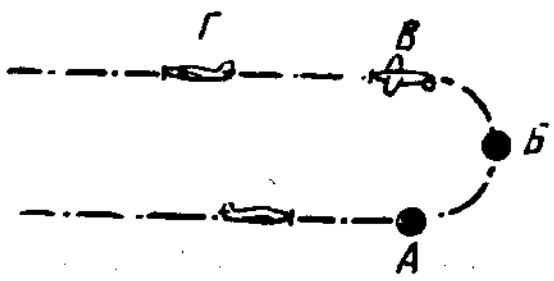
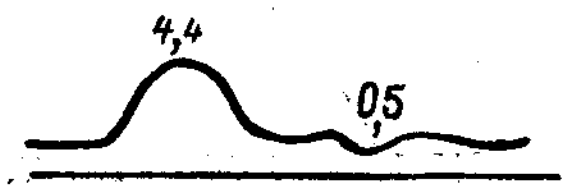
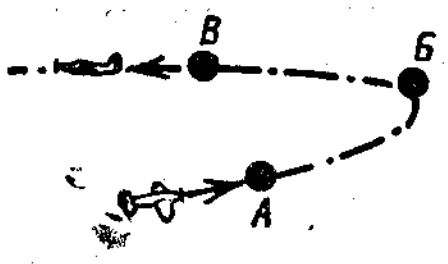
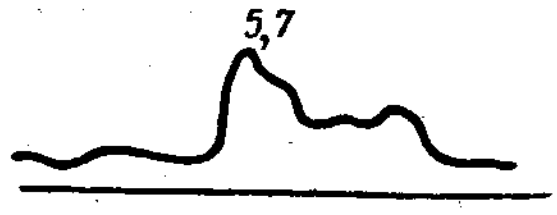
По критерию возможных максимальных перегрузок в эксплуатации все самолеты могут быть разбиты на три класса: маневренные, ограниченно маневренные и неманевренные.

Таблица 4. 1

Фигура	Точка на траектории	Перегрузка	Кривая изменения перегрузки по времени
 Петля[1]. Мягко выполненный маневр с набором высоты	*А* *Б* *В*	2,0 0,5 2,7	
 Петля. Очень быстрый маневр с потерей высоты	*А* *Б* *В*	6,1 1,0 3,1	
 Бочка. Нормальная, выполненная резко	*А* *Б* *В*	— 6,2 —	
 Бочка четверная. Очень быстрый маневр	*А* *Б* *В*	— 7,2 —	
 Бочка многократная, восходящего типа	*А* *Б* *В*	— 6,5–7 —	

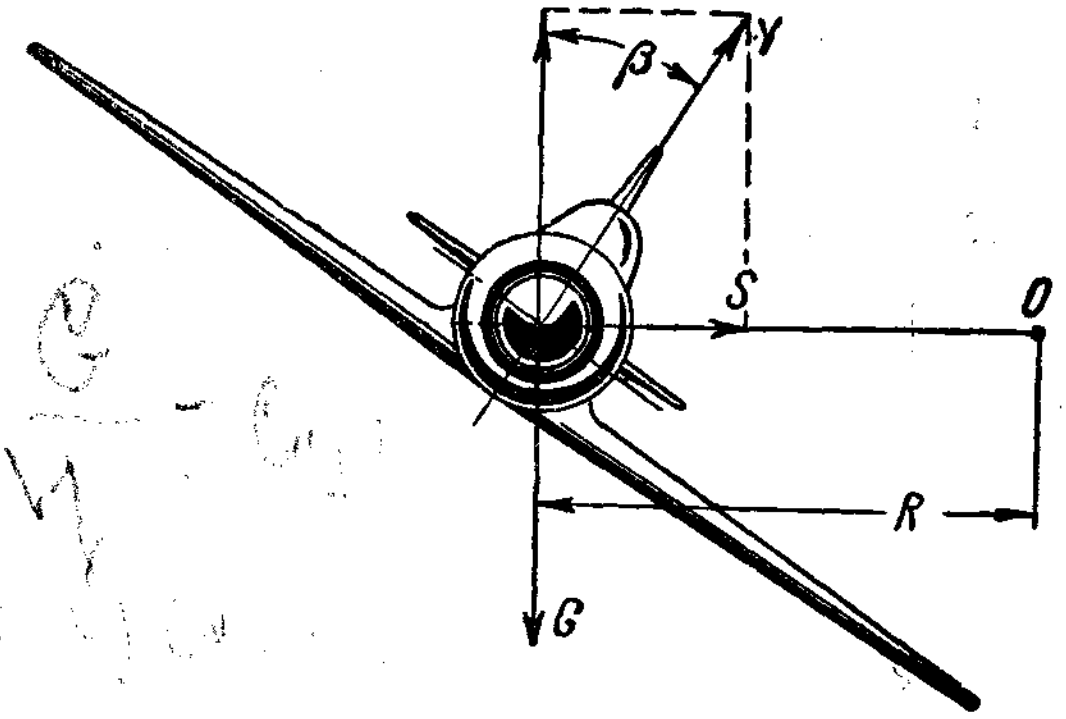
[1] Возможность полета по замкнутой траектории, лежащей в вертикальной плоскости, впервые в истории авиации была теоретически доказана Н. Е. Жуковским в 1891 г. в его работе: „О парении птиц“ и впервые была осуществлена на самолете русским летчиком П. Н. Нестеровым в 1913 г.

Продолжение

Фигура	Точка на траектории	Перегрузка	Кривая изменения перегрузки по времени
 Спираль с минимальным радиусом и с работающим двигателем	*А*	—	
	Б	5,5	
 Боевой разворот		3—4	
 Переворот (иммельман)	*А*	—	
	Б	4,4	
	В	1,0	
	Г	0,5	
 Вираж без потери высоты	*А*	—	
	Б	5,7	
	В	—	

Криволинейный полет в горизонтальной плоскости

Криволинейный полет с изменением направления движения в горизонтальной плоскости называется *виражем*. На вираже самолет накланяется в сторону поворота (фиг. 27), и при этом подъемная сила крыльев не только уравновешивает вес самолета G, но и дает слагающую в виде центростремительной силы S. Чем больше крен, тем больше должна быть подъемная сила, чтобы вертикальная составляющая ее уравновесила вес самолета G, и тем больше будет сила S, т. е. тем меньше будет радиус виража R.



Фиг. 27. Силы, действующие на самолет при вираже.

Рассмотрим вираж без скольжения. Для выполнения такого виража необходимо, чтобы вертикальные составляющие действующих сил находились в равновесии, т. е.

$$Y\cos\beta - G = 0,$$

откуда

$$Y = \frac{G}{\cos\beta}.$$

Так как знаменатель ($\cos\beta$) всегда меньше единицы, то Y всегда должен быть больше G. Это значит, что на самолет при вираже действуют перегрузки. Значение коэффициента перегрузки получается из равенства

$$n = \frac{Y}{G} = \frac{\dfrac{G}{\cos\beta}}{G}$$

или

$$n = \frac{1}{\cos\beta}.$$

Чем круче вираж, т. е. чем больше угол β, тем меньше $\cos\beta$ и, следовательно, больше n.

Для современных самолетов предельное значение угла крена установившегося виража $\beta \approx 70—75°$; при этом наибольшее значение коэффициента перегрузки n достигает 4—6.

Коэффициент безопасности

Эксплуатационные перегрузки не должны вызывать в элементах конструкции самолета остаточных деформаций, превышающих деформации, установленные нормами прочности [1].

Нагрузка, при которой происходит разрушение конструкции, называется *разрушающей*, или *расчетной*. Разрушающая нагрузка всегда больше эксплуатационной.

---

[1] Нормы прочности — свод обязательных положений, регламентирующих для расчета на прочность и испытаний внешние нагрузки на самолет и его элементы.

Число, показывающее, во сколько раз разрушающая нагрузка больше эксплуатационной нагрузки, называется *коэффициентом безопасности:*

$$f = \frac{Y_{разр}}{Y^э},$$

откуда разрушающая нагрузка

$$Y_{разр} = Y^э f.$$

Так как

$$Y^э = Gn^э,$$

то

$$Y_{разр} = Gn^э f = Gn,$$

где n — коэффициент разрушающей перегрузки[1]

$$n = n^э f.$$

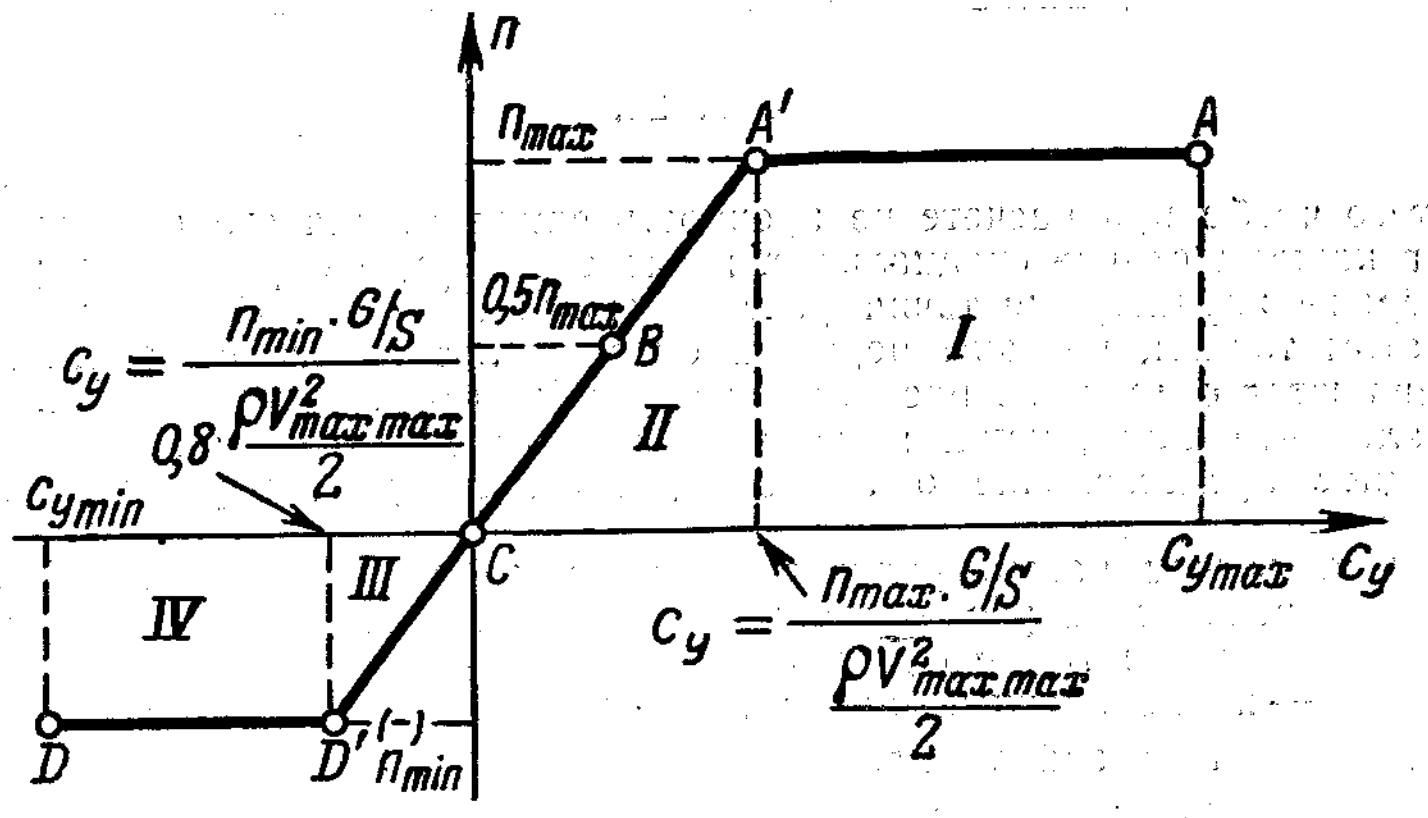
Расчет конструкции на прочность в самолетостроении производится на разрушающие нагрузки.

Чем больше значение f, тем надежнее конструкция, но увеличение f влечет за собой увеличение веса конструкции, что всегда нежелательно, а в самолетостроении особенно. Поэтому величина f берется такой, чтобы при максимально допустимых в эксплуатации перегрузках остаточные деформации в элементах конструкции не превосходили установленных нормами прочности.

Для современных самолетов обычно $f = 1{,}5—2{,}0$.

Нормирование нагрузок, действующих на самолет в полете

Полет самолета может производиться на различных углах атаки крыла — от угла атаки, соответствующего $c_{y\,max}$, до угла атаки, соответствующего $c_{y\,min}$, т. е. наибольшему отрицательному значению c_y. В этом диапазоне углов атаки в соответствии со скоростью самолет может испытывать перегрузку от максимальной положительной до максимальной отрицательной.



Фиг. 28. Сочетание возможных в полете значений перегрузок и коэффициента подъемной силы.

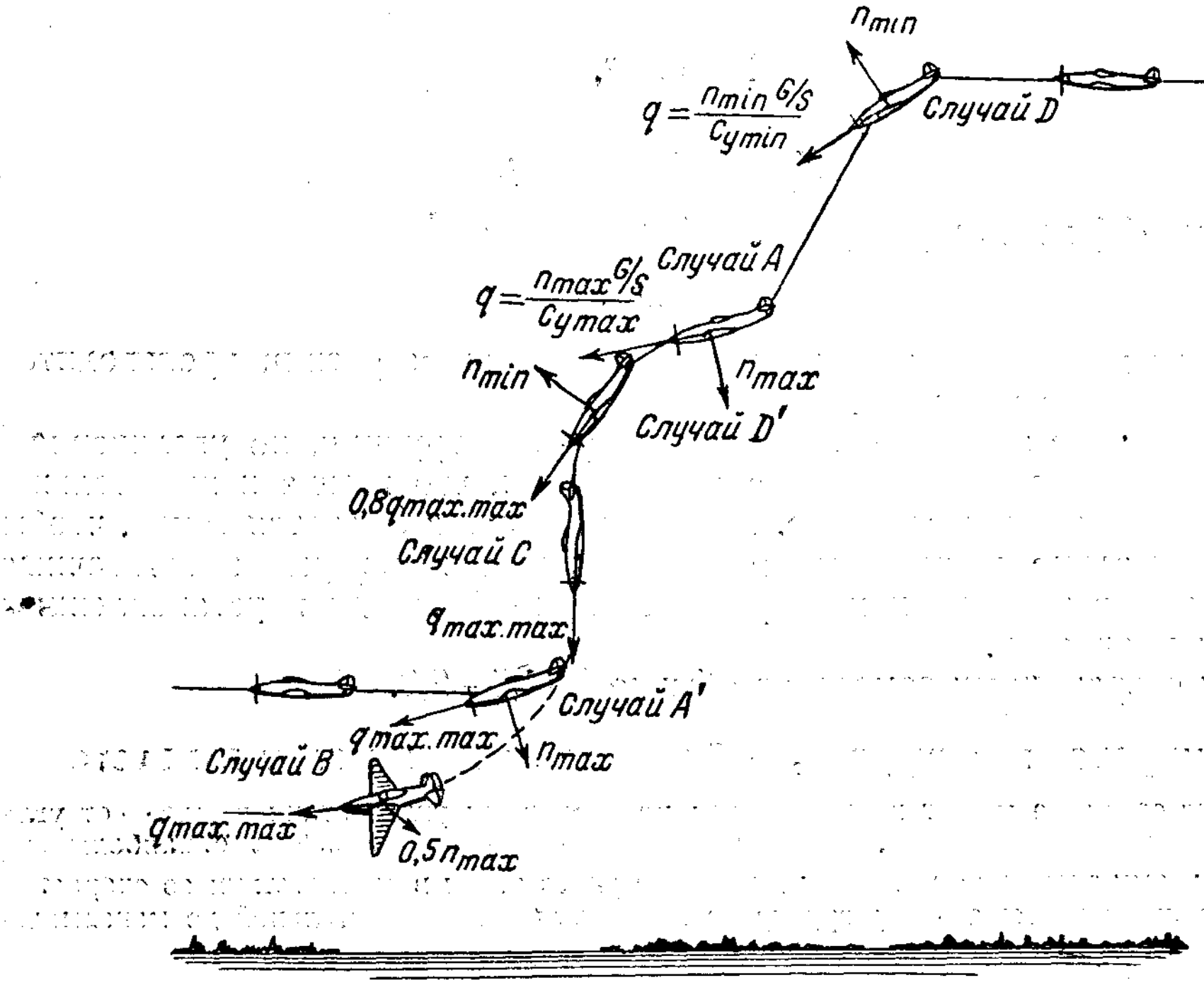
На фиг. 28 показано сочетание возможных в полете значений перегрузок и коэффициентов подъемной силы c_y. Этот график разбит на ряд характерных областей, а именно:

[1] Число, указывающее коэффициент перегрузки, при которой самолет или его элементы должны разрушаться.

Область *I* — максимальные перегрузки при различных скоростях полета и различных углах атаки крыла. В этой области скорость самолета меняется от значения, соответствующего выходу при заданной перегрузке $n^э_{max}$ на угол атаки, соответствующий $c_{y\,max}$, до предельно допустимой в эксплуатации скорости пикирования или планирования $V_{max\,max}$[1].

Область *II* — выход на различные углы атаки на постоянной предельной скорости $V_{max\,max}$, причем в этом случае перегрузка меняется от максимального значения до нулевого, соответствующего режиму пикирования.

Области *III* и *IV* аналогичны областям *II* и *I*, но при отрицательных перегрузках.



Фиг. 29.

Для того чтобы при расчете на прочность самолета или его отдельных агрегатов не делать в каждом случае специальных исследований для определения расчетных нагрузок, выбраны характерные точки рассмотренных областей. Случаи полета, соответствующие этим точкам, названы первыми буквами латинского алфавита *A*, *A'*, *B*, *C*, *D* и *D'* и являются основными расчетными случаями (случаи нагружения, вызывающие в данном элементе конструкции максимальные усилия) прочности самолета. Фиг. 29 дает наглядное представление о маневрах, соответствующих указанным расчетным случаям.

Расчетные случаи рассматриваются в нормах прочности, основной задачей которых является назначение расчетных условий в соответствии с требованиями, предъявляемыми к различным типам самолетов.

Случай A — криволинейный полет на угле атаки, которому соответствует первый $c_{y\,max}$ и наибольшее значение эксплуатационной перегрузки $n^э_{max}$. Рассматриваемый случай характеризуется зависимостями

$$n^э=n^э_{max} \quad \text{и} \quad c_y=c_{y\,max},$$

---

[1] Обозначение $V_{max\,max}$ (maximum maximorum) употребляется для того, чтобы отличить наибольшую допустимую для данного самолета скорость от максимальной горизонтальной скорости V_{max}. Часто вместо $V_{max\,max}$ употребляется $q_{max\,max}$, т. е. скоростной напор, величина которого назначается для каждого типа самолета нормами прочности.

которые позволяют определить скоростной напор

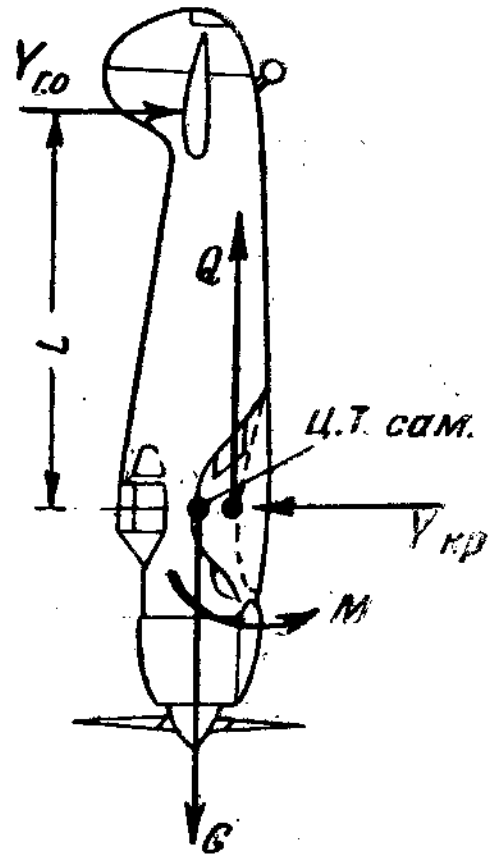
$$q=\frac{n^{э}_{\max}}{c_{y\max}}\frac{G}{S}<q_{\max\max}.$$

Этот случай может быть у самолета, совершающего горку, при выходе из пикирования и планирования, при действии восходящих потоков воздуха на самолет в горизонтальном полете и т. д.

Случай A′ — криволинейный полет с такой же перегрузкой, как и в случае *A*, но при наибольшей возможной или допустимой скорости $V_{\max\max}$ самолета. В случае *A′* коэффициент c_y получается меньшим, чем $c_{y\max}$. Для истребителей скорость в этом случае соответствует скорости пикирования. Случай *A′* введен потому, что хотя суммарная нагрузка на крыло в этом случае такая же, как и в случае *A*, но распределение ее иное: во-первых, центр давления сдвигается назад, и элементы крыла, расположенные ближе к задней кромке, нагружаются больше, чем в случае *A*, и, во-вторых, изменяется распределение нагрузки по размаху крыла.

Случай B — криволинейный полет на малых углах атаки с одновременным отклонением элеронов. В отличие от случая *A* случай *B* возникает на больших скоростях, а перегрузка при нем будет меньше, чем в случае *A*, из-за малых углов атаки. Случай *B* является промежуточным ($0<c_{y\,B}<c_{y\max}$) и введен как расчетный вследствие совместного действия инерционных сил и больших крутящих моментов, которые получаются из-за смещения назад центра давления.

Случай C — пикирование (фиг. 30), т. е. вертикальный полет на угле атаки, при котором подъемная сила самолета равна нулю ($c_{y\,сам}=0$). При пикировании на самолет действуют следующие силы и моменты: вес самолета *G*, лобовое сопротивление *Q* и момент самолета без горизонтального оперения *M* относительно его центра тяжести. Этот момент получается, во-первых, и главным образом от аэродинамического момента крыла и, во-вторых, вследствие того, что равнодействующая *Q* лобовых сопротивлений всех частей самолета не проходит через его центр тяжести. Нагрузка на горизонтальное оперение $Y_{г.\,о}$ вместе с равной ей по величине и противоположной по направлению подъемной силой крыла $Y_{кр}$ образуют пару сил, уравновешивающую момент *M*.



Фиг. 30. Силы и моменты, действующие на самолет при пикировании.

Таким образом,

$$Y_{г.\,о}=Y_{кр}=\frac{M}{L}\quad\text{или}\quad c_{y\,г.\,о}S_{г.\,о}\frac{\rho V^2_{г.\,о}}{2}=c_{y\,кр}S_{кр}\frac{\rho V^2_{кр}}{2}.$$

Полагая

$$V_{г.\,о}=V_{кр},$$

получим

$$c_{y\,г.\,о}S_{г.\,о}=c_{y\,кр}S_{кр},$$

откуда

$$c_{y\,кр}=c_{y\,г.\,о}\frac{S_{г.\,о}}{S_{кр}}.$$

Величина подъемной силы крыла получается малой, и практически можно принять

$$c_{y\,кр}\approx 0.$$

В отличие от случая *A* случай *C* обычно характерен большим аэродинамическим моментом.

Случай D — криволинейный полет на угле атаки, соответствующем наибольшему отрицательному значению коэффициента подъемной силы ($-c_{y\,\max}$). В этом случае силы действуют противоположно их направлениям в случаях *A* и *B*.

Случай D′ также соответствует отрицательной подъемной силе, но только при полете с большой скоростью и, следовательно, с меньшим коэффициентом ($-c_y$), чем в случае *D*. Скоростной напор принимается равным $0{,}8\,q_{\max\,\max}$ по сравнению со случаем *D*. Этот вид нагружения характерен более задним положением центра давления.

Рассмотренными случаями, конечно, не исчерпываются все виды нагрузки, предусмотренные нормами прочности. Мы не описали специальные случаи нагружения самолетов, выполняющих фигурные полеты, посадочные случаи, случаи, учитывающие нагружение механизированных крыльев, и т. д. Однако рассмотренные случаи являются основными и наиболее типичными.

ГЛАВА II

КРЫЛЬЯ

1. НАЗНАЧЕНИЕ КРЫЛА И ТРЕБОВАНИЯ К НЕМУ

Самой важной частью самолета, без которой невозможен полет, является крыло.

Основное назначение крыла — создание подъемной силы, необходимой для поддержания самолета в воздухе при полете. Кроме того, крыло участвует в придании самолету устойчивости и управляемости, а к конструкции крыла крепятся элероны, механизация и часто шасси и силовые установки. Внутренность крыла используется для размещения оборудования и топлива.

Форма и конструкция крыла должны удовлетворять ряду требований, которые диктуются соображениями аэродинамики, конструкции, технологичности, эксплуатации и пр. Большинство требований противоречит друг другу, и конструктору приходится искать компромиссное решение.

Требования к крылу самолета могут быть сведены в несколько основных групп.

1. Аэродинамические требования: наименьшее сопротивление (сопротивление формы профиля, трения, волновое, индуктивное, интерференции и пр.); возможность получения наибольшего $c_{y\,max}$ при применении механизации; малая величина моментов и незначительное их изменение по углам атаки и скоростям полета; плавное изменение аэродинамических характеристик по углам атаки и скоростям; высокое значение величины c_y/c_x и $c_y^{3/2}/c_x$; возможность обеспечения достаточной устойчивости, управляемости и необходимой балансировки на всех режимах полета.

2. Конструктивные требования: достаточная прочность (полное удовлетворение требованиям норм прочности), достаточная жесткость крыла на изгиб и кручение, обеспечивающая сохранение формы профиля на всех режимах полета и динамическую прочность; малый вес, возможность удобной конструктивной увязки крыла с другими частями и агрегатами самолета.

3. Эксплуатационные требования: максимальное использование внутреннего объема, высокая живучесть, т. е. минимальная уязвимость силовых элементов, органов управления и механизации, доступность для осмотра и обслуживания всех ответственных частей и деталей, легкость ремонта, эксплуатация в любое время года, удобное размещение оборудования и всех частей, которые расположены на крыле, возможность хранения под открытым небом.

4. Производственно-экономические требования: удовлетворяя всей совокупности требований, конструкция должна позволять применение технологических процессов, наиболее экономичных при данном объеме производства.

Конструктор, выполняя все требования, должен стремиться к максимальному использованию каждого килограмма материала, составляющего вес конструкции. Весовая характеристика является одним из основных показателей совершенства конструкции крыла. В качестве основных весовых характеристик принимаются:

а) отношение веса крыла к его площади

$$q_{кр} = \frac{G_{кр}}{S};$$

б) отношение веса крыла к весу самолета

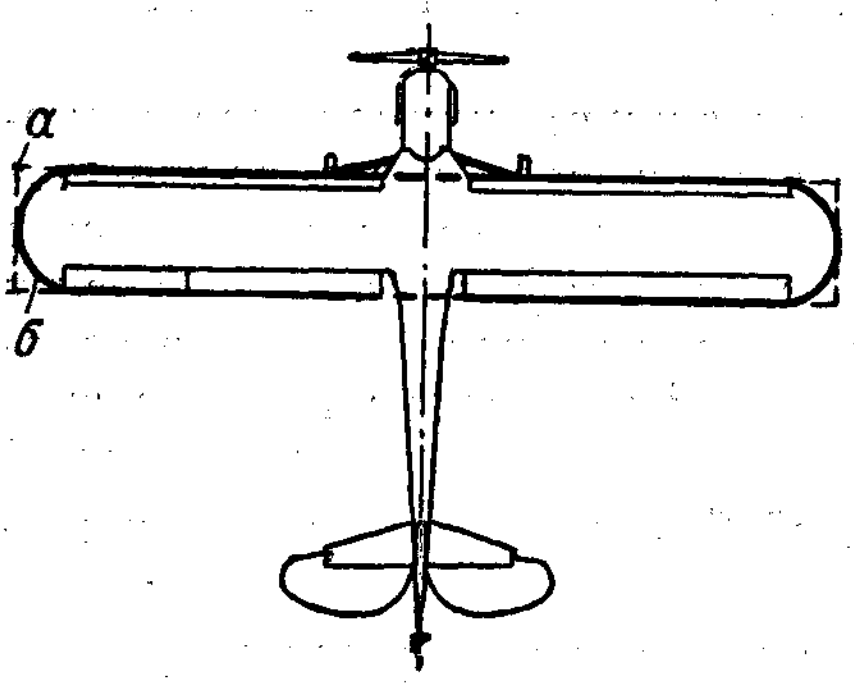
$$k = \frac{G_{кр}}{G},$$

где $G_{кр}$ — вес конструкции крыла;
S — площадь крыла;
G — вес самолета.

2. ВНЕШНИЕ ФОРМЫ

Форма в плане

Форма крыла в плане и его геометрические размеры сильно влияют на аэродинамические и конструктивные характеристики всего самолета, и поэтому выбор рациональной формы крыла в плане имеет важное значение.



Фиг. 1. Прямоугольные крылья с прямыми (*а*) и с закругленными (*б*) концами.

При заданных основных размерах крыла: площади S, размахе l и удлинении $\lambda = \frac{l^2}{S}$, форма его может быть различной.

Прямоугольные крылья (фиг. 1) применяются преимущественно в бипланах и в подкосных монопланах. Прямоугольное крыло удобно в производстве вследствие простоты очертаний (хорда и толщина профиля не меняются по размаху), но обладает сравнительно с эллиптическим и трапецевидным крыльями худшими аэродинамическими и весовыми качествами. Индуктивное сопротивление его больше [1], а распределение подъ-

[1] Индуктивное сопротивление равно

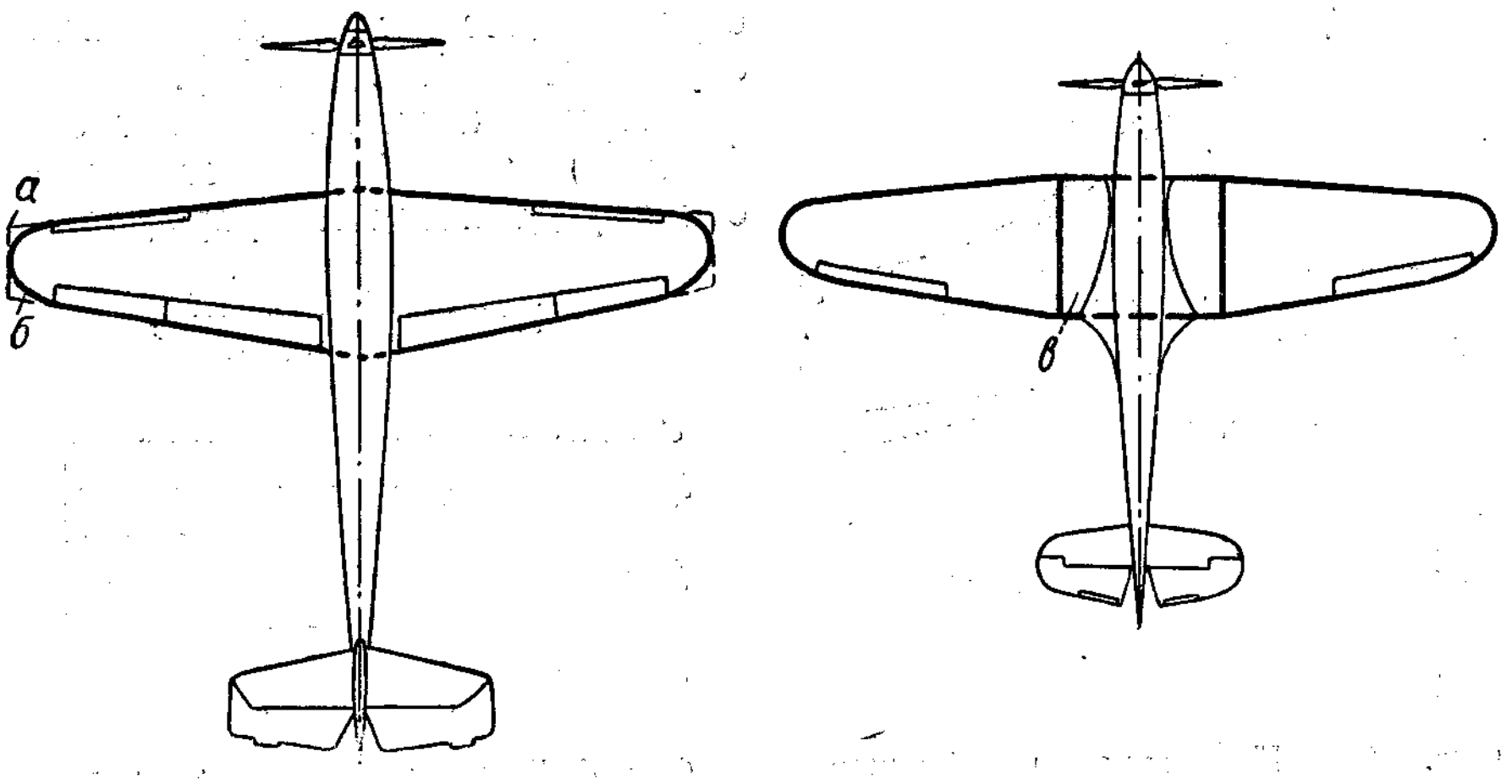
$$c_{xi} = \frac{1+\delta}{\pi\lambda} c_y^2,$$

где δ — поправка, учитывающая влияние формы крыла в плане. Для прямоугольного крыла $\delta = 0{,}05$; для трапецевидного — с сужением $\eta = 3$ имеем $\delta = 0{,}009$ и для эллиптического — $\delta = 0$.

емной силы по размаху таково, что создает большие изгибающие моменты, что приводит к увеличению веса конструкции [1].

Если у прямоугольного крыла закруглить концы (фиг. 1,*б*), то его аэродинамика несколько улучшится.

Самолеты с прямоугольными крыльями имеют хорошую поперечную устойчивость и управляемость на всех углах атаки. Максимальное значение истинного угла атаки расположено на середине полуразмаха, поэтому и срыв потока начинается в этой зоне. Концы крыла вследствие больших углов скоса потока продолжают работать и в некоторой части ($\alpha \approx 24 \div 27°$) закритической области, что повышает эффективность элеронов.



Фиг. 2. Трапецевидные крылья с прямоугольными концами (*а*), с закругленными концами (*б*) и с прямоугольным центропланом (*в*).

Трапецевидные крылья (фиг. 2) получили широкое применение в свободнонесущих монопланах.

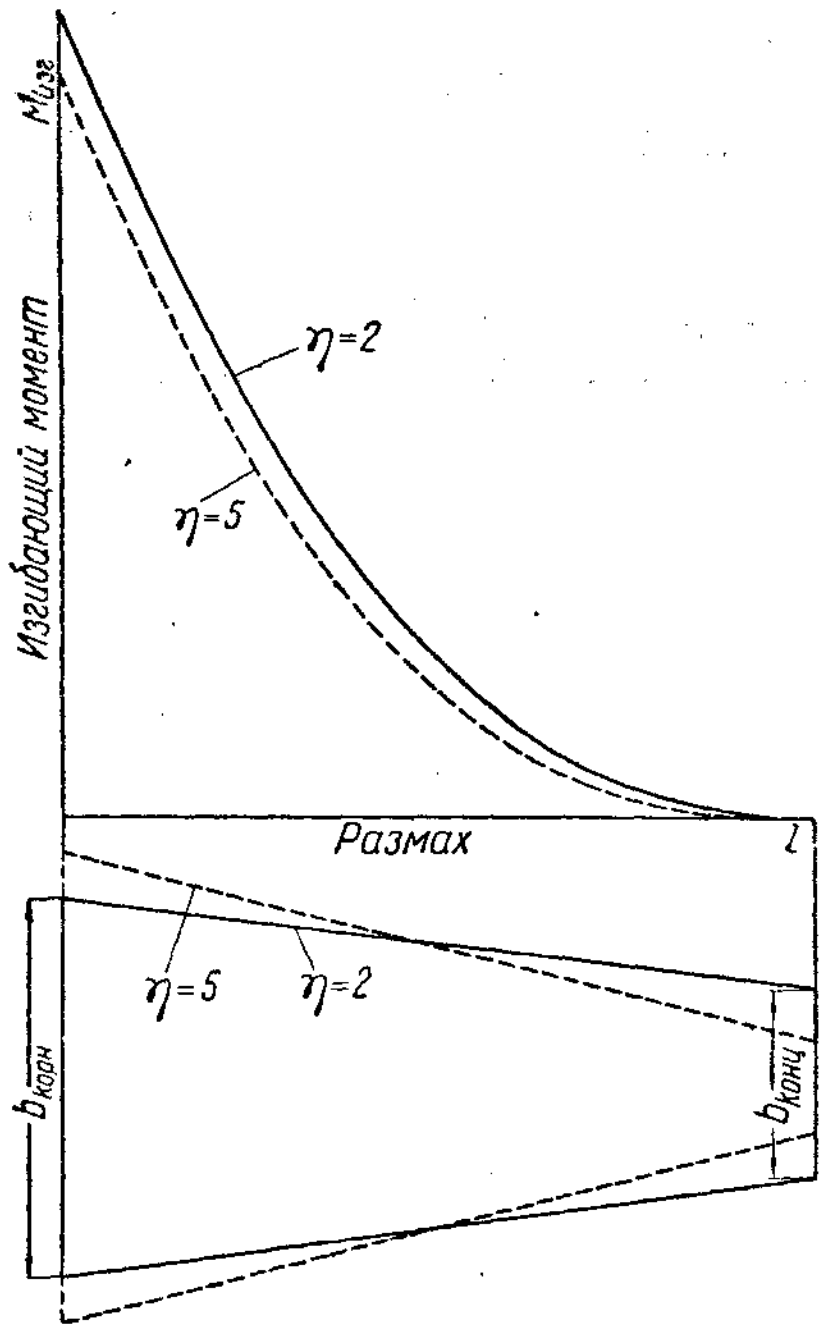
Параметром, характеризующим трапецевидность крыла, является его *сужение* $\eta = \frac{b_{корн}}{b_{конц}}$. С весовой точки зрения выгодно делать сужение большим, ибо в этом случае для крыльев с одинаковыми удлинениями величина изгибающего момента уменьшается (фиг. 3). Кроме того, хорда в направлении к корню (к оси симметрии самолета) увеличивается, а вместе с ней при том же профиле крыла увеличивается и толщина крыла; это дает возможность более рационального использования силовых элементов, работающих при изгибе крыла, и, следовательно, облегчения веса конструкции.

Наивыгоднейшее с точки зрения $c_{y\,max}$ сужение равно 2—2,5, дальнейшее увеличение сужения уже снижает $c_{y\,max}$ (фиг. 4). Крылья современных истребителей имеют обычно сужение $\eta = 1{,}25 \div 2{,}5$; у крыльев бомбардировщиков и транспортных самолетов $\eta = 2{,}5 \div 3{,}5$. При большом сужении истинные углы атаки сечений крыла увеличиваются по направлению к его концам, и место начала срыва потока передвигается также к концу крыла.

---

[1] Это справедливо для свободнонесущих крыльев.

Часто концы крыльев смещают назад или вперед относительно оси *zz* (см. фиг. 7). На фиг. 5 и 6 показаны крылья, получившие название крыльев с продольным V или *стреловидных*.

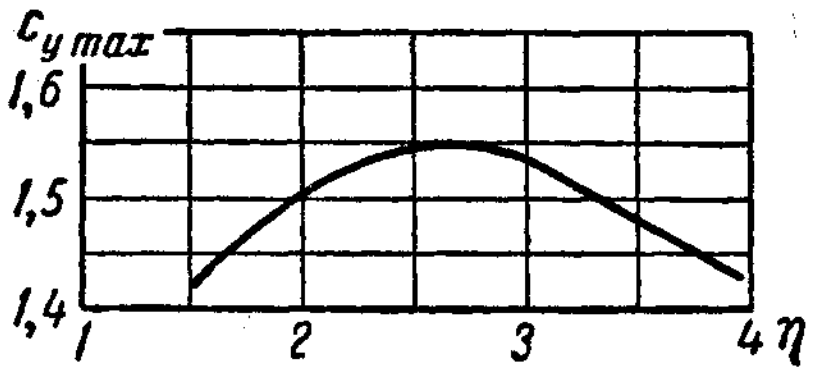


Фиг. 3. Изменение изгибающего момента по размаху у трапецевидного крыла в зависимости от сужения.

Углом стреловидности χ называется угол между линией фокусов (0,25% хорды) и проекцией перпендикуляра к плоскости *xy* на плоскость хорд крыла [1]. При прямой стреловидности концы крыла смещены назад относительно оси *zz* и угол стреловидности положителен (см. фиг. 5), при обратной стреловидности угол стреловидности отрицателен (см. фиг. 6).

При наличии центроплана (фиг. 7) средний угол стреловидности определяется по формуле

$$\chi = \frac{\chi_ц S_ц l_ц + \chi_о S_о l_о}{(S_ц + S_о)\, l_1},$$



Фиг. 4. Влияние сужения η на $c_{y\,max}$ трапецевидного крыла. Удлинение $\lambda=5{,}5$; $Re=2{,}85\cdot10^6$.

где $S_ц$ и $S_о$ — площади центроплана и отъемной части крыла;
$\chi_ц$ и $\chi_о$ — углы стреловидности центроплана и отъемной части крыла;
$l_ц$, $l_о$ и l_1 — расстояния от плоскости симметрии до центра давления центроплана, отъемной части и всего полукрыла.

На основании экспериментов установлено, что $c_{y\,max}$ крыла остается практически постоянным при изменении стреловидности в пределах $\pm10°$ и стреловидность влияет только на место срыва потока и характер его развития.

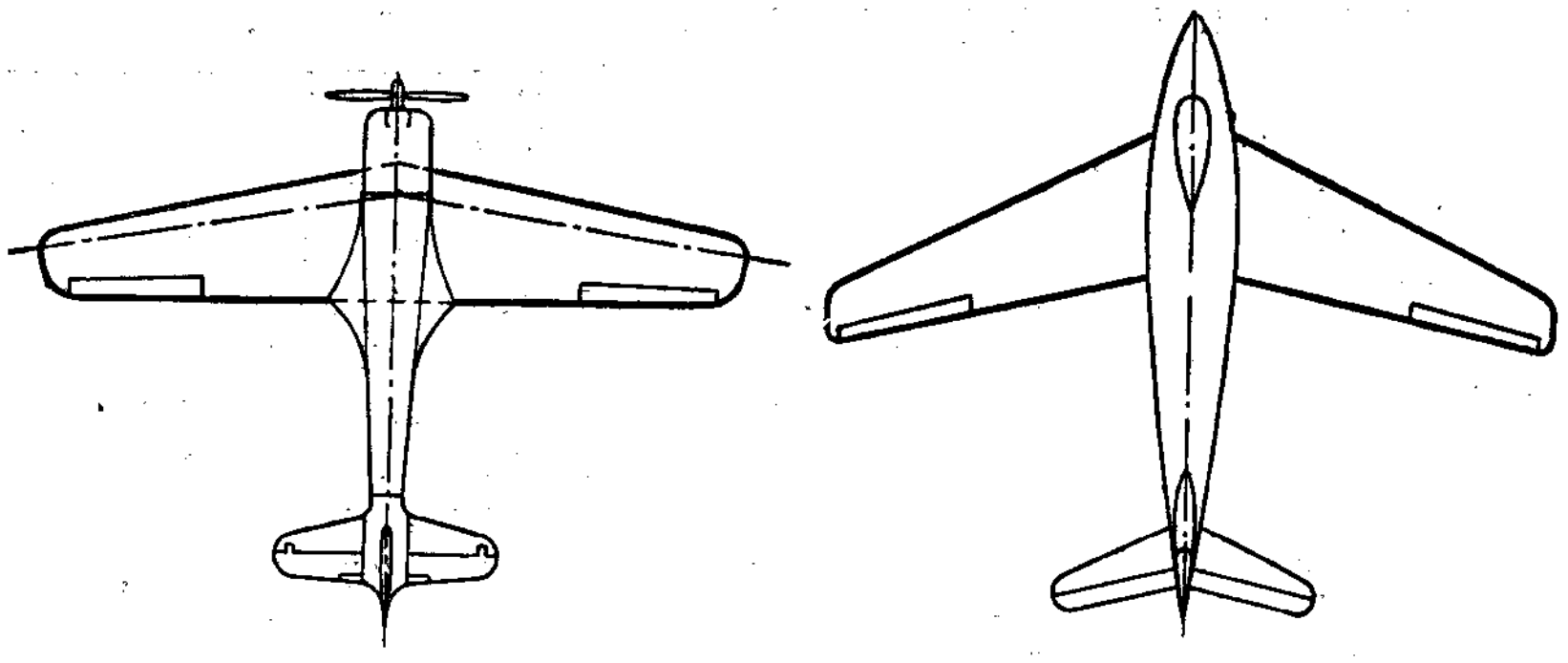
Для монопланов со скоростями полета до 0,60—0,65 скорости звука рекомендуется крыло с прямой стреловидностью, не превышающей 4°.

Малые углы стреловидности применяют для улучшения обзора и обстрела, а также иногда для смещения средней аэродинамической хорды в случае задней центровки; большие (45° и более) — для уменьшения волнового сопротивления на скоростях полета, близких к скорости звука.

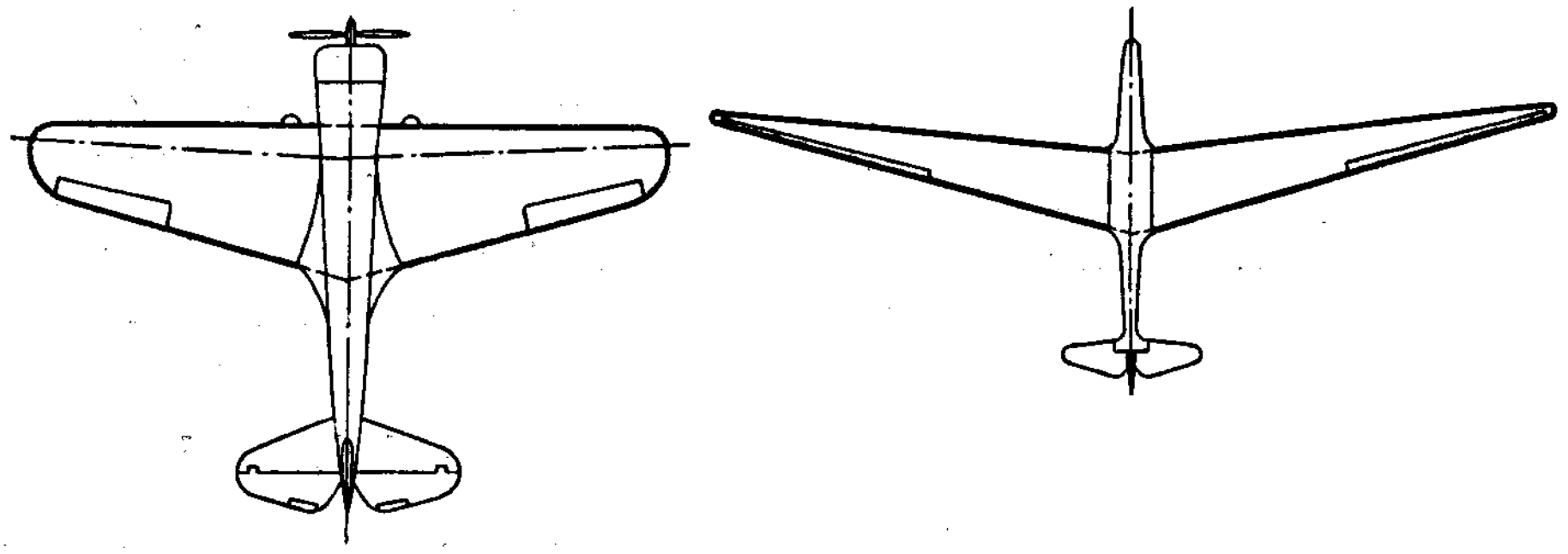
Иногда применяются трапецевидные крылья с прямоугольным центропланом (правая схема на фиг. 2), особенно для двухмоторных монопланов.

---

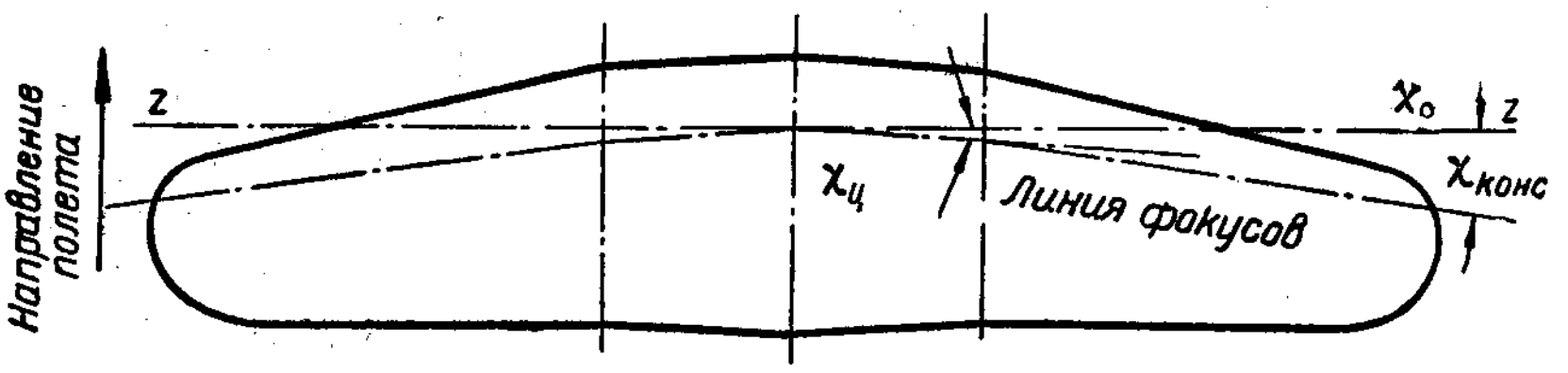
[1] В некоторых случаях стреловидность определяется углом между линией передней кромки крыла и проекцией перпендикуляра к плоскости *xy* на плоскость хорд крыла. В этих случаях говорят о «стреловидности по передней кромке».



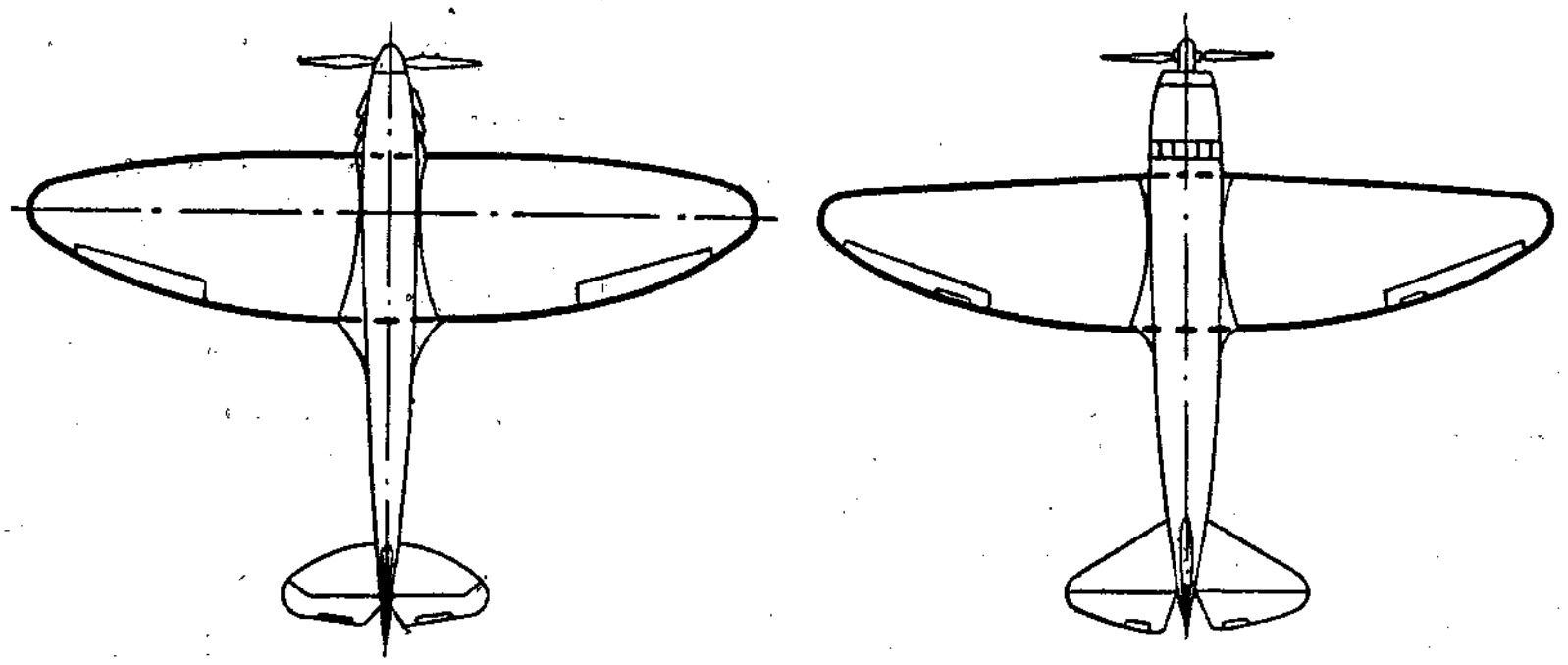
Фиг. 5. Крылья с прямой стреловидностью.



Фиг. 6. Крылья с обратной стреловидностью.

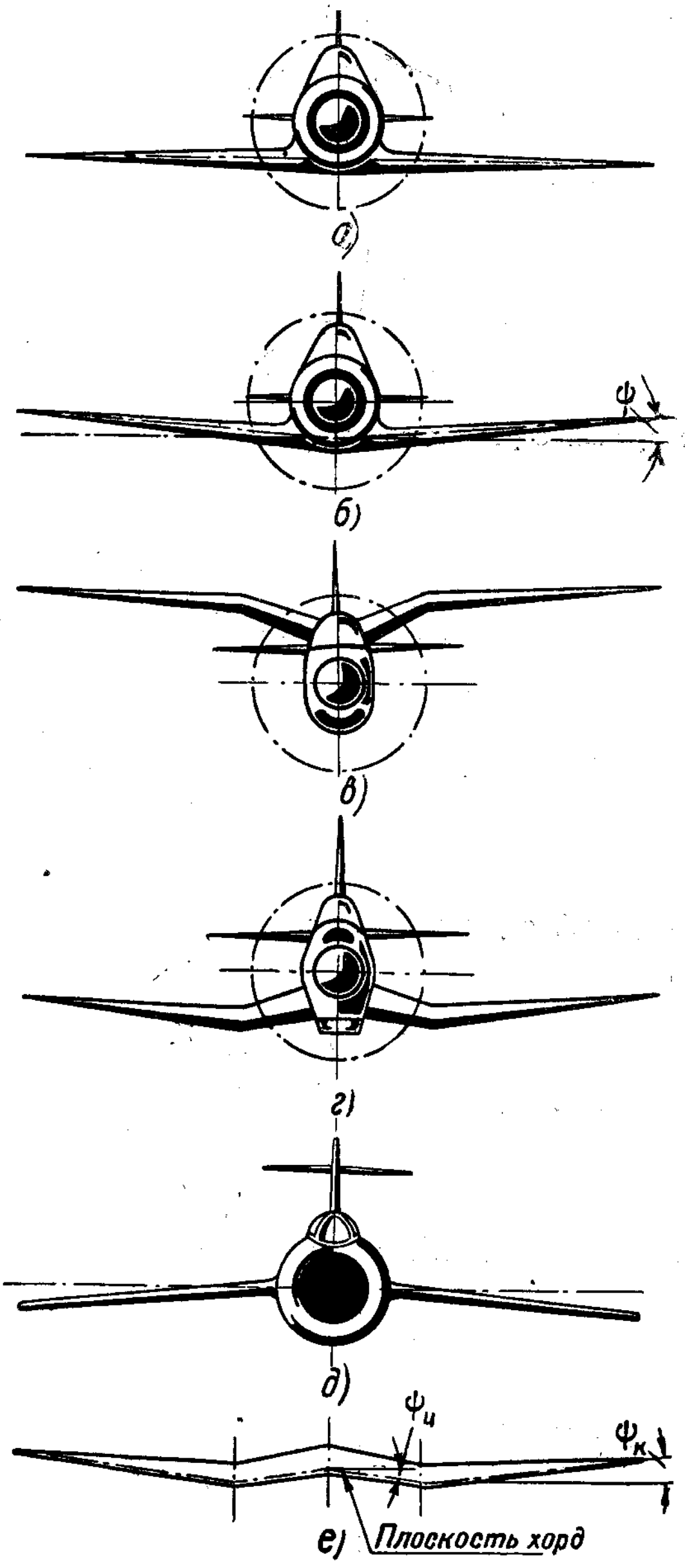


Фиг. 7. Крыло с прямой стреловидностью и с центропланом.



Фиг. 8. Эллиптические крылья.

Центральная прямоугольная вставка конструктивно удобна для крепления двигателей и шасси, размещения бензобаков и т. д.



Фиг. 9. Крылья по «виду спереди».

а — прямое; *б* — с поперечным V;
в — «чайка»; *г* — «обратная чайка»;
д — с отрицательным поперечным V;
е — обозначения углов поперечного V.

Эллиптические крылья (фиг. 8) имеют минимальное индуктивное сопротивление. Однако это преимущество по сравнению с трапецевидными крыльями весьма незначительно и практически не влияет на летные качества самолета. Конструктивные и производственные сложности, с которыми связано изготовление эллиптических крыльев, являются основными причинами их редкого применения. Некоторое распространение имеют крылья полуовальной (правая схема на фиг. 8) формы в плане, при которой одна из кромок (передняя или задняя) образована по эллипсу.

Вид спереди

На фиг. 9 показаны в «виде спереди» основные формы крыльев. Для придания устойчивости самолету относительно его продольной оси (поперечной устойчивости) крылья делают с поперечным V. Угол поперечного V крыла измеряется между плоскостью хорд и плоскостью, перпендикулярной к плоскости симметрии самолета и проходящей через корневую хорду (схема *б* на фиг. 9).

Величина угла ψ поперечного V изменяется от (+7°) до (—3°).

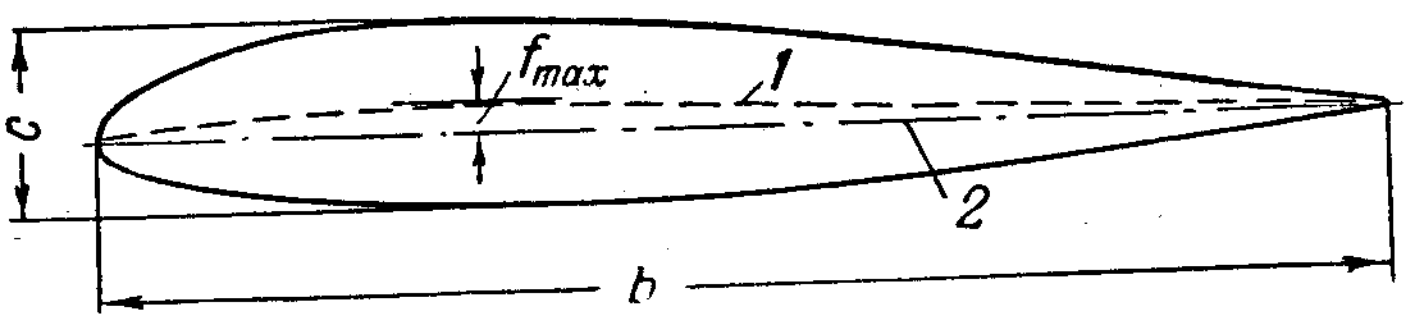
Отрицательное поперечное V (см. фиг. 9,*д*) применяется для крыльев со значительной прямой стреловидностью.

Действие аэродинамических сил на крыло с поперечным V при крене самолета рассматривается в курсах аэродинамики самолета. Крыло с резко выраженным поперечным V в примыкающей к фюзеляжу части (см. фиг. 9,*в*) полу-

чило наименование крыла типа *чайки.* Такое крыло устанавливалось при верхнем расположении его относительно фюзеляжа для улучшения аэродинамики и обзора. Крыло с резко выраженным обратным поперечным V в примыкающей к фюзеляжу части (см. фиг. 9,*г*) получило наименование крыла типа *обратной чайки.* Такое крыло имеет у корня отрицательный угол поперечного V, переходящий далее в положительный и больший по величине, чем у остальных типов. *Обратная чайка* уменьшает интерференцию крыла и фюзеляжа, позволяет уменьшить высоту шасси, но сложна в изготовлении и увеличивает вес крыла.

Поперечное сечение (профиль)

Поперечное сечение крыла называют его профилем или дужкой. Геометрическими параметрами, характеризующими профиль крыла, являются: хорда b, относительная толщина $\bar{c} = \frac{c}{b} 100\%$, относительная вогнутость $\bar{f} = \frac{f}{b} 100\%$ (фиг. 10) и положение максимальных значений c и f по хорде.



Фиг. 10. Геометрические характеристики профиля.

1—средняя линия; *2*—хорда; c — максимальная толщина; f_{max}—максимальная стрела прогиба средней линии; b — хорда.

На фиг. 11 изображены примерные формы поперечного сечения крыльев самолетов для разных скоростей полета, начиная от скорости планера и кончая околозвуковой скоростью.

Выпукло-вогнутый профиль дает большое профильное сопротивление, значительное перемещение центра давления и неудобен конструктивно из-за малой строительной высоты и вогнутости в хвостовой части. В настоящее время выпукло-вогнутые профили не применяются на самолетах.

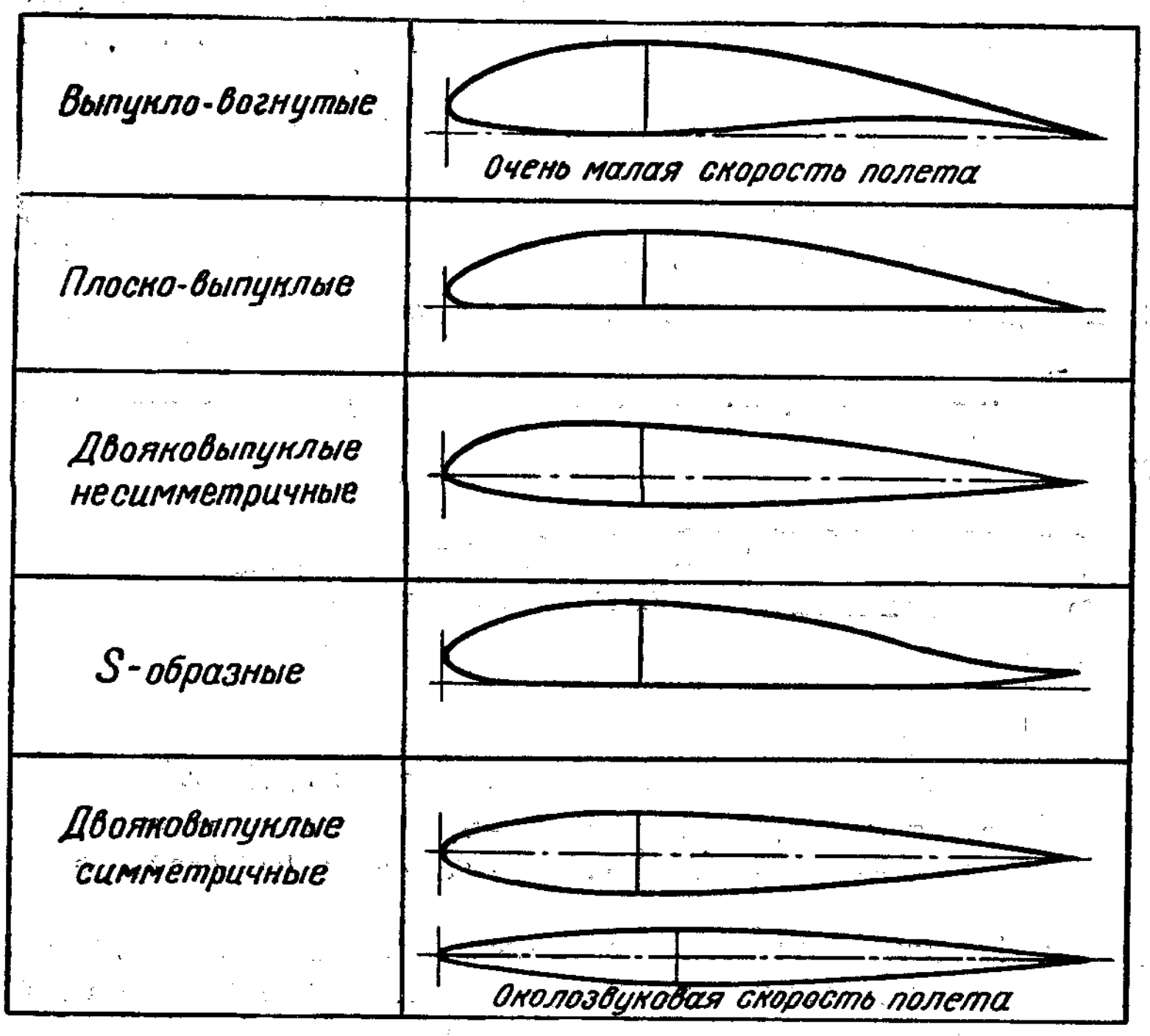
Плоско-выпуклый профиль удобен в конструктивном отношении, дает неплохие аэродинамические характеристики и изредка еще применяется.

Двояковыпуклый несимметричный профиль наиболее распространен в настоящее время у самолетов с поршневыми двигателями, так как обладает малым профильным сопротивлением и дает сравнительно высокие значения $c_{y\,max}$. Некоторые из профилей этого типа имеют постоянный центр давления (на ~ 25% хорды), что способствует получению легкой конструкции крыла.

S-образный профиль (профиль со средней линией, имеющей форму буквы S) может быть плоско-выпуклым и двояковыпуклым. Его особенность заключается в несколько отогнутом вверх хвостике, что позволяет получить безмоментный профиль с постоянным центром давления. Значение $c_{y\,max}$ у такого профиля меньше, чем у профиля без отогнутого вверх хвостика.

Двояковыпуклые симметричные профили (профили, у которых средняя линия совпадает с линией хорды, т. е. $\bar{f}=0$) применяются для крыльев скоростных самолетов и, как правило, для хвостового оперения всех самолетов.

Изменения геометрических параметров профилей крыльев, даже незначительные, влекут за собой существенные изменения их аэродинамических характеристик.



Фиг. 11. Классификация профилей.

Особенности внешних форм крыла скоростного самолета

По мере приближения скорости полета к скорости звука и выше характер обтекания частей самолета, как известно, изменяется. Те зависимости аэродинамики, которые выведены в предположении, что воздух, обтекая тело, ведет себя как несжимаемая жидкость, становятся неприменимыми.

Критерием, позволяющим судить о степени влияния сжимаемости на обтекание движущегося тела, является число M, равное отношению скорости движения (скорости полета самолета) V к скорости звука a: [1]

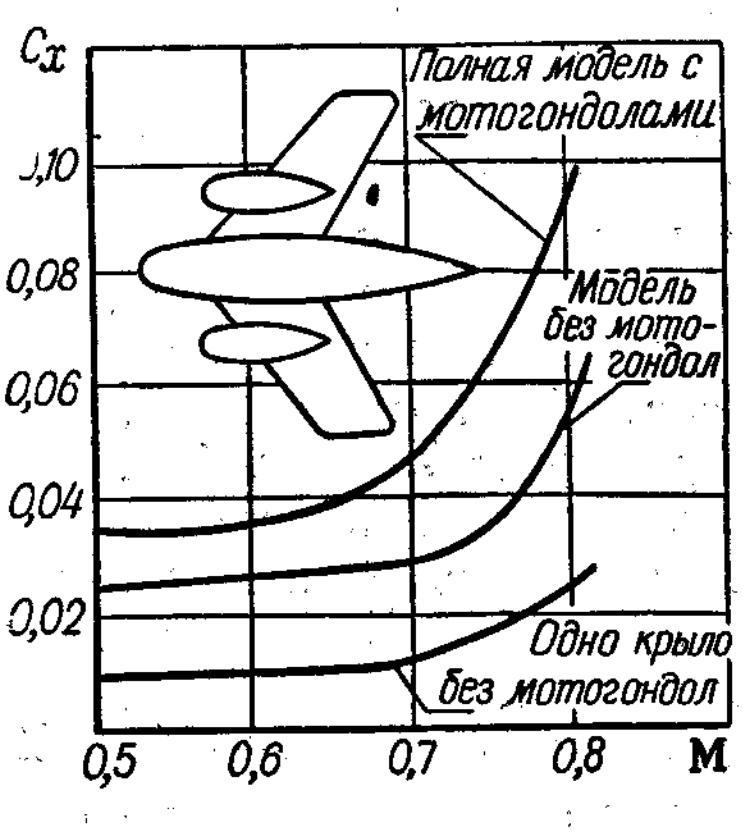
$$M=\frac{V}{a}.$$

Скорость воздушного потока около крыла, фюзеляжа, моторной гондолы и оперения не равна скорости полета самолета, а выше ее и зависит от кривизны этих частей. Так, при скоростях полета 0,65—0,70 M воз-

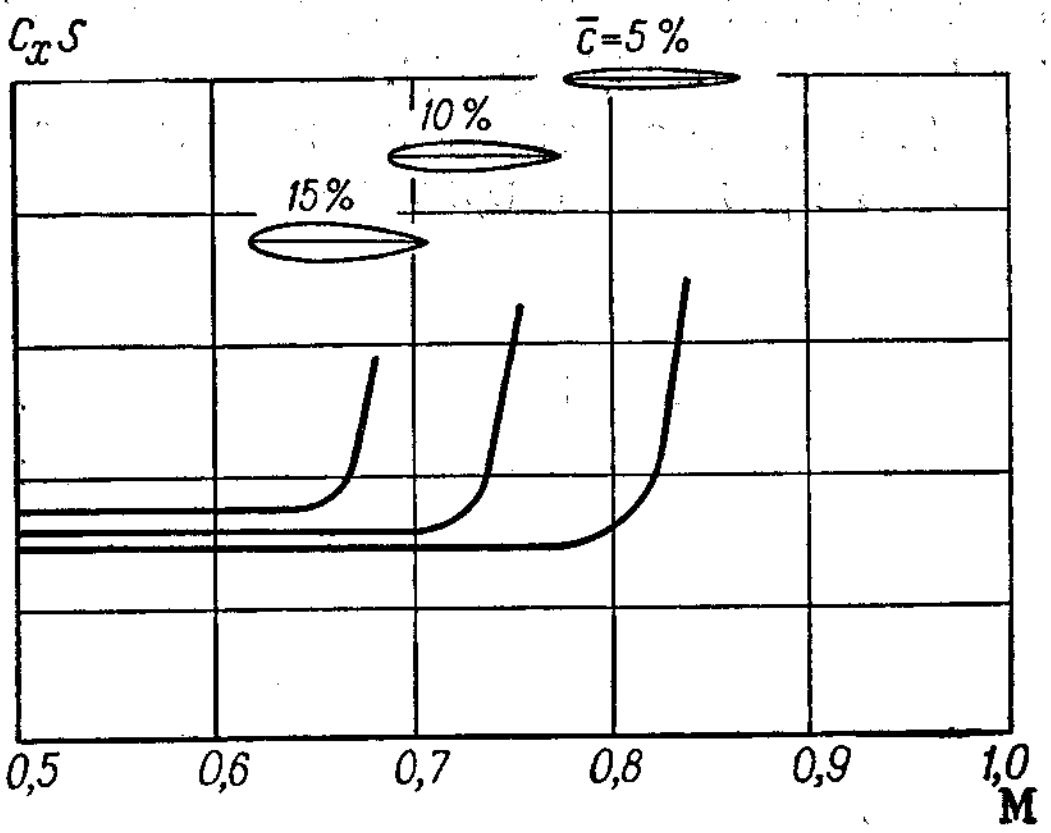
[1] Во второй половине XIX века русский артиллерист Н. В. Маиевский впервые указал на сильное возрастание сопротивления воздуха с приближением скорости тела к скорости звука.

душный поток может местами достигнуть скорости, превышающей скорость звука. В этих местах возникает волновой кризис, при котором нарушаются аэродинамические характеристики самолета: резко возрастает сопротивление[1], изменяется характер распределения подъемной силы по размаху крыла, меняется устойчивость и управляемость самолета.

На фиг. 12 показан характер изменения коэффициента сопротивления в функции числа M для модели двухмоторного самолета, а на фиг. 13 — характер изменения сопротивления крыльев с различной относительной толщиной профиля. Мы видим, как сильно растет сопротивление при увеличении толщины профиля.



Фиг. 12. Изменение лобового сопротивления двухмоторного самолета в зависимости от числа M.



Фиг. 13. Изменение сопротивления крыла в зависимости от числа M и относительной толщины $\bar{c}$.

Формы самолета, предназначенного для полета на скоростях, близких к скорости звука, и его аэродинамическая компоновка должны отвечать следующим требованиям:

1) интенсивное развитие кризиса должно быть отодвинуто на возможно большую скорость полета;

2) развитие кризиса должно быть возможно плавным (с меньшими возрастанием c_x, падением c_y и изменением m_z);

3) характер распределения подъемной силы по крылу и скос потока у оперения не должны сильно меняться.

Рассмотрим требования аэродинамики к внешним формам крыла скоростного самолета. Основными факторами, оказывающими влияние на аэродинамику крыла, являются: профиль, форма в плане, удлинение.

1. Профиль. При движении самолета со скоростью, даже меньшей скорости звука, на контуре профиля крыла могут возникнуть местные звуковые скорости, ведущие к образованию местных скачков уплотнения и к росту коэффициента сопротивления крыла c_x. Число M, превышение которого ведет к возникновению таких скачков уплотнения, называется критическим для данного профиля и обозначается $M_{кр}$.

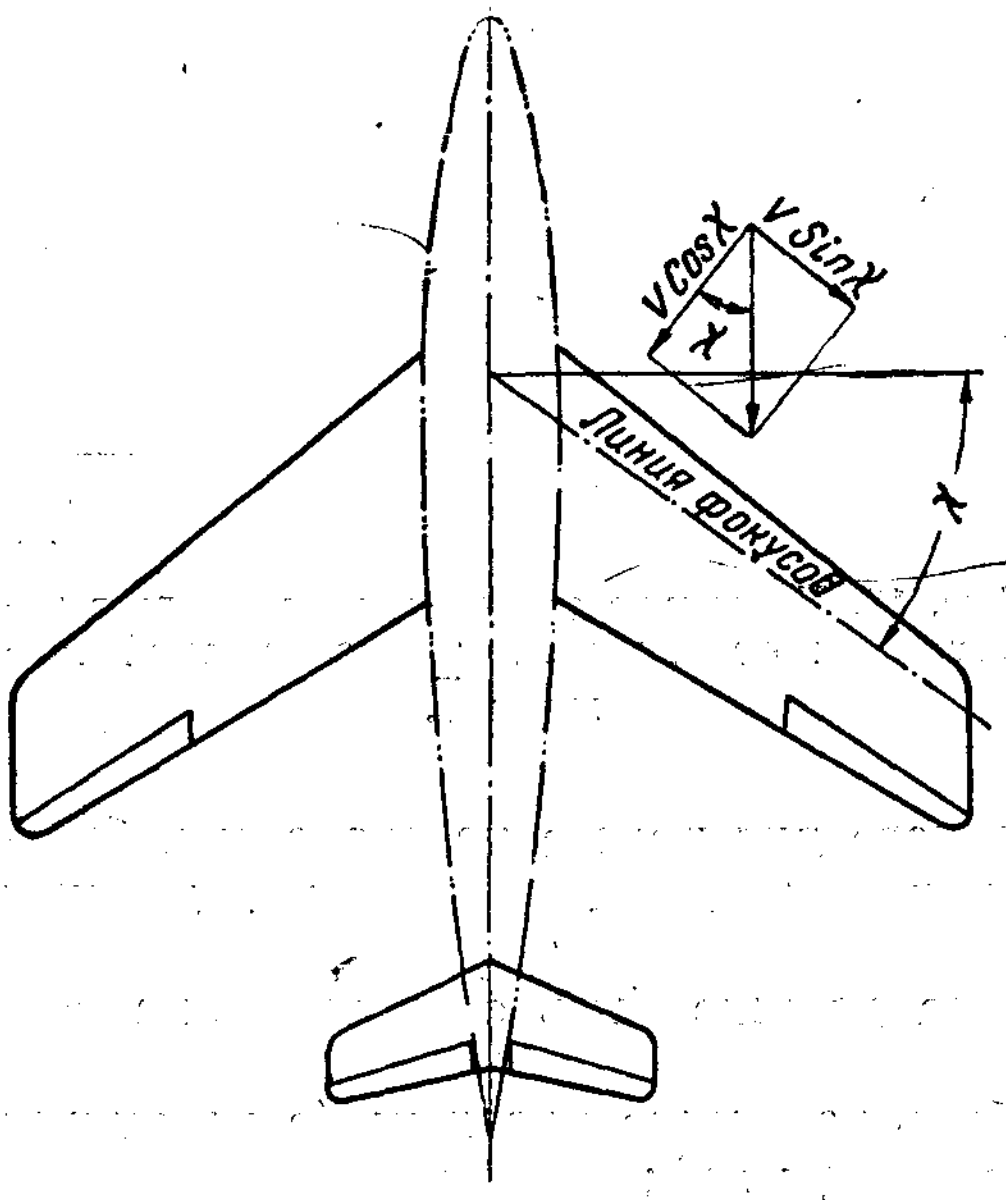
Чем больше должна быть скорость проектируемого самолета, тем с бо́льшим $M_{кр}$ нужно применить профиль. Современные скоростные про-

[1] В полете это явление возникает тем раньше, чем больше относительная толщина и кривизна тела (фюзеляжа и крыла), чем ближе к носовой части крыла и фюзеляжа находится его наибольшая толщина и чем тупее носок обтекаемого тела.

фили имеют обычно симметричные очертания с острым носком и максимальной толщиной, расположенной на 40—50% хорды (см. фиг. 11). Такой профиль дает также плавное изменение коэффициента момента m_z по числу M.

Относительная толщина профиля и ее изменение по размаху сильно влияют на сопротивление (см. фиг. 13) крыла. При относительной толщине крыла у корня, большей, чем на конце, срыв потока наступает раньше у корня крыла. Связанное с этим падение подъемной силы у корня, перераспределение циркуляции по размаху и уменьшение скоса потока за крылом приводят к нарушению устойчивости самолета. Поэтому выгоднее применять тонкие профили с постоянной относительной толщиной по всему размаху крыла.

2. Форма крыла в плане. Увеличения $M_{кр}$ крыла можно достичь приданием крылу стреловидной формы в плане. Стреловидное крыло при полете со скоростью V расположено в потоке так, что вектор скорости набегающего потока составляет с хордой крыла некоторый угол χ (фиг. 14). Рассмотрим составляющие полной скорости V в направлении линии фокусов [1] — $V \sin \chi$ и в направлении хорды, т. е. перпендикулярном к линии фокусов — $V \cos \chi$.



Фиг. 14. Обтекание стреловидного крыла.

Первая составляющая не окажет влияния на обтекание крыла, и давление в точках контура крыла будет определяться величиной второй составляющей $V \cos \chi$.

В этом случае вместо действительного числа M в расчет следует вводить эффективное его значение

$$M_{эфф} = \frac{V \cos \chi}{a} = M \cos \chi.$$

Выигрыш от применения стреловидного крыла может быть значительным: вполне возможно увеличение значения $M_{кр}$ крыла более чем на 0,1 M (фиг. 15). На фиг. 16 показана зависимость $M_{кр}$ от угла стреловидности крыла.

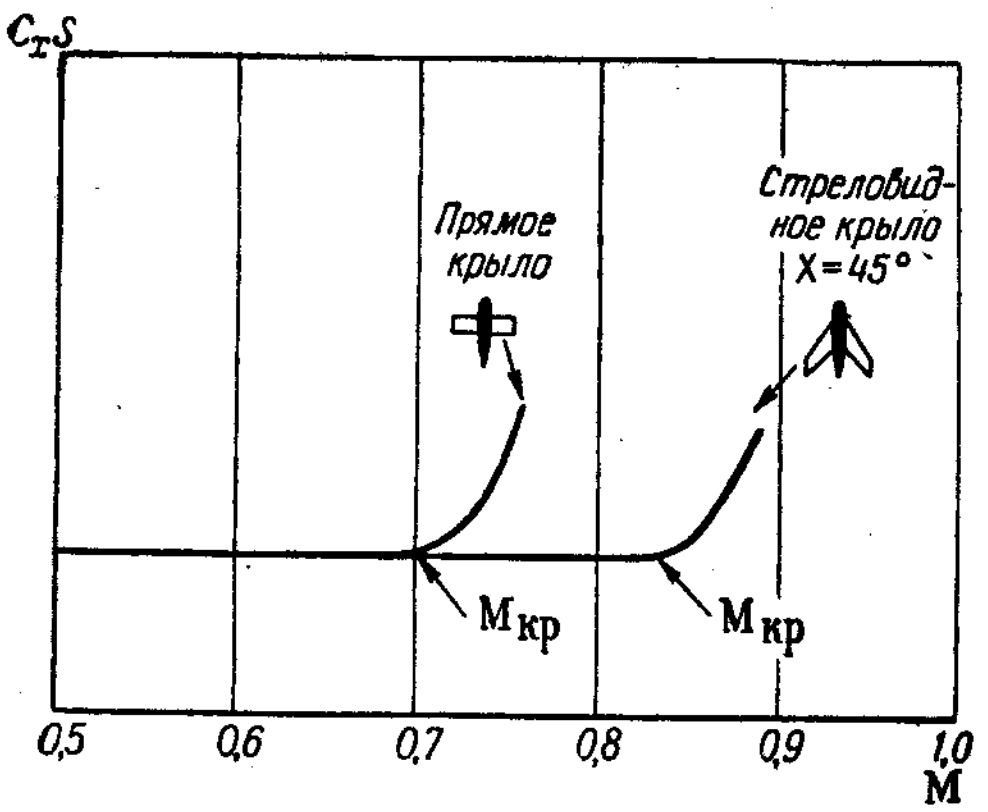
Крылья с малой стреловидностью найдут применение и при сверхзвуковом полете. Может оказаться рациональным крыло с переменной стреловидностью.

Однако стреловидные крылья дают лишь некоторое отодвигание влияния сжимаемости воздуха, что является важным их преимуществом, но вместе с тем они создают ряд дополнительных трудностей при их применении. Так, например, ухудшается устойчивость, снижается

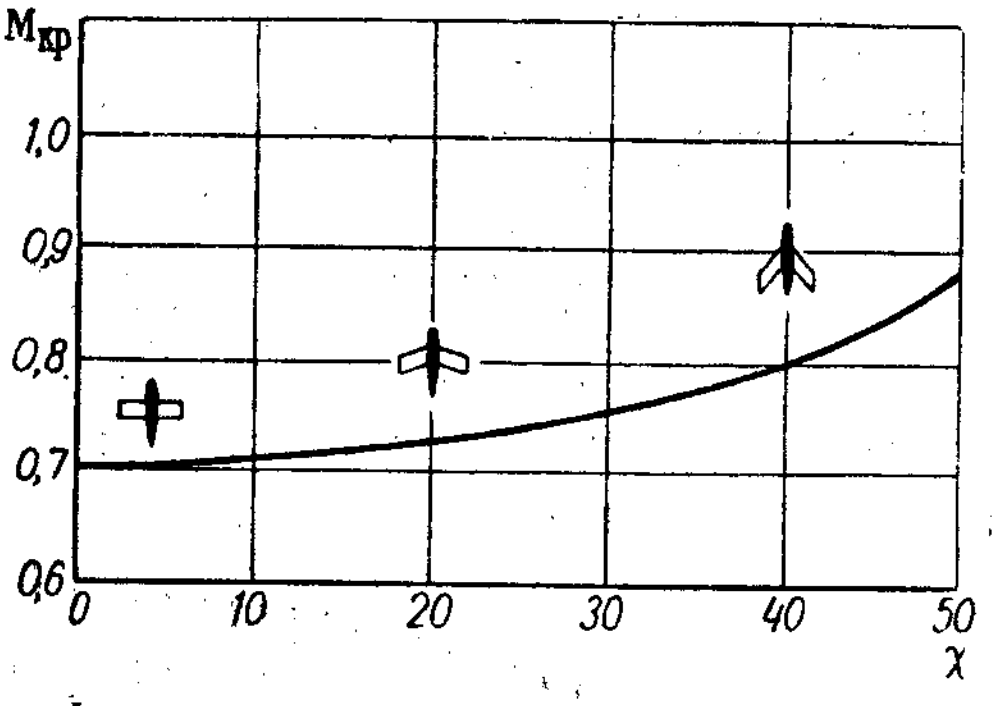
---

[1] Приближенно за линию фокусов крыла можно принять прямую, соединяющую четверти хорд.

коэффициент $c_{y\,max}$ на малых скоростях. Большая стреловидность усложняет и утяжеляет конструкцию крыла и фюзеляжа в месте их соединения (см. конструктивные особенности стреловидных крыльев).

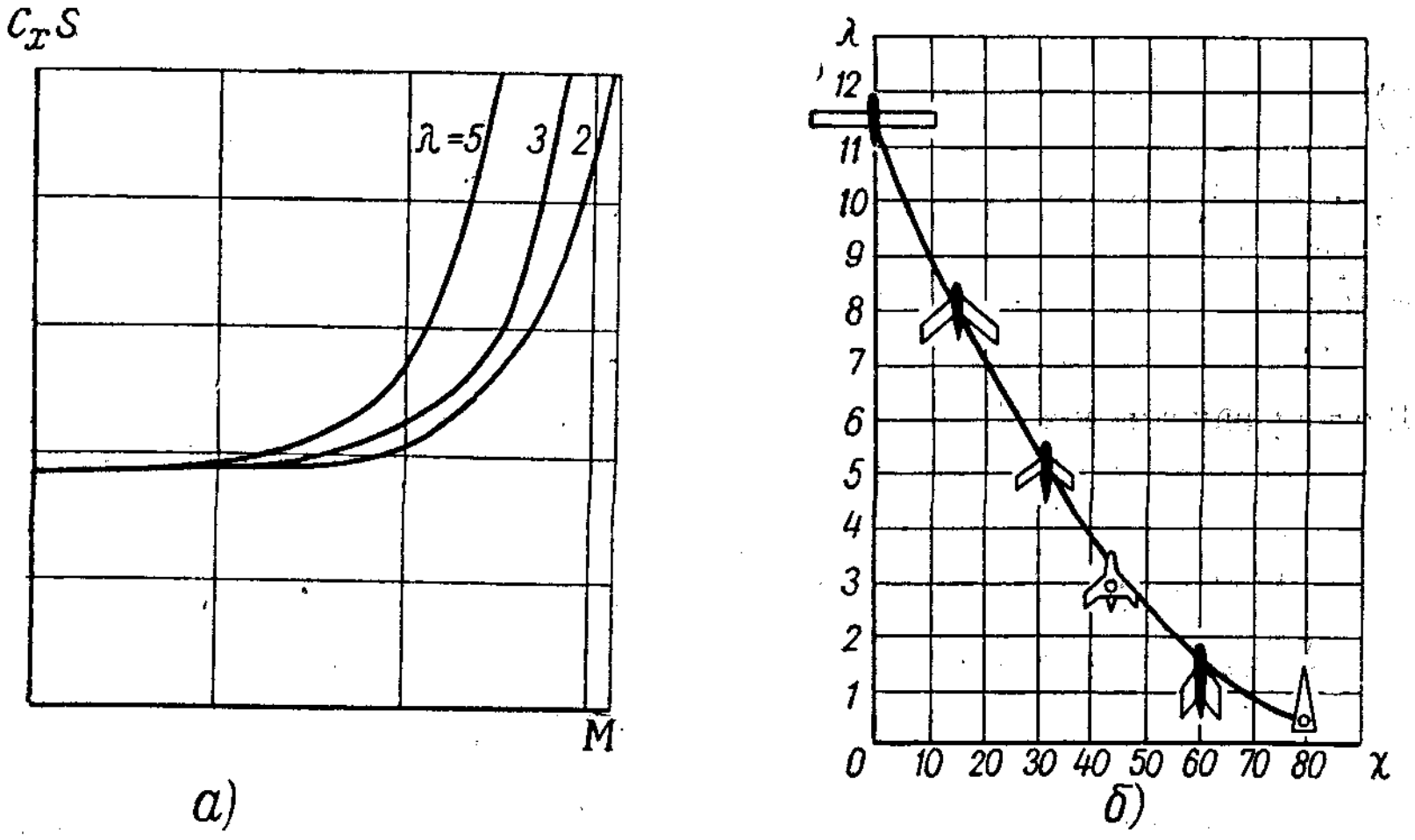


Фиг. 15. Изменение сопротивления прямого и стреловидного крыльев в зависимости от числа M.



Фиг. 16. Зависимость $M_{кр}$ от угла стреловидности крыла по линии четверти хорд.

3. Удлинение. Для средних скоростей полета выгодно большое *удлинение крыла, а для больших чисел M такое удлинение не нужно;* наоборот, влияние сжимаемости уменьшается при уменьшении удлинения (фиг. 17,*а*). Есть и другие соображения в пользу малого удлинения.



Фиг. 17.

а — изменение сопротивления крыла в зависимости от числа M и удлинения крыла λ; *б* — влияние удлинения λ и угла стреловидности χ на срывные характеристики крыла.

Одним из недостатков стреловидного крыла являются его плохие характеристики на малых скоростях, в особенности срыв потока с концов крыла. Из фиг. 17,*б*, составленной на основе большого числа испытаний крыльев различной формы в плане, видно, что уменьшение удлинения благоприятно влияет на срывные характеристики стреловидного крыла

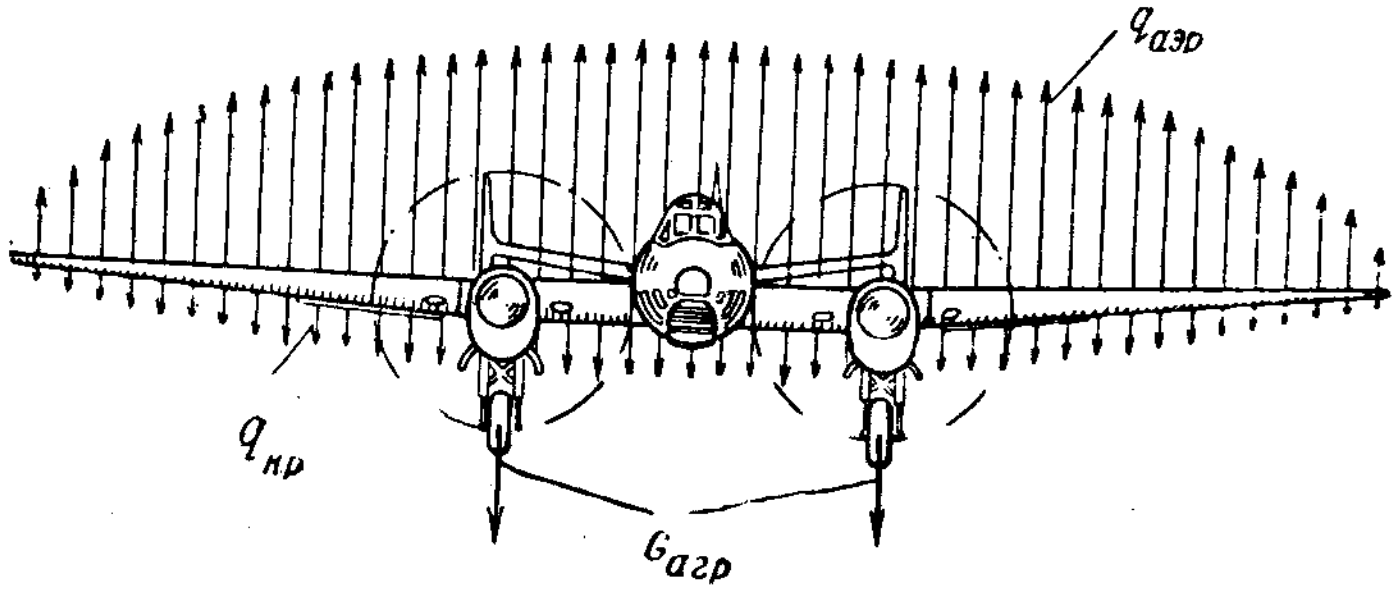
(линия, соединяющая изображения самолетов на фиг. 17,*б*, представляет собой границу между хорошими и плохими срывными характеристиками). Так, например, для самолета с крылом при $\chi=45°$ целесообразным удлинением будет $\lambda=3$.

Бомбардировщики и транспортные самолеты в 1945—1950 гг. имели удлинение $\lambda=6—9$, а истребители 4—6. В настоящее время наблюдается тенденция к уменьшению удлинения, и есть основания предполагать, что в ближайшем будущем крылья с малыми удлинениями найдут применение на самолетах больших скоростей полета.

3. НАГРУЗКИ НА МОНОПЛАННОЕ КРЫЛО

При различных эволюциях в полете на крыло самолета действуют следующие нагрузки (фиг. 18):

1) распределенная аэродинамическая нагрузка $q_{аэр}$;



Фиг. 18. Силы, действующие на крыло самолета.

2) распределенная нагрузка от собственного веса крыла $q_{кр}$ и сосредоточенные силы от агрегатов $G_{агр}$, находящихся в крыле (силовые установки, шасси, бензобаки, вооружение и т. д.).

Определение расчетных нагрузок на крыло самолета для каждого расчетного случая следует начинать с нахождения по нормам прочности величины расчетной перегрузки $n=fn^э$.

Воздушная нагрузка $P_{аэр}$. В нормах прочности коэффициент перегрузки относят к подъемной силе крыла Y, которая определяется из выражения

$$Y=nG_{сам},$$

где $G_{сам}$ — полетный вес самолета.

Воздушную нагрузку $P_{аэр}$ находят по формуле

$$P_{аэр}=\frac{Y}{\cos\theta}=\frac{nG_{сам}}{\cos\theta},$$

где θ — угол между подъемной силой и равнодействующей $P_{аэр}$ (фиг. 19), который находят из выражения $\operatorname{tg}\theta=\frac{X}{Y}$ (X — сила лобового сопротивления крыла) или

$$\operatorname{tg}\theta=\frac{c_{x\,кр}}{c_{y\,кр}}.$$

Коэффициенты подъемной силы $c_{y\,кр}$ и лобового сопротивления $c_{x\,кр}$ определяют по поляре крыла при угле атаки, соответствующем расчетному случаю.

Нагрузка от массы крыла $P_{кр}$ будет

$$P_{кр}=nG_{кр}\cos\alpha,$$

где $G_{кр}$ — вес крыла.

Нагрузка от агрегата. Нагрузка от каждого агрегата будет

$$P_{агр}=nG_{агр}\cos\alpha,$$

где $G_{агр}$ — вес агрегата.

Центр давления и направление равнодействующей аэродинамической силы. Положение центра давления (ц. д.) по хорде крыла (фиг. 19) определяется по формуле

$$x_{ц.\,д}=\frac{c_{m\,кр}}{c_{y\,кр}}.$$

Угол β наклона равнодействующей аэродинамической силы относительно нормали к хорде крыла определяется по формулам:

$$\beta=\alpha_{кр}-\theta_{кр}\quad\text{и}\quad \operatorname{tg}\theta_{кр}=\frac{c_{x\,кр}}{c_{y\,кр}},$$

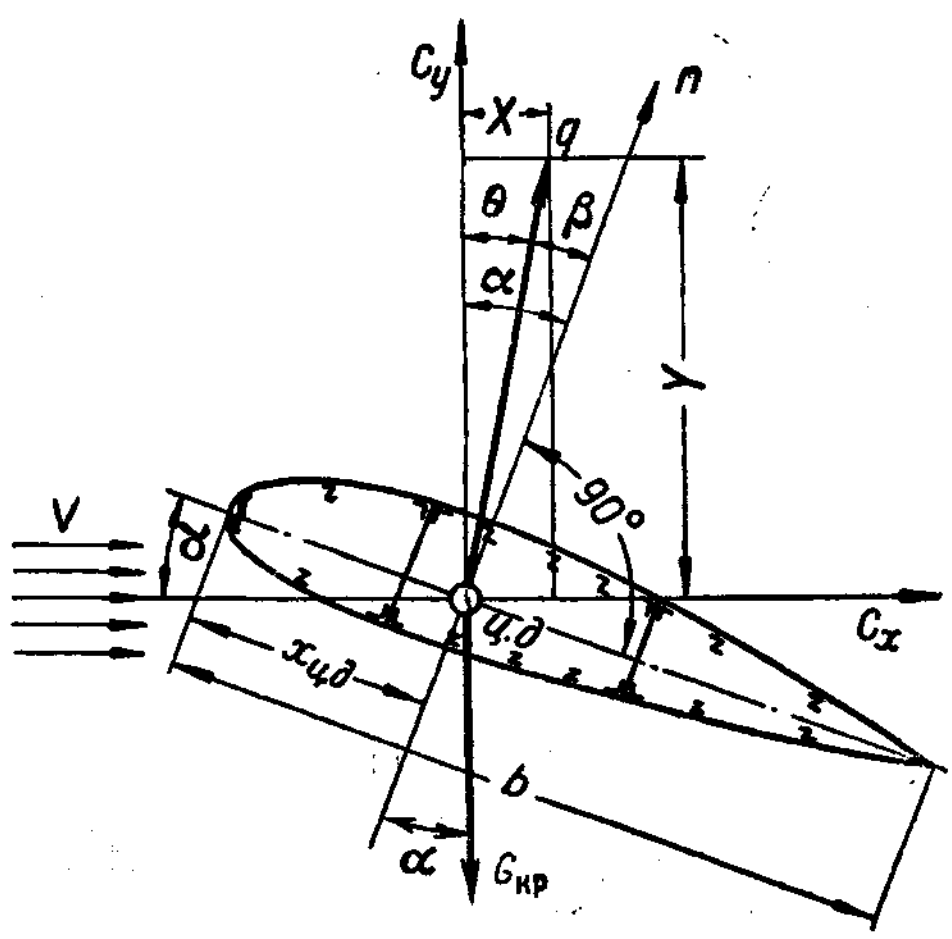
где $c_{y\,кр}$, $c_{x\,кр}$, $c_{m\,кр}$ — аэродинамические коэффициенты крыла при угле атаки $\alpha_{кр}$, соответствующем расчетному случаю.

Центр приложения массовых сил крыла по хорде находится в центре тяжести сечения крыла, который обычно расположен от носка на расстоянии 38—44% хорды; направление массовых сил принимают параллельным аэродинамическим силам.

Сосредоточенные силы от агрегатов считают приложенными в центрах тяжестей соответствующих агрегатов и параллельными аэродинамическим силам.

Распределение аэродинамических нагрузок по размаху крыла рассматривается в курсе «Аэродинамика самолета», а распределение нагрузок от массы крыла — в курсе «Строительная механика самолета».

Зная характер распределения аэродинамических и массовых сил по размаху крыла, следует вычислить и построить эпюры погонной нагрузки q, перерезывающей силы Q, изгибающего момента $M_{изг}$, погонного крутящего момента $m_{кр}$ и крутящего момента $M_{кр}$ (фиг. 20) для каждого расчетного случая.



Фиг. 19.

Крыло рассматривается как двухопорная балка с консолями, причем опорами являются узлы крепления крыла к фюзеляжу.

Построение эпюр Q и $M_{изг}$ можно производить, пользуясь погонной нагрузкой $q=q_{аэр}-q_{кр}$. Для незакрученного крыла погонная нагрузка определяется по формуле

$$q=\frac{n\,(G_{сам}-G_{кр})}{l\cos\theta}\,\overline{\Gamma},$$

где $G_{сам}$ — полетный вес самолета;
$G_{кр}$ — вес крыла;
$\overline{\Gamma}$ — относительная циркуляция;
l — размах крыла.

Перерезывающая сила

$$Q=\int_0^z q\,dz+\Sigma\,G_{агр}.$$

Изгибающий момент

$$M_{изг}=\int_0^z Q\,dz.$$

Перерезывающие силы и изгибающие моменты от аэродинамических нагрузок на трапецевидные крылья для нескоростных самолетов можно определять по следующим формулам [1]:

перерезывающие силы

$$Q=0{,}5nG\,(1-\xi)^{k-1};$$

изгибающие моменты

$$M_{изг}=0{,}25nGl\,\frac{1}{k}\,(1-\xi)^{k},$$

где $n=fn^{э}$ — расчетный коэффициент перегрузки;

G — полетный вес самолета;

$\xi=\frac{2z}{l}$ — относительная координата по размаху;

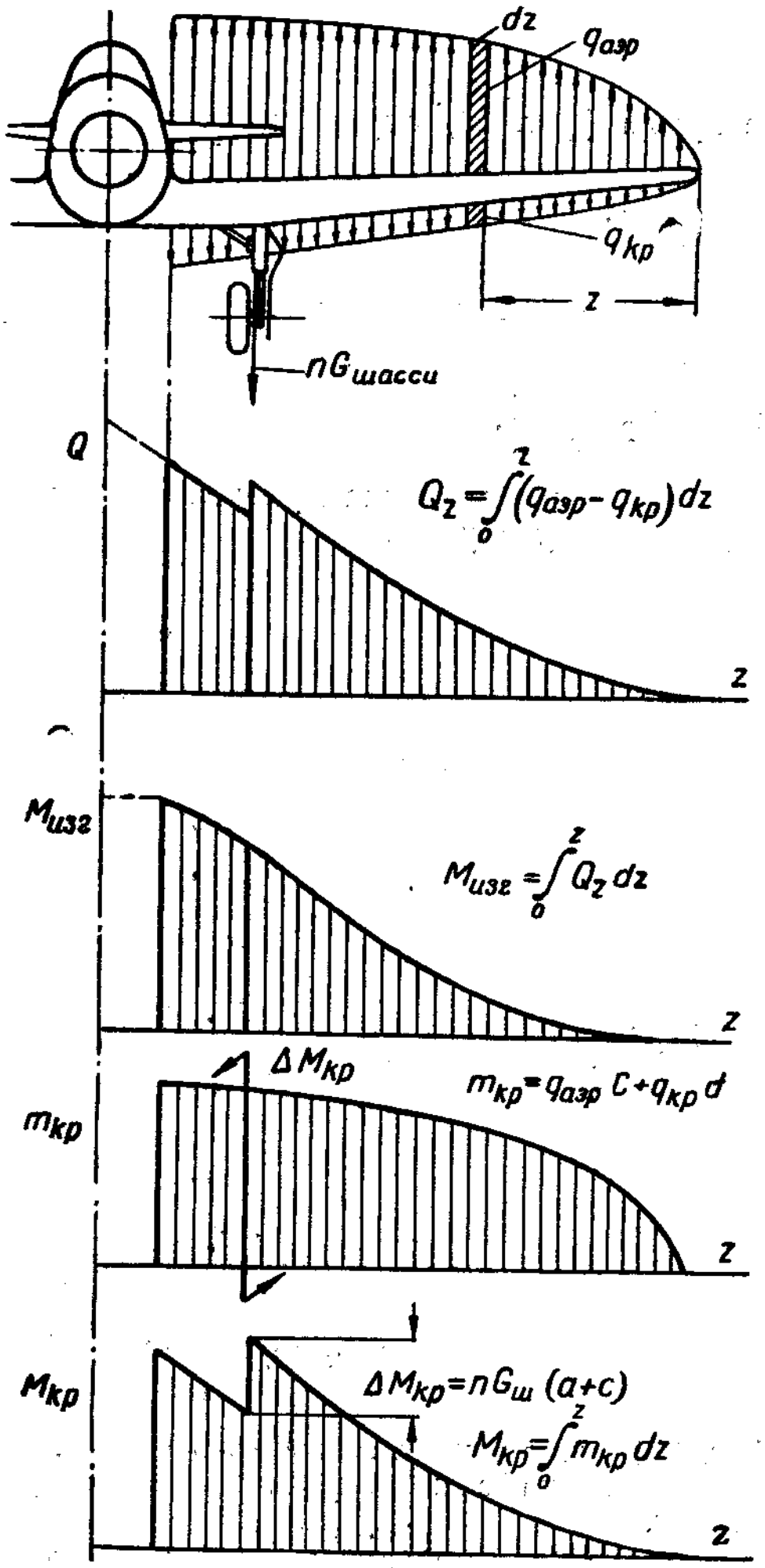
$$k=f(\eta)=\frac{\eta+2}{0{,}37\eta+1};$$

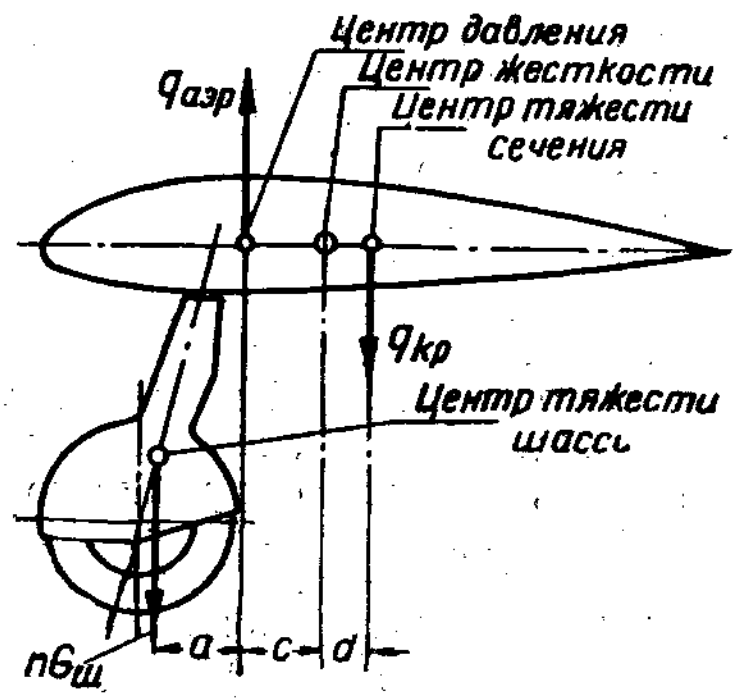
здесь

$$\eta=\frac{b_{корн}}{b_{конц}};$$

$b_{корн}$ — хорда крыла у корня;

$b_{конц}$ — хорда крыла у конца размаха.





Фиг. 20. Эпюры сил и моментов, действующих на крыло.

Приведенными формулами для Q и $M_{изг}$ удобно пользоваться в начальной стадии проектирования при определении рациональных размеров крыла.

Для построения эпюр крутящего момента необходимо определить центры жесткости [2] в сечениях крыла.

Крутящие моменты от аэродинамических и массовых сил следует определять относительно оси жесткости крыла.

Погонный крутящий момент (фиг. 20)

$$m_{кр}=q_{аэр}c+q_{кр}d,$$

где c — расстояние от центра жесткости крыла до центра давления;

d — расстояние от центра жесткости крыла до центра тяжести.

---

[1] Предложены автором.

[2] В курсах «Строительная механика самолетов» излагаются методы определения центра жесткости и указываются факторы, влияющие на его положение по хорде.

Крутящий момент от агрегатов

$$\Delta M_{кр} = nG_{агр}(a+c),$$

где $(a+c)$ — расстояние от центра тяжести агрегата (фиг. 20) до центра жесткости крыла.

Крутящий момент крыла равен

$$M_{кр} = \int_0^z m_{кр}\, dz.$$

Расчеты на прочность, т. е. определение сечений силовых элементов конструкции, обычно производят отдельно на изгиб (определение нормальных напряжений) и совместно на сдвиг (определение касательных напряжений изгиба) и кручение.

4. КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ КРЫЛЬЕВ И ХАРАКТЕР НАГРУЖЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ

Крыло самолета с точки зрения строительной механики представляет собой балку, которая в общем случае может быть нагружена распределенными и сосредоточенными силами. Эти силы производят изгиб и кручение крыла. Конструкция крыла состоит из продольного и поперечного наборов и обшивки.

Продольный набор

К продольному набору конструкции крыла (фиг. 21 и 22) относятся лонжероны, продольные стенки и стрингеры.

Лонжероном называется мощный продольный элемент балочной или ферменной конструкции, воспринимающий полностью или значительную часть изгибающего момента и перерезывающую силу. При этом пояса лонжерона нагружаются осевыми силами, а его стенки или ферма — перерезывающими силами от изгиба и кручения крыла.

В крыльях биплана (фиг. 21) и подкосного моноплана лонжероны, как показывает статистика, размещают по хорде: передний на 12—18%, задний на 55—70% хорды. У свободнонесущих монопланных крыльев (фиг. 22) лонжероны располагают в однолонжеронных конструкциях на 25—40%, а в двухлонжеронных — передний на 20—30%, задний на 50—70% хорды.

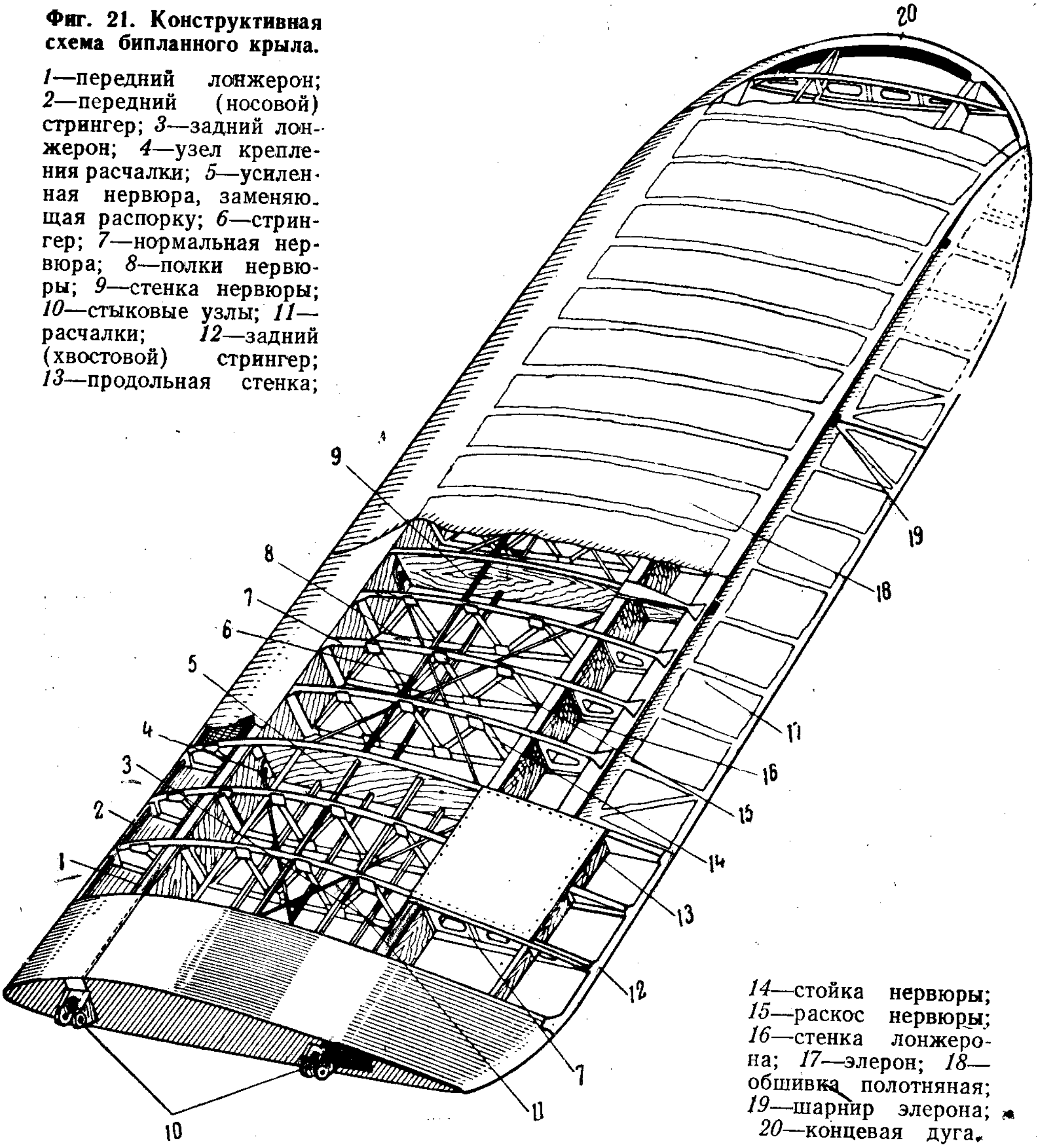
Продольной стенкой называют элемент, расположенный вдоль по размаху крыла (по всей его длине или только в некоторой его части) и воспринимающий перерезывающую силу от изгиба и кручения крыла. По конструкции и расположению продольные стенки аналогичны лонжеронам крыла с весьма слабыми поясами, поэтому их часто называют также *ложными лонжеронами, дополнительными лонжеронами* или *лонжеронами-стенками.*

Продольные стенки в одно- и двухлонжеронных крыльях обычно ставят в хвостовой и носовой частях крыла. Соединяя верхнюю и нижнюю обшивку крыла, стенки совместно с обшивкой образуют в поперечном сечении крыла замкнутый контур, который воспринимает крутящий момент. Часто продольные стенки, расположенные в хвостовой части, используют для крепления закрылков (или другого вида механизации крыла) и элеронов. В конструкциях крыльев моноблочного типа ставят продольные стенки вместо лонжеронов.

Стрингером называется продольный элемент, воспринимающий осевые нагрузки от изгиба и местные воздушные нагрузки и подкрепляющий

обшивку. Стрингер представляет собой профиль или рейку и связывает нервюры друг с другом.

Иногда вместо стрингеров, особенно между лонжеронами, для подкрепления обшивки ставят гофр с волнами, расположенными по размаху.



Фиг. 21. Конструктивная схема бипланного крыла.

1—передний лонжерон; *2*—передний (носовой) стрингер; *3*—задний лонжерон; *4*—узел крепления расчалки; *5*—усиленная нервюра, заменяющая распорку; *6*—стрингер; *7*—нормальная нервюра; *8*—полки нервюры; *9*—стенка нервюры; *10*—стыковые узлы; *11*—расчалки; *12*—задний (хвостовой) стрингер; *13*—продольная стенка; *14*—стойка нервюры; *15*—раскос нервюры; *16*—стенка лонжерона; *17*—элерон; *18*—обшивка полотняная; *19*—шарнир элерона; *20*—концевая дуга.

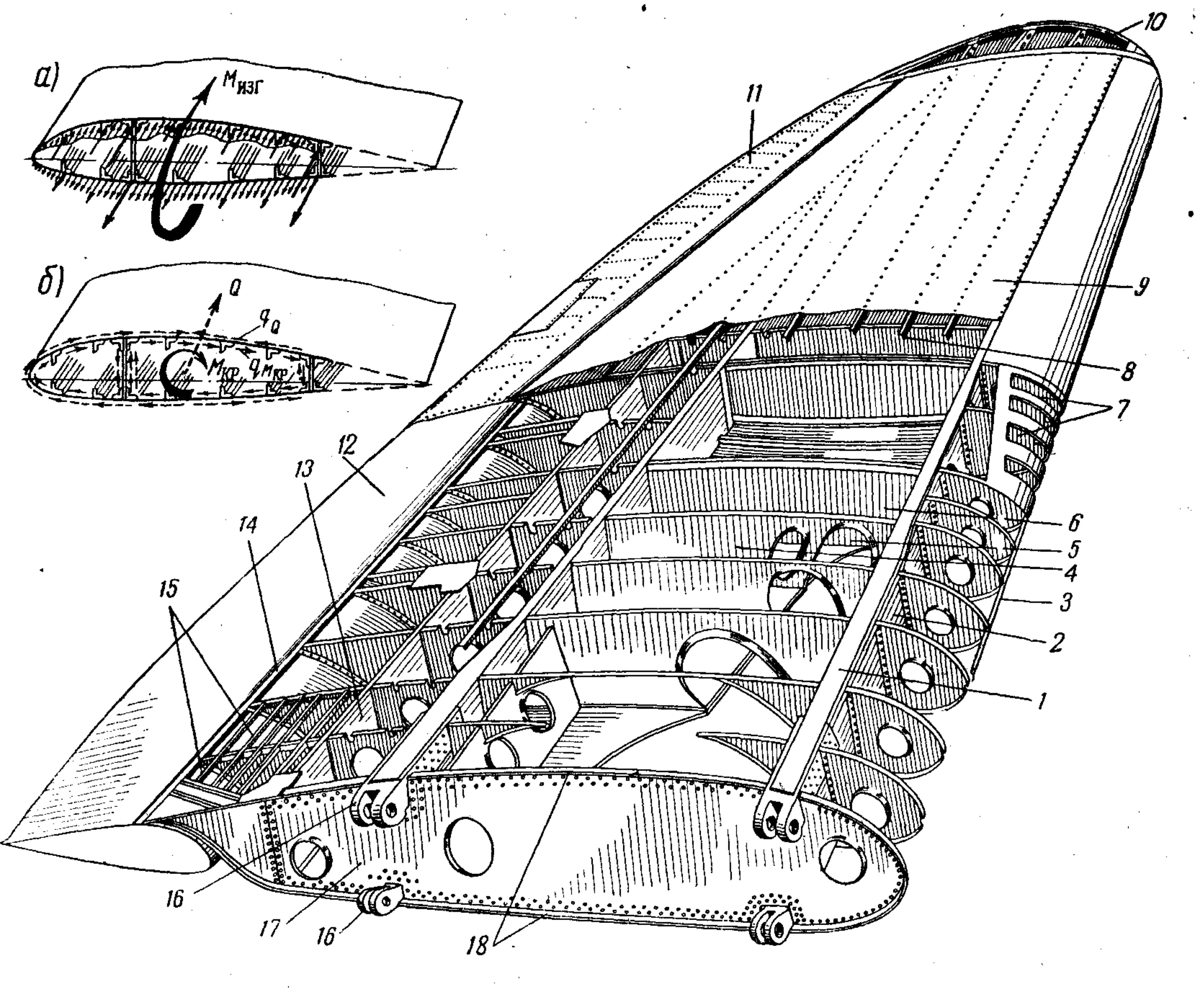
Поперечный набор

К поперечному набору крыла (фиг. 21 и 22) относятся усиленные и нормальные нервюры и распорки.

Нервюрой называется поперечный элемент конструкции крыла, связывающий в одно целое элементы продольного набора и обшивку. Нервюры воспринимают воздушную нагрузку от обшивки, сохраняют форму профиля и участвуют в общей работе конструкции крыла.

Расстояние между нервюрами зависит от скорости полета, удельной нагрузки на крыло, жесткости обшивки и конструктивно-силовой схемы крыла.

Расстояния между нервюрами для стрингерных конструкций крыльев с обшивкой, работающей при изгибе и кручении крыла, обычно берут



Фиг. 22. Конструктивная схема монопланного крыла.

1—передний лонжерон; *2*—стенка лонжерона; *3*—передний (носовой) стрингер; *4*—нормальная нервюра; *5*—вырез для уборки шасси; *6*—усиленная нервюра; *7*—вырез для стрелково-пушечного вооружения; *8*—стрингеры; *9*—обшивка; *10*—концевая дуга; *11*—элерон; *12*—закрылок; *13*—продольная стенка; *14*—задний (хвостовой) стрингер; *15*—стрингеры местного усиления; *16*—стыковые узлы; *17*—стыковая нервюра; *18*—полки нервюры.
а — схема нагружения элементов конструкции от изгиба крыла; *б* — схема нагружения элементов конструкции от перерезывающей силы и кручения крыла.

равными 250—400 *мм*, а для бесстрингерных конструкций крыльев — 120—200 *мм*.

Распоркой (или усиленной нервюрой) называется поперечный элемент конструкции крыла, связывающий передний и задний лонжероны. Распорки ставят преимущественно в крыльях с полотняной обшивкой. Расстояния между распорками выбирают так, чтобы угол между лонжеронами и диагональю (расчалкой) составлял 35—45°. Совместно с

лонжеронами и расчалками распорки образуют жесткую горизонтальную ферму крыла, причем распорки работают на сжатие от лобовых сил.

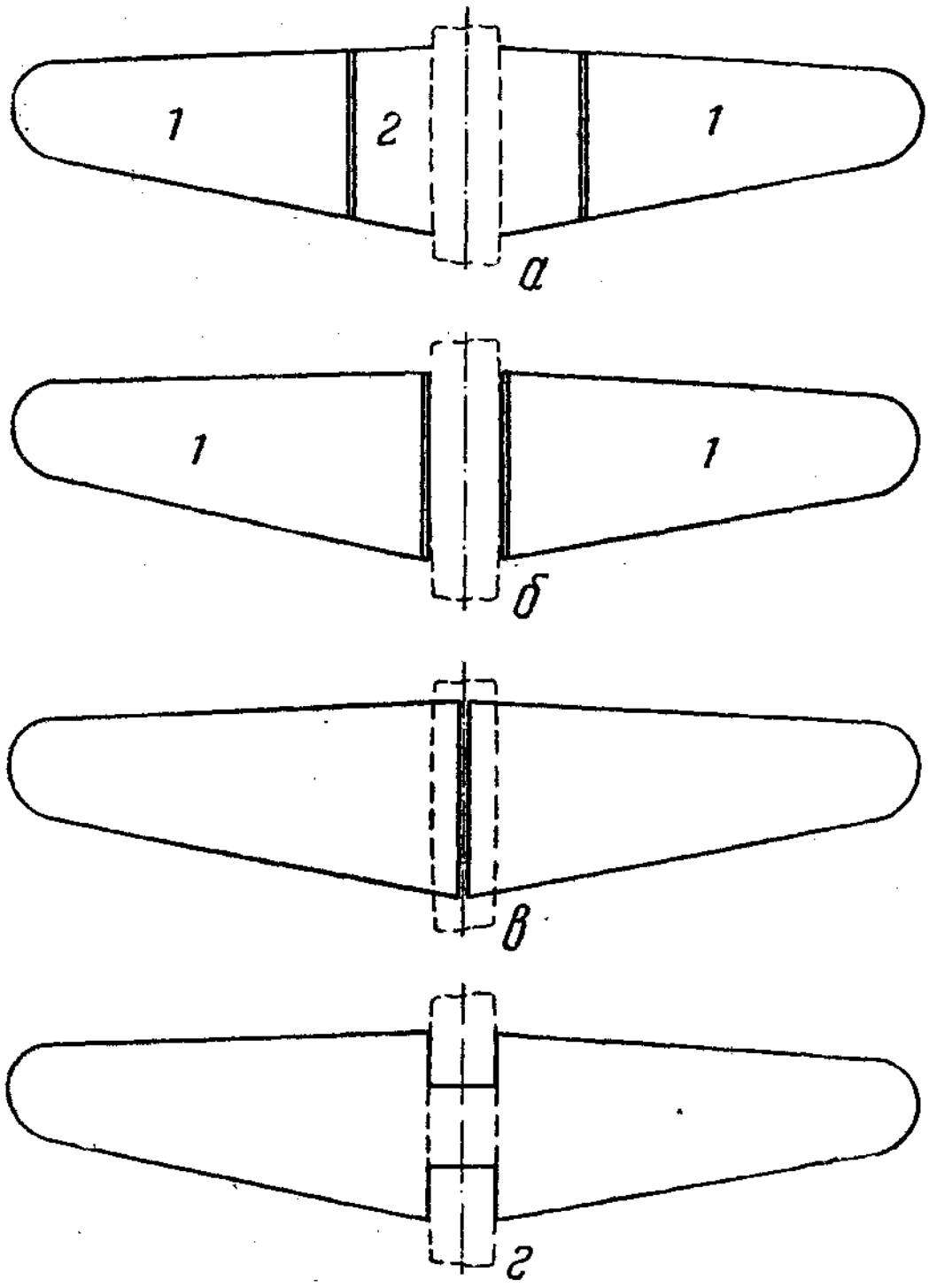
В современных крыльях легкомоторных самолетов и планеров вместо распорок ставят усиленные нервюры (фиг. 21).

Расчалки, узлы и обшивка

Расчалкой называется гибкий элемент конструкции, выполненный из проволоки, троса или стальной ленты. Расчалки работают только на растяжение и ставятся в крыльях с полотняной обшивкой. Расчалки располагаются по диагонали между лонжеронами и усиленными нервюрами.

Крылья крепятся к фюзеляжу и детали крыльев крепятся друг к другу *узлами*. Для крепления крыльев к фюзеляжу или центроплану служат *стыковые* узлы. Для крепления распорок, расчалок, элеронов и пр. на лонжеронах и нервюрах ставятся специальные узлы.

Обшивка крыльев может быть жесткой (металлическая или фанерная, см. фиг. 22) и нежесткой (полотняная, см. фиг. 21). Для скоростных самолетов применяют крылья с жесткой обшивкой, которая обычно крепится к продольному и поперечному наборам и образует гладкую поверхность крыла. Полотняная обшивка воспринимает только воздушные нагрузки и передает их на силовой каркас. Жесткая же обшивка не только воспринимает воздушную нагрузку, но и участвует в общей работе крыла, нагружаясь при этом нормальными напряжениями от общего изгиба и касательными напряжениями от изгиба и кручения крыла.



Фиг. 23.

Конструктивные разъемы крыла по размаху

Крылья могут быть разъемными и неразъемными по размаху.

Разъемное крыло с центропланом (фиг. 23,*а*) состоит из двух отъемных концевых частей *1* и одной средней части *2*, называемой центропланом. Крылья двухмоторных самолетов, как правило, имеют по одному разъему с каждой стороны, а четырехмоторные — по два и более разъемов. Разъемы усложняют конструкцию крыла и увеличивают его вес из-за соединительных узлов. Однако условия транспортировки, сборки и эксплуатации заставляют делать крылья с разъемами.

Разъемные крылья без центроплана имеют несколько конструктивных решений; к ним относятся:

1. Крылья с разъемом у бортов фюзеляжа (фиг. 23,*б*). В этом случае центральная (средняя) часть крыла представляет обычно одно целое с фюзеляжем (преимущественно у небольших самолетов). Они весьма удобны при транспортировке.

2. Крылья с разъемом в плоскости симметрии (фиг. 23,*в*). Такие крылья часто применяют в небольших одномоторных свободнонесущих монопланах (низкопланах).

Изготовление и сборка таких крыльев весьма просты, однако в эксплуатации они неудобны главным образом вследствие трудностей при полевом ремонте.

Неразъемные крылья (фиг. 23,*г*) обладают малым весом, но по условиям транспортировки и эксплуатации применение их возможно лишь на небольших самолетах. Ремонт таких крыльев в полевых условиях сложен и требует громоздкого оборудования.

При решении вопроса о наиболее целесообразном расчленении крыла конструктор встречается с противоречиями, так как каждый лишний разъем увеличивает вес самолета не только из-за узлов, ушков, заклепочных швов, но и потому, что нормы прочности предусматривают для стыковых и разъемных узлов и ушков коэффициент безопасности 1,25 вместо 1,0.

Приведем некоторые данные применительно к одномоторному истребителю с полетным весом около 3500 *кг*. Крыло этого истребителя с размахом 11 *м* состоит из центроплана и двух отъемных частей с конструктивными разъемами. В случае неразъемного крыла необходимо было бы иметь технологический разъем по лонжеронам (по оси самолета) из-за трудности осуществления пояса лонжерона длиной 11 *м*. Такой технологический разъем дал бы увеличение веса на 12 *кг*.

Конструкция крыла с отъемными частями дает увеличение веса по сравнению с неразъемным крылом примерно на 29 *кг*, которые распределяются по элементам следующим образом:

Вес узлов разъема	11,35 *кг*
Вес лент, закрывающих щели	5,08 „
Дополнительный вес на усиление ослабленных поясов лонжеронов	10,37 „
Дополнительный вес разъемных нервюр	2,2 „
Итого	29,0 *кг*

Следовательно, увеличение веса при конструктивных разъемах составило в данном случае 17 *кг*.

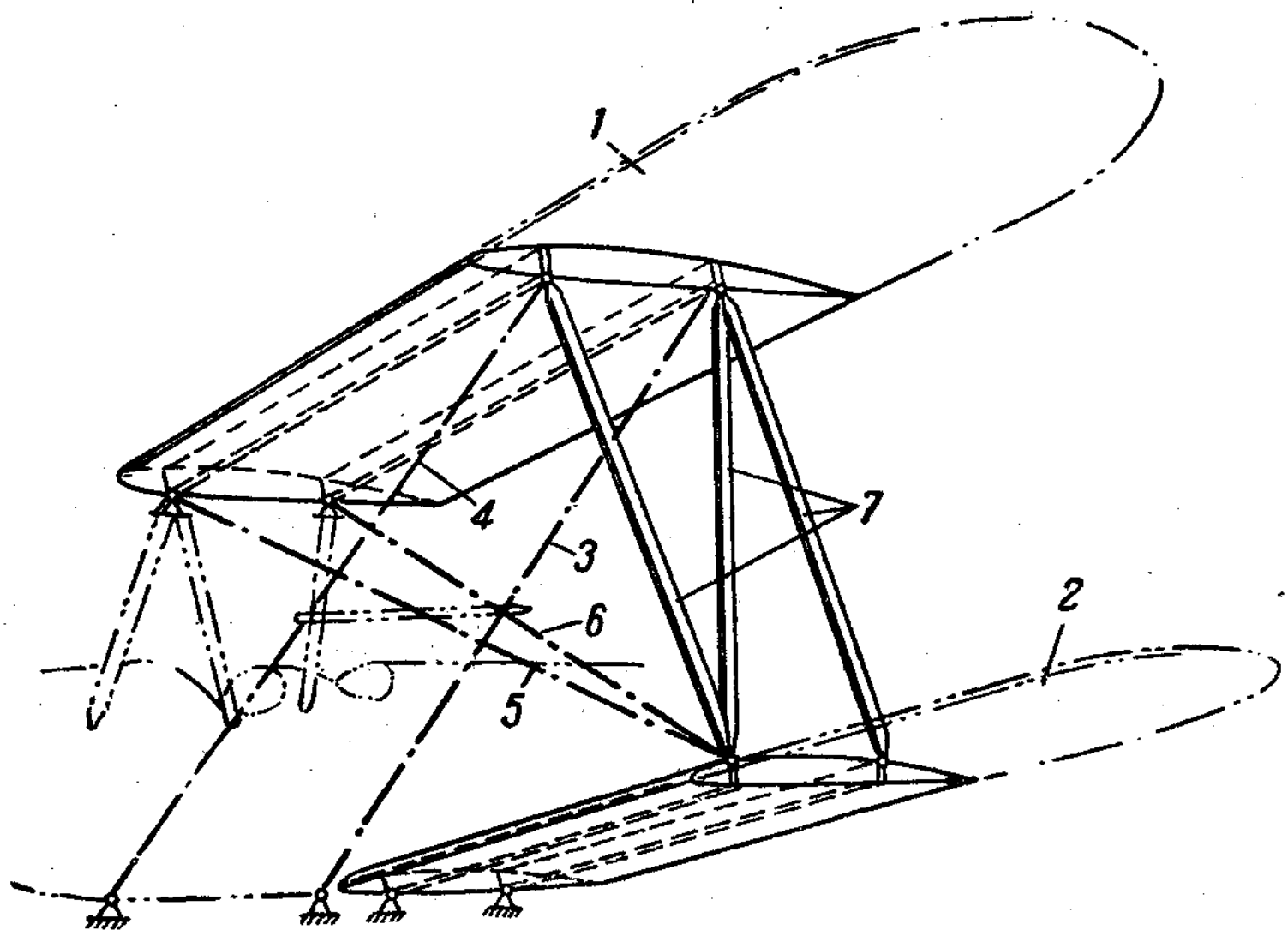
5. КОНСТРУКЦИИ КРЫЛЬЕВ БИПЛАНА

При бипланной схеме действующие нагрузки (аэродинамические, весовые, инерционные) воспринимаются пространственной фермой с большой строительной высотой. Типичный пример бипланной схемы приведен на фиг. 24, где показана так называемая «полукоробка» самолета По-2 известного конструктора Н. Н. Поликарпова. Она состоит из двух полукрыльев *1* и *2*, двух несущих *3* и *4* и двух обратных (поддерживающих) *5* и *6* лент-расчалок и стоек *7*, соединяющих верхнюю и нижнюю плоскости.

Каждое полукрыло бипланной коробки обычно представляет собой плоскую ферму, прикрепленную к центроплану или фюзеляжу стыковыми

узлами. Таким образом, крылья (верхнее и нижнее) в отдельности, пока они не связаны с элементами, образующими пространственную ферму, не могут работать на вертикальный изгиб и кручение.

Несущие расчалки (*3* и *4*) работают в полете на растяжение под действием следующих усилий: нагрузки на нижнее крыло *2*, передающейся по стойкам *7* к узлу крепления несущих расчалок, и части нагрузки, воспринимаемой верхним крылом *1*. При стоянке на земле обратные (*5* и *6*) расчалки растягиваются тяжестью крыла, а при посадке — инерционными силами. Несущие и обратные расчалки представляют собой профилированные (чечевицеобразного профиля) стальные ленты, цилиндрические концы которых имеют нарезку и ввертываются в наконечники, что позволяет регулировать натяжение расчалок.



Фиг. 24. Конструктивно-силовая схема бипланной полукоробки.

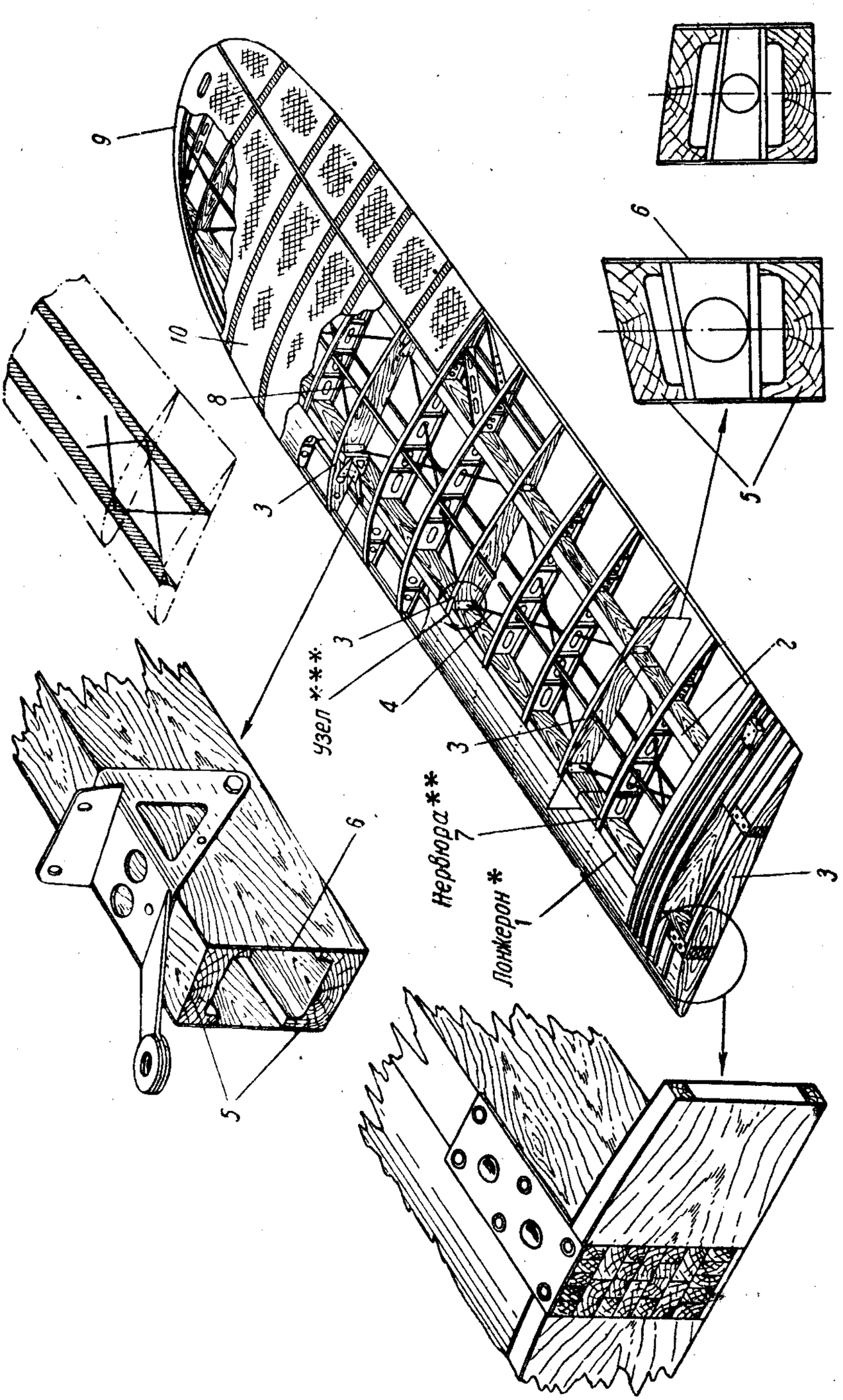
Межкрыльевые стойки, связывая лонжероны верхнего и нижнего крыльев, воспринимают усилия, возникающие при изгибе и кручении коробки. Стойки бывают самой разнообразной формы; на фиг. 24 показана N-образная стойка.

Многочисленные элементы конструкции, находящиеся в потоке, создают большое лобовое сопротивление, ухудшают аэродинамику биплана и делают эту схему неприемлемой для скоростных самолетов. Крылья самолетов-бипланов обычно выполняются двухлонжеронными с полотняным покрытием. На фиг. 21 показана конструкция крыла советского истребителя И-15 постройки 1932—1934 гг.

Рассмотрим более подробно конструкцию нижнего полукрыла бипланной коробки учебного самолета По-2 (фиг. 25).

Форма крыла в плане прямоугольная с закругленными концами; толщина профиля по размаху (т. е. сечения крыла), за исключением концевой части, постоянна, что значительно облегчает производство. Силовыми элементами в данной схеме служат два лонжерона *1* и *2*, усиленные нервюры *3* и расчалки *4*.

Лонжероны крыла По-2 имеют коробчатое сечение с одинаковой шириной и высотой почти на всей длине размаха. Каждый лонжерон



Фиг. 25. Крыло самолета По-2.

* см. фиг. 55; ** см. фиг. 83; *** см. фиг. 85.

состоит из сосновых поясов *5* (верхнего и нижнего), соединенных фанерными стенками *6*. В местах крепления к лонжеронам стоек, силовых нервюр, стыковых узлов и расчалок внутри лонжеронов установлены бобышки и диафрагмы (подробнее см. фиг. 55).

Нормальные нервюры *7* — одностеночные, подкрепленные сосновыми рейками (см. также фиг. 83). Усиленные нервюры *3* являются силовыми элементами плоской фермы и используются как межлонжеронные распорки. Эти нервюры образованы верхней и нижней полками (сосновые рейки), соединенными двумя сплошными фанерными стенками.

Кроме таких усиленных нервюр, имеются еще специальные усиленные нервюры, установленные для придания крылу местной прочности, например, нервюра под настил, образующий трап, и стыковая нервюра.

В местах соединения усиленных нервюр с лонжеронами установлены металлические узлы, к которым крепятся внутренние проволочные расчалки, придающие крылу жесткость в горизонтальной плоскости. Для регулирования натяжения концы расчалок имеют вильчатые наконечники с нарезкой.

Нервюры соединены между собой двумя стрингерами *8*. В носке крыла проходит *носовой стрингер,* переходящий в *концевую дугу* крыла. Хвостики нервюр также соединяются стрингером, образующим *заднюю кромку*. Носок крыла между передним лонжероном и носовым стрингером зашит фанерой толщиной 1 *мм* для лучшего сохранения формы носовой части крыла. Концевые закругления образованы дуралюминовым профилем *9,* прикрепленным к нервюрам и лонжеронам шурупами.

Каркас крыла обтягивается полотном *10* и пришивается к нервюрам двойным швом. Швы сверху заклеиваются полотняными полосами.

6. КЛАССИФИКАЦИЯ КОНСТРУКЦИЙ СВОБОДНОНЕСУЩИХ МОНОПЛАННЫХ КРЫЛЬЕВ

Создание самолетов-монопланов со свободнонесущими крыльями относится к периоду первой мировой войны, и с тех пор было разработано большое количество свободнонесущих конструкций самых разнообразных типов. В настоящее время можно на основе анализа конструктивно-силовых схем крыльев выявить основные направления, по которым шло их развитие.

Крыло самолета, как уже ранее указывалось, с точки зрения строительной механики представляет собой сложную по форме и конструкции балку, которая в общем случае нагружается распределенными и сосредоточенными силами. Эти силы производят изгиб и кручение крыла, при этом элементы конструкции крыла в зависимости от конструктивно-силовой схемы его работают различно.

В качестве основных признаков, характеризующих тип конструкции, рационально принять:

1) характер работы и степень использования обшивки при изгибе и кручении крыла;

2) число и степень использования лонжеронов при изгибе крыла.

В табл. 1. II все типы конструкции крыльев сгруппированы по этим двум признакам. Однако при такой разбивке в некоторые квадраты таблицы попадает несколько различных конструкций крыльев. В этом случае для уточнения типа конструкции вводится третий признак, который устанавливается в каждом случае индивидуально. Например, для однолонжеронного крыла с обшивкой, воспринимающей только воздушные на-

грузки, и трубчатым или ферменным лонжероном (табл. 1. II, схемы 1, 2, 3) последние лучше принять за дополнительный признак и тогда получится тип «однолонжеронное крыло с обшивкой, воспринимающей только воздушные нагрузки, с трубчатым лонжероном или лонжероном, образованным из пространственной фермы» и т. д.

«Кессонное крыло» (табл. 1. II, схема 17), которое в настоящее время нашло довольно широкое применение, получает совершенно точное определение: двухстеночное крыло с обшивкой, работающей на изгиб и кручение. При такой классификации становится ясным, что современное «кессонное крыло» является моноблочным и название двухлонжеронное моноблочное не характеризует его тип.

Моноблочные крылья получают также довольно четкое определение так как для всех разновидностей этого типа конструкции характерно использование обшивки как основного конструктивно-силового элемента. Отсюда определение особенностей моноблочных крыльев становится достаточно простым. Так, например, крыло схемы 19 (табл. 1. II) является моноблочным с четырьмя продольными стенками.

Довольно часты случаи, когда конструкция крыла выполнена по нескольким силовым схемам; например, у корня оно имеет двухлонжеронную конструкцию, а затем переходит в многолонжеронную (многостеночную). Такие крылья будем называть крыльями смешанной силовой схемы или моноблочно-лонжеронными.

7. КОНСТРУКЦИИ КРЫЛЬЕВ С ОБШИВКОЙ, ВОСПРИНИМАЮЩЕЙ ТОЛЬКО ВОЗДУШНЫЕ НАГРУЗКИ

Конструкции крыльев с обшивкой, воспринимающей только воздушные нагрузки, для свободнонесущих монопланов в прошлом применялись сравнительно широко, в настоящее же время такие конструкции иногда применяются лишь для нескоростных самолетов и планеров.

Однолонжеронные конструкции

Основной особенностью однолонжеронной конструкции является мощный сосредоточенный силовой элемент, называемый лонжероном. Лонжерон, расположенный, как правило, в наиболее высокой части поперечного сечения крыла (профиля), является главным элементом, воспринимающим изгиб и кручение крыла.

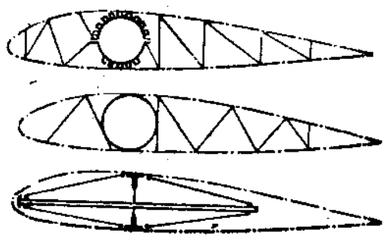
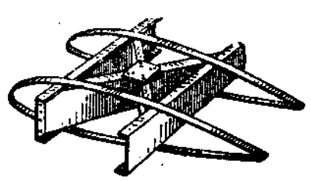
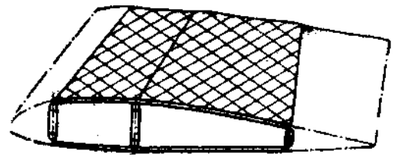
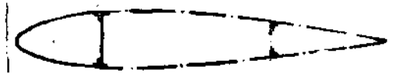
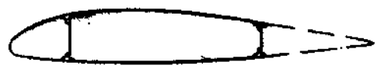
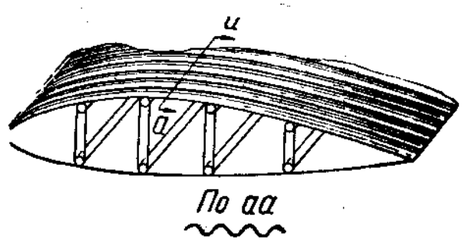
Крыло, изображенное на фиг. 26, представляет собой однолонжеронную металлическую конструкцию с полотняной обшивкой. В этом крыле лонжерон выполнен из двух дуралюминовых полутруб с отогнутыми краями. Для повышения устойчивости в трубу вставлены штампованные диафрагмы, склепываемые со стенкой трубы. Полученный таким образом лонжерон усилен сверху и снизу накладками из дуралюминового гофра, к которому крепятся нервюры.

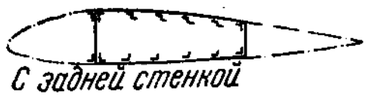
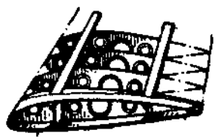
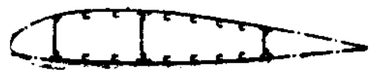
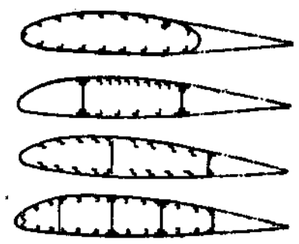
Такой лонжерон хорошо работает на изгиб и кручение, а на долю обшивки и нервюр остается только воспринятие воздушных нагрузок и передача их на лонжерон.

Лонжерон в этой конструкции одновременно может быть использован в качестве бензобака и, будучи выполнен из более толстого материала, чем обычные баки, оказывается долговечнее их и надежнее в эксплуатации. На одном из нескоростных самолетов было обычное деревянное крыло с двумя лонжеронами. Само крыло весило 256 *кг*, кроме того, бак

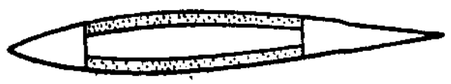
Таблица 1. II

Классификация конструкций свободнонесущих монопланных крыльев

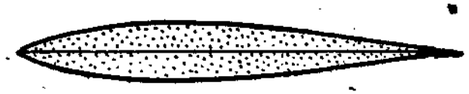
	Однолонжеронные	Двухлонжеронные	Многолонжеронные	Моноблочные (безлонжеронные)
С обшивкой, воспринимающей только воздушные нагрузки (обшивка не работает при изгибе и кручении крыла)	 Схемы 1, 2, 3	  *С пространственными расчалками* Схемы 4, 5	 Схема 6	
С обшивкой, работающей на сдвиг при кручении и изгибе крыла	 Схема 7	 Схема 8	 *По аа* Схема 9	

С обшивкой, работающей на сдвиг при кручении и изгибе, а также частично на нормальные напряжения при изгибе крыла	 С задней стенкой  С передней и задней стенками Схемы 10, 11	 Стрингерное  Схемы 12, 13, 14	  Схема 15	
С обшивкой, работающей при изгибе и кручении крыла (обшивка работает как основной силовой элемент конструкции крыла)	Основными элементами, воспринимающими нормальные усилия, возникающие при изгибе, являются верхняя и нижняя обшивки, подкрепленные стрингерным набором. Лонжероны превратились в продольные стенки, воспринимающие перерезывающие силы; пояса лонжеронов очень слабые, служат лишь для крепления обшивки			 Схемы 16, 17, 18, 19

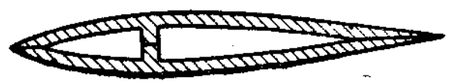
Примечание. Для самолетов со сверхзвуковыми скоростями полета потребуются весьма тонкие крылья, возможные конструкции которых изображены на схемах:



Слойчатая обшивка с заполнителем



Толстая обшивка со сплошным или сотовым заполнителем

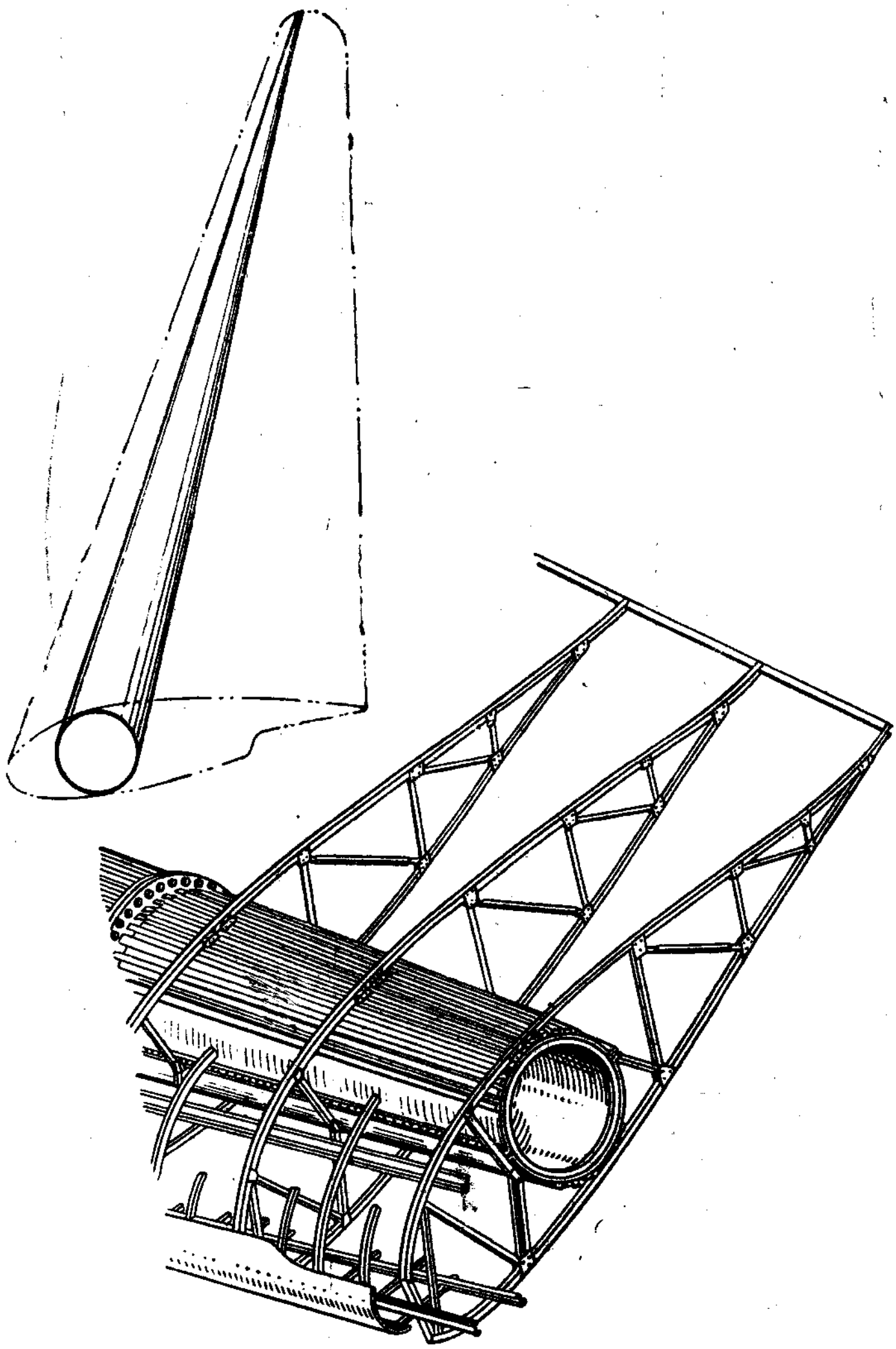




Литые или штампованные крылья

в крыле весил 25 *кг* и общий вес был 281 *кг*. Когда к этому самолету спроектировали и построили крыло рассматриваемой схемы той же прочности, то вес его оказался всего 102,5 *кг*, т. е. облегчение составило 60%.

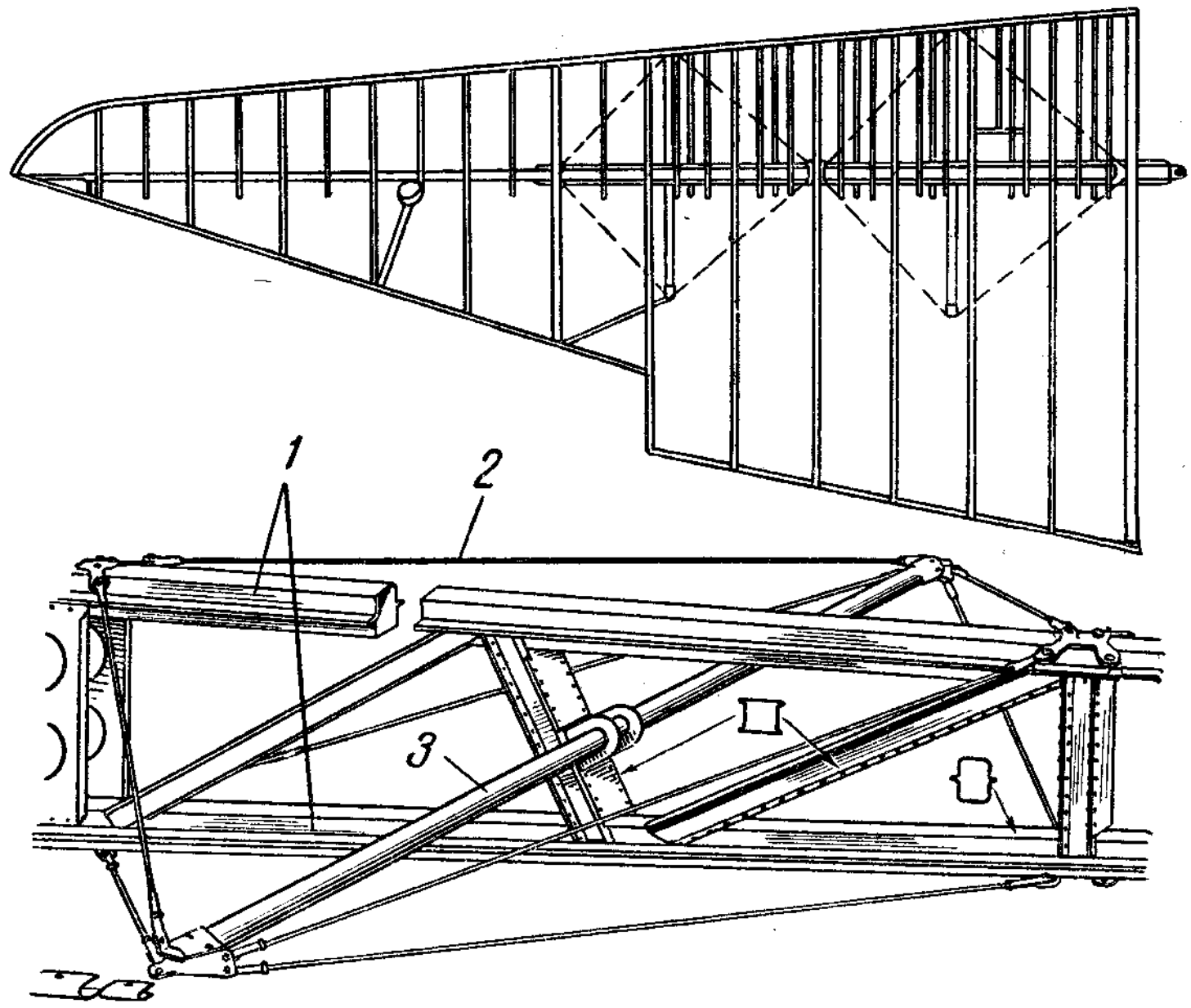
Имеются примеры аналогичной конструкции (см. фиг. 14, гл. I) и с металлической обшивкой, которая в этом случае воспринимает только воздушные нагрузки, что не может быть признано рациональным.



Фиг. 26.

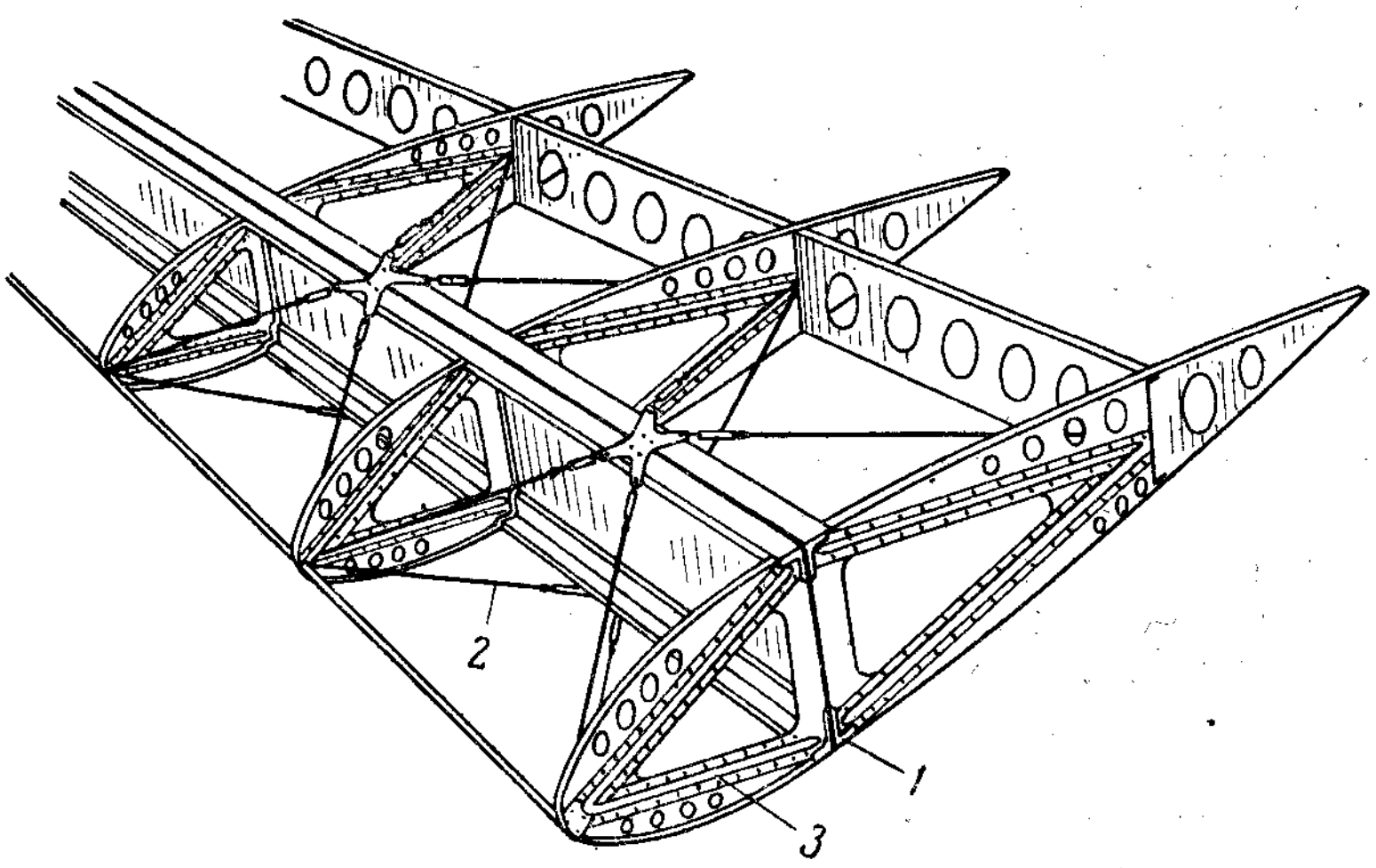
На фиг. 27 показана конструкция однолонжеронного крыла, состоящая из лонжерона *1*, расчалок *2* и поперечных труб *3*. Лонжерон совместно с пространственной фермой (в виде пирамиды) образует жесткую систему, которая несет всю нагрузку. Каждая ферма образована главным образом элементами, работающими на растяжение при кручении и горизонтальном изгибе крыла. В качестве распорок, работающих на сжатие, используются трубы, пересекающие лонжероны.

На фиг. 28 показана конструкция крыла этого типа, в которой вместо распорок используются усиленные нервюры. Конструкция более выгодна



Фиг. 27.

для крыльев толстого профиля, где высокий лонжерон служит хорошим основанием пирамиды. Крыло представляет статически определимую кон-



Фиг. 28. Однолонжеронное крыло с усиленными нервюрами вместо распорок.

1—лонжерон; *2*—расчалка; *3*—усиленная нервюра.

струкцию, что облегчает определение напряжений от изгиба и кручения. Такое крыло может быть на 20—25% легче крыла обычной лонжеронной конструкции.

Недостатки конструкции этого крыла заключаются в малой жесткости на кручение и большом количестве силовых элементов. Кроме того, при выходе из строя хотя бы одного из элементов фермы крыло разрушается. При ослаблении расчалок нарушается регулировка крыла.

Характерная особенность этих крыльев заключается в невыгодном для современных скоростных самолетов расчленении функций: обшивка и нервюры воспринимают только местные воздушные нагрузки, а лонжерон работает на изгиб и кручение.

Двухлонжеронные конструкции

Характерной особенностью двухлонжеронных конструкций с обшивкой, воспринимающей только воздушные нагрузки, является наличие между лонжеронами силовых элементов, обеспечивающих крылу жесткость на кручение. Обшивка в этом случае работает только на местные нагрузки, поэтому крылья имеют обычно полотняную обшивку. Такая конструкция крыла широко применялась для бипланов и реже для моноланов.

Крыло самолета-моноплана И-16 состоит из центроплана и двух отъемных частей (фиг. 29) двухлонжеронной ферменной конструкции, состоящей из двух лонжеронов *1*, нервюр *2* и накрест расположенных в двух плоскостях расчалок *3*. При такой конструкции крыла изгиб воспринимается лонжеронами, пояса которых изготовлены из хромомолибденовых термически обработанных труб. К поясам лонжеронов приклепаны две дуралюминовые стенки *4*, между которыми в местах подхода к лонжеронам силовых нервюр поставлены диафрагмы. Кручение воспринимается пространственной фермой, образованной лонжеронами, усиленными нервюрами и двумя парами расчалок, установленных между силовыми нервюрами в верхней и нижней плоскостях. Эта пространственная ферма крыла выполняет функции контура при работе на кручение. Перерезывающая сила от общего изгиба крыла воспринимается главным образом стенками лонжеронов.

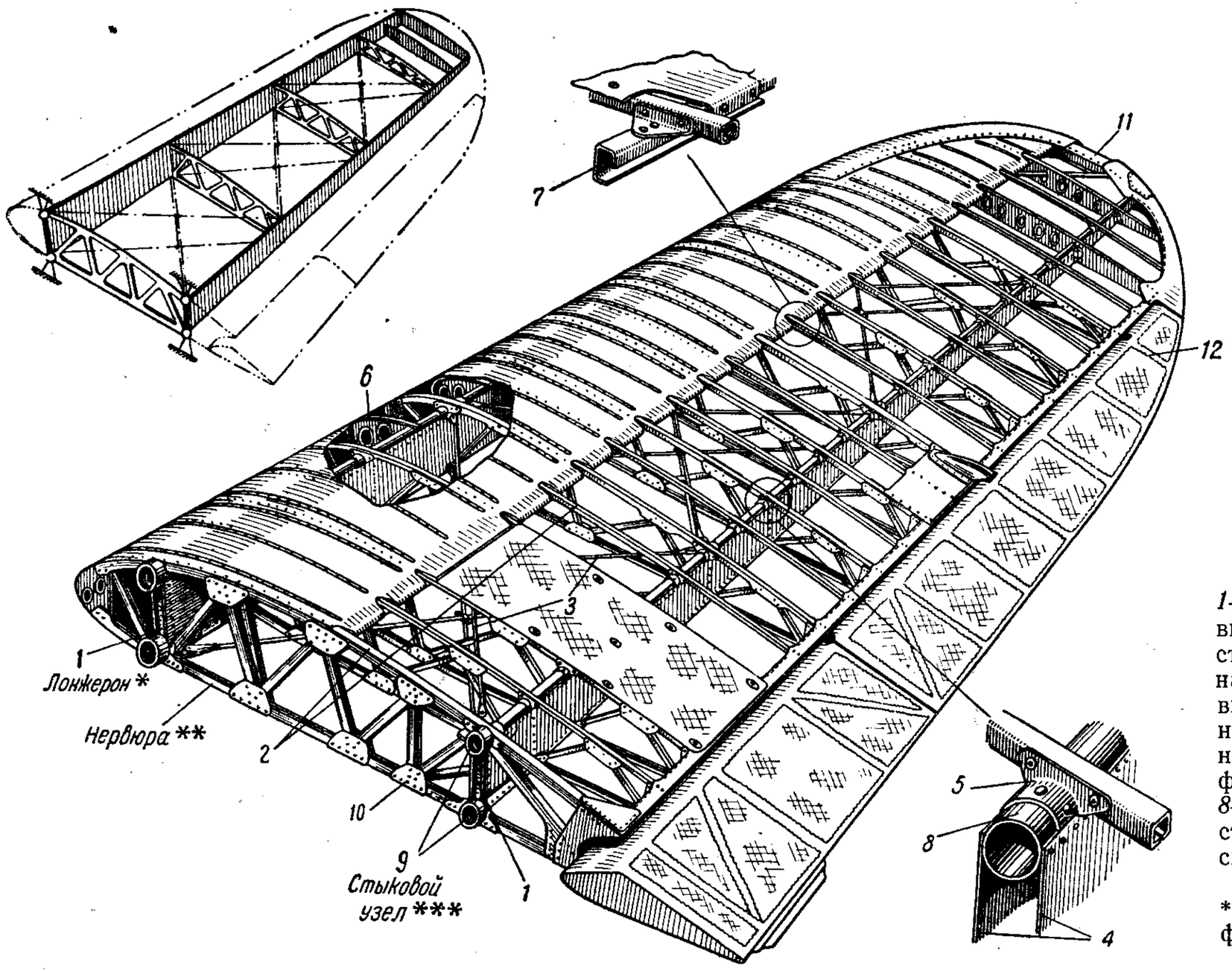
Клепаные нервюры ферменной конструкции не имеют разъемов. При сборке их нанизывают на лонжероны и крепят к ним при помощи накладок *5*. Частое расположение нервюр обеспечивает получение гладкой удобообтекаемой поверхности крыла при полотняной обшивке.

Так как в передней части крыла обшивка более нагружена, то носок крыла сверху на 44,5% и снизу на 14,5% хорды обшит дуралюминовыми листами толщиной 0,6 *мм*. Дуралюминовая обшивка крепится к усиленным и нормальным нервюрам, а для лучшего сохранения формы носовой части крыла установлены еще дополнительные нервюры *6*. Отъемные части крыла крепятся к центроплану при помощи шарнирных шаровых узлов (см. фиг. 97).

Многолонжеронные конструкции

Характерным примером многолонжеронной конструкции с обшивкой, воспринимающей только воздушные нагрузки, являются крылья *геодезической конструкции*[1].

[1] Основы геодезической конструкции, методы ее расчета, анализ условий выгодности ее применения и первые конструкции были выполнены впервые в мире в 1883 г. инженером Шуховым в России. Этот тип конструкции применяется в таких сооружениях, как башни-мачты линкоров, мачты радиостанций, водонапорные башни и т. д. Геодезическая конструкция для каркаса жестких дирижаблей была впервые применена в начале XX столетия.

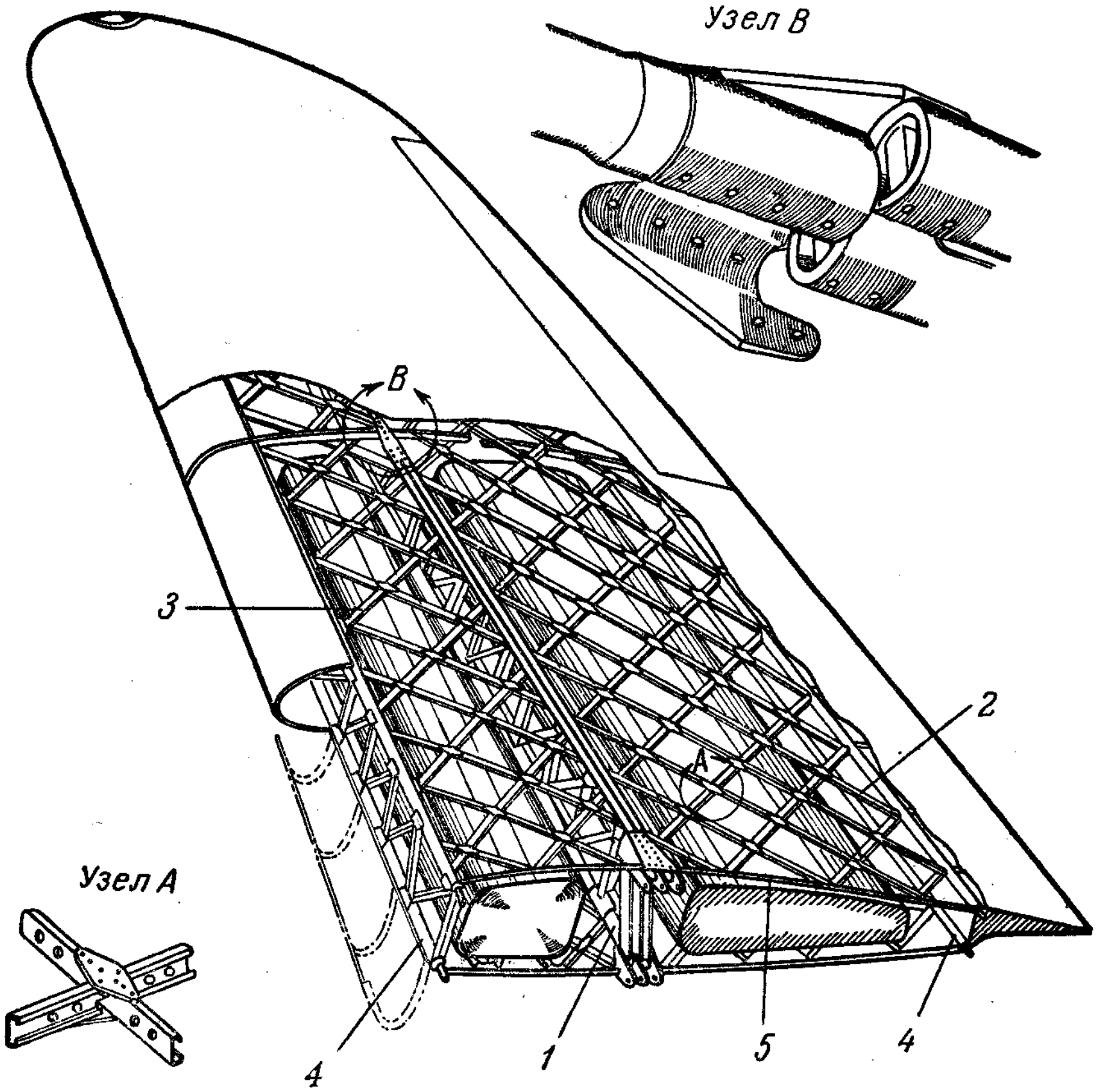


Фиг. 29. Крыло самолета И-16.

1—лонжероны; *2*—нервюры; *3*—расчалки; *4*—стенки лонжерона; *5*—накладки крепления нервюр к поясам лонжерона; *6*—дополнительная носовая нервюра (диафрагма); *7*—стрингер; *8*—пояс лонжерона; *9*—стыковые узлы; *10*—косынка; *11*—концевая дуга; *12*—элерон.

* см. фиг. 66; ** см. фиг. 87; *** см. фиг. 97.

Особенностью крыльев геодезической конструкции является отсутствие стрингеров и нервюр и замена их сеткой из диагональных элементов, расположенных по геодезическим линиям, т. е. по линиям кратчайшего расстояния между двумя точками на криволинейной поверхности. Основными силовыми элементами конструкции крыла являются лонжероны и геодезическая сетка. На фиг. 30 показана такая конструкция трехлонжеронного крыла. Главный лонжерон *1* расположен в месте максимальной



Фиг. 30. Крыло геодезической конструкции.

высоты профиля и воспринимает значительную часть изгибающего момента. Два дополнительных лонжерона *4* входят в систему, воспринимающую кручение и лобовые нагрузки.

Система диагональных стержней образует решетки *2* и *3*. Каждый из диагональных элементов изогнут по кривой, представляющей кратчайшее расстояние между двумя точками поверхности крыла. Диагонали направлены под углом 45° к оси крыла, а между собою составляют угол в 90°.

Благодаря взаимной поддержке при работе на кручение диагональные элементы, несмотря на значительную их длину, могут иметь небольшие сечения, и вся система может оказаться легче, чем при жесткой обшивке с обычными подкреплениями. Геодезическая сетка крепится к поясам лонжеронов и к распоркам *5*.

Объем крыла полностью используется для размещения баков, так как обычные нервюры отсутствуют.

Основные недостатки такой конструкции крыла являются следствием применения полотняной обшивки. Геодезическую конструкцию нельзя применять для крыльев скоростных самолетов, так как в полете полотняная обшивка не сохраняет заданного профиля крыла. Замена же полотна жесткой обшивкой лишает геодезическое крыло весовых и производственных преимуществ.

Общие выводы по основным свойствам конструкций крыльев с обшивкой, воспринимающей только воздушные нагрузки

1) недостаточная общая жесткость и малая местная жесткость приводят к значительным искажениям профиля и формы крыла в полете под действием аэродинамических нагрузок;

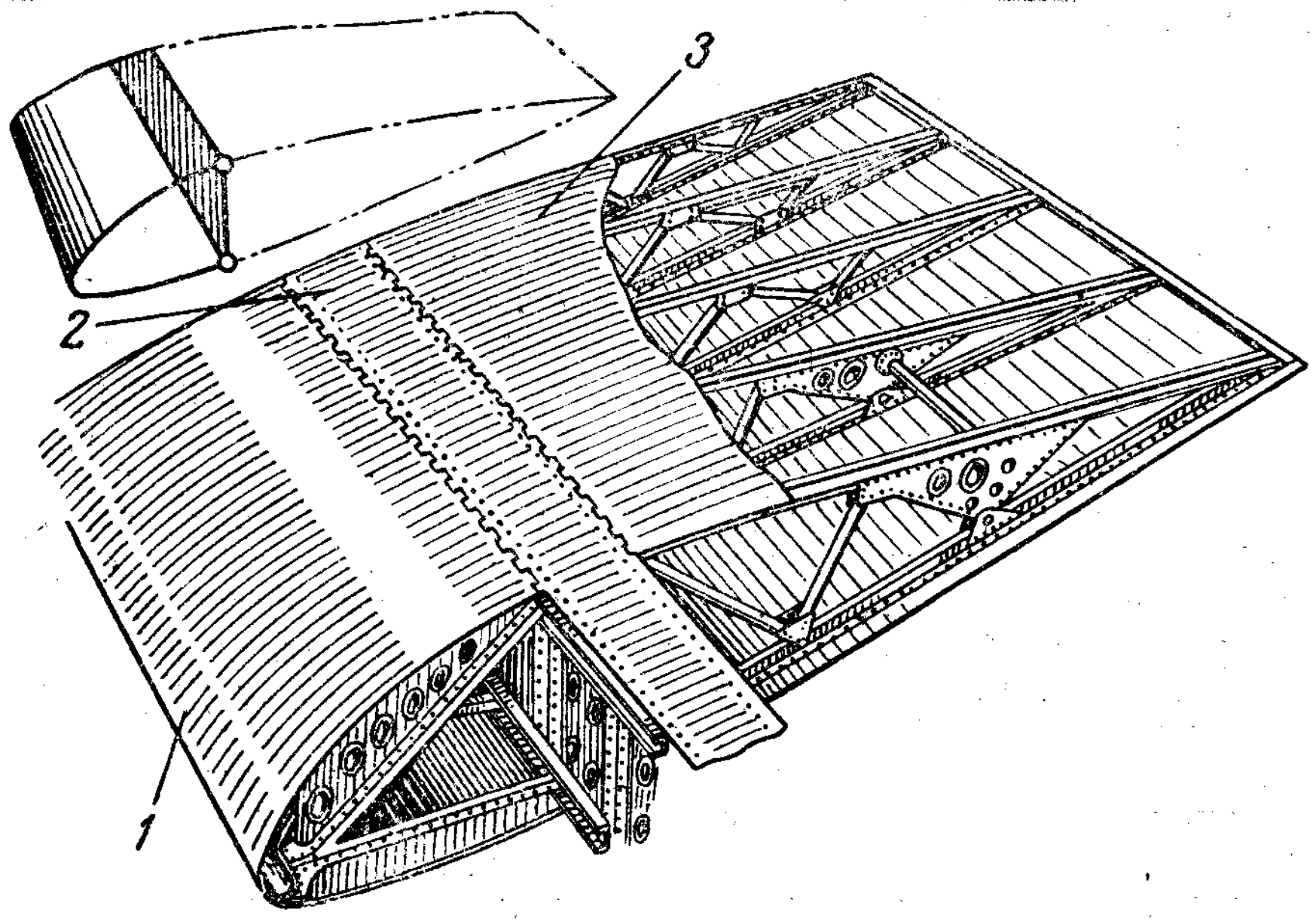
2) при небольших нагрузках на крыло возможно осуществление конструкции, обладающей хорошими весовыми показателями.

Последнее указывает на то, что для самолетов с небольшими скоростями и планеров целесообразно применять крылья с обшивкой, воспринимающей только воздушные нагрузки.

8. КОНСТРУКЦИИ КРЫЛЬЕВ С ОБШИВКОЙ, РАБОТАЮЩЕЙ НА СДВИГ ПРИ КРУЧЕНИИ И ИЗГИБЕ КРЫЛА

Однолонжеронные конструкции

В типичной конструктивно-силовой схеме рассматриваемого крыла один лонжерон, расположенный в наиболее толстом месте профиля (на одной трети хорды), и жесткий носок образуют замкнутый контур, воспринимающий крутящий момент и перерезывающую силу.



Фиг. 31. Однолонжеронное крыло с жестким носком.

На фиг. 31 изображено металлическое дуралюминовое однолонжеронное крыло с жестким носком, состоящее из трех частей, стыкующихся с помощью шомпольных соединений: передней (носовой) части *1*, лонжерона коробчатого сечения *2* и задней части *3*. Стрингеры в крыле отсутствуют; только в передней кромке крыла вклепан сильный стрингер, заканчивающийся в разъеме узлом, воспринимающим реакции от горизонтального изгиба и от кручения. Гладкая дуралюминовая обшивка подкреплена нервюрами рамной конструкции в носке и ферменными нервюрами в задней части крыла. Обшивка приклепывается к нервюрам.

На изгиб в вертикальной плоскости работает лонжерон, сечения поясов которого уменьшаются по направлению от корня крыла к концу. Носок совместно с лонжероном воспринимает крутящий момент, а также работает на изгиб в горизонтальной плоскости.

В таком крыле благодаря расположению единственного лонжерона в месте максимальной толщины профиля и применению на значительной части поверхности очень тонкой дуралюминовой обшивки, не подкрепленной стрингерами, материал использован рационально.

Для нескоростных самолетов, а тем более для планеров применение однолонжеронных крыльев с жестким носком и полотняной обшивкой в хвостовой части целесообразно. В этом случае конструкция крыла может быть выполнена с достаточно хорошими весовыми показателями.

Двухлонжеронные конструкции

Основным признаком этого типа конструкции являются два мощных лонжерона без стрингеров, работающих на нормальные силы при довольно тонкой обшивке.

На фиг. 32 изображена конструкция двухлонжеронного бесстрингерного крыла. Особенности конструкции этого крыла заключаются в следующем:

1) лонжероны крыла не имеют непосредственного соприкосновения с обшивкой;

2) крыло не имеет стрингеров;

3) в крыле отсутствуют специальные узловые накладки в местах крепления нервюр к лонжеронам.

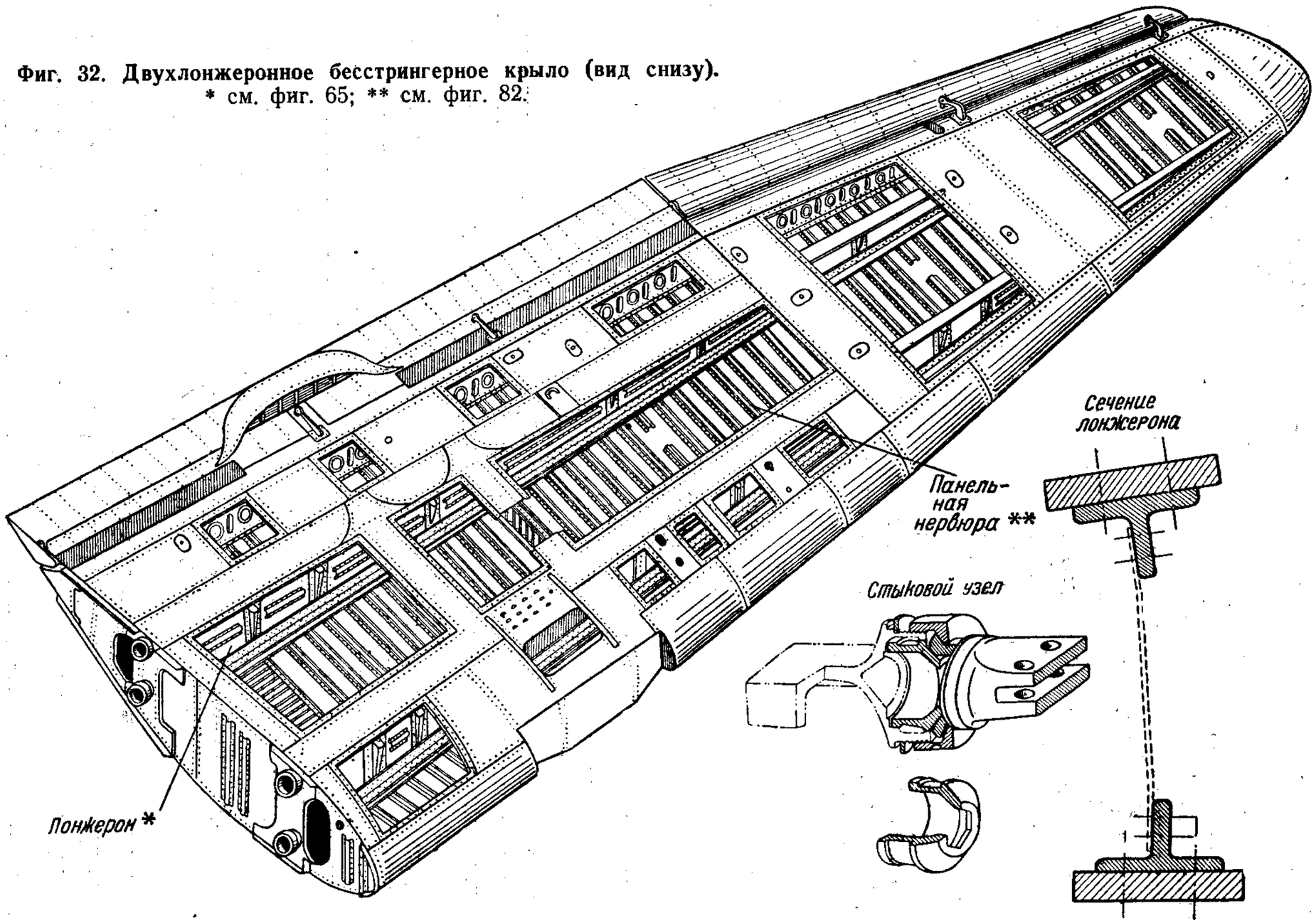
Почти вся нижняя обшивка крыла (около 80%) сделана легкосъемной, что значительно облегчает сборку крыла и его ремонт.

Наконец, это крыло выполнено с очень малым числом основных (силовых) нервюр. В конструкции описываемого крыла, кроме поясов лонжеронов, использованы преимущественно гнутые и катаные профили из листов толщиной 0,5—0,8 *мм*.

Причины отказа от стрингеров вызваны следующими соображениями. Стрингер теряет устойчивость при напряжении сжатия $\sigma_{сж} = 16—18$ *кг/мм²*, в то время как верхние пояса лонжеронов способны выдержать $\sigma_{сж} = 32—36$ *кг/мм²*. Как показывают статические испытания крыла, работа слабых стрингеров одновременно с сильными поясами приводит к тому, что при нагрузке всего около 60% от разрушающей стрингеры теряют устойчивость, и поверхность крыла так сильно искажается, что после снятия нагрузки наблюдаются местные остаточные деформации и на обшивке и на самих стрингерах.

Имеются два выхода из этого положения. Первый — снизить напряжения в поясах лонжеронов до величины, лишь немного превышающей напряжения в стрингерах. Такое решение влечет за собой значительное

Фиг. 32. Двухлонжеронное бесстрингерное крыло (вид снизу).
* см. фиг. 65; ** см. фиг. 82.



увеличение веса. Второй — увеличивать мощность стрингеров и уменьшать мощность поясов лонжеронов до тех пор, пока они будут мало отличаться друг от друга. В этом случае получилась бы конструкция моноблочного типа, для которой необходимо было бы иметь мощные прессованные профили, сохраняющие устойчивость до $\sigma_{сж}=22—24$ *кг/мм²*.

В описываемом крыле вообще нет стрингеров, и их отсутствие компенсировано установкой часто расположенных ободков, представляющих собой неполные нервюры. Такие ободки хорошо подкрепляют обшивку даже без стрингеров. Если же обшивка в полете потеряет устойчивость, то ее волна будет направлена по потоку и меньше повлияет на характер обтекания крыла.

Полки нервюр перекрещиваются с поясами лонжеронов в разных плоскостях, причем плоскость полок нервюр выше плоскости поясов лонжеронов, из-за чего строительная высота лонжеронов снижена против возможной приблизительно на 20%, что утяжеляет крыло.

Лонжероны выполнены равнопрочными и непосредственной связи с обшивкой не имеют. Для упрощения изготовления лонжерона его пояса ориентированы по отношению к обшивке так, чтобы не нужно было снимать малки с поясов. Стенки лонжеронов в этом случае получились с переломом вдоль размаха, что на их прочность не повлияло.

Каждый пояс лонжеронов состоит из одной дуралюминовой полосы и мощного дуралюминового катаного профиля таврового сечения, который, так же как и полоса к концу размаха, утончается. Такая форма профиля очень выгодна, и при материале с пределом прочности $\sigma_в=42$ *кг/мм²* этот профиль будет работать на сжатие с напряжением $\sigma_{сж}=30—36$ *кг/мм²*.

Многолонжеронные конструкции

В СССР металлические многолонжеронные крылья с обшивкой, работающей на сдвиг при кручении крыла, впервые были разработаны советским конструктором А. Н. Туполевым (см. табл. 1, II схема 9) и установлены на бомбардировщике ТБ-1, а затем на ТБ-3. Крыло имело несколько мощных лонжеронов, воспринимавших весь изгибающий момент, и тонкую гофрированную обшивку из дуралюмина, обеспечивающую прочность и жесткость крыла при кручении.

Для того времени конструкция с тонкой гофрированной обшивкой, работающей только на сдвиг при кручении крыла, являлась достаточно выгодной, так как при сравнительно малых скоростях (200—280 *км/час*) аэродинамическое несовершенство такой обшивки мало сказывалось, а положительные ее качества — легкость и высокая прочность — были использованы достаточно эффективно. С ростом скоростей полета крыло с гофрированной обшивкой, обладающей большой поверхностью трения, оказалось аэродинамически невыгодным, и это послужило причиной перехода к крылу с гладкой обшивкой.

9. КОНСТРУКЦИИ КРЫЛЬЕВ С ОБШИВКОЙ, РАБОТАЮЩЕЙ НА СДВИГ ПРИ КРУЧЕНИИ И ИЗГИБЕ КРЫЛА И ЧАСТИЧНО НА НОРМАЛЬНЫЕ НАПРЯЖЕНИЯ ПРИ ИЗГИБЕ КРЫЛА

Рассматриваемый тип конструкции крыльев характеризуется мощными лонжеронами и гладкой жесткой обшивкой. Необходимая толщина обшивки, а также подкрепляющий ее набор определяются из условия работы обшивки на сдвиг от кручения и перерезывающей силы крыла.

В этом случае толщина обшивки получается небольшой, вследствие чего при изгибе крыла она имеет в сжатой зоне очень низкие критические напряжения $\sigma_{кр}$. Таким образом, степень участия обшивки в восприятии изгибающего момента ограничивается только ее работой в растянутой зоне, частично разгружая нижние пояса лонжеронов.

Стремление использовать ряд преимуществ конструкции этого типа — удобство вырезов, простота стыковки отъемных частей, возможность использования внутренних объемов — обусловили сравнительно широкое применение их для самолетов со скоростями полета до 600—700 *км/час*.

Однолонжеронные конструкции

Однолонжеронные конструкции с гладкой работающей обшивкой обычно применяются с лонжероном, расположенным в месте наибольшей толщины профиля и с одной или двумя продольными стенками. Стыковка такого крыла осуществляется тремя или четырьмя узлами. Рассмотрим примеры таких конструкций.

На фиг. 33 изображена одна из конструкций такого крыла. Лонжерон *1* расположен на 45% хорды крыла; такое заднее размещение его вызвано необходимостью уборки шасси в переднюю часть крыла. Малое количество стрингеров *2* потребовало значительного увеличения площади поперечного сечения поясов лонжерона *3*. Площадь сечения поясов уменьшается к концу крыла изменением ширины полок профилей. Стенка лонжерона из дуралюмина толщиной 1—1,5 *мм* подкреплена штампованными стойками, одновременно служащими для крепления нервюр.

Лонжерон является основным силовым элементом, воспринимающим изгиб, стрингеры же из слабого открытого профиля служат лишь для подкрепления обшивки. Дуралюминовая обшивка имеет у корня толщину 2 *мм*, а у конца крыла 1 *мм*. Нервюры стеночной конструкции отстоят друг от друга на 300—350 *мм*. В хвостовой части крыла установлена продольная стенка *4*, замыкающая верхнюю и нижнюю обшивку и служащая для крепления элеронов *5* и щитков.

Для прочности и жесткости конструкции в местах вырезов люков крышки крепятся шурупами к усиленным нервюрам и поясам лонжерона.

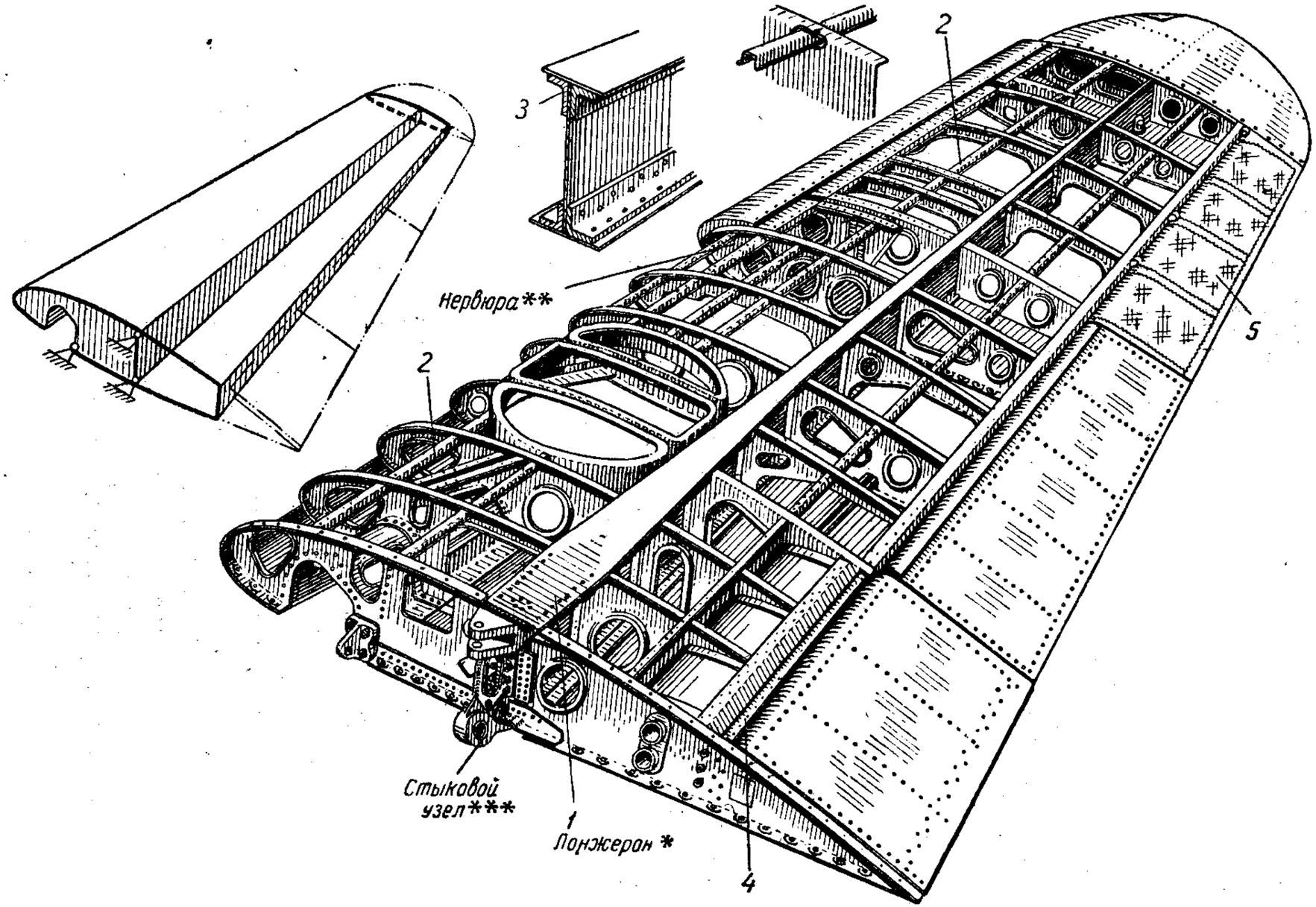
Характерной особенностью этого крыла является широкое использование открытых профилей для элементов конструкции.

На фиг. 34 показана отъемная часть крыла самолета DB-III. Лонжерон расположен на 38% хорды. Пояса лонжерона имеют тавровое сечение. Стыковые узлы выполнены так, что при изгибе крыла болты работают на растяжение. Работающая обшивка из алкледа толщиной 0,8—1,6 *мм* подкреплена частым продольным и поперечным набором.

Усилия от изгиба крыла воспринимаются лонжероном и частично стрингерным набором и обшивкой. Кручение воспринимается двумя контурами, образованными лонжероном, хвостовой продольной стенкой, носком и обшивкой крыла.

В обшивке отъемной части крыла вырезов нет, и поэтому контуры работают полноценно.

Носок крыла имеет обшивку толщиной 1,5 *мм*, которая в сочетании со стрингерами и нервюрами придает носку высокую прочность и жесткость при работе на кручение и сохраняет неизменяемость формы профиля.

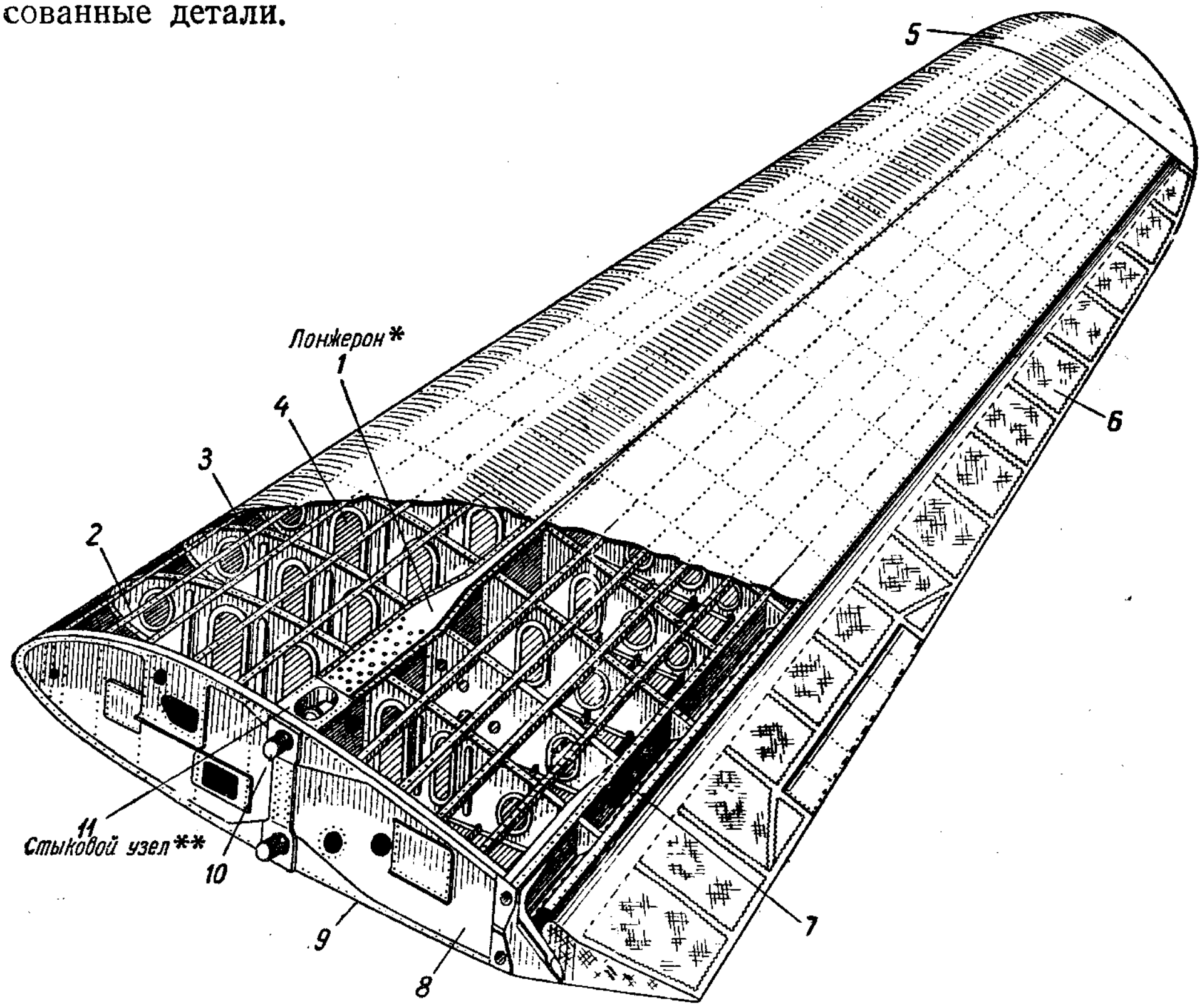


Фиг. 33. Конструкция однолонжеронного крыла.

* см. фиг. 62; ** см. фиг. 78; *** см. фиг. 94.

Нормальные нервюры отштампованы из листов с отбортованными отверстиями облегчения. Усиленная нервюра установлена только у разъема; она имеет толстую стенку и более мощные полки.

В конструкции этого крыла широко применены штампованные и прессованные детали.



Фиг. 34. Крыло самолета DB-III.

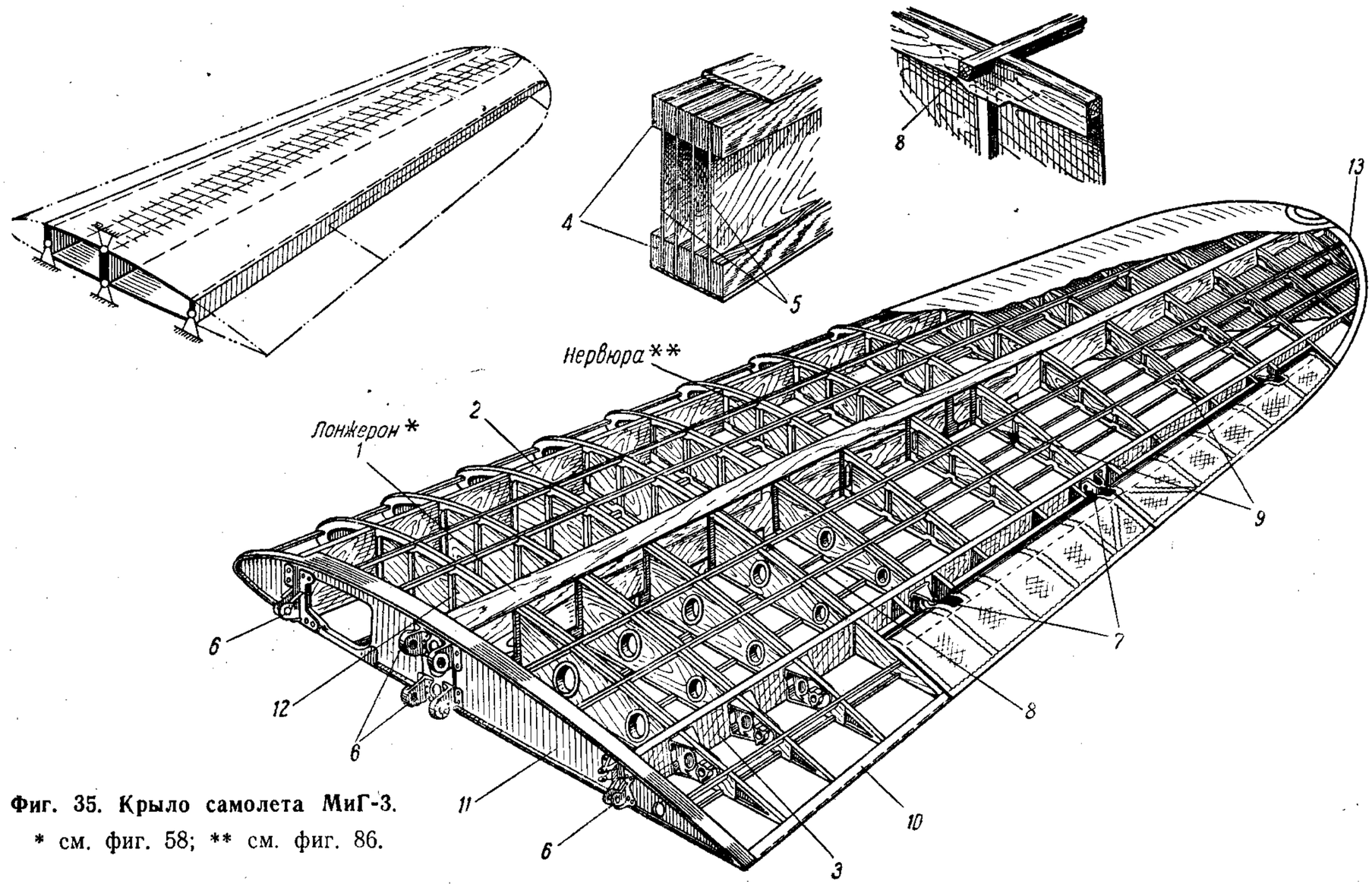
1—лонжерон; *2*—стрингер; *3*—нормальная нервюра; *4*—отверстия облегчения; *5*—концевой обтекатель; *6*—элерон; *7*—задняя продольная стенка; *8*—стенка усиленной нервюры; *9*—полка усиленной нервюры; *10*—стыковой болт; *11*—стыковой узел.

* см. фиг. 63; ** см. фиг. 98.

Крыло самолета МиГ-3 состоит из металлического центроплана и двух деревянных отъемных частей (фиг. 35). Лонжерон *1*, передняя *2* и задняя *3* продольные стенки совместно с обшивкой образуют два замкнутых контура, придающие жесткость конструкции на кручение.

Пояса лонжерона выполнены из отдельных реек из дельта-древесины *4*, между которыми установлены фанерные стенки *5* (подробнее см. фиг. 58).

Передняя и задняя продольные стенки — коробчатого сечения с сосновыми рейками и фанерными стенками. Для передачи крутящего момента с отъемных частей крыла на центроплан на лонжероне и на передней и задней стенках расположены стыковые узлы *6*. На продольной хвостовой стенке против нервюр установлены кронштейны *7* для крепления элеронов.



Фиг. 35. Крыло самолета МиГ-3.

* см. фиг. 58; ** см. фиг. 86.

Стрингеры *8* трапецевидного сечения крепятся на клею к нервюрам *9*. В месте прохода стрингера через нервюру поставлены бобышки, придающие узлу жесткость. Нервюры балочного типа состоят каждая из носка, двух средних частей и хвостика.

В местах крепления к продольным элементам стенки нервюр усилены вертикальными стойками *12*. Торцевая нервюра *11* и следующие за ней пять нервюр между лонжероном и задней продольной стенкой усилены двумя фанерными стенками и полками.

Фанерная обшивка, приклеенная к лонжеронам, продольным стенкам, нервюрам и стрингерам, воспринимает крутящий момент и частично участвует в работе крыла на изгиб. Большая толщина материала позволяет получить весьма гладкую поверхность обшивки.

Задняя кромка крыла образована дуралюминовым профилем *10*, который соединяет хвостики нервюр и верхнюю и нижнюю части обшивки.

Двухлонжеронные конструкции

Этот тип конструкций крыльев аналогичен однолонжеронным. В двухлонжеронных конструкциях передний лонжерон располагается ближе к носку, чем в однолонжеронных, задний же сдвинут назад. Поэтому строительные высоты лонжеронов получаются значительно меньше, и вес поясов лонжеронов оказывается несколько большим, чем в однолонжеронной схеме, однако это окупается конструктивными достоинствами и прежде всего более удобным использованием внутренних объемов крыла.

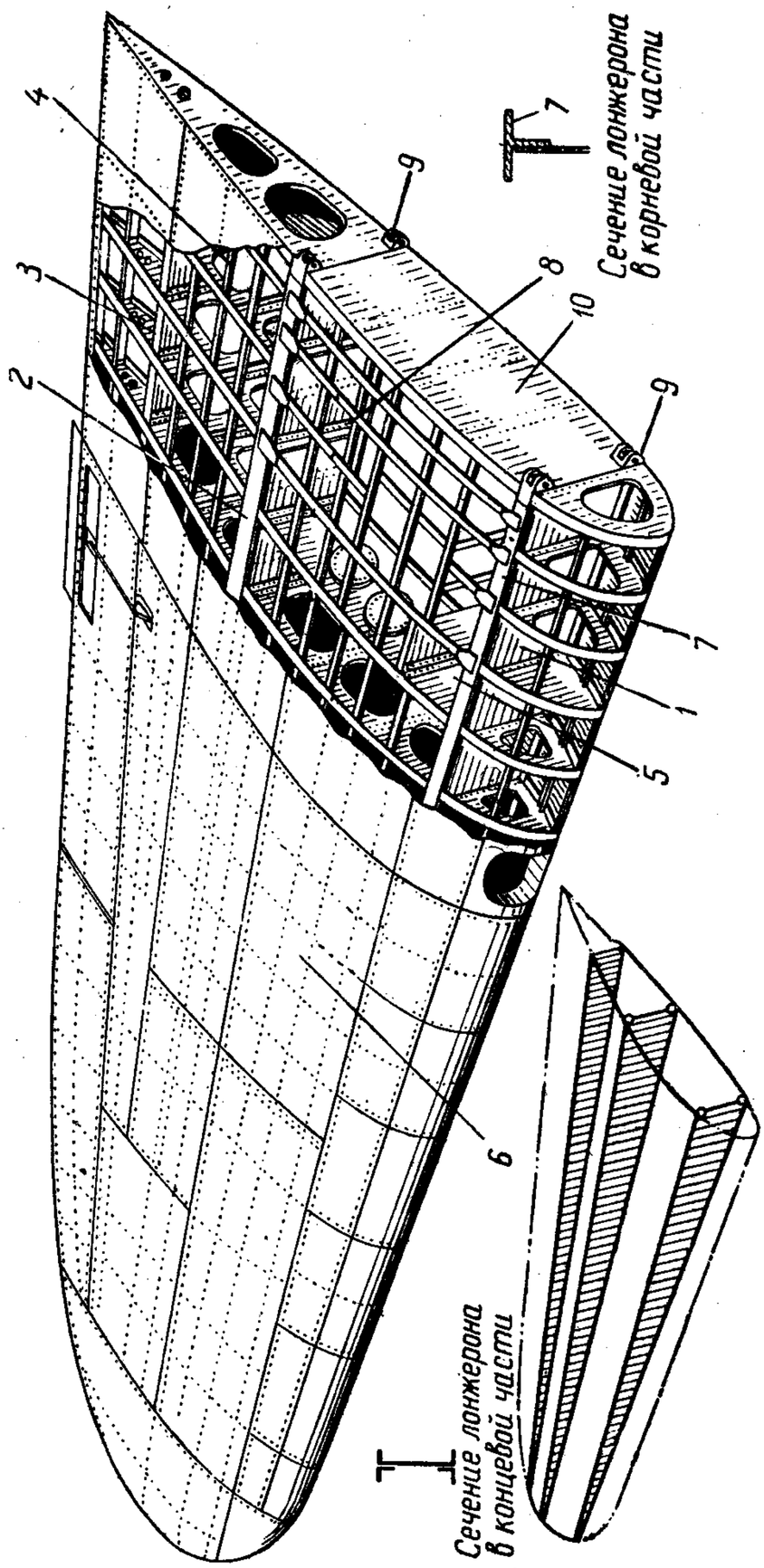
Изгибающий момент воспринимается главным образом лонжеронами и частично жесткой обшивкой, подкрепленной стрингерами; крутящий момент воспринимается контуром, образованным обшивкой и стенками лонжеронов. Примером такого крыла может служить металлическое крыло, изображенное на фиг. 36, состоящее из центроплана и двух отъемных частей. Силовые элементы конструкции крыла состоят из переднего *1* и заднего *2* лонжеронов, задней продольной стенки *3*, стрингеров *4*, нервюр *5* и обшивки *6*.

Лонжероны представляют собой тонкостенные балки переменного по размаху сечения. Пояса *7* лонжеронов — из катаных хромансилевых профилей таврового сечения. На концах крыла лонжероны выполнены из дуралюмина с тавровыми поясами, образованными из отогнутых краев стенки и уголков. Стенки лонжерона в местах крепления нервюр подкреплены стойками *8* из дуралюминовых уголков. У линии разъема крыла к поясам лонжеронов крепятся стыковые узлы *9*.

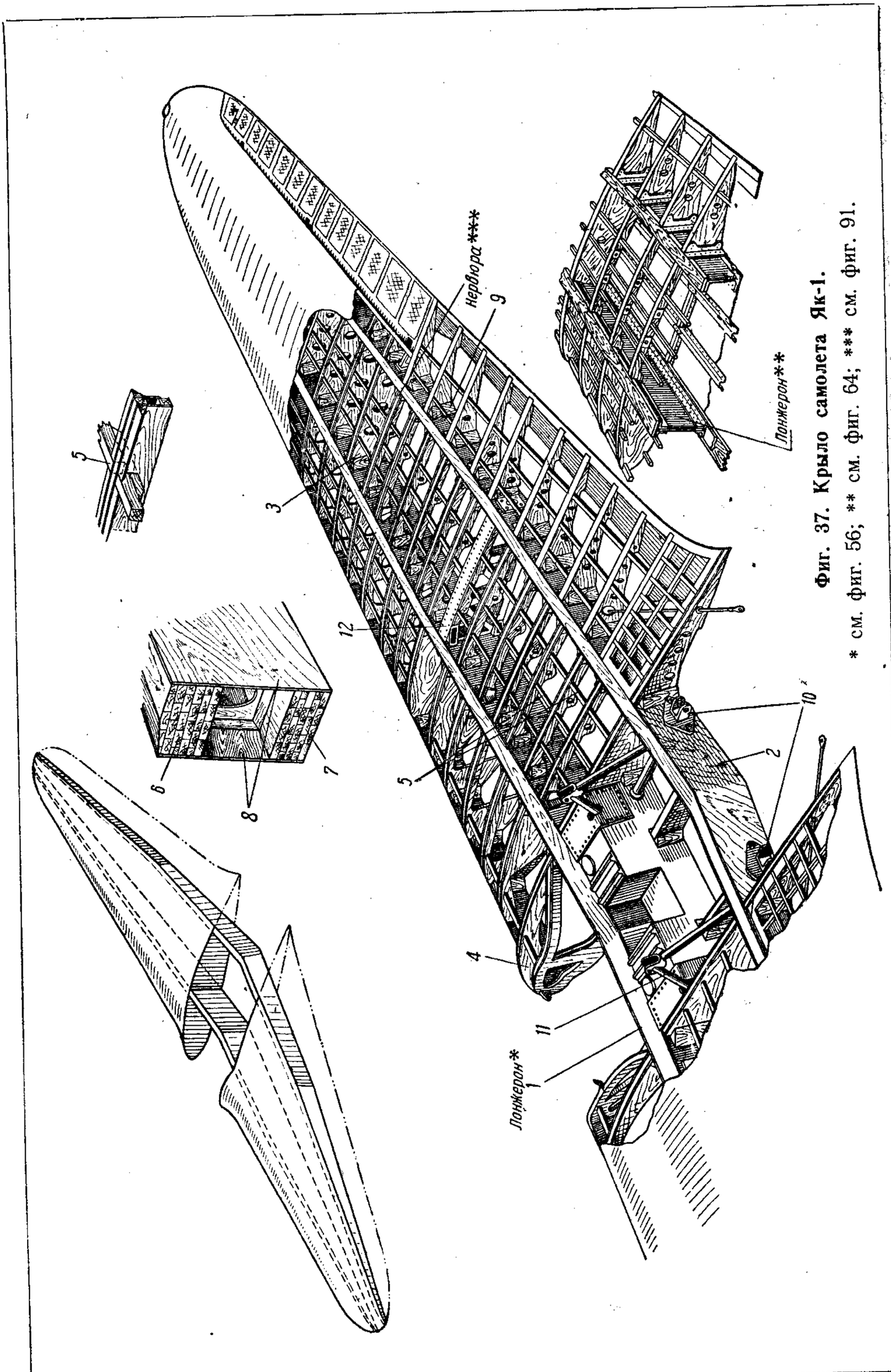
Задняя продольная стенка выполнена из дуралюмина с отбортованными краями для крепления обшивки. Эта стенка совместно с обшивкой и задним лонжероном образует замкнутый контур. К стенке (в плоскости нервюры) крепятся кронштейны подвески элеронов и шарниры щитков.

Нервюры состоят из носовых, двух средних и хвостовых частей. Все части нервюр крепятся к лонжеронам и к задней продольной стенке. Нервюры — преимущественно штампованные из дуралюминовых листов с отбортованными отверстиями. Полки нервюр — из уголкового профиля. Торцевая (стыковая) нервюра *10* — усиленная.

Крутящие моменты и перерезывающие силы воспринимаются двумя контурами, образованными лонжеронами, продольной стенкой и обшивкой. Изгибающие моменты воспринимаются поясами лонжеронов и частично обшивкой, подкрепленной стрингерами.



Фиг. 36. Двухлонжеронное металлическое крыло.



Фиг. 37. Крыло самолета Як-1.

* см. фиг. 56; ** см. фиг. 64; *** см. фиг. 91.

Крыло самолета Як-1 (фиг. 37) — неразъемное деревянное. Каркас крыла состоит из переднего *1* и заднего *2* лонжеронов, нормальных *3* и усиленных *4* нервюр и стрингеров *5*. Лонжероны расположены: передний у корня на 32% хорды и у конца на 27% хорды; задний — у корня на 65% и у конца на 60% хорды крыла. Лонжероны — коробчатого сечения и состоят из верхних *6* и нижних *7* поясов, склеенных из сосновых реек, и фанерных стенок *8* переменной толщины по размаху (у корня 10 *мм*, у конца 3 *мм*). Нервюры крыла состоят из носовых, средних и хвостовых частей. Носки нервюр — двухстеночные, ферменной конструкции в центральной части крыла; с нижней стороны они имеют вырезы под шасси. Средние части нервюр на участке расположения бензобаков — двухстеночной балочной конструкции. Вырезы для бензобаков закрываются дуралюминовыми крышками, которые крепятся болтами с потайной головкой и анкерными гайками. Средние части нервюр за бензобаками — одностеночные балочной конструкции.

Все части нервюр крепятся к лонжеронам с помощью сосновых уголков *9*, за исключением средних верхних частей, которые крепятся к лонжеронам посредством дуралюминовых уголков.

Узлы *10* крепления крыла к фюзеляжу расположены по два на переднем и заднем лонжеронах с каждой стороны. Каждый узел образован вильчатым хромансилевым болтом, проходящим через лонжероны и дуралюминовые пластины. Между лонжеронами на выступающие концы болтов установлена сварная хромансилевая ферма *11*, образующая с каждой стороны третью точку крепления крыла к фюзеляжу. Носок крыла прикреплен к фюзеляжу двумя узлами.

Между лонжеронами установлена дуралюминовая ферма *12*, к которой крепится узел шасси.

Фанерную обшивку крыла стыкуют на переднем и заднем лонжеронах и приклеивают к каркасу казеиновым клеем и, кроме того, для лучшей связи с каркасом ее дополнительно крепят к лонжеронам шурупами. Поверхность крыла оклеивают миткалем, шпаклюют и окрашивают.

Нагрузки от кручения крыла и перерезывающие силы воспринимаются двумя контурами, образованными лонжеронами и обшивкой. Нагрузки от изгиба воспринимаются поясами лонжеронов и частично обшивкой.

На фиг. 37 справа внизу изображена конструкция отсека рассматриваемого крыла с металлическими лонжеронами.

Конструкция отъемных частей крыла самолета ЛАГГ-3 (фиг. 38) — двухлонжеронная. Силовыми элементами конструкция крыла являются: передний *1* и задний *2* лонжероны, стрингеры *3*, нервюры *4*, кессон *5* и обшивка *6*. Лонжероны представляют собой балки переменного по длине коробчатого сечения. На торцах переднего и заднего лонжеронов установлены стыковые узлы *7* из хромансилевой стали. Пояса лонжеронов *11* изготовлены из отдельных реек дельта-древесины, между которыми вклеены фанерные стенки *12*.

Стрингеры из сосновых реек расположены между лонжеронами и приклеены к стенкам кессона. Передний *8* и задний *9* стрингеры соединяют концы нервюр и служат для правильной их установки, а задний стрингер — и для крепления верхней и нижней обшивки крыла.

Деревянные ферменной конструкции нервюры состоят из полок, стоек, раскосов и стенок (см. фиг. 92). Средние части нервюр на участке от стыка крыла до элерона имеют вырезы для установки кессона, в котором размещаются бензобаки. Хвостовые части нервюр имеют внизу вырез

для щитков, а на участке расположения элеронов — укорочены. Все нервюры, кроме торцевой, надевают на лонжероны, усиливают сосновыми бобышками и крепят к ним на клею. Торцевая или стыковая усиленная нервюра *10* состоит из трех частей: носка, средней части и хвостика, которые прикреплены в узлах лонжеронов болтами. Кессон крыла выклеен из фанеры толщиной 1,5 *мм*, стенки его приклеены к стрингерам и полкам нервюр.

Фиг. 38. Крыло самолета ЛАГГ-3.

*** см. фиг. 92.**

Каркас крыла оклеивают обшивкой из фанеры различной толщины. Между лонжеронами толщина обшивки изменяется от 4 до 3 *мм*, в хвостовой части — от 3 до 2,5 *мм*. Носовая часть обшивки имеет толщину от 3 до 2,5 *мм*.

Лонжероны и обшивка образуют жесткий контур, работающий на кручение от крутящего момента и на срез от перерезывающих сил. Нагрузки от изгиба крыла воспринимаются главным образом поясами лонжеронов и частично обшивкой.

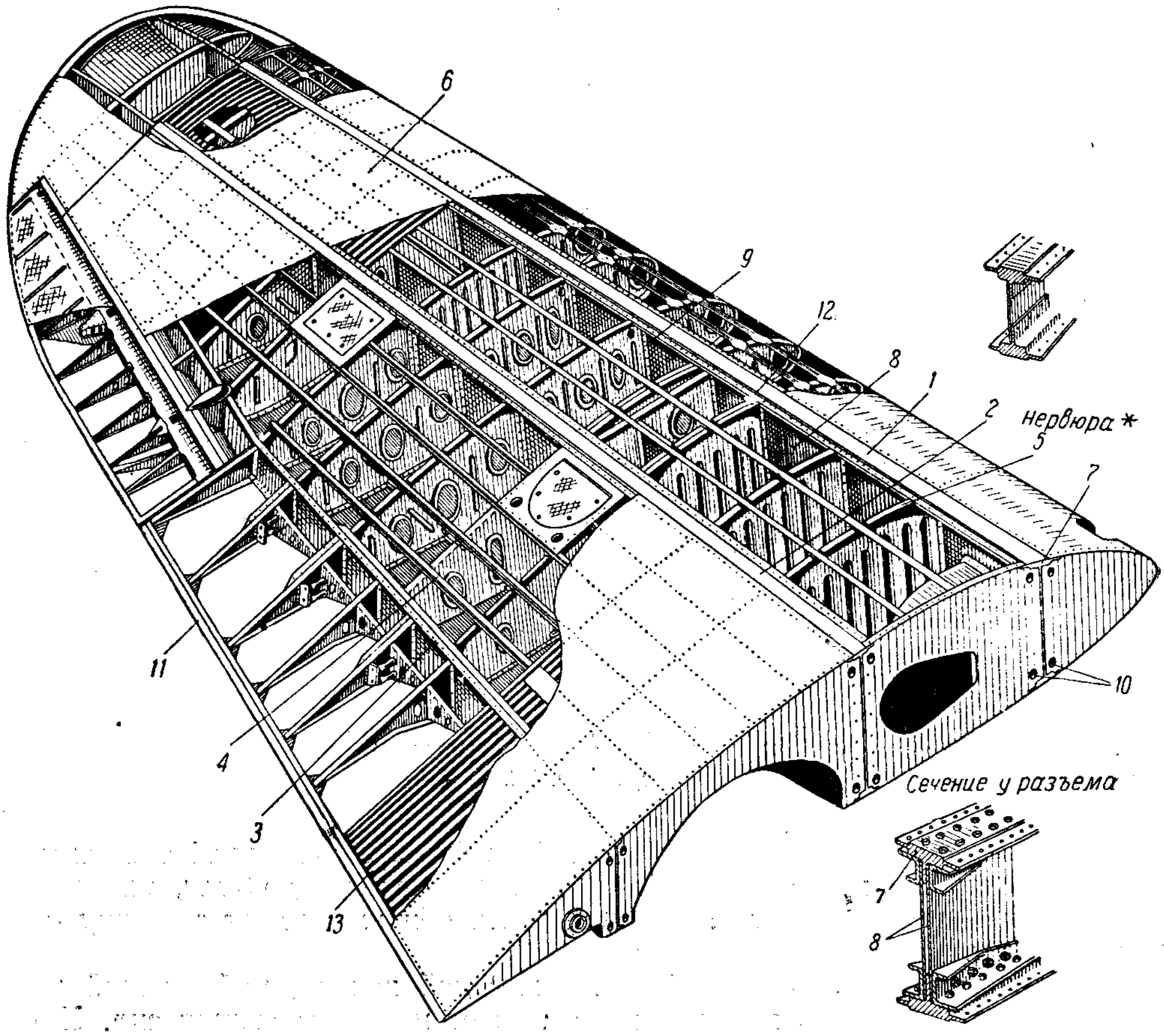
Конструктор, применив дельта-древесину и рационально использовав фанерные стенки лонжеронов и обшивки, получил легкую конструкцию крыла.

Многолонжеронные конструкции

Многолонжеронные конструкции с гладкой частично работающей при изгибе крыла обшивкой применяются реже, чем одно- и двухлонжеронные. Этот тип конструкции во многом аналогичен двухлонжеронным крыльям с задней продольной стенкой.

На фиг. 39 изображено трехлонжеронное металлическое крыло. Силовыми элементами конструкции этого крыла являются передний *1* и задние *2*, *3* лонжероны, стрингеры *4*, нервюры *5* и обшивка *6*.

Лонжероны представляют собой тонкостенные балки переменного по длине двутаврового сечения. Пояса лонжеронов — дуралюминовые со сложным профилем *7*, у которого с внешней стороны сделаны пазы для крепления обшивки. Дуралюминовые стенки *8* лонжерона поставлены на заклепках и в местах крепления нервюр к лонжерону подкреплены стойками *9*. В корневой части к поясам лонжеронов прикреплены стыковые узлы *10*.



Фиг. 39. Многолонжеронное металлическое крыло.

* см. фиг. 79.

К стенке заднего лонжерона подходят хвостовая часть крыла, узлы подвески элеронов и щитков. Профиль стрингеров — открытый с однорядным швом. Хвостовой стрингер *11* соединяет хвостики нервюр и служит для соединения верхней и нижней обшивок.

У нервюр, отштампованных из дуралюминовых листов, отогнуты края для крепления обшивки (см. также фиг. 79). Нервюры состоят из четырех частей; стенки их имеют отверстия облегчения, отбортовки и зиговки для увеличения жесткости. В местах расположения вооружения полки нервюр усилены уголками *12*.

Обшивка крепится потайными заклепками к поясам лонжеронов, нервюрам и стрингерам. Достаточно густая сетка набора позволила при-

менить тонкую обшивку. Для усиления жесткости обшивки в корневом отсеке, на участке расположения куполов шасси, между задним лонжероном и продольной задней стенкой обшивка подкреплена гофром *13*.

Для рассматриваемой конструкции характерно большое число технологических разъемов, что весьма облегчает производство и сборку конструкции.

Стыковое крепление выполнено так, что при изгибе крыла болты работают на растяжение.

10. КОНСТРУКЦИИ КРЫЛЬЕВ С ОБШИВКОЙ, РАБОТАЮЩЕЙ ПРИ ИЗГИБЕ И КРУЧЕНИИ КРЫЛА

С увеличением скоростей полета самолета повышались и требования к конструкции несущих поверхностей. Тонкая гладкая обшивка не придавала достаточной жесткости и вибропрочности крылу на всех режимах полета и как следствие этого возникла необходимость увеличить толщину обшивки и усилить ее стрингерами. Одновременно с этим, чтобы не перетяжелять конструкцию, возник вопрос о более эффективном использовании обшивки в работе крыла при изгибе.

Применительно к двухлонжеронным конструкциям крыльев обшивка между лонжеронами усиливалась стрингерным набором или гофром с таким расчетом, чтобы обеспечить при уменьшении сечений поясов лонжеронов восприятие изгибающего момента. Такой тип конструкции крыла получил название *кессонной* конструкции.

Лонжероны располагают в высокой части профиля крыла. Верхняя и нижняя обшивки или панели подкреплены большим числом стрингеров или гофром. Так как верхняя панель нагружена значительными сжимающими усилиями, то ее для повышения устойчивости усиливают более мощным подкреплением.

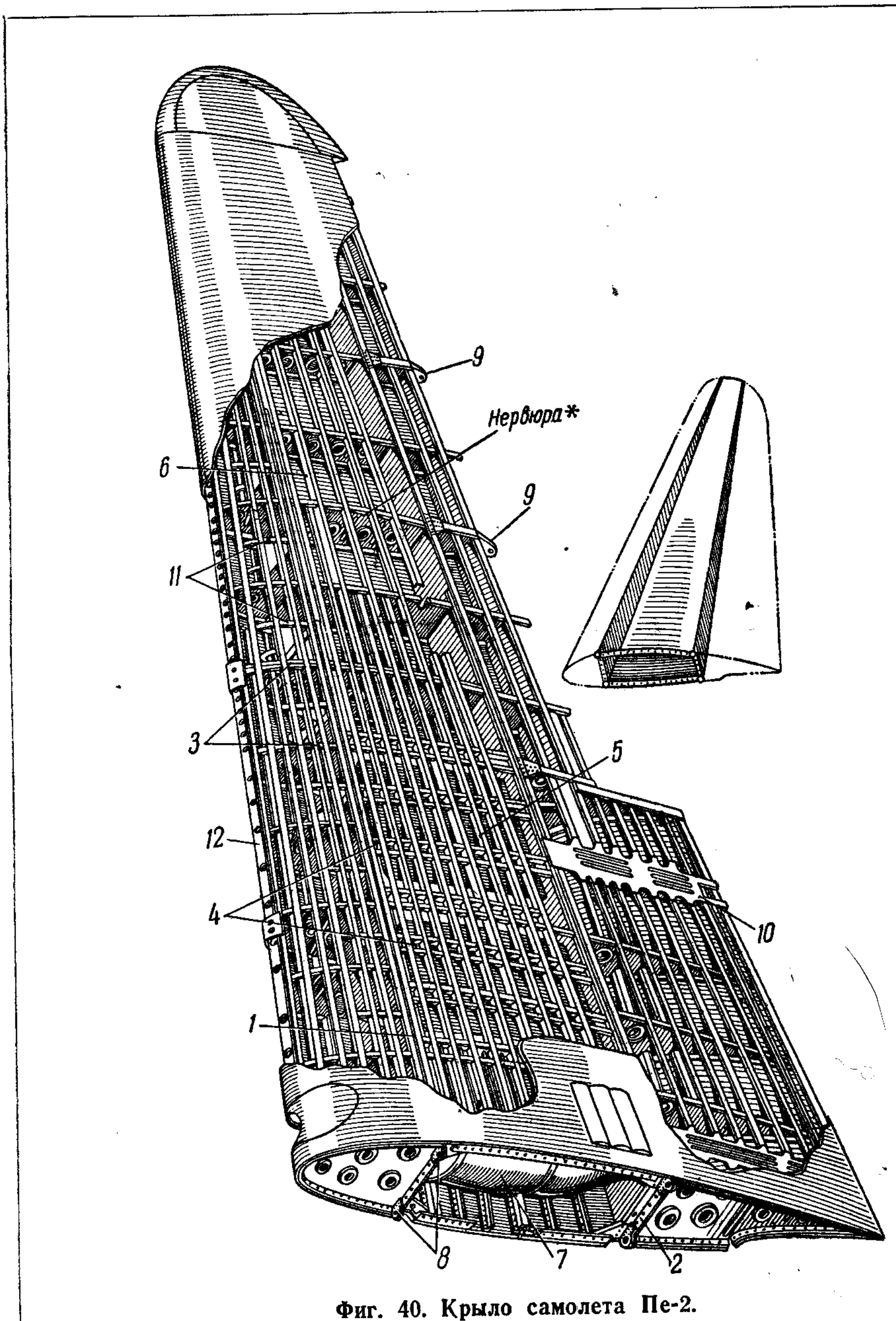
Ввиду того что элементы конструкции, воспринимающие нормальные напряжения при изгибе, расположены в рассматриваемых крыльях (на значительной части контура профиля) в большом удалении от нейтральной оси, материал используется наиболее рационально и вес крыла получается небольшим. Внутренний объем такого крыла свободен и в нем могут быть размещены грузы.

Конструкция цельнометаллической отъемной части (фиг. 40) крыла самолета Пе-2 — кессонного типа. Силовыми элементами в ней являются два лонжерона *1* и *2*, нервюры *3*, стрингеры *5* и *6* и жесткая обшивка.

Передний лонжерон расположен на 19%, задний — на 59% хорды. Пояса лонжеронов состоят из двух уголков, образующих тавровое сечение. Для большей жесткости обшивки на верхней и нижней поверхностях (с внутренней стороны) установлены стрингеры. На верхней поверхности они расположены часто и представляют собой сильные Z-образные бульбовые профили, которые к концу размаха переходят в бульбовые уголки. По нижней поверхности стрингеры из бульбовых уголков расставлены редко. Стрингеры вместе с обшивкой воспринимают осевые усилия при изгибе крыла, что позволяет уменьшить сечение поясов лонжеронов.

Подкрепленная обшивка образует вместе с лонжеронами замкнутый контур, воспринимающий нагрузки при изгибе и кручении крыла.

Нервюры расположены на расстоянии 420 *мм* одна от другой; каждая нервюра состоит из носовой, средней и хвостовой частей. Средние части усиленных нервюр имеют ферменную конструкцию (см. фиг. 88). Все



Фиг. 40. Крыло самолета Пе-2.

1—передний лонжерон; *2*—задний лонжерон; *3*—основные нервюры; *4*—бензобаки; *5*—Z-образный стрингер; *6*—стрингер из бульбовых уголков; *7*—водяной радиатор; *8*—стыковые узлы; *9*—кронштейны крепления элерона; *10*—нервюры крепления подкрылков; *11*—промежуточные диафрагмы носковой нервюры; *12*—неразрезная усиленная балочка.

* см. фиг. 80, 88.

остальные нервюры стеночные, отштампованные из листов дуралюмина. В носовой части крыла для подкрепления обшивки установлены промежуточные мембраны; для этой же цели в носке по всему размаху расположена передняя продольная стенка швеллерного типа.

На хвостовых частях нервюр установлены кронштейны для крепления элеронов, а также имеются усиления в местах крепления взлетно-посадочных подкрылков.

В носовой и средней частях крыла между разъемной и первой нервюрами помещаются вклепанные в крыло туннели радиатора, между которыми на специальных скобах установлен водяной радиатор *7*.

В нижней обшивке между ферменными нервюрами для установки бензобаков имеются люки, крышки которых крепятся специальными винтами к поясам лонжеронов и нервюр.

Деревянное неразъемное крыло двухлонжеронной конструкции показано на фиг. 41. Силовыми элементами конструкции крыла являются передний *1* и задний *2* лонжероны, стрингер *3* и обшивка *4*.

Лонжероны коробчатого сечения состоят из верхних и нижних поясов *5* и двух фанерных стенок *6*. Пояса лонжерона образованы из склеенных между собой спрусовых планок. Нижние пояса усилены с обеих сторон накладками *7* из ясеневых планок. С внутренней стороны пояса лонжеронов имеют желобообразный вырез для облегчения, что позволяет при одной и той же площади сечения увеличить поверхность склейки поясов со стенками. Профиль и площадь поперечных сечений поясов лонжеронов меняются по размаху. На переднем лонжероне установлены узлы *8* крепления моторных рам.

Нервюры в центральном отсеке до силовых установок выполнены из двух фанерных стенок и спрусовых полок, а в концевом отсеке — из одной фанерной стенки и полок.

Стрингеры из дугласовой пихты расположены между передним и задним лонжеронами и проходят вдоль по всему размаху.

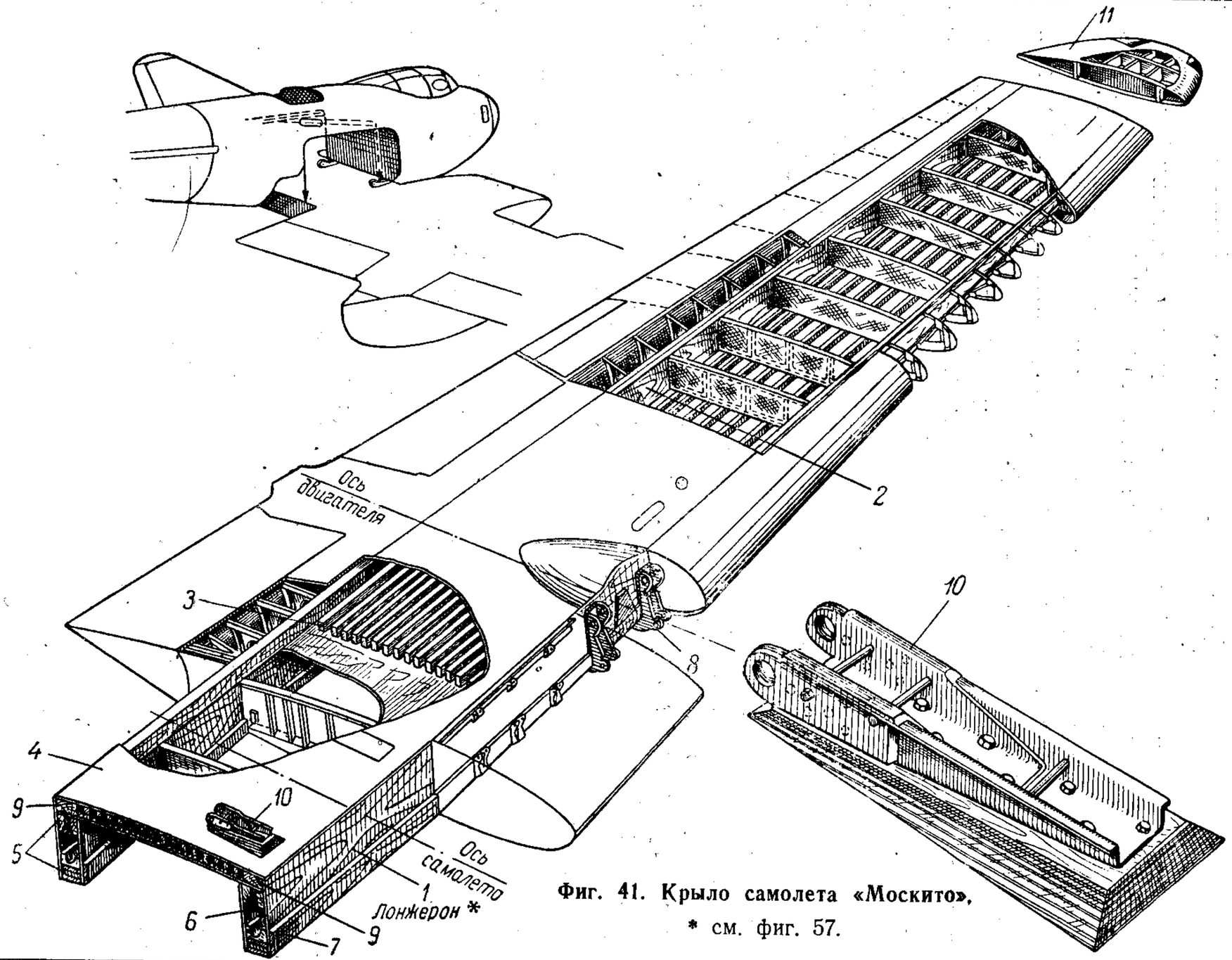
Обшивка крыла из березовой фанеры крепится к поясам лонжеронов, полкам нервюр и к стрингерам на клею и шурупах.

Верхняя обшивка двойная — внутри между фанерными листами расположены стрингеры. Крайние стрингеры *9* более мощного сечения усиливают верхние пояса лонжеронов.

На верхней поверхности обшивки в корневой части установлены на подставках узлы *10* крепления крыла к фюзеляжу. Носок крыла в концевом отсеке выклеен из фанеры и усилен носовыми нервюрами. Носок крепится к переднему лонжерону на клею и шурупах. Каркас концевого обтекателя *11* изготовлен из спруса и обшит фанерой. Торцы обтекателей крепятся к крылу болтами с анкерными гайками.

В средних отсеках между лонжеронами и нервюрами расположены бензиновые баки. Вырезы в нижней обшивке закрываются крышками. Крышки люков выклеены из двойной бакелитовой фанеры, причем между двумя слоями фанеры проложен слой бальзы (см. конструкцию фюзеляжа, гл. III, фиг. 34). Края люка окантованы спрусовыми рейками. Крышки люков крепят по контуру винтами на анкерных гайках, поставленных на дуралюминовые профили, которые прикреплены шурупами к нижним полкам лонжеронов и нервюр.

Стенки лонжеронов совместно с обшивкой образуют замкнутый контур, воспринимающий крутящие моменты. Нагрузку от изгиба воспринимают лонжероны, стрингеры и обшивка.



Фиг. 41. Крыло самолета «Москито».

* см. фиг. 57.

Оригинальная конструкция крыла изображена на фиг. 42. Это крыло по конструктивно-силовой схеме относится к однолонжеронным, но только с передней и хвостовой стенками. Характерными особенностями этой конструкции является разъем по хорде, делящий крыло на верхнюю и нижнюю панели, и большое количество штампованных деталей.

Возможность отдельного изготовления верхней и нижней панелей значительно облегчает производство крыла и повышает точность выполнения заданного профиля крыла с гладкой поверхностью. Лонжерон ферменной конструкции расположен в месте максимальной высоты профиля и имеет отъемный нижний пояс, который крепится к ферме специальными болтами (подробнее см. фиг. 70). Передняя продольная стенка состоит из верхней и нижней дуралюминовых полос с отогнутыми краями для крепления обшивки и панелей.

Съемный носок крыла крепится винтами к передней продольной стенке, для чего в ней установлены анкерные гайки. Задняя продольная стенка замыкает задний силовой контур и одновременно служит для крепления щитков и элеронов.

Катаные из листов дуралюмина стрингеры усилены у разъемов. Обшивка состоит из двух тонких слоев, между которыми в местах стыковки от передней продольной стенки до лонжерона вставлены дуралюминовые узлы.

Каждая нервюра состоит из пяти частей (подробнее см. фиг. 81), отштампованных из листов дуралюмина. Для прохода стрингеров в нервюрах сделаны прорезы с отбортованными краями.

Изгибающий момент воспринимается лонжероном, стрингерами и частично обшивкой. Кручение воспринимается в основном контуром, образованным передней продольной стенкой, лонжероном и обшивкой; второй контур (между лонжероном и хвостовой стенкой) тоже работает на кручение, но слабее, чем первый.

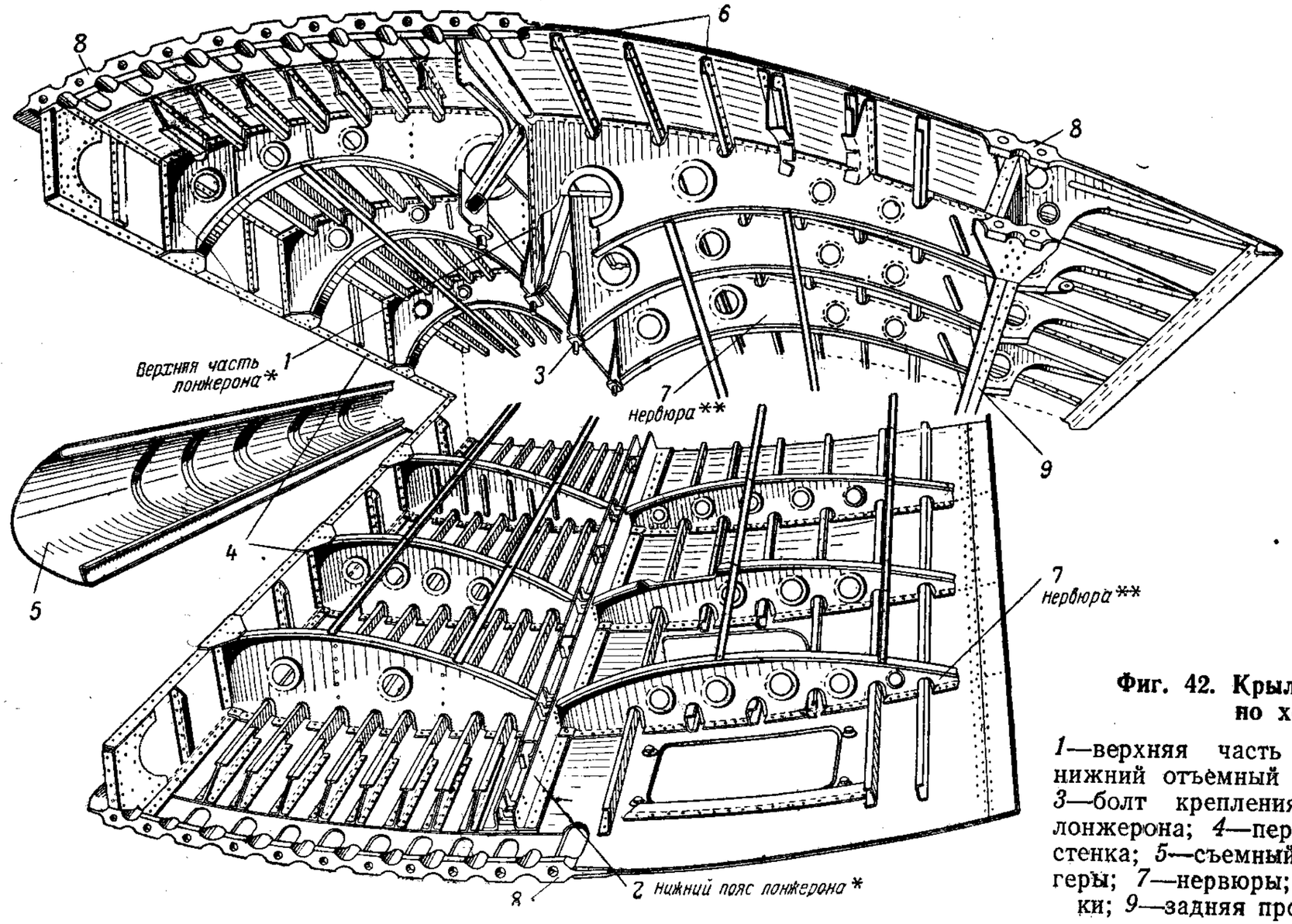
Конструкция такого крыла представляет интерес прежде всего для скоростных самолетов, для которых качество поверхности и точность изготовления имеют большое значение.

Разъем по хорде позволяет собирать одну панель независимо от другой, т. е. значительно сокращает производственный цикл и способствует применению наиболее совершенных методов производства.

Выводы. 1) Кессонные конструкции дают возможность эффективно использовать строительную высоту профиля крыла и его внутренние объемы, обладая при этом высокой живучестью. Эти преимущества обусловили широкое применение кессонных крыльев в современном самолетостроении.

2) Рассмотренные примеры конструкций все еще имеют достаточно мощные пояса лонжеронов. Дальнейшее совершенствование таких конструкций применительно к полету на больших скоростях привело к установке более толстой обшивки и мощного стрингерного набора, при этом лонжероны стали играть роль продольных стенок. Таким образом жесткая обшивка в работе крыла при изгибе и кручении становится основным конструктивно-силовым элементом, что характерно уже для моноблочных конструкций. На фиг. 43 изображена конструкция двухстеночного моноблочного крыла современного скоростного самолета.

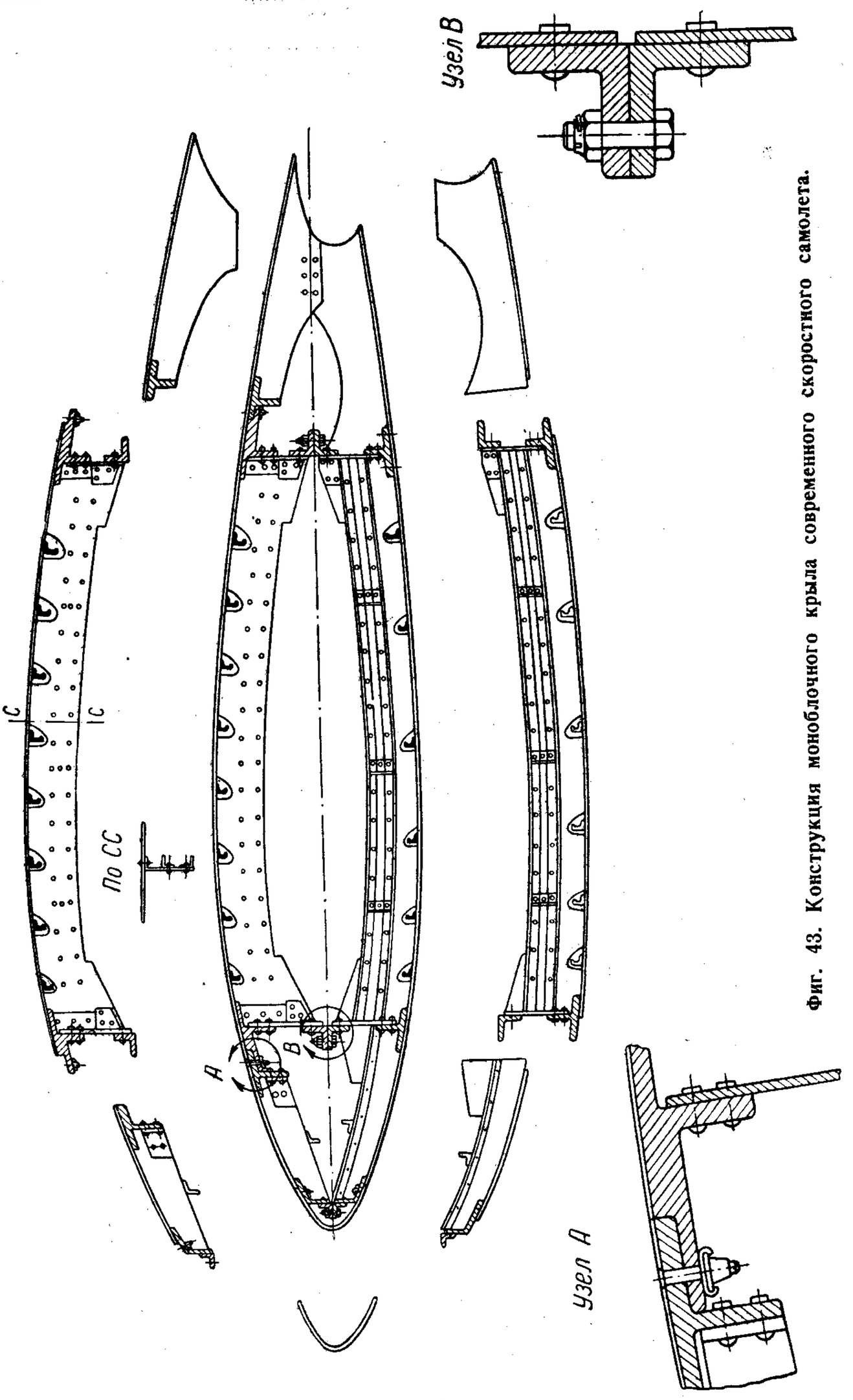
3) Мощные, работающие при изгибе и кручении крыла, панели между продольными стенками требуют контурного крепления при стыковке.



Фиг. 42. Крыло с разъемом по хорде.

1—верхняя часть лонжерона; *2*—нижний отъемный пояс лонжерона; *3*—болт крепления нижнего пояса лонжерона; *4*—передняя продольная стенка; *5*—съемный носок; *6*—стрингеры; *7*—нервюры; *8*—узлы стыковки; *9*—задняя продольная стенка.

* см. фиг. 70; ** см. фиг. 81.



Фиг. 43. Конструкция моноблочного крыла современного скоростного самолета.

Моноблочные конструкции

В моноблочных конструкциях основным конструктивно-силовым элементом является обшивка, а вместо лонжеронов ставятся продольные стенки, соединяющие верхнюю и нижнюю обшивки крыла.

Характерным примером моноблочной конструкции является металлическое крыло самолета Ли-2.

Крыло самолета Ли-2 (фиг. 44) — разъемное с работающей обшивкой. Силовыми элементами конструкции являются продольные стенки *1*, стрингеры *2*, нервюры *3* и обшивка *4*. Продольные стенки расположены на 30, 40 и 63% хорды и представляют собой тонкостенные балки клепаной конструкции. Пояса *5* стенок — дуралюминовые из прессованных профилей и составляют по мощности незначительную часть всего продольного набора, работающего на нормальные усилия при изгибе.

Продольные стенки *6* из гладких листов дуралюмина подкреплены стойками *7* из прессованных профилей. Стрингеры — переменного сечения по размаху. По нижней обшивке установлены стрингеры из бульбовых уголков, а по верхней, работающей на сжатие,— стрингеры из Z-образных профилей.

Нервюры разрезаны на четыре части и представляют собой штампованные стенки из листового дуралюмина с отверстиями облегчения, отбортовкой и зиговкой для придания устойчивости.

В тех местах, где проходят Z-образные стрингеры, нервюры приклепываются только к стрингерам, а там, где поставлены бульбуголковые стрингеры, нервюры прорезаются последними и приклепываются к обшивке. К стрингерам нервюры приклепаны с помощью небольших язычков, отогнутых из листа нервюры. Значительная часть нервюр не имеет непосредственного крепления с обшивкой.

Работающая обшивка толщиной 1,2—0,6 *мм* выполнена из плакированного дуралюмина и крепится к поясам лонжеронов, стрингерам и частично к нервюрам. Обшивка раскроена в соответствии с технологическими разъемами крыла, позволяющими вести сборку крыла отдельными блоками, а именно: носки нервюр со стрингерами, средние части нервюр с передним лонжероном и стрингерами и хвостовую часть крыла, состоящую из хвостиков нервюр и стрингеров.

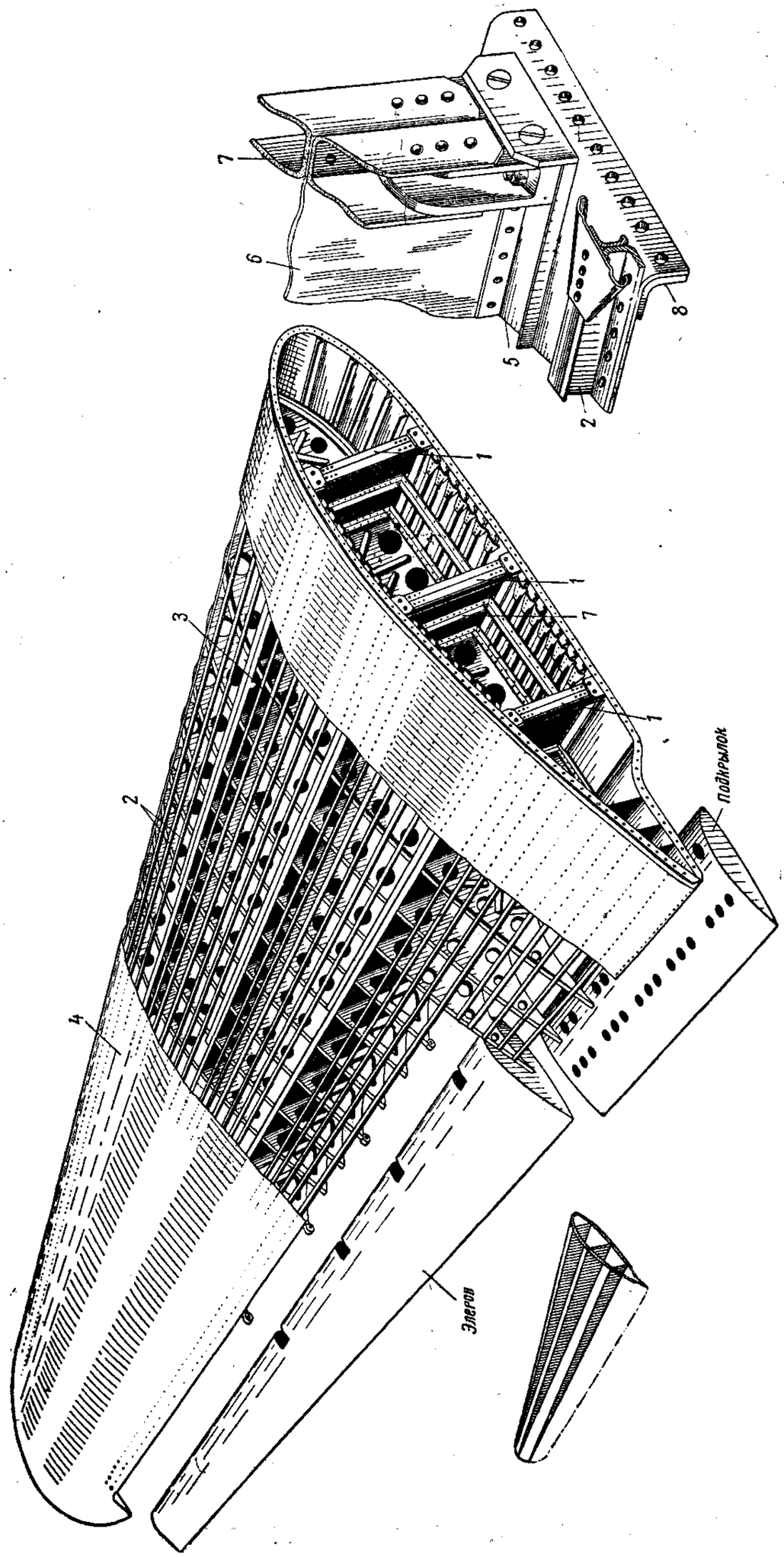
Листы обшивки склепываются внахлестку 2-, 3- и 5-рядными швами. Часто расположенные стрингеры придают сравнительно тонкой обшивке достаточную жесткость.

Стыковка рассматриваемого крыла, как и вообще всех моноблочных крыльев, производится по контуру, для чего у торца установлены мощные стальные угольники *8*, которые крепятся к обшивке и стрингерам. Края обшивки в области стыка отогнуты.

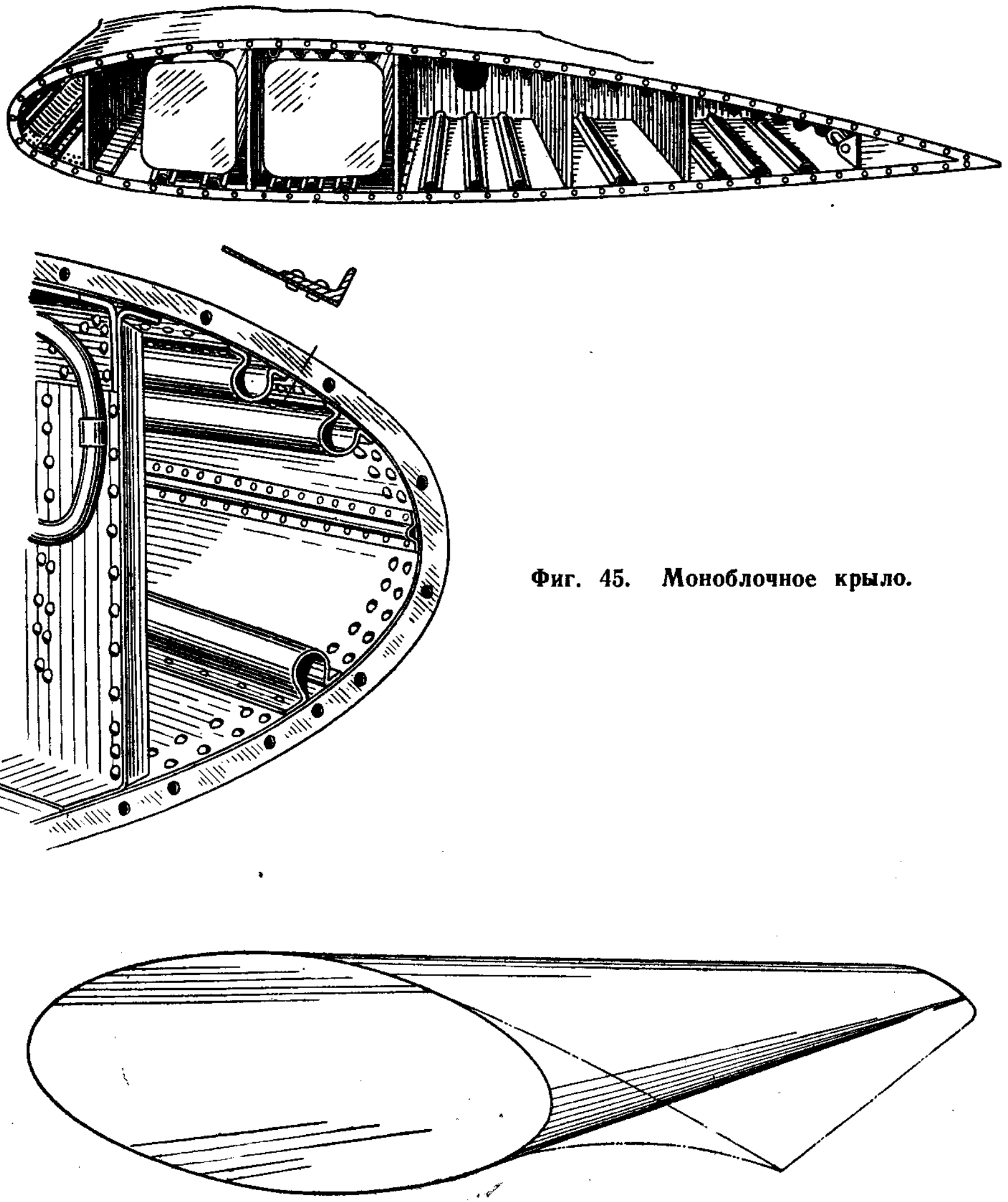
Крыло сконструировано с учетом широкого применения штамповки и механизированной клепки и может служить примером такого рода конструкций.

Крыло моноблочной конструкции, изображенное на фиг. 45, имеет пять продольных стенок, воспринимающих перерезывающую силу. Стенки толщиной 0,6—1 *мм* усилены стойками из дуралюминовых профилей. Обшивка приклепана к стенкам посредством уголковых профилей, служащих поясами продольных стенок.

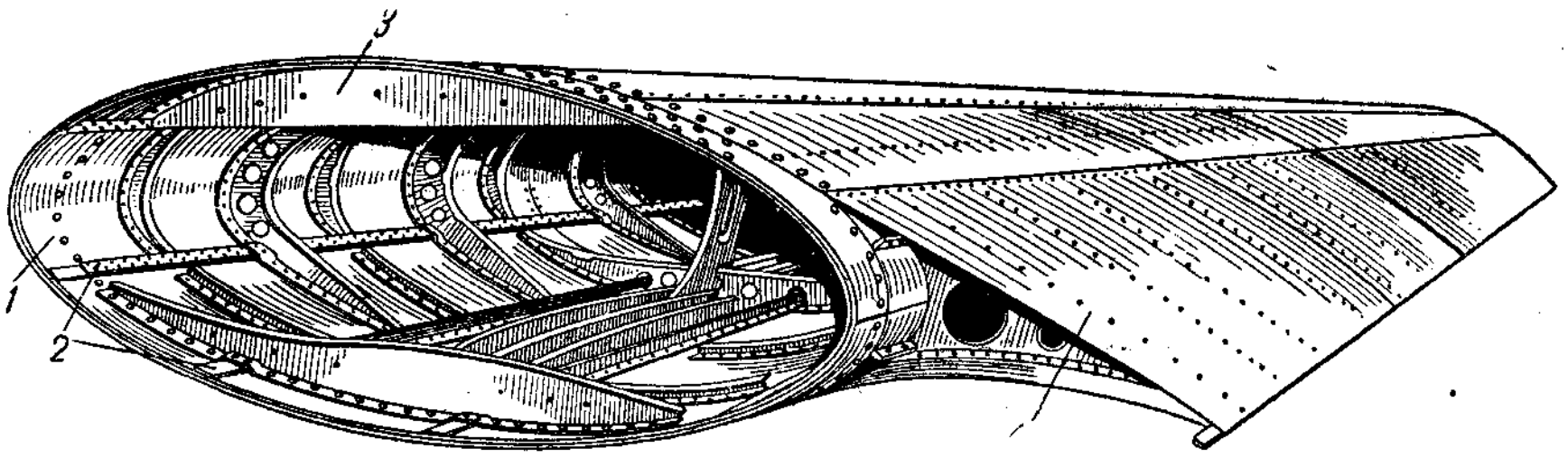
Между стенками обшивка толщиной 0,6—1,0 *мм* подкреплена часто расположенными дуралюминовыми стрингерами в виде Ω-образных профилей. Нервюры стеночного типа с отбортованными отверстиями облег-



Фиг. 44. Крыло самолета Ли-2.



Фиг. 45. Моноблочное крыло.



Фиг. 46. Безлонжеронное одноконтурное крыло.

чения склепываются с обшивкой. Для стрингеров в нервюрах сделаны прорези. Нервюры непосредственно со стрингерами ничем, кроме обшивки, не скрепляются.

Изгиб и кручение крыла воспринимаются обшивкой и стрингерами и в очень небольшой доле — поясами продольных стенок. Перерезывающая сила воспринимается стенками и частично обшивкой.

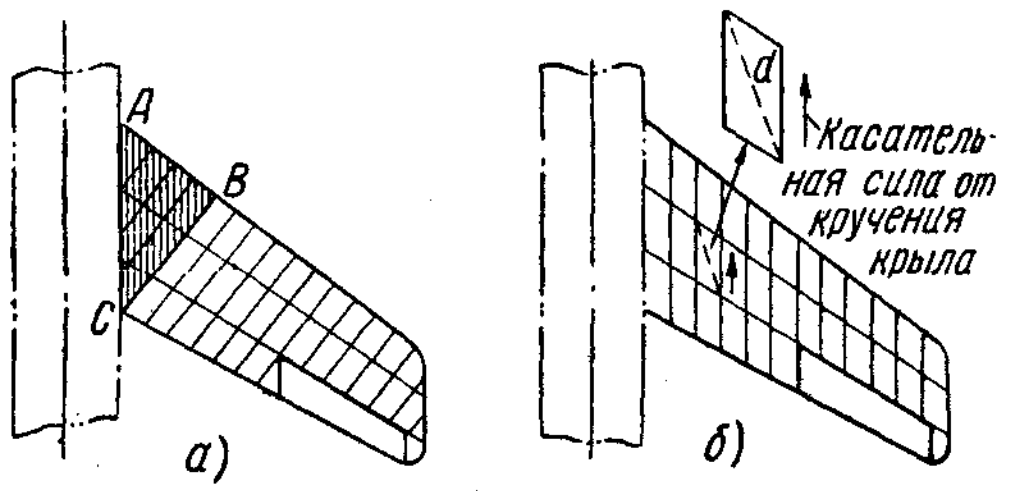
Конструкторы стремятся получить конструкцию крыла без внутренних связей с наиболее эффективным использованием значительной части контура профиля, ибо в этом случае, с одной стороны, освобождаются внутренние объемы, необходимые для различных грузов, а с другой стороны, силовые элементы распределяются по контуру так, что можно получить более легкую конструкцию.

На фиг. 46 изображено крыло, в котором силовой контур выполнен в виде эллиптической трубы, образующей носок крыла. Эллиптическая труба состоит из дуралюминовой обшивки *1*, подкрепленной продольными *2* и поперечными *3* дуралюминовыми же элементами. Хвостовая часть *4* крыла не относится к общесиловой схеме и может быть выполнена достаточно легкой.

Такая конструкция является как бы переходом от крыльев с трубчатым лонжероном к крыльям моноблок.

11. КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ СТРЕЛОВИДНЫХ КРЫЛЬЕВ

Конструктивно-силовые схемы стреловидных крыльев аналогичны нестреловидным, и отличие их состоит в косой заделке. Особенность нагружения силовых элементов конструкции в корневой части стреловидного крыла определяется наличием треугольника ABC (фиг. 47, $а$), который создает стреловидность крылу. Стреловидные крылья обычно бывают однолонжеронные с продольной стенкой, двухлонжеронные и моноблочные с двумя-тремя продольными стенками. Нервюры ставят по потоку (фиг. 47,$б$) или перпендикулярно оси жесткости крыла (фиг. 47,$а$). В первом случае лучше удовлетворяются требования аэродинамики (сохранение формы профиля), но усложняется производство, и обшивка работает несколько хуже при кручении, что объясняется большой величиной диагонали d, работающей на сжатие (фиг. 47,$б$).

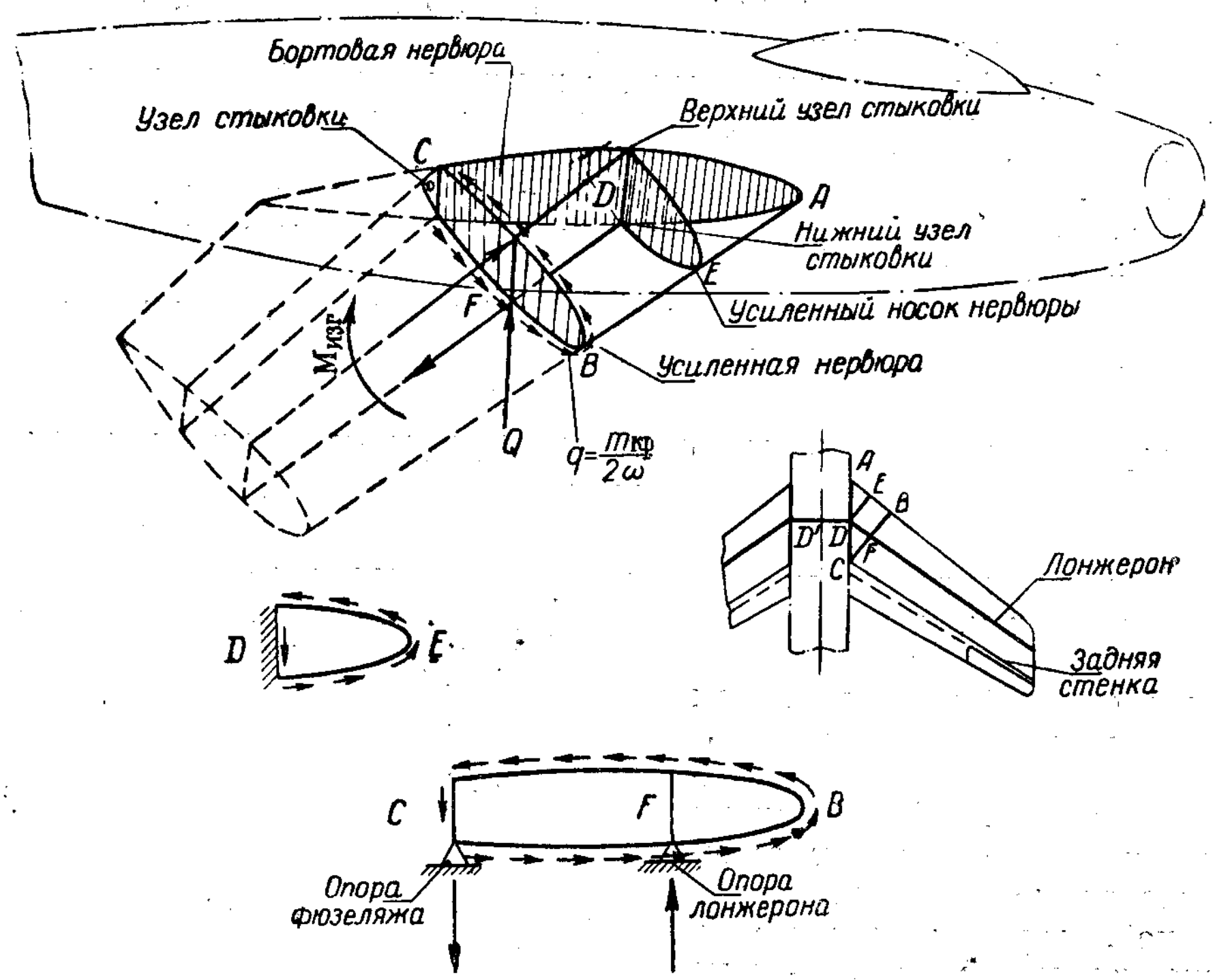


Фиг. 47.

Рассмотрим особенности стреловидных крыльев для основных типов конструкции крыла.

Однолонжеронные крылья с задней продольной стенкой (фиг. 48). Если в нормальном крыле (нестреловидном) изгибающие моменты $M_{изг}$ лонжерона крыла у борта фюзеляжа уравновешиваются только на одной подфюзеляжной части лонжерона $D'D$, то в стреловидном крыле изгибающий момент лонжерона консоли в точке D дает составляющую в плоскости борта фюзеляжа AC; в результате бортовая нервюра AC будет нагружена большими изгибающими моментами.

Крутящий момент крыла $M_{кр}$ в стреловидном крыле передается с обшивки частично нервюрой CB (фиг. 48) и нервюрой DE, в то время как в нормальном крыле погонные касательные силы стекают непосредственно на борт фюзеляжа через бортовую нервюру. Нервюра CB является двухопорной балкой, нагруженной распределенными силами со стороны обшивки и опертой в точке C на борт фюзеляжа и в точке F на лонжерон крыла. Нервюра DE представляет собой консольную балку, также нагруженную распределенными силами со стороны обшивки и заделанную в плоскости лонжерона $D'D$ и в плоскости борта фюзеляжа DC. Следовательно, в отличие от нормального крыла здесь большие



Фиг. 48.

изгибающие моменты испытывают три нервюры: AC, DE и CFB, причем нагружение этих нервюр изгибом возрастает с увеличением стреловидности крыла. В отношении же работы остальных силовых элементов крыла особых изменений по сравнению с нормальным крылом нет.

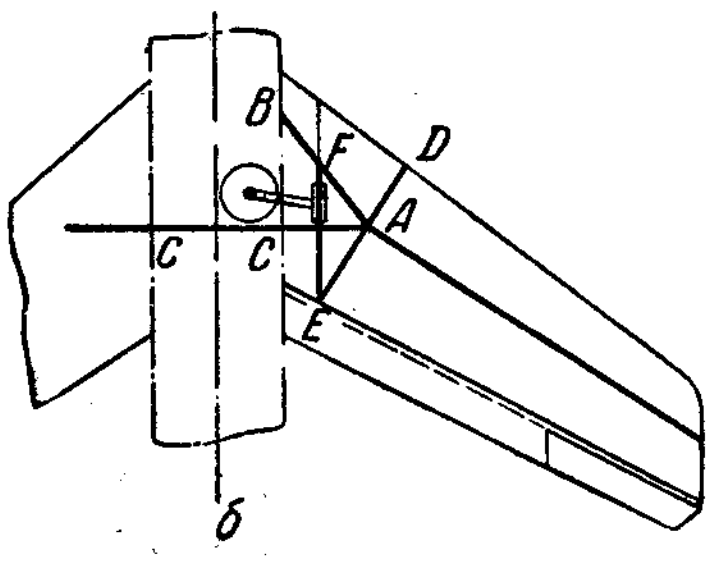
При заднем расположении лонжерона конструкция упрощается, так как отсутствует усиленный носок нервюры DE, а крутящий момент воспринимается усиленной нервюрой CB, заделанной в узле лонжерона (у борта фюзеляжа).

Рассмотренная однолонжеронная схема крыла (фиг. 48) обладает тем недостатком, что из-за необходимости установки мощной бортовой нервюры затрудняется уборка шасси внутрь фюзеляжа. Этот недостаток устранен в однолонжеронной схеме, изображенной на фиг. 49. Здесь лонжерон в точке A раздваивается: одна часть шарнирно крепится к точке B у борта фюзеляжа, а вторая часть крепится в точках C к фюзеляжу.

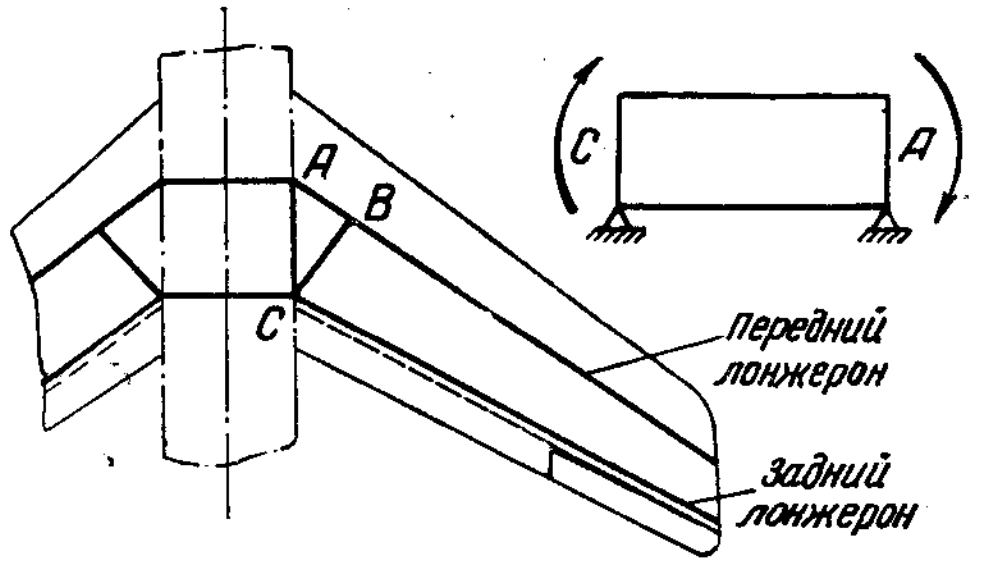
В результате перерезывающая сила крыла в корневой части течет по элементу AC; изгибающий момент распределяется соответственно между частями лонжерона AB и AC; крутящий же момент с обшивки крыла в основном передается через нервюру DAE, опорами для которой являются лонжерон в точке A и дополнительная нервюра EF в точке E. Дополнительная нервюра, опирающаяся на лонжероны, может быть использована для крепления шасси.

Двухлонжеронные крылья (фиг. 50). В этом случае бортовая нервюра AC, так же как и в однолонжеронном крыле, нагружается вследствие перелома лонжеронов большими изгибающими моментами.

Кроме указанной особенности нагружения бортовой нервюры в двухлонжеронном крыле, несколько необычно происходит распределение изгибающих моментов между передним и задним лонжеронами. В стреловидном крыле большие по величине изгибающие моменты получаются не в переднем лонжероне, как в нормальном крыле, а в заднем. Физи-



Фиг. 49.



Фиг. 50.

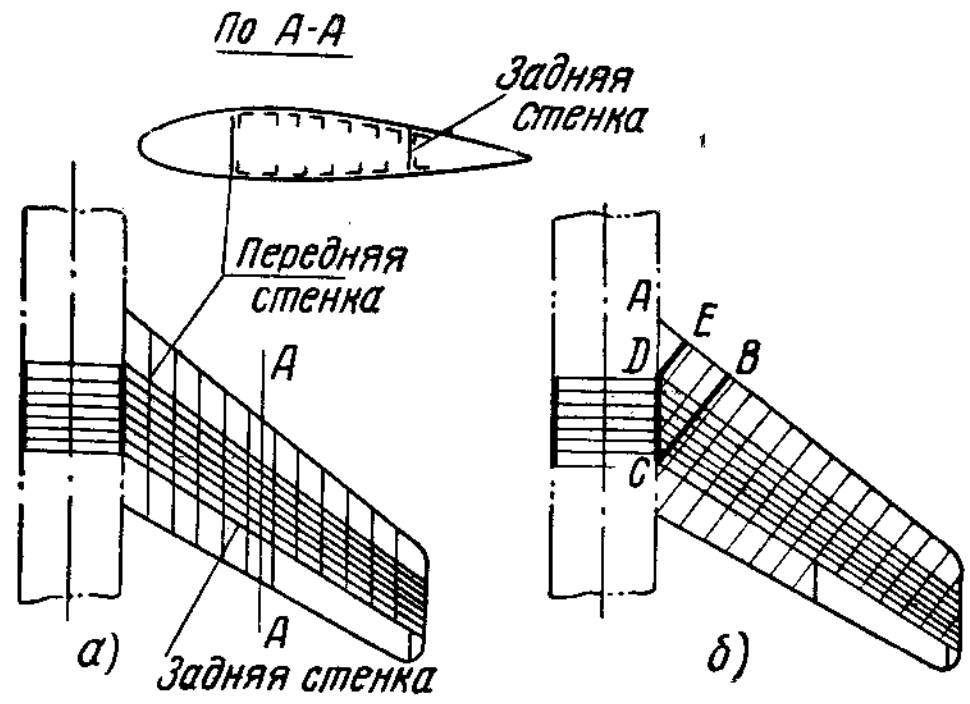
чески это объясняется следующим образом. Из-за наличия треугольника ABC (фиг. 50) передний лонжерон на участке заделки имеет бо́льшую длину, чем задний. Это влечет за собой уменьшение жесткости переднего лонжерона и перераспределение изгибающих моментов в невыгодную сторону с загружением заднего лонжерона. Сравнительные расчеты и эксперименты показывают, что в заднем лонжероне изгибающие моменты в сечении CB возрастают, а в переднем падают примерно на 30—40%. Эти же цифры относятся и к перераспределению перерезывающих сил Q крыла между стенками лонжеронов.

По мере удаления от сечения CB к концу крыла перераспределение $M_{изг}$ и Q между лонжеронами становится меньше и на расстоянии приблизительно $^1/_3$ полуразмаха вместо 30—40% составляет всего около 10%. Следовательно, лонжероны в стреловидном крыле на длине $^2/_3$ полуразмаха (от конца) работают на изгиб, как в нормальном крыле.

На кручение двухлонжеронное стреловидное крыло работает, как обычное нестреловидное крыло, с той лишь разницей, что если в обычном крыле погонные касательные силы кручения стекают на борт фюзеляжа через бортовую нервюру, то здесь крутящий момент с обшивки передается через нервюру CB, которая работает, как двухопорная балка (одна опора — борт фюзеляжа, точка C, вторая опора — передний лонжерон, точка B).

Моноблочные крылья. Крыло с нервюрами, расположенными по потоку (фиг. 51,$а$), работает на изгиб и кручение, как обычное нестреловидное крыло. Крутящие моменты $M_{кр}$ и перерезывающие силы Q передаются на фюзеляж в плоскостях бортовых нервюр. Силы,

возникающие от изгибающих моментов $M_{изг}$, разлагаются в плоскости бортовой нервюры, как и в двухлонжеронном стреловидном крыле. В крыле с нервюрами, перпендикулярными оси жесткости крыла (фиг. 51,*б*), передача сил от изгиба в центральной части происходит, как и в конструкции с нервюрами, направленными по потоку; передача же крутящих моментов $M_{кр}$ происходит через нервюры *BC* и *DE*, работающие на изгиб. Нервюра *BC* опирается на борт фюзеляжа и на переднюю продольную стойку, а нервюра *DE* заделана в бортовую нервюру.



Фиг. 51.

Выводы. Особенности нагружения силовых элементов конструкции стреловидного крыла показывают, что в двухлонжеронном и в моноблочном крыльях нет возможности в полной мере использовать передний лонжерон или переднюю часть кессона в наиболее нагруженной части, т. е. вблизи фюзеляжа. Поэтому в весовом отношении может оказаться более выгодным однолонжеронное крыло с лонжероном, поставленным в месте наибольшей высоты профиля крыла.

Стремление удовлетворить требованиям аэродинамики и учет особенностей нагружения силовых элементов конструкции стреловидных крыльев могут привести к такой конструктивно-силовой схеме крыла, в которой крыло в передней части до лонжерона не имеет стрингеров, но зато нервюры здесь расположены часто, а за лонжероном имеется продольный набор, но нервюры расположены более редко.

12. СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА КОНСТРУКЦИЙ КРЫЛЬЕВ И ИХ ОСОБЕННОСТИ

В связи с переходом к схеме свободнонесущего моноплана в развитии конструкций крыльев произошли коренные изменения, которые характеризуются:

1) применением тонкостенных конструкций;

2) переходом к смешанным силовым схемам, что вызвано необходимостью размещать внутри крыла не только силовые элементы, но и большое число механизмов и грузов;

3) наличием многочисленных вырезов и отверстий для доступа к механизмам и грузам;

4) сокращением количества деталей;

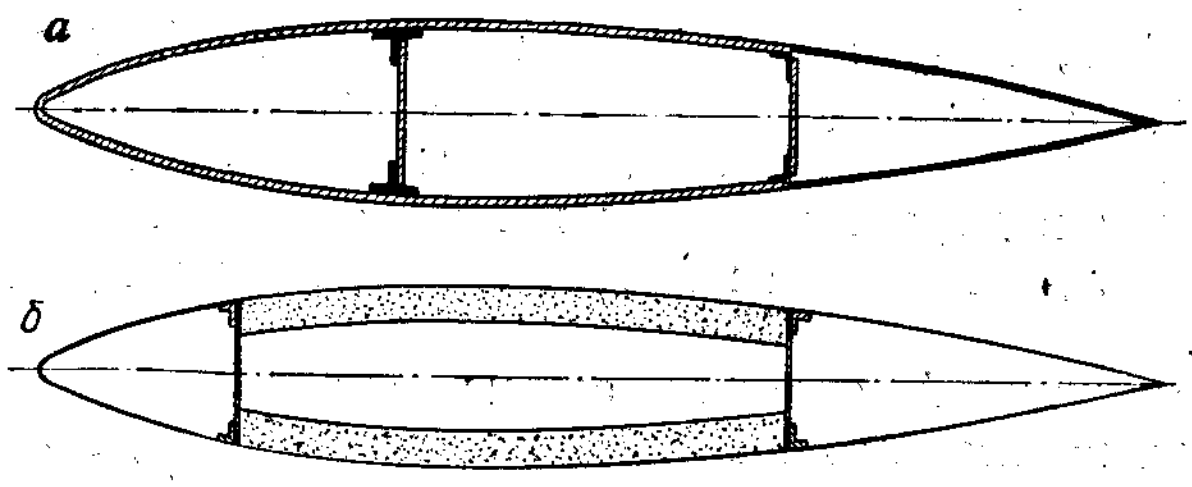
5) широким применением специального проката, штамповки и литья;

6) применением продольных элементов переменного по размаху сечения для уменьшения веса конструкции.

Основной задачей конструктора является рациональное размещение силовых элементов конструкции крыла. Для более целесообразного решения этой задачи конструкторы стали применять моноблочную схему крыла. Однако большое количество вырезов в обшивке и стремление к равнопрочности выдвинули на первое место крылья смешанной силовой схемы (моноблочно-лонжеронные). В этой схеме в местах приложения сосредоточенных сил ставятся массивные элементы, а в местах, воспринимающих распределенные нагрузки, применяются тонкостенные элементы.

В последние годы центральная часть (центроплан) крыла обычно выполняется по лонжеронной схеме, так как в ней много вырезов и сосредоточенных нагрузок (двигатели, шасси, бензобаки, узлы крепления).

Не следует судить об устарелости конструкции по времени ее применения. Все зависит от конкретных условий, которым должна удовлетворять конструкция, и уровня техники. В самом деле, с достижением околозвуковых скоростей полета требование сохранения формы профиля крыла стало одним из определяющих. Наличие же у моноблочного крыла большого количества мощных стрингеров исключает возможность удовлетворения этому требованию. В данном случае может оказаться целесообразным применение бесстрингерного крыла с мощным лонжероном и частым набором нервюр (фиг. 52,*а*) или моноблочное крыло со слойчатой обшивкой (фиг. 52,*б*).



Фиг. 52.

а — бесстрингерное крыло; *б* — крыло со слойчатой обшивкой.

Было бы неправильно предполагать, что можно выбрать из всех рассмотренных выше конструкций крыльев какую-то одну, наилучшую во всех отношениях для всех самолетов. Каждая конструкция имеет наряду с достоинствами также и недостатки. Однако, проектируя самолет под определенное задание, всегда можно выбрать более целесообразную для данного случая конструкцию.

Сравнительную оценку конструкции необходимо производить прежде всего из следующих соображений: 1) малый вес конструкции; 2) удовлетворение требованиям аэродинамики в отношении гладкости поверхности и правильности обводов профиля крыла; 3) простота и дешевизна производства; 4) живучесть конструкции; 5) удобство размещения в крыле шасси, агрегатов, вооружения, баков и т. д.; 6) виброустойчивость, т. е. отсутствие флаттера при больших скоростях полета.

Рассмотрим, как удовлетворяют перечисленным требованиям современные конструкции крыльев.

Весовые особенности конструкций крыльев. Вес конструкции будет наименьшим у того крыла, в котором материал наилучшим образом использован для работы крыла на изгиб и кручение.

В однолонжеронном крыле с работающей обшивкой и с лонжероном, расположенным вблизи максимальной толщины профиля (30—45% хорды крыла), материал используется эффективнее, чем в двухлонжеронном крыле с такой же обшивкой. При равных условиях (нагрузка, размеры, материал и т. д.) вес однолонжеронного крыла будет меньше веса двухлонжеронного крыла. Применением безмоментного профиля ($c_{m\,0} \approx 0$) можно значительно уменьшить вес однолонжеронного крыла. Более тяжелые условия работы нервюр, закрепленных консольно к лонжерону, не вызывают заметного увеличения веса.

Двухлонжеронные крылья с работающей обшивкой менее удовлетворительны в отношении веса конструкции. В этих схемах сравнительно низкое критическое напряжение $\sigma_{кр}$ стрингеров и обшивки приводит к увеличению веса крыла.

Вообще применение работающей подкрепленной обшивки при лонжеронах с мощными поясами, могущими воспринимать высокие напряжения сжатия без потери устойчивости, невыгодно в весовом отношении, так как влечет за собой недогрузку поясов лонжеронов. Именно по этим причинам в крыле, изображенном на фиг. 32, отсутствуют стрингеры и применена тонкая гладкая обшивка, работающая только на сдвиг при кручении крыла. Кроме того, в двухлонжеронном крыле один из них в полете всегда загружается неполностью и, следовательно, часть материала используется нерационально.

Моноблочные крылья довольно рациональны в отношении распределения материала конструкции, но небольшие толщины их элементов — стрингеров, гофра, поясов продольных стенок и обшивки — заставляют принимать допустимые по устойчивости напряжения сжатия примерно в полтора раза меньше напряжений, которые способны развивать толстостенные профили в дуралюминовых поясах однолонжеронных конструкций. Это снижает достоинства моноблочных крыльев и ухудшает их весовые качества.

Крылья смешанной силовой схемы (моноблочно-лонжеронные) в отношении веса занимают промежуточное положение, но всегда имеется опасность их перетяжеления в переходной зоне между моноблочной и лонжеронной частями.

Удовлетворение требований аэродинамики крыла. Дефекты крыла, сильно влияющие на аэродинамику (неровности поверхностей, отклонения от заданной формы теоретического профиля и т. д.), связаны с конструктивными особенностями того или иного типа крыла.

Например, крылья с полотняным покрытием совершенно неприемлемы для современных скоростных самолетов, так как на больших скоростях полотно вздувается и искажает заданный конструктором профиль крыла.

Тонкая (0,5—0,8 *мм*) металлическая обшивка, даже если она не имеет выпучин и складок в результате дефектов производства (избежать которых полностью при тонком листе довольно трудно), в полете, под действием аэродинамических нагрузок и вследствие деформации крыла, выпучивается и образует волны. Вследствие этого тонкая обшивка, особенно в передней части крыла, в современных конструкциях совершенно не применяется.

Толстая дуралюминовая или деревянная обшивка наилучшим образом удовлетворяет современным требованиям, предъявляемым к поверхности крыла. Моноблочные и моноблочно-лонжеронные крылья, в которых применяется толстая обшивка, могут считаться достаточно совершен-

ными с точки зрения аэродинамики. Значительно влияют на гладкость обшивки жесткость каркаса, нервюр и стрингеров и правильность их формы. Малейшая неправильность в форме нервюры или в положении стрингера вызывает вмятину или волну на обшивке. Фанерная обшивка при надлежащей толщине дает очень хорошую поверхность крыла.

Продольные элементы в металлических конструкциях увеличивают число рядов заклепок по размаху, а чем больше заклепок в продольном шве, тем значительнее их влияние на аэродинамику крыла. Кроме того, при склепывании обшивки с продольными элементами всегда возможны отклонения от правильной формы крыла. Поэтому, например, в бесстрингерных конструкциях крыльев гладкая дуралюминовая обшивка приклепывается только поперечными (относительно размаха) швами к нервюрам. Это позволяет получать без особых трудностей гладкую и правильную поверхность крыла. Есть основания полагать, что бесстрингерные крылья с толстой дуралюминовой обшивкой могут оказаться весьма рациональными для современных скоростных самолетов с большой нагрузкой на 1 $м^2$.

Технологические особенности конструкции крыльев. Среди металлических конструкций технологически наиболее просты моноблочные крылья с небольшим числом продольных стенок, а также применяемые довольно широко в последнее время моноблочно-лонжеронные крылья с одним лонжероном. В производстве моноблочных крыльев может быть применен плазово-шаблонный метод, сильно упрощающий изготовление деталей и сборку крыла и обеспечивающий полную взаимозаменяемость деталей.

Двухлонжеронные конструкции с ферменными лонжеронами и нервюрами наиболее сложны технологически, так как набор ферм лонжеронов и нервюр требует обычно большого числа типов и размеров профилей.

Живучесть конструкции крыльев. Для военных самолетов большое значение имеет живучесть конструкции, т. е. способность ее продолжать полет при разрушениях, произведенных снарядами или осколками снарядов, а также противостоять действиям взрывной волны. Так как крыло представляет собой мишень очень большой площади, то вопрос живучести крыла является особенно важным.

Деревянные лонжеронные крылья обладают очень низкой живучестью: попадание даже одной пули в пояс деревянного лонжерона может привести к поломке всего крыла.

Элементы металлических конструкций при попадании даже нескольких пуль или осколков часто еще могут нести уменьшенную нагрузку, и самолет способен при полете без значительных перегрузок «дотянуть» до аэродрома. Понятно, что живучесть конструкции увеличивается при рассредоточении силовых элементов. Например, двухлонжеронное крыло обладает большей живучестью, чем однолонжеронное, но в свою очередь уступает многолонжеронному и в особенности моноблочному крылу. Крылья с ферменными лонжеронами имеют меньшую живучесть, чем крылья со стеночными лонжеронами.

Усиление огневой мощи самолетов ставит перед конструкторами задачу создания конструкций, обладающих высокой живучестью.

Удобства компоновки. Конструкция крыла оказывает большое влияние на общую компоновку самолета. Например, в случае многостеночного моноблока при размещении топливных баков в крыле приходится устанавливать несколько малых баков, что усложняет и утяжеляет систему проводки.

При двухлонжеронной конструкции можно свободно поместить внутри крыла бомбу, что при многолонжеронной конструкции почти невозможно. Однолонжеронные конструкции, а иногда и двухлонжеронные наиболее выгодны для использования внутренних объемов. Конструкция крыла влияет и на компоновку фюзеляжа и на размещение агрегатов и грузов внутри фюзеляжа. Так, для истребителей с их чрезвычайно ограниченным миделем фюзеляжа и небольшими объемами малых по площади крыльев применение однолонжеронной схемы, минимально загромождающей внутренний объем фюзеляжа, особенно эффективно.

Виброустойчивость конструкции крыльев. Высокие скорости современных самолетов заставляют конструкторов уделять большое внимание борьбе с флаттером. Величина критической скорости флаттера крыла зависит от конструктивных параметров: жесткости крыла, положения его центра тяжести и положения центра жесткости (см. «Конструктивные мероприятия по предотвращению флаттера крыла», стр. 184).

Эффективным способом повышения $V_{кр}$ является увеличение жесткости крыла на кручение GI_p путем усиления обшивки. С этой точки зрения весьма целесообразна однолонжеронная конструкция с толстой дуралюминовой (или фанерной) обшивкой, слабо подкрепленной стрингерами. Хорошую жесткость на кручение имеют моноблочные крылья, так как обшивка, работающая совместно со стрингерами или гофром, обладает большой жесткостью на сдвиг. Второй конструктивный фактор, влияющий на величину критической скорости,— положение линии центров тяжести сечений крыла по хорде. Чем ближе к носку крыла расположены центры тяжести сечений, тем выше значение критической скорости.

Из рассмотренных выше схем наилучшей в этом отношении является однолонжеронная схема. При расположении лонжерона на 30—40% хорды можно получить положение ц. т. сечения на 38—39% хорды.

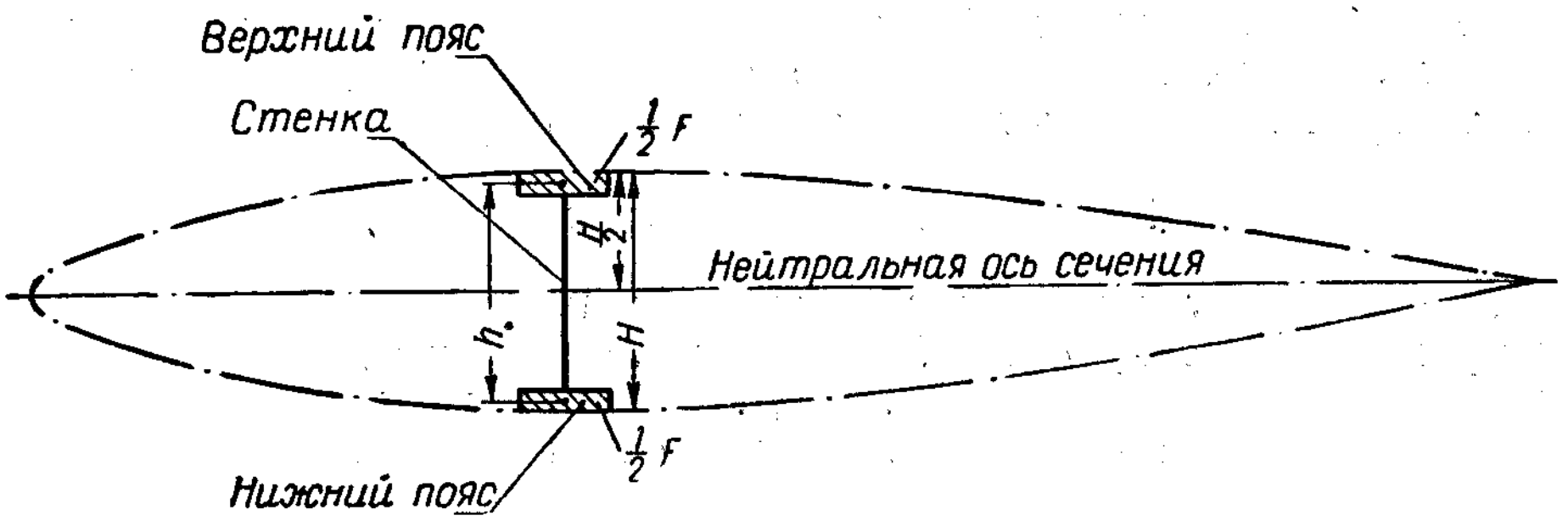
Установкой в однолонжеронном крыле продольной задней стенки, работающей на сдвиг, достигается значительное повышение критической скорости. В двухлонжеронном крыле центры тяжести сечений, располагаются на 43—45% хорды, а в моноблочных конструкциях — на 41—46%.

13. ЛОНЖЕРОНЫ КРЫЛА

По заданной нормами прочности разрушающей нагрузке на крыло и по закону ее распределения определяют нагрузку на каждый лонжерон. В зависимости от назначения и схемы самолета, а также от типа конструкции и материала крыла вес лонжеронов составляет 25—50% веса всего крыла. Приняв вес крыла в 15% полетного веса самолета G, а вес лонжеронов в 40% веса крыльев, получим, что вес одних только лонжеронов составляет около 6% полетного веса, т. е. примерно равен весу шасси и в 2—3 раза больше веса хвостового оперения.

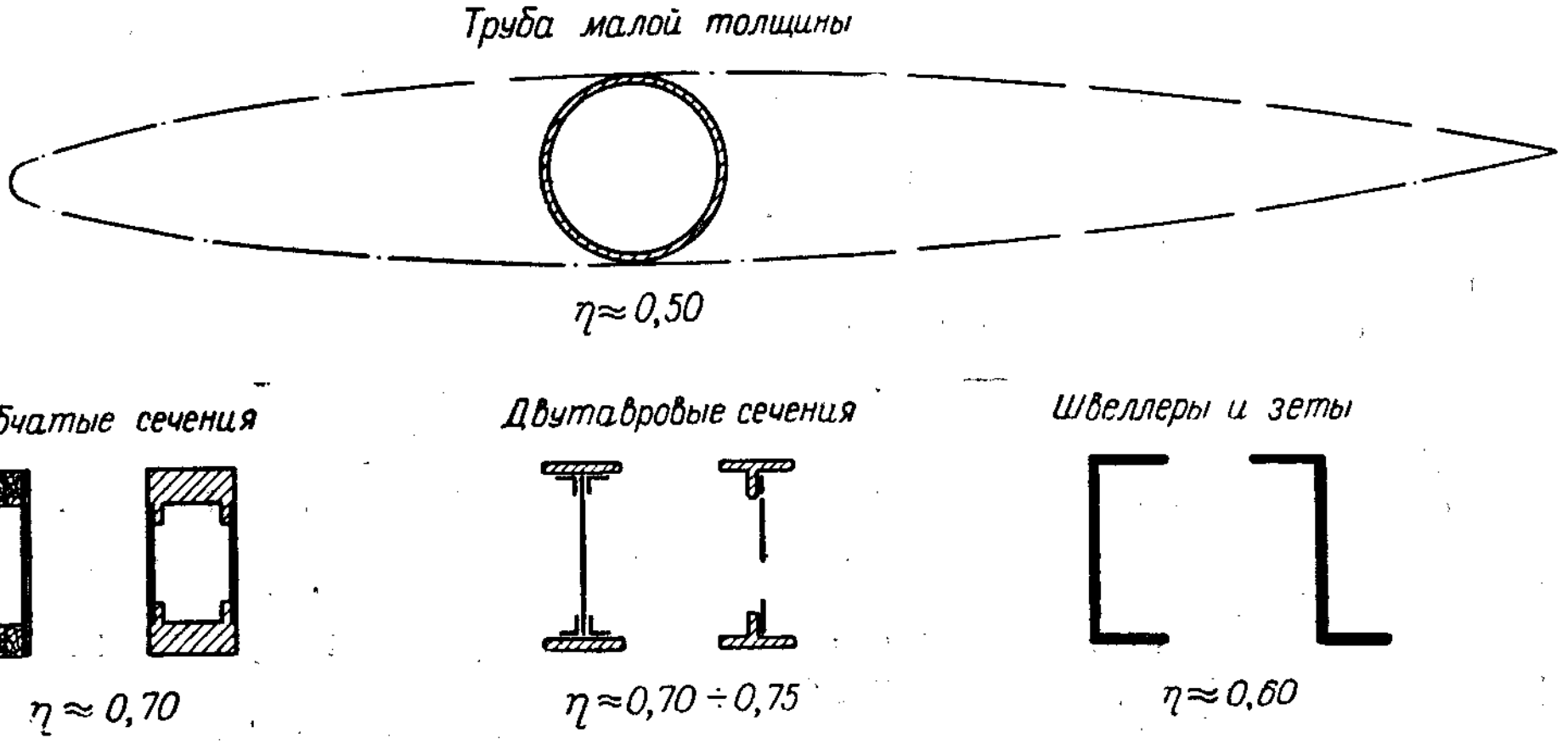
Основную часть веса лонжерона составляют пояса, которые воспринимают изгибающий момент крыла. Форма и размеры поперечного сечения лонжерона могут быть различными. Идеальным сечением лонжерона (балки) является сечение с наибольшим моментом сопротивления. Лонжерон, состоящий из одинаковых верхнего и нижнего поясов, весь материал которых расположен на максимальном расстоянии от нейтральной оси (фиг. 53), будет иметь наибольший момент сопротивления изгибу $W_0 = \frac{1}{2} FH$, где F — площадь сечения, а H — максимальная высота лонжерона.

В реально выполненном лонжероне пояса соединены между собой стенкой или фермой, необходимыми для жесткости поясов при работе на изгиб и восприятия перерезывающих сил. Кроме того, пояса имеют реальное сечение определенных размеров и формы, и поэтому поперечное сечение реального лонжерона всегда будет иметь меньший момент сопротивления, который можно выразить как $W=\frac{1}{2}\eta FH$, где η — отноше-



Фиг. 53.

ние момента сопротивления реальной балки к моменту сопротивления идеальной W/W_0, называемое *коэффициентом утилизации сечения* [1]. Значения этого коэффициента для некоторых профилей, применяемых в самолетостроении, приведены на фиг. 54.



Фиг. 54.

Коэффициент утилизации характеризует лишь рациональность геометрической формы сечения балки в предположении действия закона Гука, независимо от применяемого материала. При сравнительном анализе различных профилей поясов лонжерона иногда применяют величину отношения $\frac{h}{H}$, где h — расстояние между центрами тяжести поясов (см. фиг. 53). Но и эта величина также характеризует только форму сечения лонжерона.

[1] См. проф. П. Ф. Папкович, Строительная механика корабля, часть I, Ленинград, изд. КУБУЧ, 1931.

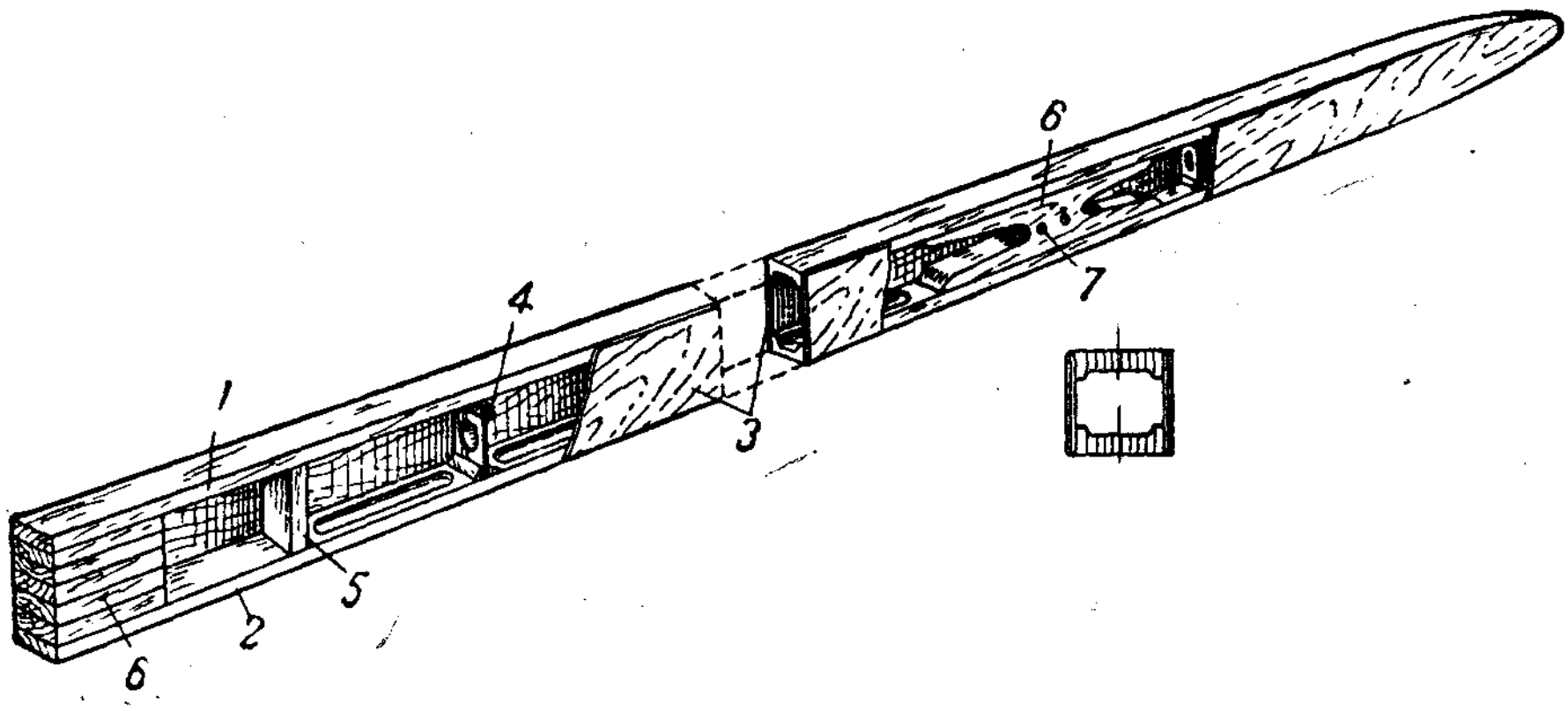
Классифицируя конструктивные разновидности лонжеронов по силовой схеме и по характеру конструкции, получим табл. 2. II, в которой приведены основные типы лонжеронов, наименования элементов и характерные сечения.

Деревянные лонжероны

Высокая удельная прочность дерева на растяжение, легкость обработки, низкая стоимость и обеспеченность сырьем обусловили применение дерева в легком самолетостроении, а облагораживание древесины позволяет теперь использовать дерево значительно шире.

Балочные деревянные лонжероны

Деревянные лонжероны выполняются преимущественно балочной конструкции. По типу сечений балочные лонжероны делятся на двутавровые и коробчатые (табл. 2. II), лонжероны же сплошного сечения встречаются редко и ставят их лишь при очень малой толщине крыла.



Фиг. 55. Коробчатый лонжерон крыла биплана По-2.

Двутавровые лонжероны с одной стенкой в настоящее время применяют также сравнительно редко. Двутавровые сечения обычно получаются приклеиванием к полке фанерной стенки.

Коробчатые лонжероны с фанерными стенками получили широкое распространение в деревянных крыльях.

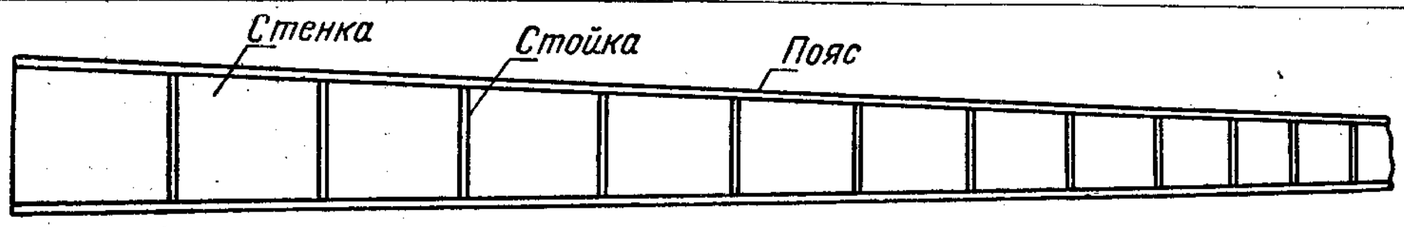
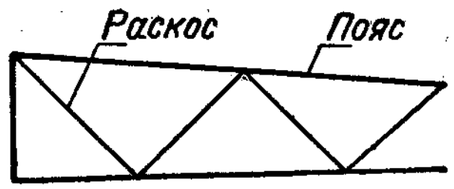
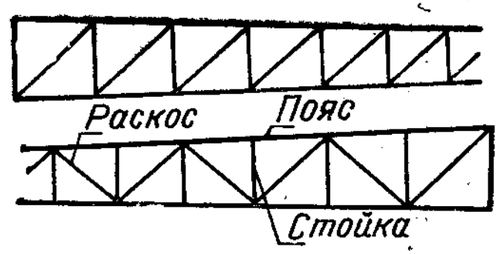
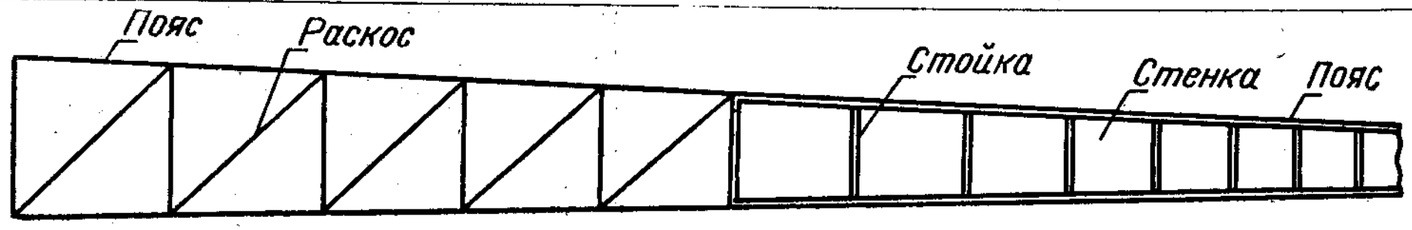
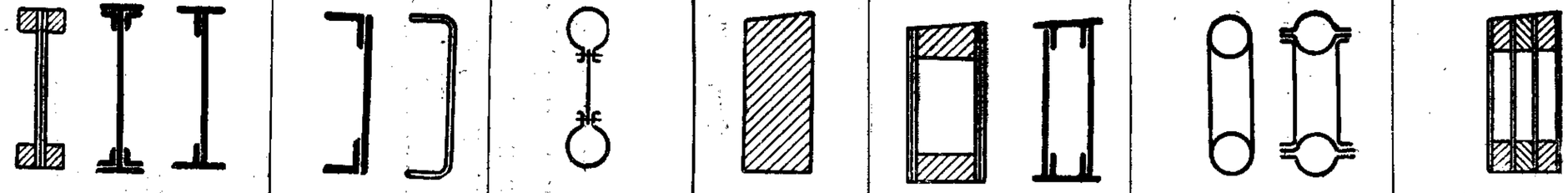
Коробчатый лонжерон крыла биплана По-2 (фиг. 55) состоит из верхнего *1* и нижнего *2* сосновых поясов, соединенных двумя фанерными стенками *3*. Внутри коробки, в местах установки нервюр, поставлены диафрагмы *4* из липовых планок в виде легких распорок с вырезами. В местах крепления усиленных нервюр (распорок) поставлены ясеневые бобышки *5*.

Пояса лонжерона переменного сечения по размаху выфрезерованы с внутренней стороны на участках между бобышками и диафрагмами. Каждый пояс состоит из пяти сосновых реек, склеенных казеиновым клеем.

Фанерные стенки лонжерона по размаху склеены на-ус казеиновым клеем с направлением волокон внешних слоев под углом 45° к оси лонжерона.

Таблица 2. 11

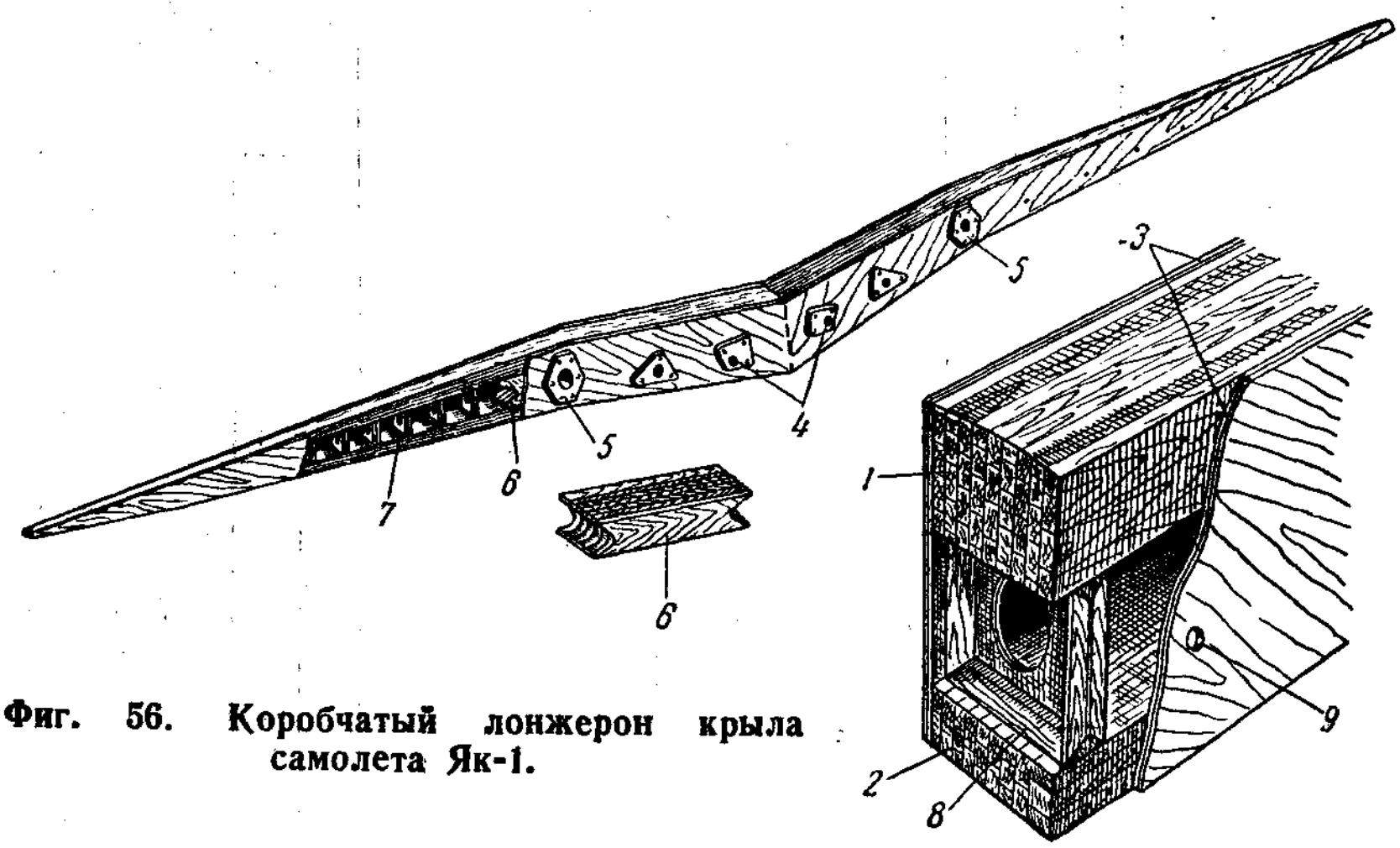
Классификация лонжеронов

<table>
<tr><td>Балочные</td><td colspan="4"> 
</td></tr>
<tr><td rowspan="2">Ферменные</td><td>Раскосные</td><td colspan="3">Раскосно-стоечные</td></tr>
<tr><td> 
</td><td colspan="3"> 
</td></tr>
<tr><td>Ферменно-балочные</td><td colspan="4"> 
</td></tr>
<tr><td rowspan="2">Сечения</td><td colspan="3">С одной стенкой</td><td colspan="2">С двумя стенками</td><td>С многими стенками</td></tr>
<tr><td>тавровые</td><td>швеллерные</td><td>трубчатые</td><td>сплошные</td><td>коробчатые</td><td>трубчатые</td></tr>
<tr><td colspan="6">  </td></tr>
</table>

Для усиления лонжерона в местах установки стыковых узлов и в местах крепления стойки биплана поставлены ясеневые бобышки *6*. В отверстия *7* этих бобышек вставлены медные втулки, предотвращающие расщепление дерева при затяжке болтов.

Коробчатый лонжерон крыла монопланa Як-1 (фиг. 56) представляет собой цельную по размаху балку. Лонжерон состоит из верхнего *1* и нижнего *2* поясов, двух стенок *3* и внутреннего набора.

Сечение верхнего пояса значительно больше нижнего, так как верхний пояс при изгибе крыла нагружается сжимающими силами, а дерево, как известно, на сжатие работает хуже, чем на растяжение. Пояса склеены из большого числа сосновых реек, чем достигается большая однородность

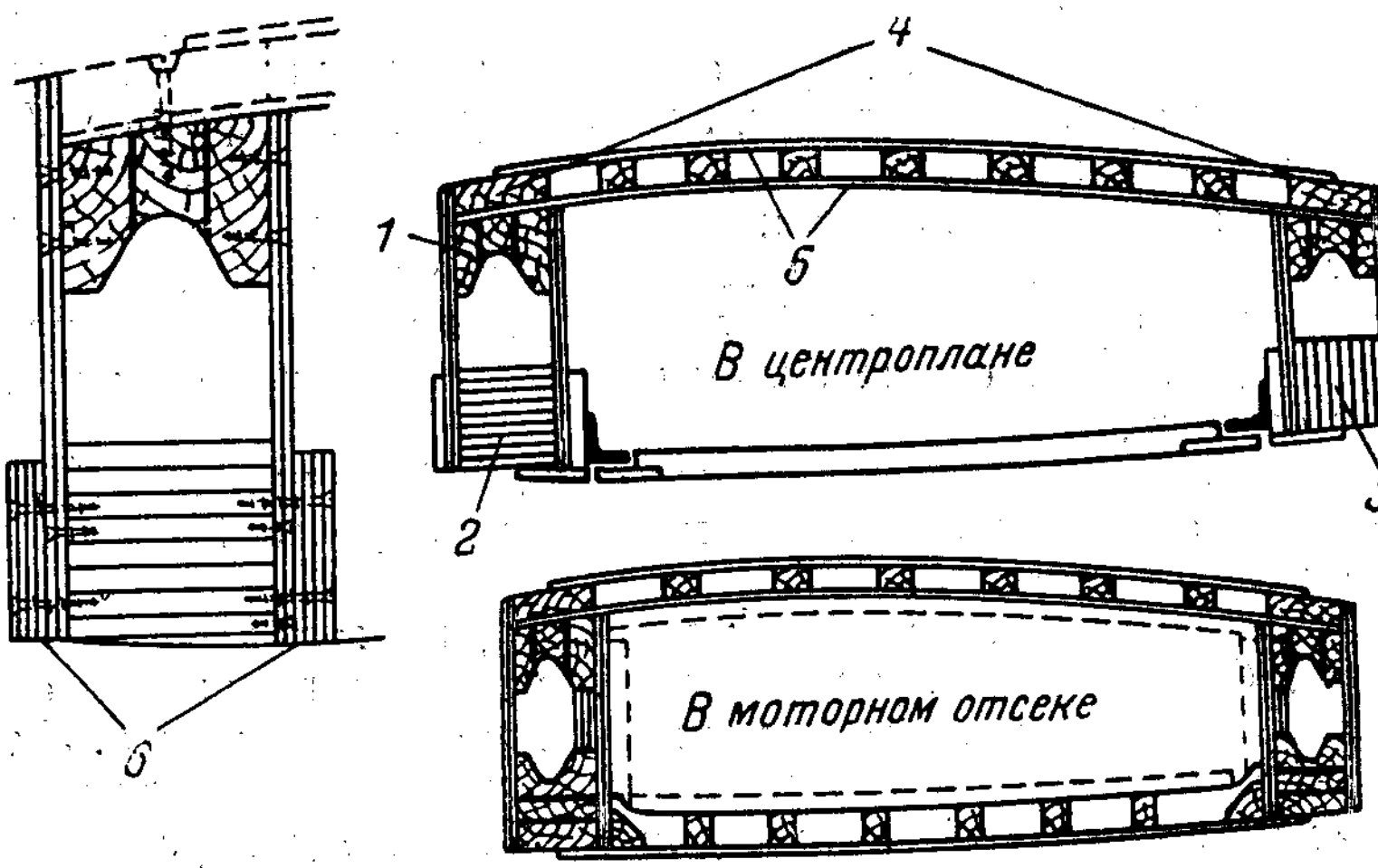


Фиг. 56. Коробчатый лонжерон крыла самолета Як-1.

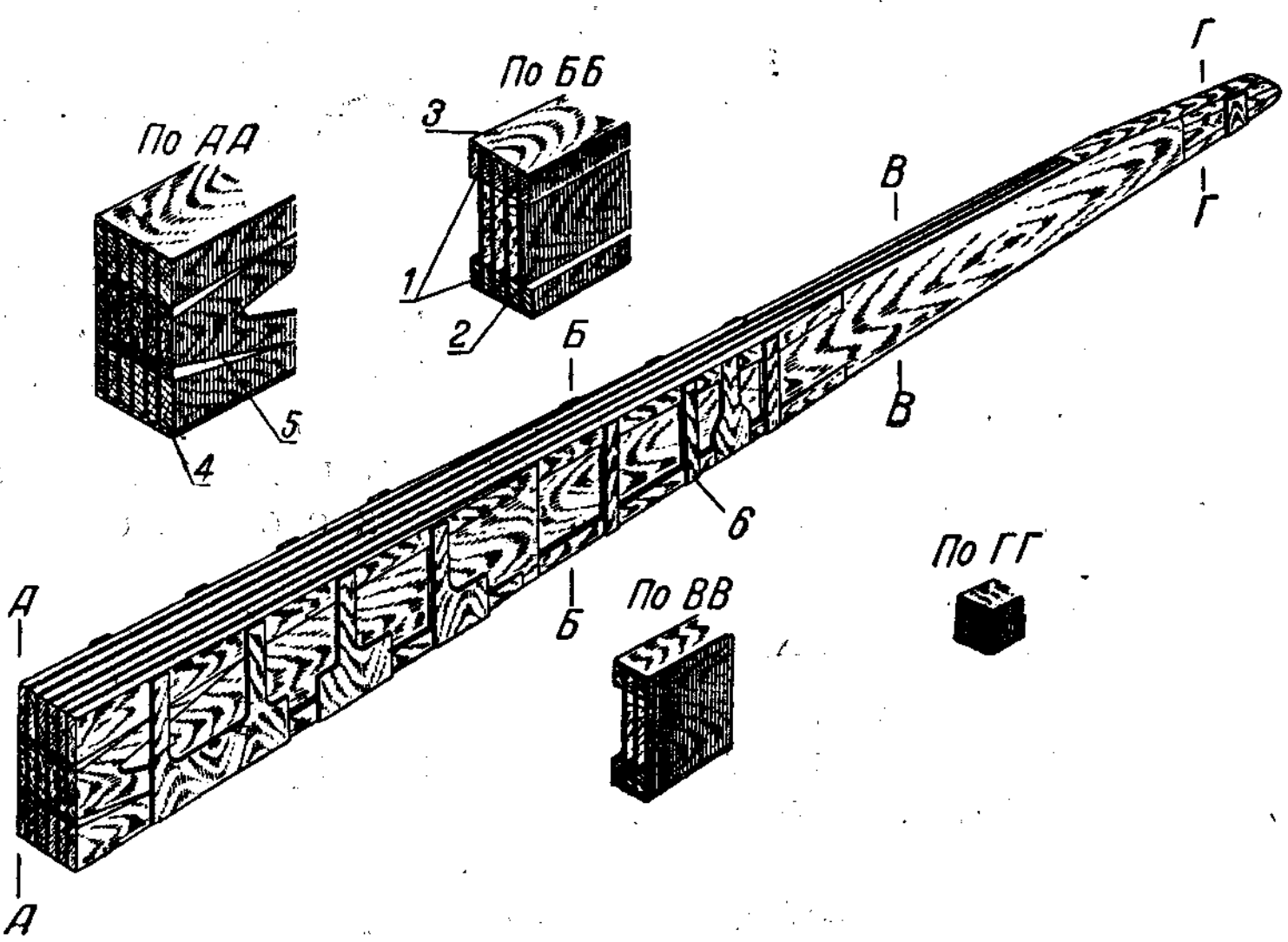
и прочность их. Стенки — из фанеры переменной по размаху толщины (у корня 10 *мм*, на конце 3 *мм*). В местах установки узлов крепления крыла к фюзеляжу *4* и шасси к крылу *5* внутри лонжерона поставлены бобышки *6*, склеенные из сосновых планок с прослойкой из фанеры.

В плоскостях пересечения нервюр с лонжероном в последнем установлены диафрагмы *7* из фанеры с отверстиями облегчения. Диафрагмы вклеиваются в лонжерон с помощью сосновых планок *8*. В усиленных местах лонжерона на его стенки наклеены выравнивающие фанерные накладки под узлы крепления. Лонжерон — переменной высоты по размаху и имеет угол поперечного V, равный 5°56′. Дренаж осуществляется через отверстия *9* в стенках и отверстия в диафрагмах.

Коробчатые лонжероны крыла монопланa «Москито» (фиг. 57) представляют собой цельные неразъемные балки. Каждый лонжерон состоит из двух поясов и двух стенок. Пояса переднего лонжерона в центропланном отсеке состоят: верхний *1* — из трех спрусовых планок (волокна по вертикали), а нижний *2* — из девяти спрусовых планок (волокна по горизонтали). Пояса заднего лонжерона в этом же отсеке аналогичны поясам переднего лонжерона, только в планках нижнего пояса *3* волокна древесины идут вертикально. Верхние пояса переднего и заднего лонжеронов усилены горизонтальными планками *4*, которые одновременно являются элементами крепления двойной обшивки *5* к лонжеронам. Нижние пояса лонжеронов усилены ясеневыми накладками *6*. Фанерные стенки и усиливающие планки крепятся к поясам при помощи клея и шурупов.



Фиг. 57. Сечения коробчатого лонжерона крыла самолета «Москито».



Фиг. 58. Коробчатый многостеночный лонжерон крыла самолета МиГ-3.

В концевом отсеке крыла поставлены более слабые лонжероны с поясами из сплошных брусков. Выполнение поясов лонжеронов нагруженной части крыла из отдельных планок дало возможность получить хорошую однородность их и тем самым повысить допускаемые напряжения. В дополнение к сказанному следует отметить, что при поясах лонжеронов, составленных из отдельных планок, легко получить поперечное V и стреловидность крыла в плане.

В местах крепления крыла к фюзеляжу и моторамы к крылу для усиления лонжеронов применены текстолитовые накладки.

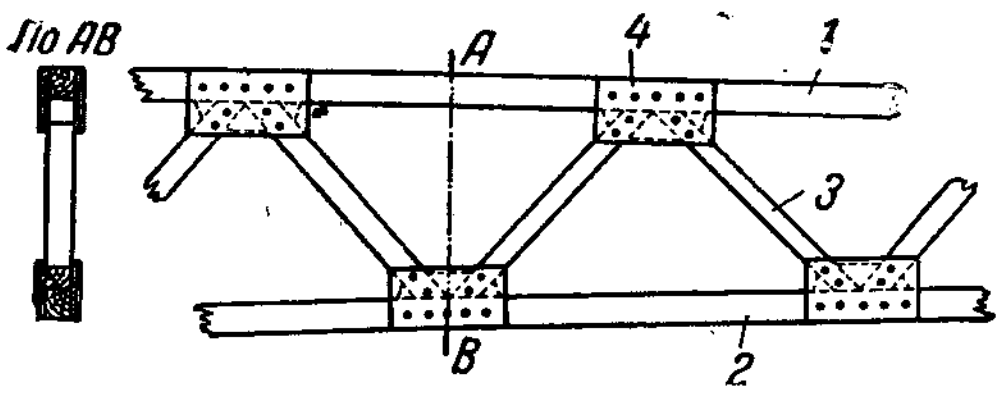
Коробчатый многостеночный лонжерон крыла монопланa МиГ-3 (фиг. 58) представляет собою балку переменного как по высоте, так и по ширине сечения.

Лонжерон составлен из отдельных секций (сечение по ББ), причем каждая секция состоит из верхнего и нижнего брусков *1* из дельта-древесины и фанерной стенки *2*.

Количество секций по размаху меняется, но характер конструкции сохраняется. Сверху и снизу на пояса лонжерона положены сосновые выравнивающие полосы *3*, к которым крепится обшивка крыла. У торца *4* лонжерона пояса по высоте увеличены и между ними вклеены сосновые бобышки *5*; усиление торца лонжерона необходимо для установки стыкового узла. В местах крепления нервюр поставлены вертикальные стойки *6*. Применение дельта-древесины для наиболее нагруженных элементов конструкции лонжерона позволило значительно уменьшить его вес.

Ферменные деревянные лонжероны

Ферменные деревянные лонжероны иногда применяют в толстых крыльях легких самолетов и планеров. В этих случаях ферменные лонжероны могут оказаться легче балочных, у которых при большой высоте лонжерона стенки становятся мало устойчивыми и для повышения их жесткости приходится ставить много стоек и диафрагм.



Фиг. 59.

На фиг. 59 показан ферменный лонжерон, у которого верхний *1* и нижний *2* пояса ничем не отличаются от поясов балочного коробчатого лонжерона. Раскосы *3* соединяются с поясами фанерными кницами *4*, приклеенными и прибитыми оцинкованными гвоздями или привинченными шурупами с обеих сторон пояса лонжерона.

При значительных нагрузках на лонжероны эти соединения приходится делать весьма громоздкими с применением металлических накладок и болтов или пистонов, что сильно утяжеляет конструкцию.

Вес ферменных деревянных лонжеронов, как правило, значительно выше, чем однотипных металлических.

Особенности деревянных лонжеронов

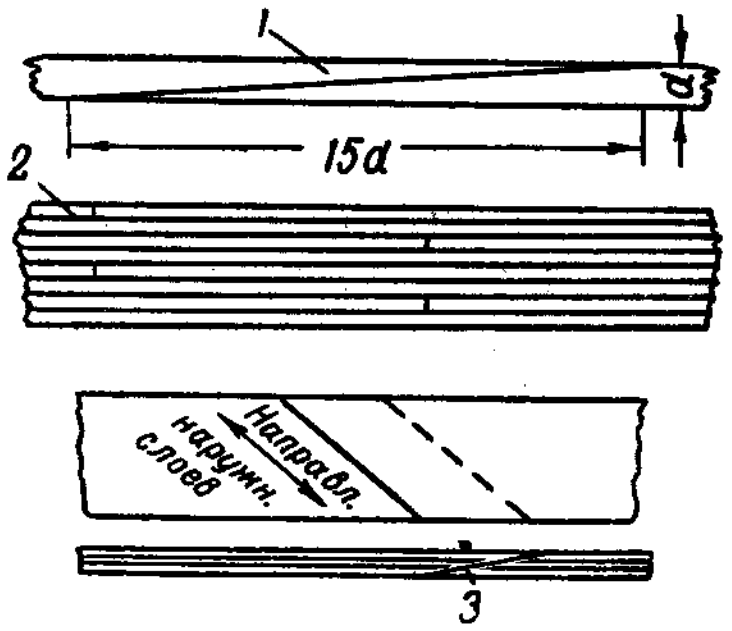
Коробчатые лонжероны с двумя и более стенками более жестки на изгиб и кручение, чем лонжероны двутаврового сечения.

Для уменьшения веса лонжеронов пояса делают переменного по длине сечения, приближая их к брусу равного сопротивления на изгиб. Сечение

верхнего пояса делается больше, чем нижнего, вследствие различия в разрушающих напряжениях на сжатие и растяжение.

Замена сплошных поясов поясами, склеенными из реек как по сечению, так и по длине, удешевляет лонжероны, ибо крупные заготовки авиационной древесины без пороков встречаются редко. Кроме того, это повышает однородность материала и, следовательно, способствует повышению прочности и уменьшает возможность коробления и образования трещин.

Стыки реек или планок, из которых набирается пояс, располагают вразбежку (фиг. 60), а их соединения выполняют на-ус *1* или встык *2*. Стенки коробчатого лонжерона изготовляют из переклейки (фанеры) и стыкуют на-ус *3*. Волокна наружного слоя фанеры располагают под углом 45° к оси лонжерона для повышения сопротивления фанерной стенки срезу.



Фиг. 60.

Отметим некоторые особенности деревянных агрегатов самолетов.

1. Дерево и животные клеи являются органическими веществами и без специальной антисептической обработки могут повреждаться грибками и микроорганизмами, поэтому в закрытых конструкциях должен быть предусмотрен доступ воздуха, а все поверхности должны быть покрыты защитным слоем.

2. Дерево обладает высокой удельной прочностью на растяжение, однако использовать это преимущество не всегда возможно, так как элементы конструкции обычно работают на несколько видов деформаций. Удельная же прочность древесины на сжатие (скалывание) и смятие весьма невелика.

3. Обеспеченность сырьем, низкая стоимость древесины, малая сопротивляемость обработке резанием, хорошая соединяемость служат причиной применения дерева в самолетостроении.

Облагораживание древесины значительно повышает ее физико-механические качества (правда, при одновременном некотором повышении удельного веса), что, повидимому, будет способствовать более широкому применению древесины в самолетостроении.

Металлические лонжероны

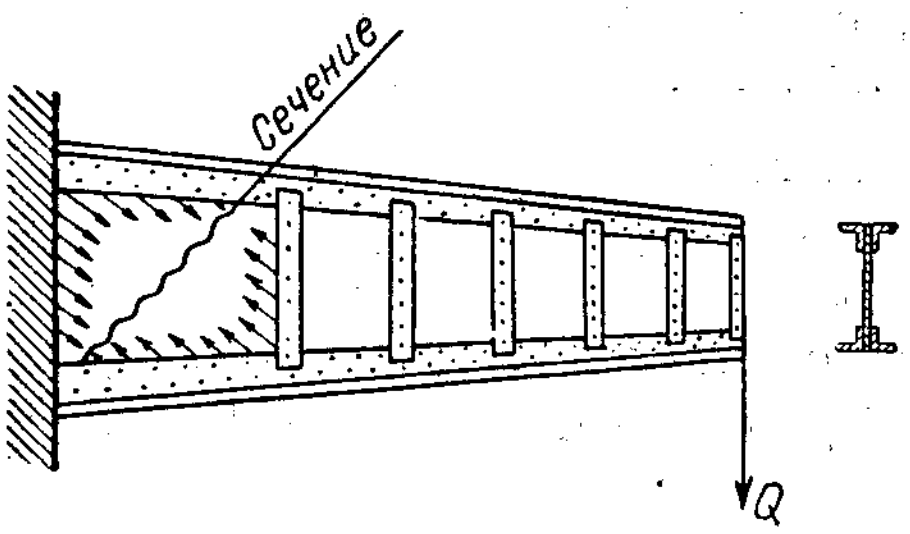
Наиболее распространены в современных конструкциях крыльев лонжероны из алюминиевых сплавов и стальные, причем конструкции металлических лонжеронов весьма разнообразны.

Лонжероны с небольшой строительной высотой (для тонких крыльев) чаще делают балочными; при значительной высоте профиля применяют ферменные лонжероны.

Балочные металлические лонжероны

Балочные лонжероны состоят из верхнего и нижнего поясов, жестко связанных одной или двумя стенками. Эти стенки, работающие на сдвиг, делают преимущественно сплошными из листового дуралюмина.

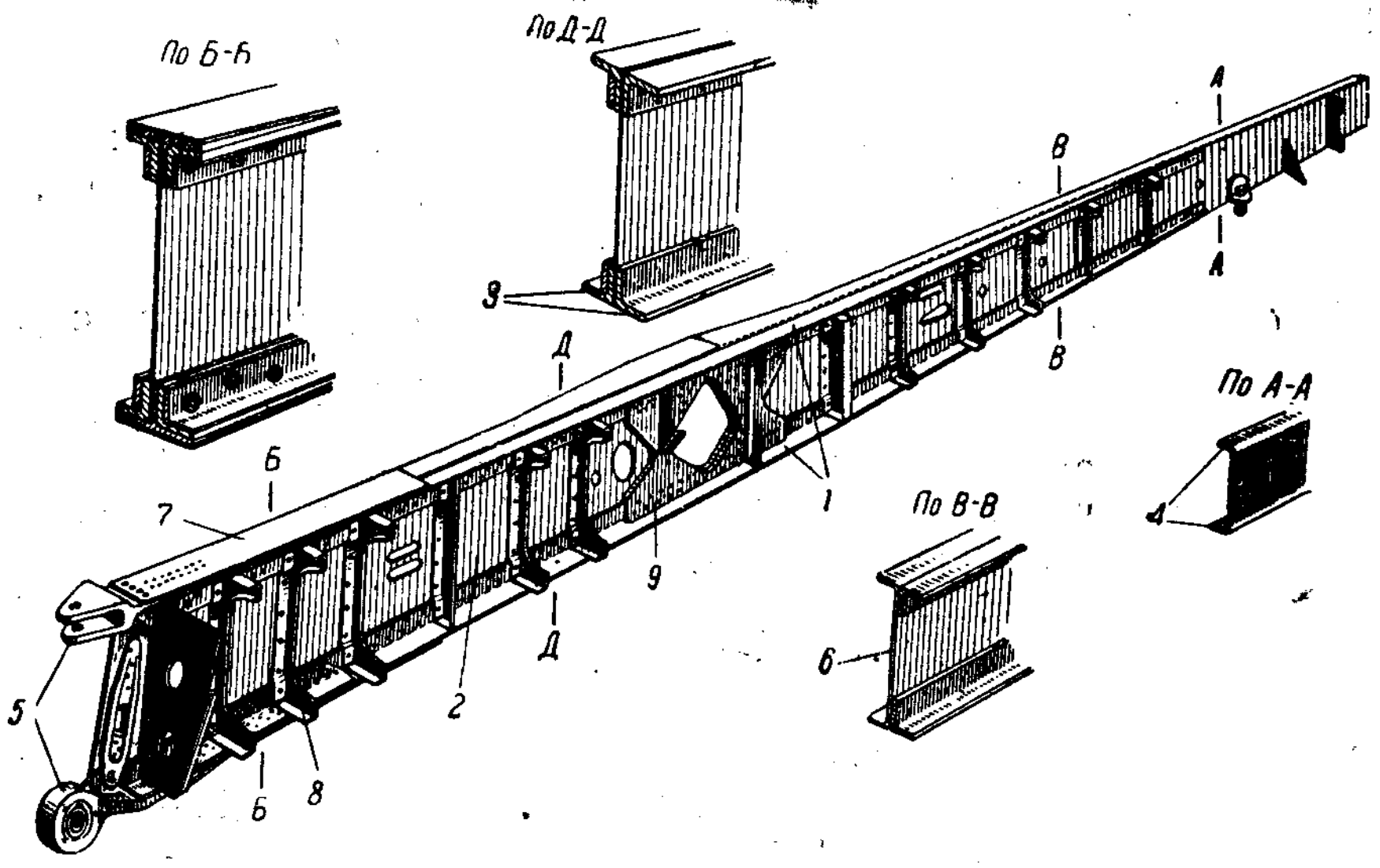
Тонкий плоский лист, работающий в качестве стенки лонжерона, воспринимает касательные напряжения от перерезывающих сил. Если действующие касательные напряжения τ становятся больше критических касательных напряжений $\tau_{кр}$, то лист теряет устойчивость, на нем образуются волны (фиг. 61), и стенка лонжерона начинает работать уже в других условиях. Проведенные исследования показывают, что после потери устойчивости листа действующая на лонжерон сила может быть значительно увеличена без его разрушения.



Фиг. 61.

Известно, что при изгибе лонжерона пояса его воспринимают нормальные напряжения σ, а тонкая стенка быстро теряет устойчивость от сдвига, и по ней возникают волны с наклоном в 40—43° к оси лонжерона. При дальнейшем нагружении лонжерона в стенке будут увеличиваться только нормальные напряжения σ, направленные вдоль волн, а так как допускаемые нормальные напряжения значительно больше допускаемых касательных, то лонжерон с тонкой стенкой способен выдерживать значительные нагрузки.

Большей частью металлические лонжероны представляют собой двутавровые или швеллерные клепаные балки.

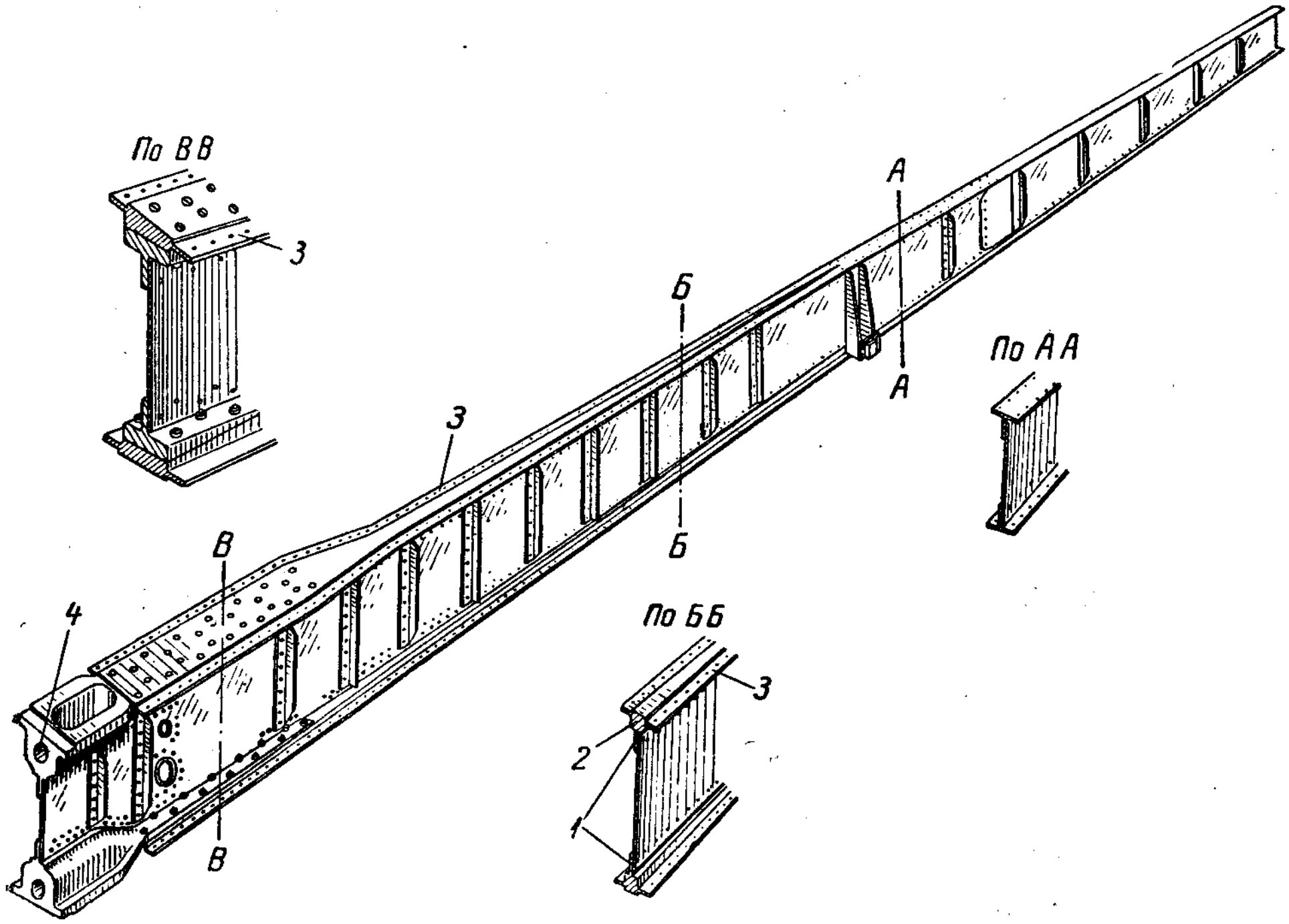


Фиг. 62. Лонжерон с одной стенкой.

Лонжероны с одной стенкой. Лонжерон крыла, изображенный на фиг. 62, выполнен из дуралюмина и состоит из поясов *1* и стенки *2* переменного по размаху сечения. Пояса таврового сечения образованы двумя уголковыми профилями *3*. Уголки крепятся к стенке двухрядным заклепочным швом с расположением заклепок в шахматном порядке. У конца крыла лонжерон переходит в балку швеллерного сечения с отогнутыми краями *4*. На показанных на фиг. 62 поперечных сечениях

видно, как по мере приближения к стыковым узлам *5* пояса лонжеронов усиливаются.

Двутавровое сечение *6* лонжерона, образованное из отогнутых краев стенки и уголкового профиля, с последующим переходом к швеллерному сечению является рациональным решением и в настоящее время широко применяется. У стыкового сечения пояса усилены сверху накладками *7*. В местах расположения нервюр на лонжероне установлены профилированные штампованные из листового дуралюмина стойки *8*, которые одновременно являются и усилением стенки и элементом крепления нервюр

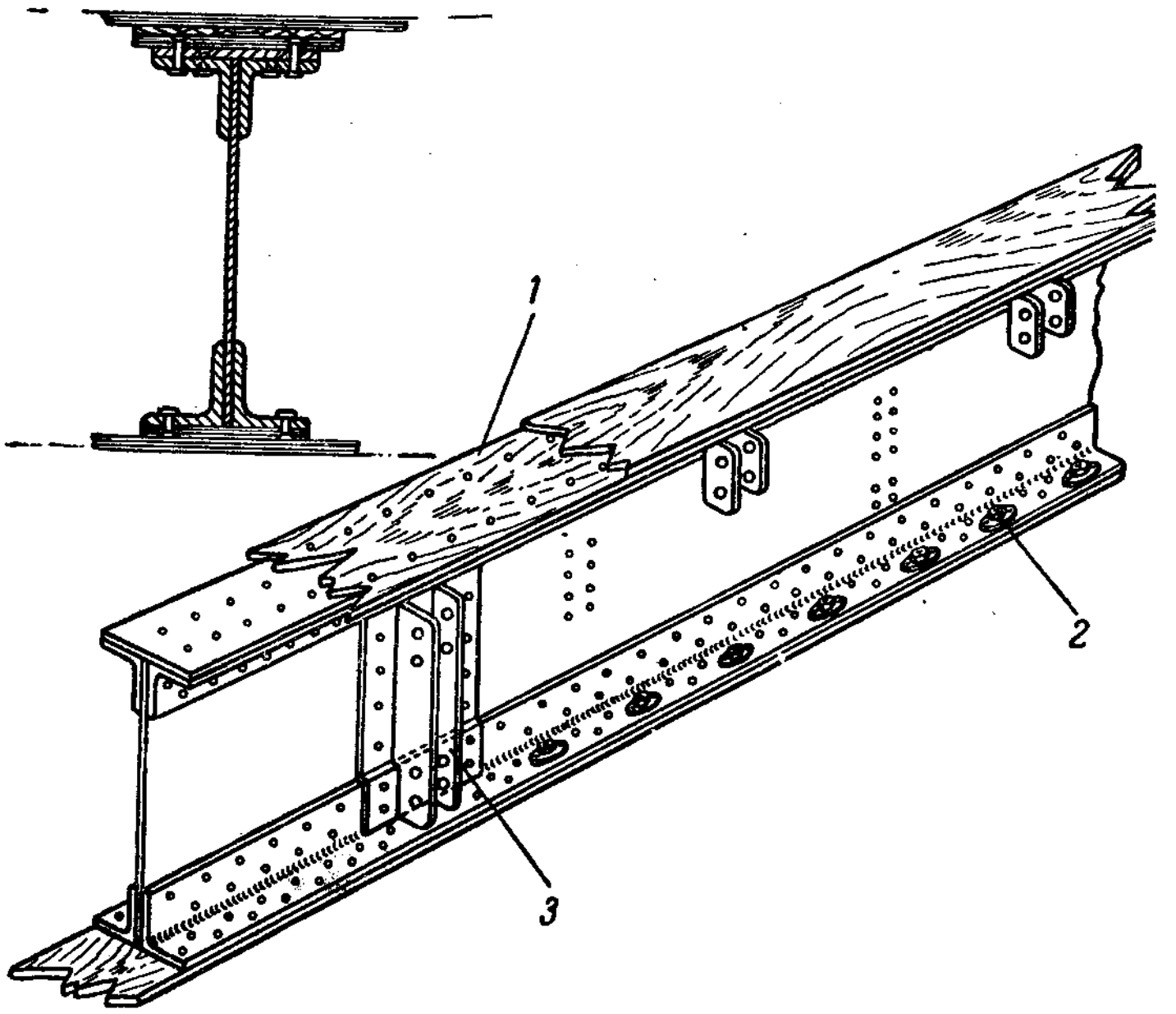


Фиг. 63. Лонжерон крыла самолета DB-III.

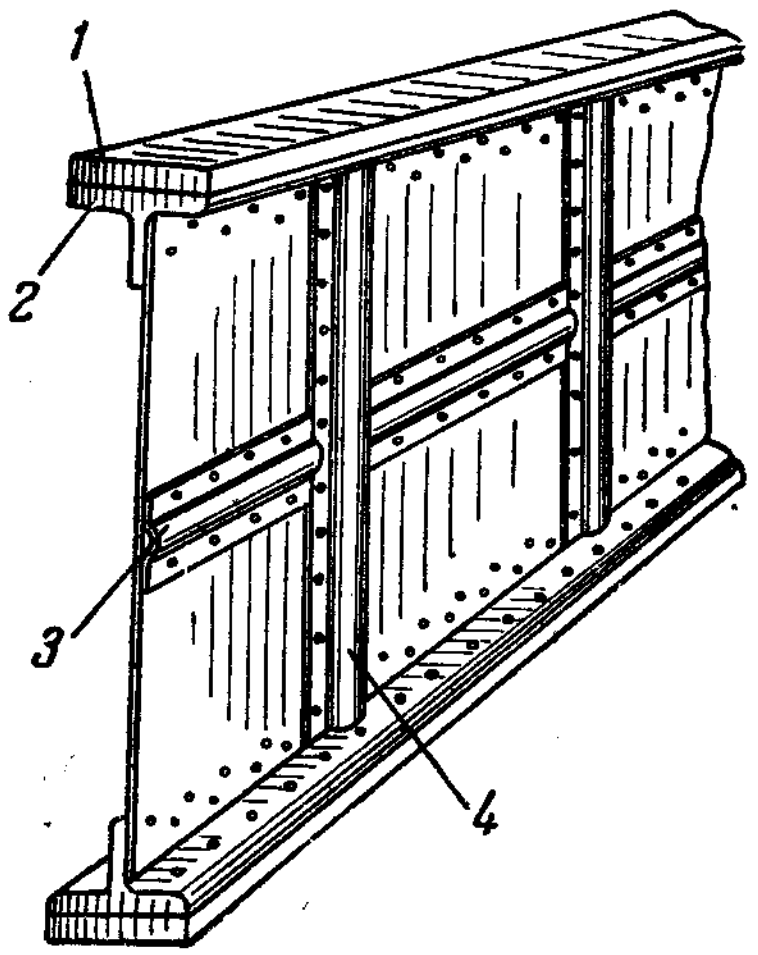
к лонжерону. Ослабление стенки вырезом под вооружение в средней части лонжерона компенсируется установкой массивных накладок *9*.

Характерной особенностью конструкции лонжерона, приведенного на фиг. 63, является применение цельных фрезерованных поясов переменного по размаху сечения. Пояса *1* лонжеронов — таврового профиля с большим утолщением полки *2* в средней части сечения. Для крепления обшивки к поясам лонжеронов у последних с наружной поверхности сняты фаски *3* глубиной, равной толщине обшивки. Оригинально выполнена конструкция стыковых узлов *4* лонжеронов, обеспечивающих работу стыковых болтов на растяжение (см. фиг. 98).

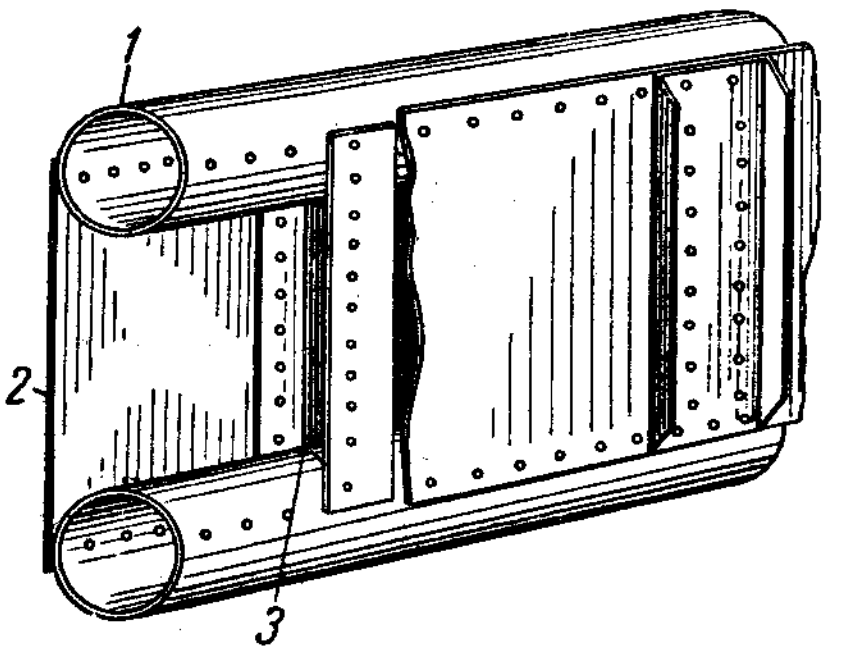
Пример металлического лонжерона при деревянном наборе крыла приведен на фиг. 64. К поясам лонжерона сверху и снизу приклепываются фанерные полосы *1* для крепления фанерной обшивки. На нижнем поясе с внутренней стороны установлены анкерные гайки *2* для крепления металлической крышки люка. В местах расположения нервюр и их крепления к лонжеронам установлены стойки из двух уголков *3*.



Фиг. 64. Металлический лонжерон крыла, имеющего деревянный набор.



Фиг. 65. Отсек лонжерона.



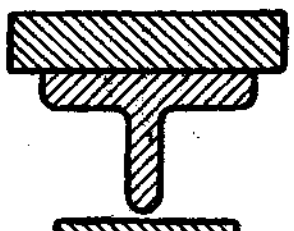
Фиг. 66. Отсек лонжерона крыла самолета И-16.

На фиг. 65 изображен отсек лонжерона, у которого пояса состоят из утончающейся к концу дуралюминовой полосы *1* и мощного дуралюминового прессованного таврового профиля *2* переменного сечения. Таким образом, получается мощный и очень компактный профиль переменного сечения. При материале с пределом прочности $\sigma_b = 42$ *кг/мм²* такой пояс будет работать на сжатие с напряжениями, указанными в табл. 3. II.

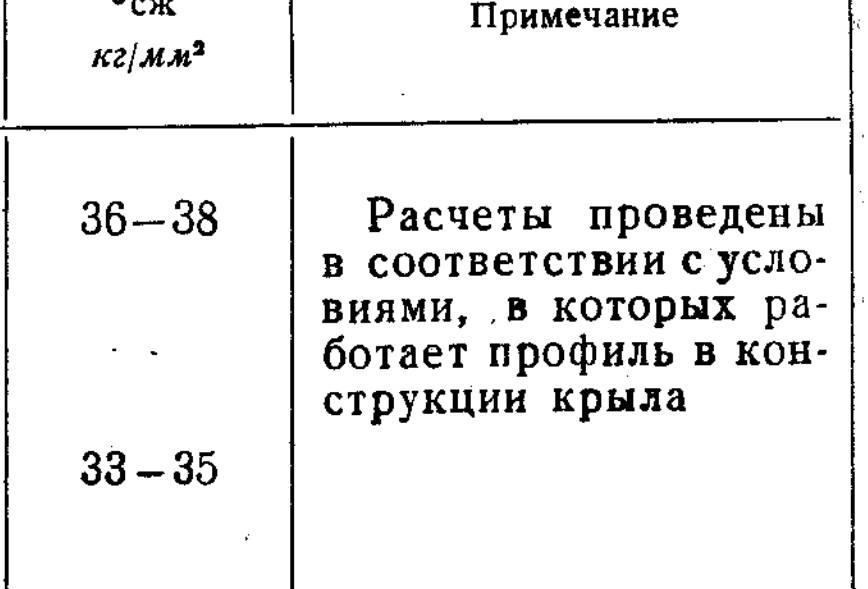
Для повышения критических касательных напряжений стенки вдоль всего лонжерона поставлен Ω-образный профиль *3* и, кроме того, стенка подкреплена поперечными стойками *4*.

Лонжероны с двумя стенками. Примером такого лонжерона является лонжерон крыла истребителя И-16 (фиг. 66). Пояса *1* лонжеронов сделаны из хромомолибденовых труб, термически обработанных. Изменение сечений поясов по длине достигается стыковкой труб, телескопически входящих одна в другую. Стенки *2* из дуралюминовых листов крепятся заклепками к поясам и пистонами к диафрагмам *3*.

Таблица 3. II

№ сечения	Форма профиля	$\sigma_{раст}$ *кг/мм²*	$\sigma_{сж}$ *кг/мм²*	Примечание
1		40—42	36—38	Расчеты проведены в соответствии с условиями, в которых работает профиль в конструкции крыла
2		40—42	33—35	
3		40—42	28—30	

На фиг. 67 изображен отсек двухстеночного лонжерона коробчатого сечения, состоящего из сплошных дуралюминовых поясов *1* с ребрами *2* для крепления стенок, обшивки и петель. В стенках *3* сделаны отверстия облегчения с отбортованными краями. Внутри лонжерона ставятся диафрагмы. Сжатый пояс работает при напряжениях, близких к разрушающему напряжению.



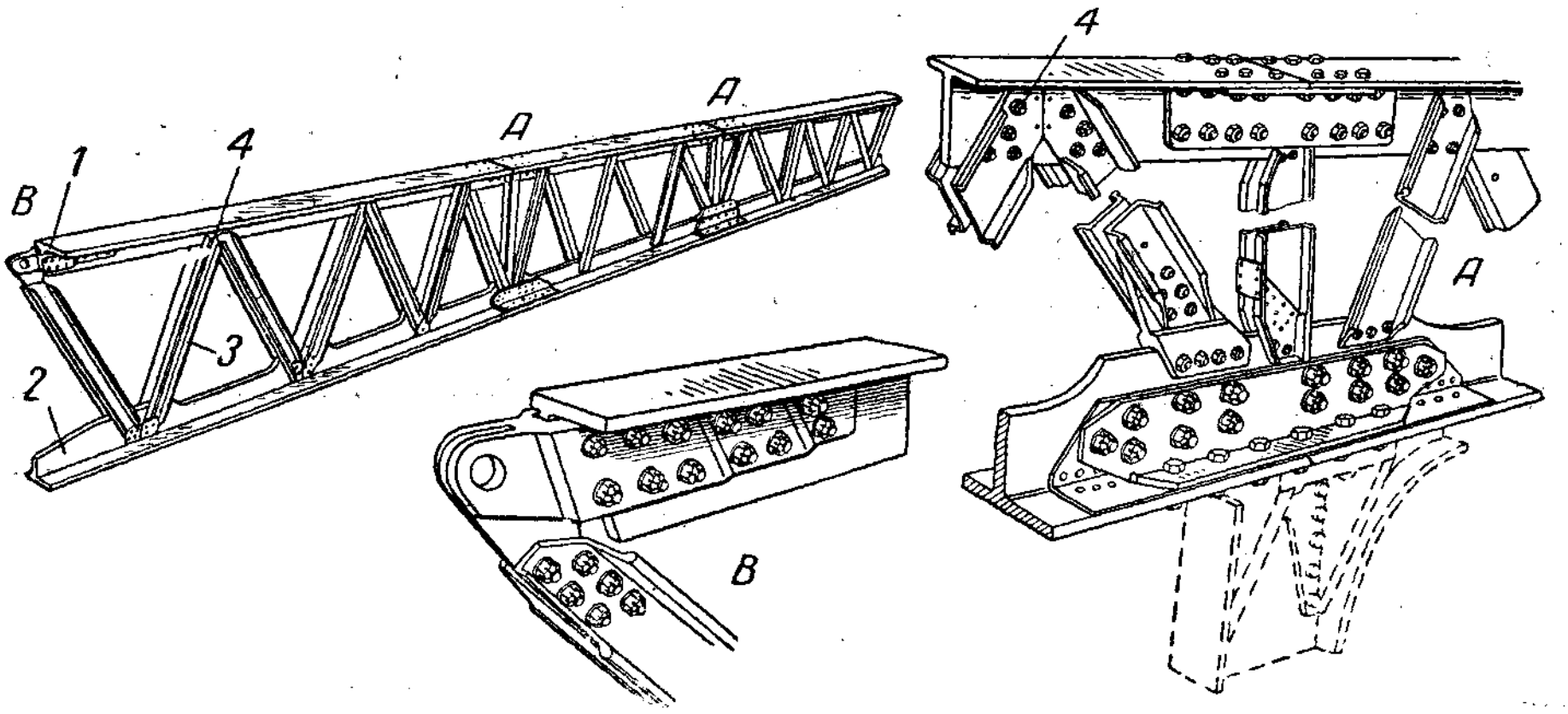
Фиг. 67. Отсек коробчатого двухстеночного лонжерона крыла.

Ферменные металлические лонжероны

При большой высоте крыла у тяжелых самолетов часто применяют ферменные лонжероны. Впрочем, необходимость обеспечить доступ внутрь крыла заставляет конструкторов иногда отказываться от сплошной листовой стенки в пользу решетки даже при сравнительно малой строительной высоте лонжеронов.

В настоящее время широко применяется дифференцированная конструкция лонжеронов: так называемые ферменно-балочные лонжероны, представляющие в корневой части ферменную конструкцию, а в концевой — балку.

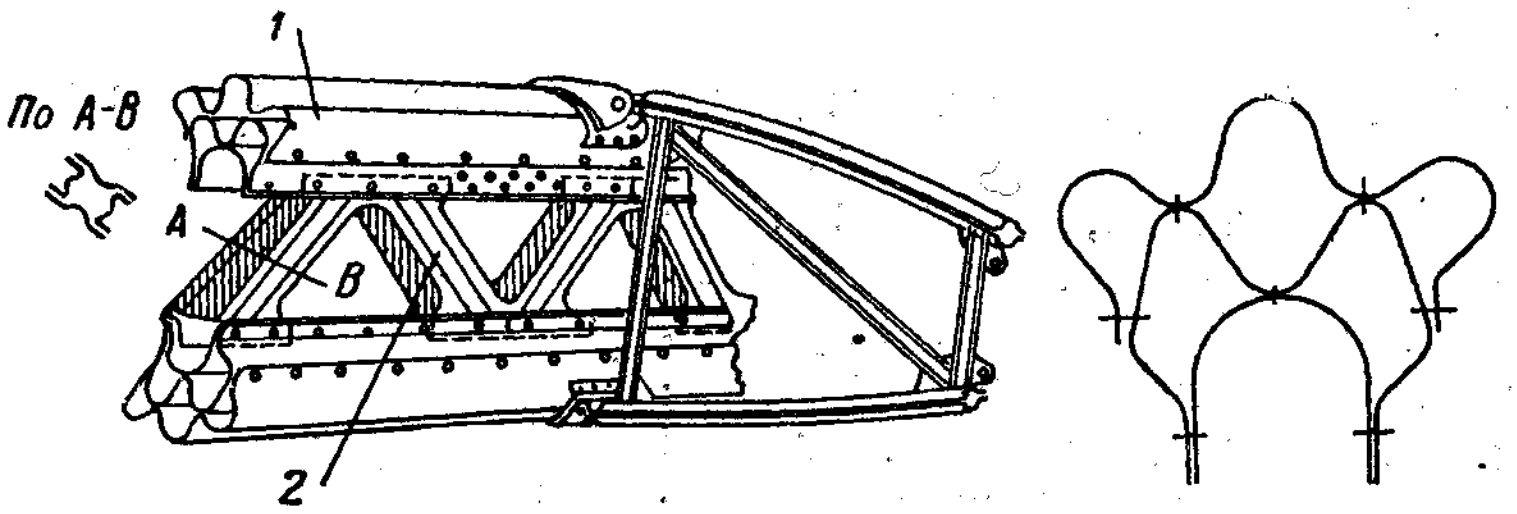
Ферменные конструкции лонжеронов обычно принято разделять на два типа: раскосные и раскосно-стоечные (см. табл. 2. II).



Фиг. 68. Раскосный лонжерон.

Раскосные фермы в лонжеронах применяют сравнительно редко из-за того, что они получаются более тяжелыми, так как часть раскосов всегда работает на сжатие, а при большой их длине — на продольный изгиб. Кроме того, в местах крепления нервюр к лонжерону обычно приходится ставить дополнительные стойки, а это неизбежно утяжеляет конструкцию.

Раскосно-стоечные фермы применяют чаще других, так как наличие стоек облегчает крепление нервюр к лонжерону. Раскосы следует ставить так, чтобы они преимущественно работали на растяжение при наиболее тяжелых нагрузках и угол между поясом и раскосом был в 40—45°.

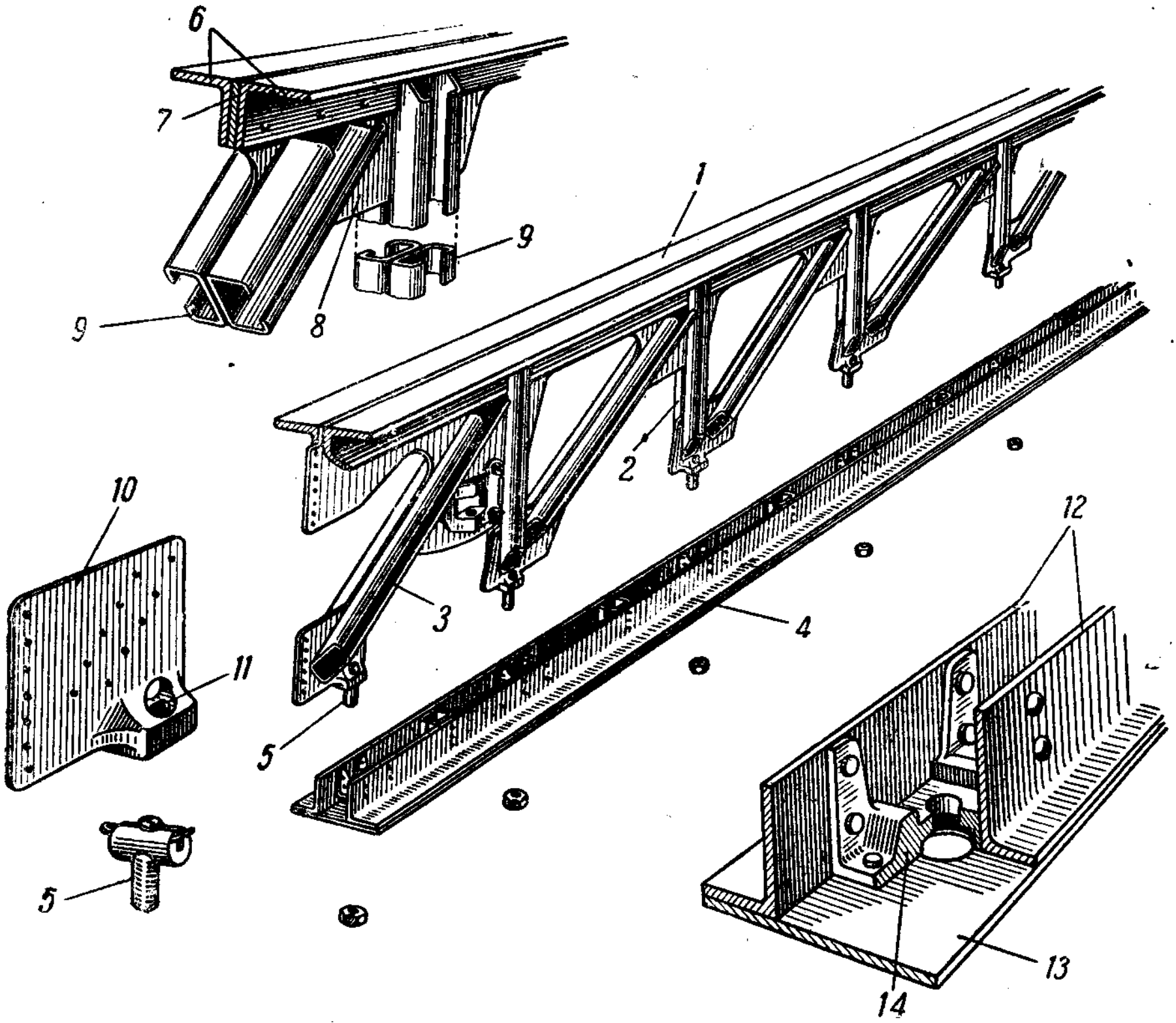


Фиг. 69. Отсек лонжерона крыла самолета «Сталь-2».

Раскосные лонжероны. На фиг. 68 показан лонжерон, выполненный в виде раскосной фермы из дуралюминовых толстостенных профилей. Пояса *1* представляют собой прессованные Т-образные профили, причем вертикальное ребро нижнего пояса имеет между креплением раскосов срезы *2* облегчения. При таком профиле с высоким вертикальным ребром и срезами можно обойтись без книц, что с конструктивной точки зрения рационально. Раскосы *3* выполнены из швеллерных профилей с бульбовыми ребрами и крепятся к поясам болтами *4* или заклепками.

Лонжерон крыла самолета «Сталь-2» (фиг. 69) представляет собой раскосную ферму из листовой нержавеющей стали с высокими механическими качествами (σ_b=140÷160 *кг/мм²* при удлинении 10÷12%).

Лонжерон сварен точечной и роликовой электросваркой. Пояса *1* состоят из трех гофрированных полос. Форма профиля пояса лонжерона определилась стремлением конструктора осуществить соединение всех трех полос с помощью сварки. Закрытые сотовые сечения поясов хорошо работают на сжатие ($\sigma_{сж}$=100÷110 *кг/мм²*). Раскосы *2* выполнены из четырех полосок, в которых сделаны желобки для большей устойчивости.



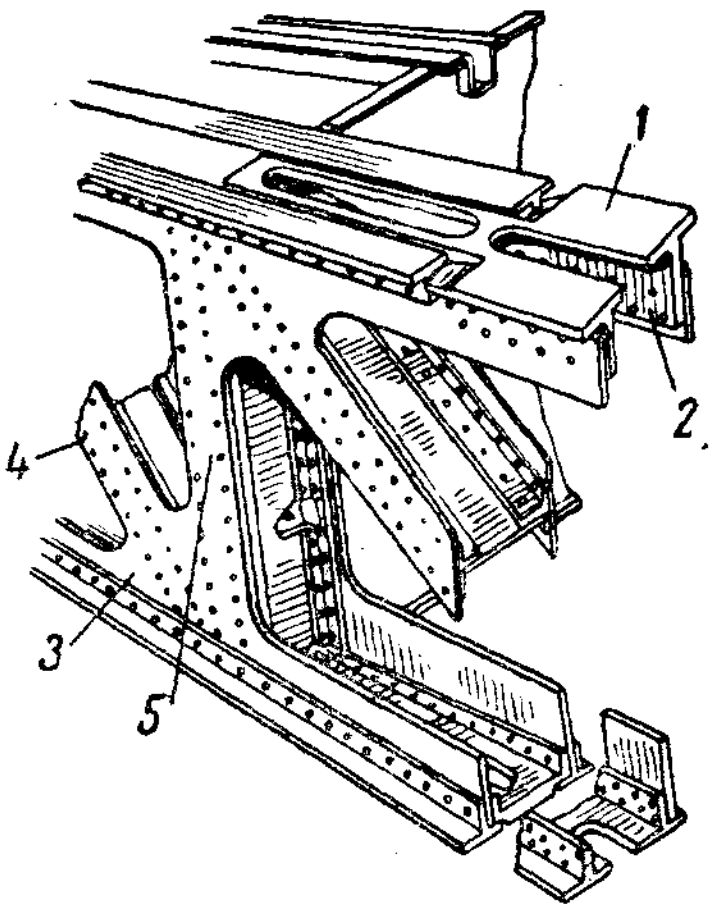
Фиг. 70. Раскосно-стоечный лонжерон.

Полоски раскосов соединяются роликовой сваркой. Форма сечения постоянна по всей длине лонжеронов, а толщина полосок меняется от 0,3 до 1,15 *мм*. Раскосы привариваются к поясам только по отбортовкам боковых профилей.

Вес лонжеронов с узлами составляет 38,3% веса крыла (с элеронами и подкосами), что нужно признать очень легким весом для схемы монопланa с нижними подкосами.

Раскосно-стоечные лонжероны. На фиг. 70 показан лонжерон раскосно-стоечной конструкции из дуралюминовых открытых профилей. Верхний пояс *1*, стойки *2* и раскосы *3* связаны между собой, а нижний пояс *4* крепится к стойкам ориентирующимися винтами *5*. Верхний пояс состоит из двух уголков *6* и пластины *7* из листового дуралюмина толщиной 2 *мм*, которая в местах крепления стоек и раскосов переходит в кницу *8*. Стойки и раскосы *9* — из гнутых профилей коробчатого сечения.

Снизу раскосы и стойки крепятся к специальным кницам *10*, в которых имеются узлы *11* с отверстиями эллиптического сечения для ориентирующихся винтов *5*. Нижний пояс состоит из двух уголков *12* с развитыми верхними ребрами и полки *13* толщиной 1,5 *мм*. Между вертикальными ребрами расположены узлы *14*. Нижний пояс крепится к ферме лонжерона болтами, расположенными на стойках лонжерона.

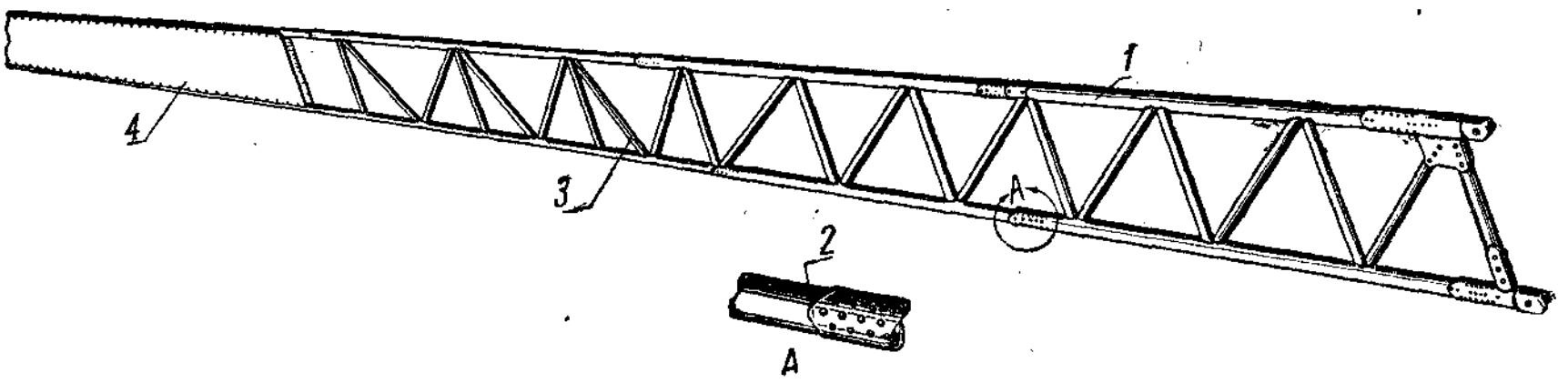


Фиг. 71. Отсек лонжерона крыла самолета Хаукер «Хенли».

Лонжерон крыла истребителя Хаукер «Хенли» (фиг. 71) принадлежит также к раскосно-стоечным. Пояса *1* образованы из двойного Т-образного профиля с вырезами *2*. Верхний и нижний пояса соединены двумя стенками *3*, раскосами *4* и стойками *5*. Раскосы и стойки сделаны из профилей таврового сечения, стенки — из листов с вырезами по конфигурации элементов фермы. Наличие стенок позволило обойтись без книц и накладок при креплениях стоек, раскосов и поясов лонжерона.

Лонжерон этой конструкции весьма дорог и трудоемок из-за большого числа заклепок; кроме того, при изготовлении стенок неизбежны значительные отходы материала.

Лонжерон крыла бомбардировщика ДБ-3 (фиг. 72) представляет собой ферменно-балочную конструкцию. Трубчатые пояса *1* переменного сечения состоят из четырех частей, соединенных телескопически на заклепках, причем на торце трубы большого диаметра вырезаны два языка *2* для смягчения резкого перехода от одного сечения к другому. Раскосы *3* приварены к поясам.



Фиг. 72. Лонжерон крыла самолета ДБ-3.

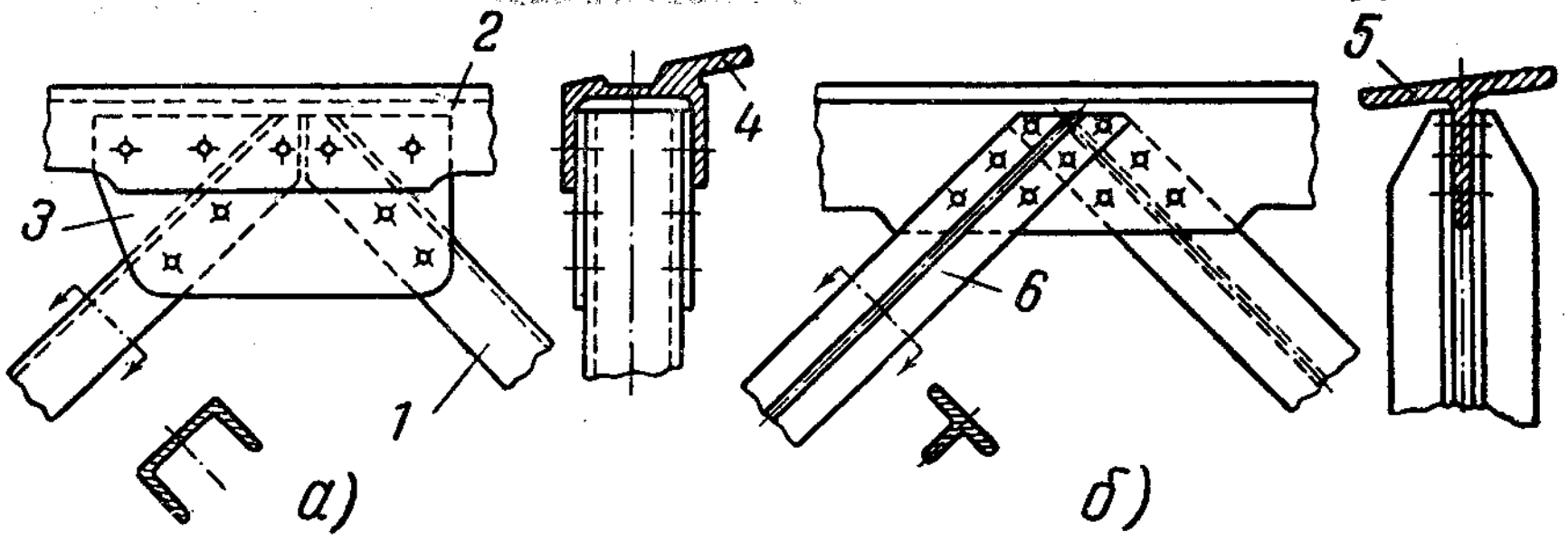
Концевой отсек лонжерона представляет собой балку со стенками *4* из листового дуралюмина. Переход к балочной схеме при малых высотах лонжерона и отсутствии вырезов следует считать целесообразным.

Характеристика металлических лонжеронов

Лонжероны являются основными и наиболее нагруженными силовыми элементами крыла. Вес лонжеронов в крыльях с работающей обшивкой в зависимости от типа конструкции и примененного материала составляет 25—50% веса всего крыла. Выбор типа конструкции лонжерона (ферменный, балочный, ферменно-балочный) определяется в основном конструктивно-компоновочными, весовыми и технологическими соображениями.

Ферменные лонжероны, как уже указывалось, при большой строительной высоте крыла могут оказаться выгодными как по весу, так и по удобству компоновки. Размещение внутри крыла пулеметно-пушечного вооружения, различного оборудования, а также обеспечение доступа к ним заставляют конструктора иногда отказываться от сплошной стенки и применять ферму. Так как у свободнонесущих крыльев высота лонжеронов уменьшается к концу крыла, то у конца лонжерона ферма оказывается уже невыгодной, и ферменная конструкция переходит в балочную.

При очень большой строительной высоте лонжеронов раскосы и участки поясов между стойками получаются длинными, работающими на продольный изгиб. В таких случаях наиболее подходящим сечением элементов будут трубы или замкнутые профили. При трубчатых конструкциях раскосы и стойки крепят к поясам с помощью косынок или непосредственно к поясу. Сложность крепления значительно уменьшает ценность труб и вообще закрытых профилей. В современных конструкциях для



Фиг. 73.

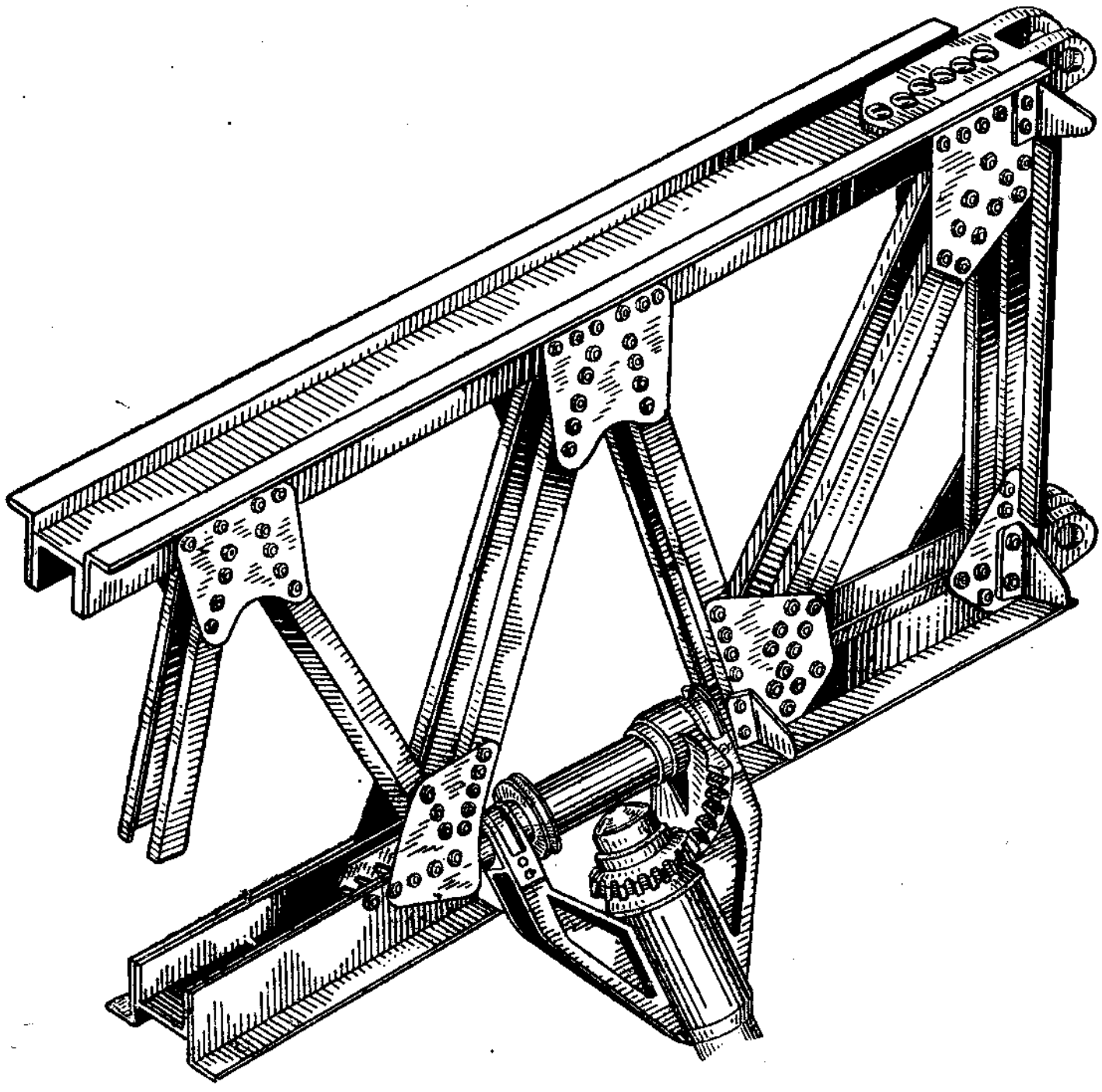
раскосов и стоек применяют большей частью профили открытого типа, но и в этом случае, разумеется, невозможно добиться унификации узлов крепления. Чем больше разнотипных деталей в конструкции, тем технологически она менее совершенна, поэтому ферменные лонжероны считаются в технологическом отношении сложными.

Однако в конструкции ферменных лонжеронов достигнуты заметные усовершенствования. Так, для сокращения числа деталей отдельные кницы, накладки и косынки объединяются в одну полосу с фигурными вырезами (фиг. 70), причем на всем протяжении лонжерона эта полоса входит в рабочее сечение пояса. Нередко этот принцип доводят до логического завершения, превращая систему косынок в листовую стенку с вырезами, соответствующими расположению стоек, раскосов и поясов.

На фиг. 73,*а* показан узел соединения раскосов *1* с поясом *2* ферменного лонжерона. Пояс имеет коробчатое сечение; между вертикальными стенками его размещены концы раскосов и две косынки *3*. Силы, воспринимаемые поясами и раскосами, передаются главным образом через косынки. Для крепления обшивки предусмотрена специальная полка *4*, которая является составной частью пояса лонжерона. Форма сечения пояса лонжерона несимметрична.

На фиг. 73,*б* показана усовершенствованная конструкция такого же, как и на фиг. 73,*а*, узла, которая воспринимает те же нагрузки при значительно меньшем весе и более проста в производстве. Усилия передаются непосредственно от раскосов *6* к поясу *5*, причем устранены косынки. Усовершенствование узла достигнуто применением пояса *5* и раскосов *6* таврового сечения, а также увеличением вертикального ребра пояса и отказом от книц.

На фиг. 74 показан отсек ферменного лонжерона конструкции П. О. Сухого. К нижнему поясу прикреплена стойка убирающегося шасси; при этом ось является одновременно участком пояса лонжерона. Таким образом, в этом случае ось шасси, во-первых, воспринимает и передает на крыло нагрузки от шасси, а во-вторых, нагружается осевыми силами от изгиба крыла. На этом примере показано стремление конструктора путем более эффективного использования материала уменьшить вес конструкции.



Фиг. 74.

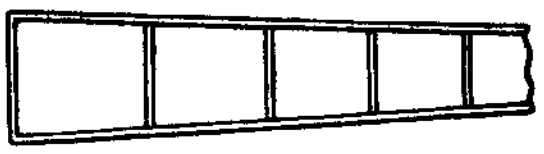
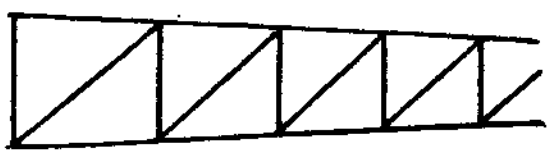
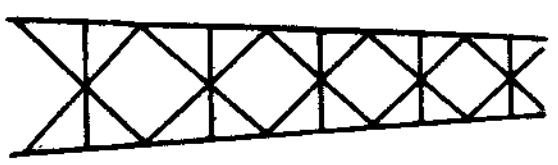
Балочные лонжероны с одной стенкой получили наибольшее распространение, что объясняется конструктивной и технологической простотой такой конструкции.

Характерная конструкция балочного лонжерона с одной стенкой изображена на фиг. 62. Стенка этого лонжерона подкреплена уголками (стойками), которые служат одновременно и для крепления нервюр к лонжерону. Чаще всего балочный лонжерон с одной стенкой представляет собой двутавровую или швеллерную клепаную конструкцию.

Стенка может применяться и в качестве самостоятельного силового элемента конструкции крыла; мы условились называть такой элемент *продольной стенкой.* В лонжеронных конструкциях крыльев продольные стенки ставятся в носовой и еще чаще в хвостовой части (см. фиг. 33, 34, 35, 42) и служат не только для восприятия нагрузок при изгибе и кручении крыльев, но и для крепления щитков, закрылков, элеронов, кронштейнов проводки и др. В моноблочных крыльях продольные стенки (лонжероны-стенки) наряду с обшивкой являются основными конструктивно-силовыми элементами.

Конструкция стенок не претерпела за последнее время больших изменений. Исследования показывают, что наиболее легкой и одновременно наиболее жесткой на сдвиг является сплошная тонкая подкрепленная стенка без всяких вырезов и облегчающих отверстий. Это положение иллюстрирует табл. 4. II.

Таблица 4. II

Тип стенки и подкрепления	Вес G	Прогиб от сдвига f	Коэффициент выгодности $1/Gf$
	1,00	1,00	1,00
	1,14	1,82	0,48
	1,36	1,46	0,5

Определять необходимую толщину стенки δ следует, исходя из условия, чтобы напряжение сдвига τ, определенное по формуле

$$\tau = \frac{Q}{h\delta},$$

где Q — перерезывающая сила, а h — высота балки, не превосходило величины $\tau = 10 \div 12$ *кг/мм²*.

При

$$0 < \frac{\tau_{кр}}{\sigma_b} \leqslant 0{,}05$$

стенка считается тонкой, и расчет ее ведется по теории диагонально растянутого поля;

здесь $\tau_{кр}$ — критическое касательное напряжение;
σ_b — предел прочности материала.

При $\frac{\tau_{кр}}{\sigma_b} > 0{,}05$ стенка нагружается главным образом действием изгиба.

Практика последних лет показала, что наиболее выгодными оказываются полутолстые стенки с отношением $\frac{h}{\delta}$ порядка 80—100, не теряющие устойчивости при эксплуатационных нагрузках.

При подборе стоек можно исходить из условия, что

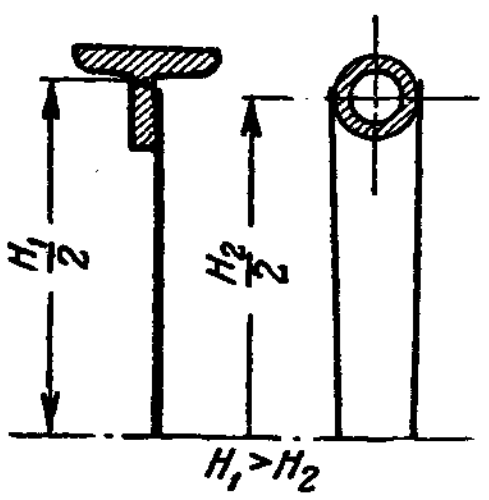
$$\frac{F_{ст}}{\delta l} \approx 0{,}5,$$

где $F_{ст}$ — площадь сечения подкрепляющей стойки;
l — расстояние между стойками.

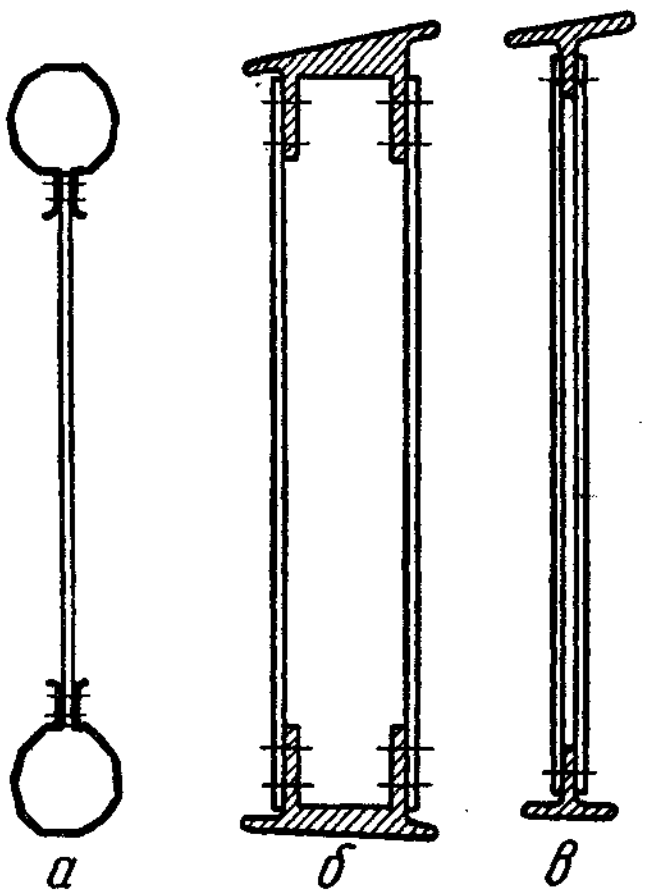
Балочные лонжероны с двумя стенками (фиг. 66, 67) нерациональны и применяются редко. Двухстенные лонжероны конструктивно и технологически значительно сложнее одностенных, имеют большое количество заклепочных швов, неудобны для клепки и сложны в производстве.

Советские конструкторы Д. П. Григорович и П. Д. Грушин работали над созданием стальных тонкостенных конструкций. Увеличение устойчивости поясов и раскосов лонжеронов обычно достигалось применением закрытых профилей или гофрировкой тонких листов.

Хотя имеется довольно большой опыт по конструированию и изготовлению цельностальных тонкостенных лонжеронов, все же они не получили распространения. Основными их не-



Фиг. 75.



Фиг. 76.

достатками являются для ферменного лонжерона — технологическая сложность, а для балочного лонжерона с применением открытых профилей — необходимость обеспечивать устойчивость всех силовых элементов, что приводит к утяжелению конструкции.

Значительное увеличение осевых сил, которые должны воспринимать пояса лонжеронов вследствие непрерывного роста нагрузок на крылья и уменьшения их строительной высоты по мере увеличения скорости самолетов, заставило конструкторов изготовлять пояса из толстостенных профилей. В современных конструкциях для поясов лонжеронов обычно применяют открытые дуралюминовые или стальные профили: тавровые как сплошного сечения, так и образованные из уголков, швеллерные, П-образные и трубчатые.

Наиболее выгодными по сравнению с трубой оказываются профили тавровые цельные или составленные из уголков, так как их можно просто склепывать. В отношении местной устойчивости толстостенный тавр не уступает трубе. Кроме того, при тавровых поясах увеличивается рабочая высота (фиг. 75) лонжерона, т. е. расстояние между центрами тяжести поясов.

Фирма Хаукер, построившая истребитель «Харрикейн», в первоначальных конструкциях крыла выполняла лонжероны с поясами из стальных граненых труб (фиг. 76,*а*). При материале с $\sigma_b = 102{,}4$ *кг/мм²* вес поясов получился равным 15,6 *кг/м*. Сложность крепления обшивки и нервюр к поясам лонжеронов такого типа заставила фирму перейти к поясам из профилей П-образного сечения из легких сплавов (фиг. 76,*б*). Пояса этого профиля при $\sigma_b = 41$ *кг/мм²* весят 15 *кг/м*. Расчет, выполненный конструкторами фирмы для поясов из стальных катаных профилей таврового сечения (фиг. 76,*в*), при $\sigma_b = 126$ *кг/мм²* дал вес поясов около 13,5 *кг/м*. Двухстенная конструкция этих лонжеронов нецелесообразна, ибо одна толстая стенка допускает большее разрушающее напряжение на сдвиг, чем две тонкие.

В поясах, выполненных из открытых толстостенных стальных или дуралюминовых профилей, постоянство напряжений достигается постепенным утончением отдельных профилей или переходом на профили меньшего сечения.

При конструировании сжатых поясов следует избегать сочетания толстостенных профилей со сравнительно тонкими, мало устойчивыми элементами, так как последние понижают критическое напряжение пояса.

14. СТРИНГЕРЫ

Стрингеры являются простейшими конструктивно-силовыми элементами продольного набора крыла. В деревянных конструкциях стрингеры представляют собой рейки, имеющие в сечении форму прямоугольника или трапеции. В металлических крыльях стрингерами служат преимущественно дуралюминовые прессованные или катаные из листов профили самых разнообразных сечений (фиг. 77). Вес набора стрингеров в зависимости от конструкции крыльев составляет 3—12% веса крыла.

В зависимости от назначения и расположения в крыльях стрингеры делят на следующие виды:

Таблица 5. II

Силовой стрингер	Продольный элемент, проходящий по всему размаху крыла или по значительной его части
Стрингер местного усиления	Продольный элемент, устанавливаемый в отдельных отсеках крыла между несколькими нервюрами, служащий для увеличения местной прочности или жесткости конструкции
Передний (носовой) стрингер	Продольный элемент, соединяющий носки нервюр и тем обеспечивающий форму передней кромки и повышающий ее жесткость
Задний (хвостовой) стрингер	Продольный элемент, соединяющий вдоль размаха хвостики нервюр и обеспечивающий совместно с обшивкой жесткость задней кромки крыла

Стрингеры крыльев при работающей жесткой обшивке имеют назначение:

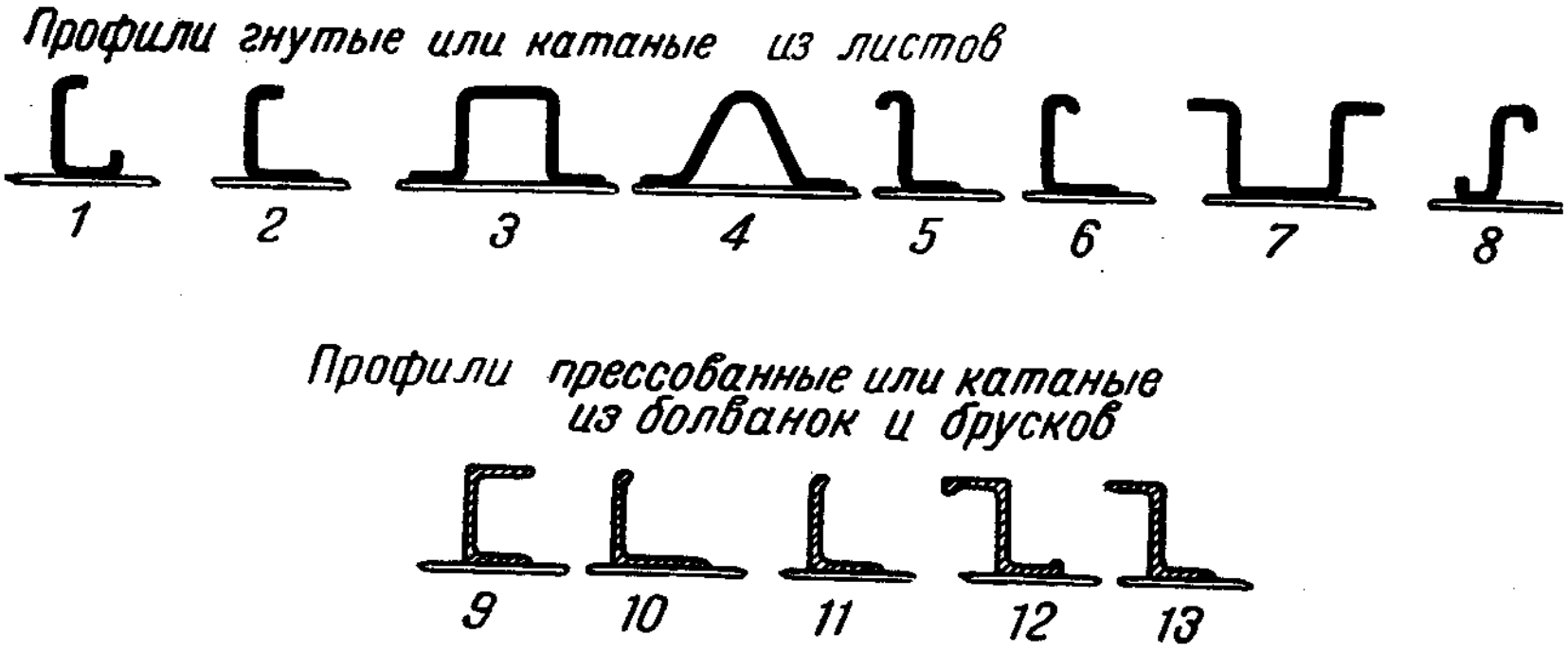
1) увеличивать устойчивость обшивки с целью повышения критических нормальных и касательных напряжений во время работы при изгибе и кручении крыла;

2) воспринимать совместно с обшивкой нормальные усилия при изгибе крыла;

3) передавать совместно с обшивкой поперечную нагрузку нервюрам.

Стрингеры поддерживают обшивку при ее работе на сдвиг; обшивка же в свою очередь поддерживает стрингеры при работе на сжатие. Конструктор должен стремиться, чтобы обшивка и стрингеры при совместной работе имели высокие критические напряжения. Выполнением этой задачи и определяется рациональная форма сечения стрингера и расстояния между ними.

При одинаковой толщине стенки и одинаковых габаритах катаные из листов стрингеры открытых профилей типов *1, 2, 5, 6, 7, 8* скорее теряют устойчивость, чем стрингеры закрытых профилей *3* и *4*. Подкрепленная закрытыми профилями обшивка лучше участвует в работе. Однако такие профили неудобны при производстве, так как требуют для прикле-



Фиг. 77.

пывания обшивки двойного количества заклепок. Кроме того, при стрингерах закрытого типа труднее избежать искажения поверхности обшивки крыла при клепке из-за наличия двухрядного шва.

Прессованные профили типов *9, 10, 11, 12* и *13* допускают без потери устойчивости бóльшие напряжения сжатия, чем катаные из листов профили подобных же сечений. Поэтому в современных конструкциях крыльев, и прежде всего в моноблочных, предпочитают применять прессованные стрингеры. Экспериментальные исследования показали, что утолщения (бульбы) на концах профилей улучшают их работу только при малых длинах, примерно до 150—200 *мм*, а при бóльших длинах бульбовые профили нерациональны.

Выбор профиля стрингера следует производить исходя из условий его нагружения. В лонжеронных конструктивно-силовых схемах крыльев стрингеры поддерживают обшивку при ее поперечном изгибе под действием аэродинамической нагрузки и, опираясь на нервюры, работают сами на поперечный изгиб; одновременно с этим они являются частью опорного контура обшивки при ее работе на сдвиг от крутящего момента. В моноблочных конструкциях стрингеры, наряду с выполнением тех же функций, что и в лонжеронных, воспринимают большую осевую нагрузку от изгибающего момента крыла. В этом случае не следует стрингеры разрезать, а в местах стыковки отъемных частей крыла к центроплану необходимо их связывать узлами.

Рациональный профиль и размеры стрингера определяются прежде всего особенностью требований, предъявляемых к конструкции крыла, и степенью использования обшивки и лонжеронов.

15. НЕРВЮРЫ

Классификация

В современных крыльях употребляются нервюры различного назначения. В табл. 6. II приведена разбивка существующих нервюр по конструктивным, силовым и технологическим признакам.

По конструктивно-силовой схеме нервюры бывают балочные с одной или двумя стенками и панельные, ферменные и ферменно-балочные. Балочные нервюры состоят из полок, стенок и стоек, а ферменные — из полок, раскосов и стоек.

По конструктивно-технологической схеме нервюры бывают цельные, представляющие одно целое по всей длине хорды, и разрезные, состоящие из нескольких частей, например, из носовой, средней и хвостовой; в современных конструкциях встречаются также нервюры с разрезом в горизонтальной плоскости крыла.

По назначению и выполняемой работе различают нервюры *нормальные*, служащие для сохранения формы профиля, а также для восприятия и распределения усилий между обшивкой и продольными элементами, и нервюры *усиленные*, которые наряду с выполнением функций нормальных нервюр являются элементами местного усиления конструкции крыла, воспринимающими сосредоточенные нагрузки от шасси, силовых установок, вооружения и пр.

По направлению относительно хорды крыла различают нервюры прямые, направленные по хорде, и диагональные, расположенные под углом к хорде.

В конструкции свободнонесущего крыла нервюры выполняют следующие функции:

1) образуют и сохраняют форму заданного профиля крыла;

2) передают часть перерезывающей силы от аэродинамической нагрузки с обшивки на лонжероны и стенки;

3) воспринимают силы, появляющиеся при работе крыла на кручение, в частности, силы от сдвига обшивки;

4) служат опорами для стрингеров;

5) воспринимают сосредоточенные нагрузки от силовых установок (если они расположены на крыле), от шасси, установок вооружения и пр. и передают их на лонжероны, стенки и обшивку (эти функции обычно выполняют усиленные нервюры).

Вес набора нервюр составляет в зависимости от конструкции 10—14% веса крыла.

По конструкции нервюры, применяемые в современных крыльях, весьма однотипны.

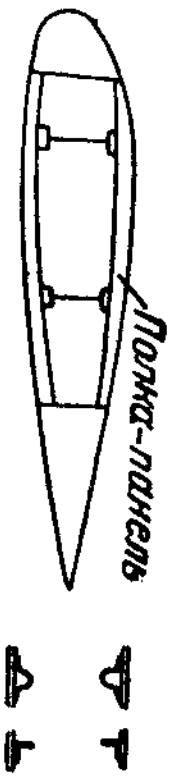
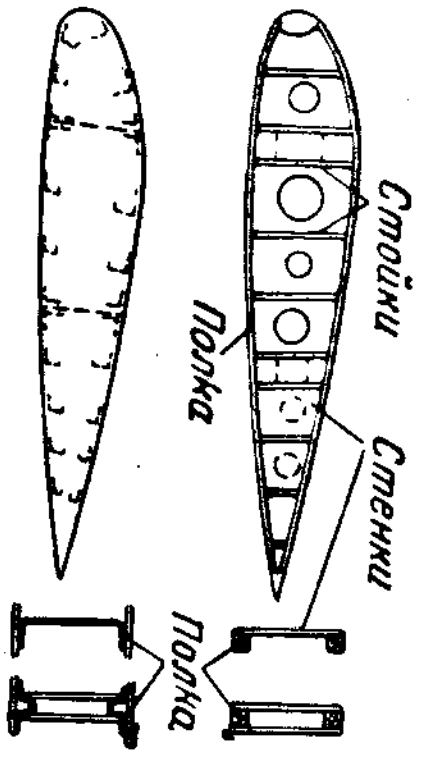
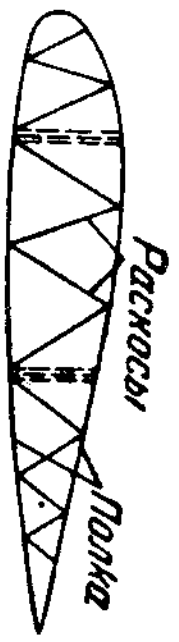
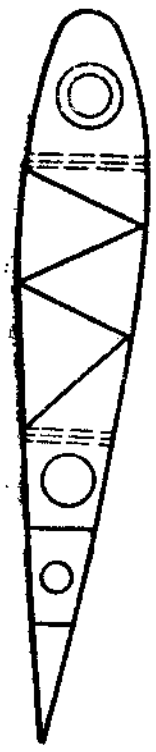
Балочные металлические нервюры

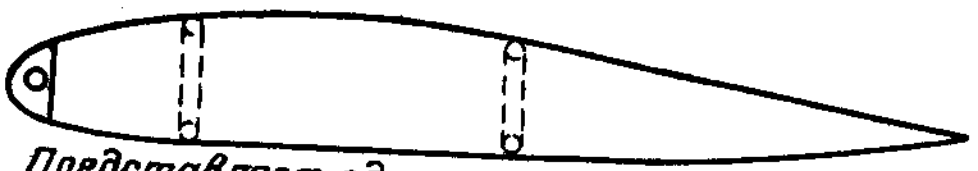
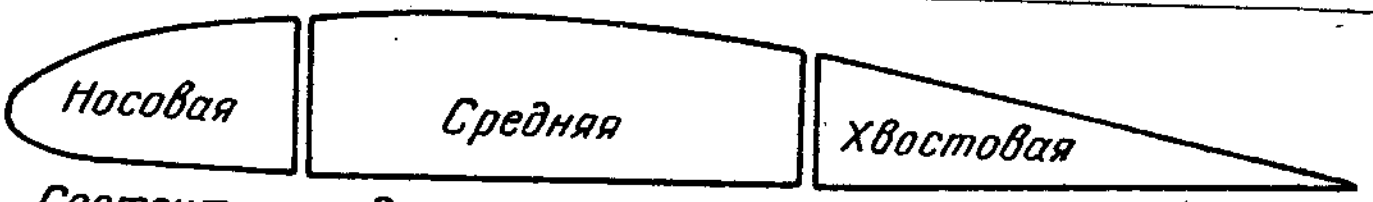
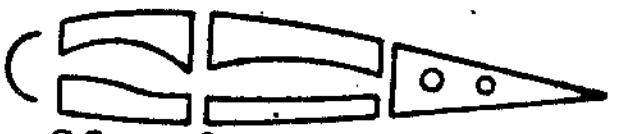
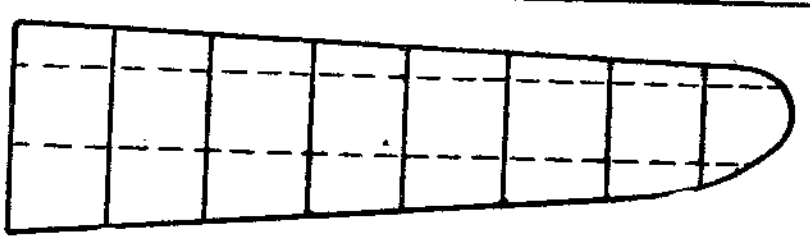
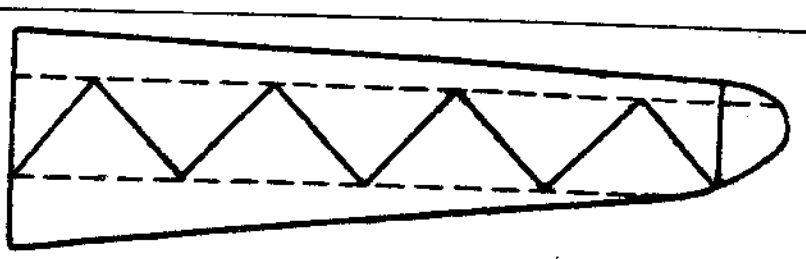
Большое распространение получили одностенные нервюры, штампованные из листового дуралюмина. Стенки их при толщине от 0,5 до 1,5 *мм* обычно имеют большой запас прочности, и поэтому для уменьшения веса в нервюрах делают вырезы, которые можно использовать для проводки управления элеронами, механизации и пр. Для повышения устойчивости стенок края отверстий отбортовывают и ставят стойки, а иногда в стенках делают рихтовку. Отогнутые края стенок образуют полки нервюр, к которым крепится обшивка. В усиленных нервюрах полки выполняются из профилей преимущественно уголкового сечения.

Таблица 6. II

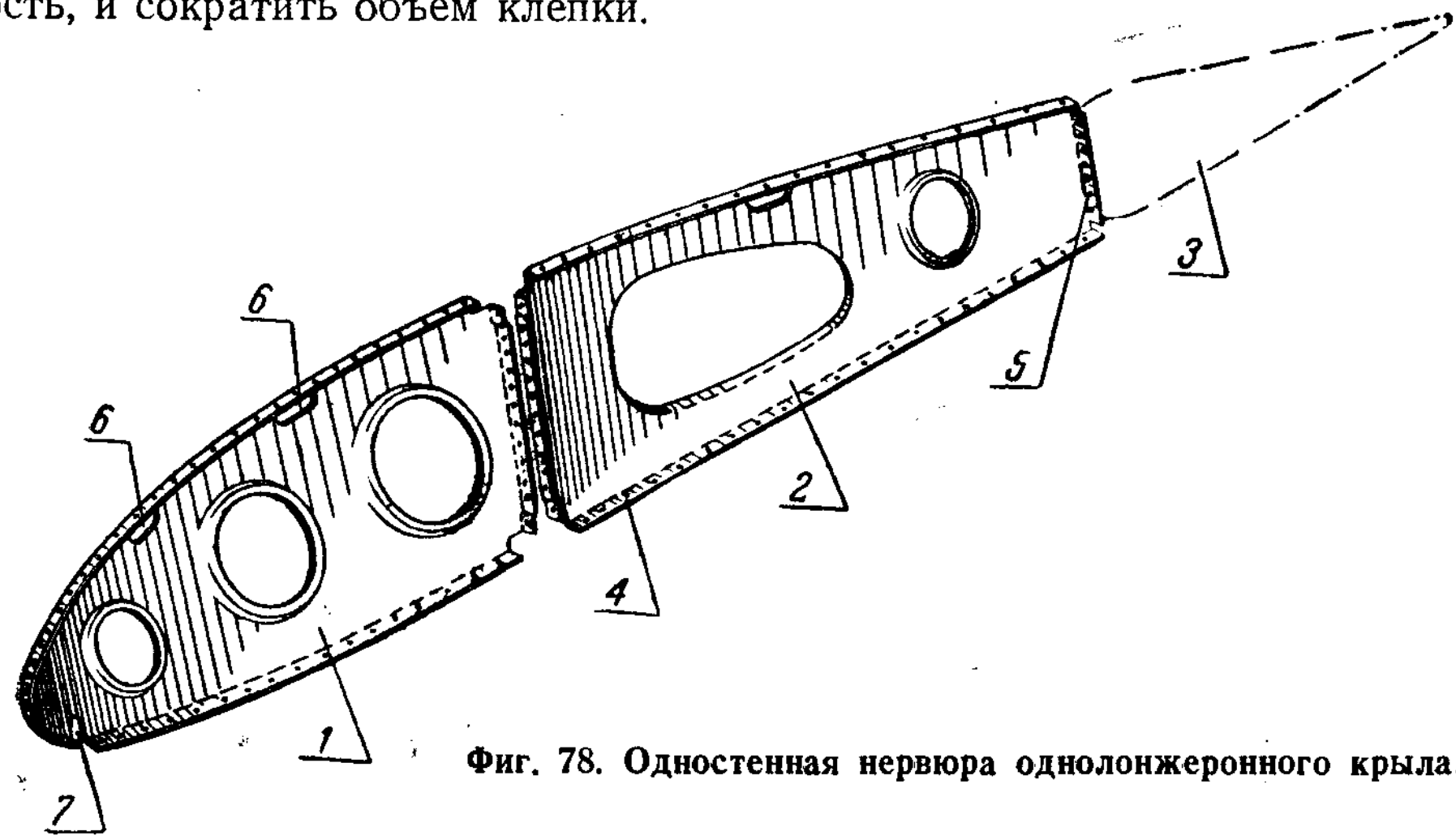
Классификация нервюр

Типы конструктивно-силовые схемы

по конструкции				
Балочные				
Панельные		Одно- и двухстеночн.		
				
Ферменные				
Раскосно-стоечн.		Раскосные		
				
Ферменно-балочные				
				

по расположению		по назначению
Цельные		
 Представляет одно конструктивное целое по всей длине хорды		
разрезные	по хорде	 Состоит из отдельных частей, которые устанавливаются или полностью или отдельными частями для местного усиления
	по высоте и хорде	Не применяются
		 Образована из отдельных панелей
по расположению		
прямые		
диагональные		
по назначению		
нормальные		Состоят из верхней и нижней полок, связанных стенкой или решеткой, и служат для сохранения формы профиля и для передачи воздушных нагрузок на продольные элементы конструкции
усиленные		Ставятся в местах усиления конструкции и размещения узлов стыковых, крепления шасси, вооружения и пр.

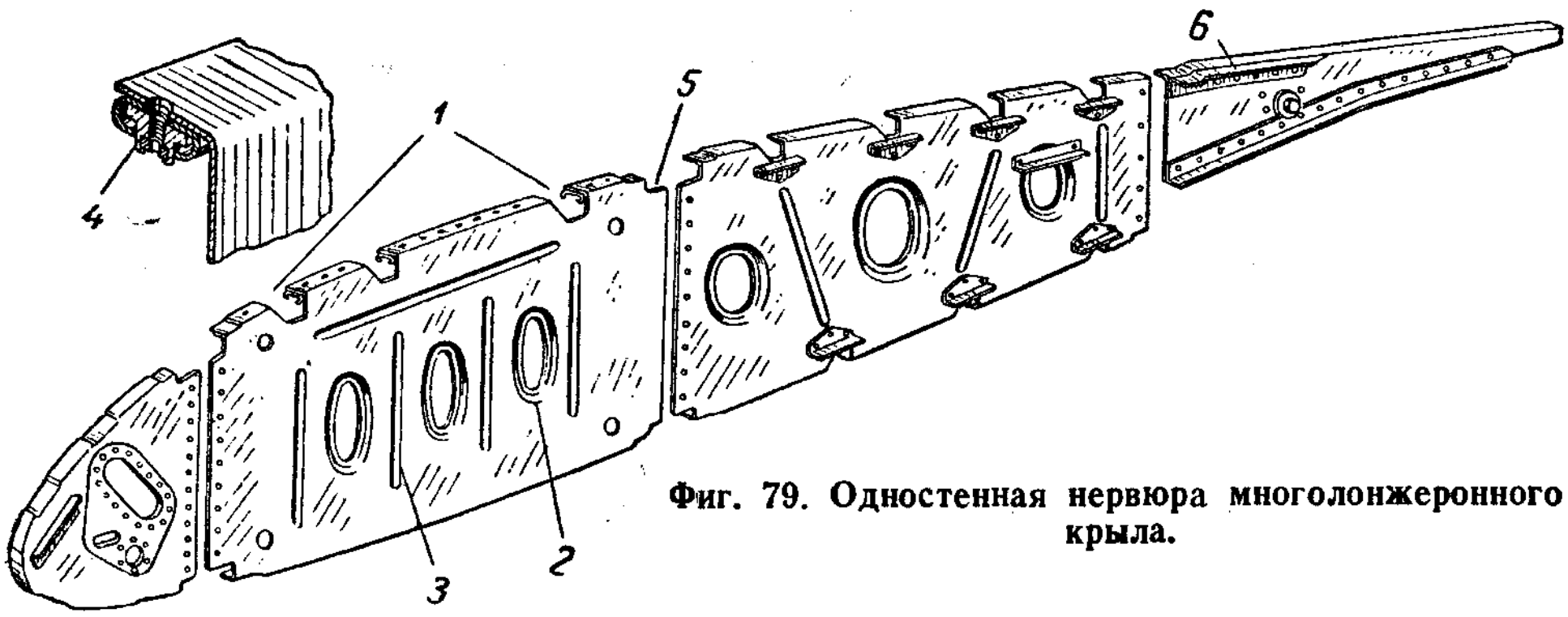
В моноблочных крыльях при жестких стрингерах нервюры иногда не склепываются с обшивкой и не доходят до нее на высоту стрингеров, а скрепляются только со стрингерами (см. фиг. 44). При такой конструкции можно обойтись без разрезов полок нервюр, уменьшающих их жесткость, и сократить объем клепки.



Фиг. 78. Одностенная нервюра однолонжеронного крыла.

В некоторых нервюрах вместо гладкой стенки применяется гофр с вертикальным расположением волн. В технологическом отношении такая конструкция несколько сложнее, но по весу она может быть легче.

Одностенная нервюра однолонжеронного крыла, изображенная на фиг. 78, состоит из носовой *1,* средней *2* и хвостовой *3* частей. Каждая часть выполнена из дуралюминового листа с отогнутыми краями, которые об-

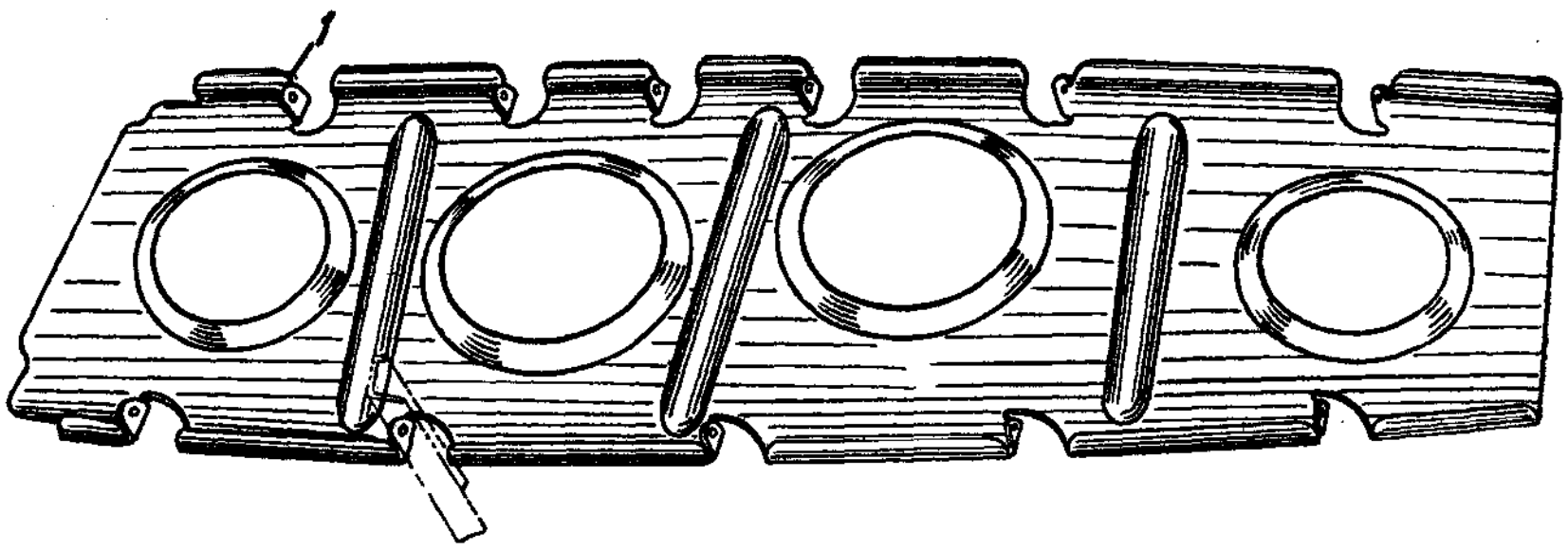


Фиг. 79. Одностенная нервюра многолонжеронного крыла.

разуют полки *4* и *5* для крепления обшивки и крепления нервюр к лонжерону и к задней продольной стенке. В нервюре по контуру имеются отверстия *6* и вырез в носовой части *7* для стрингеров. Кроме того, для облегчения в стенках нервюр сделаны отверстия, края которых отбортованы, для повышения устойчивости стенки без постановки стоек. Конструкция нервюры весьма проста, изготовление ее штамповкой несложно и не требует рабочих высокой квалификации.

Одностенная нервюра многолонжеронного крыла (фиг. 79) принципиально аналогична рассмотренной, однако эта нервюра имеет ряд осо-

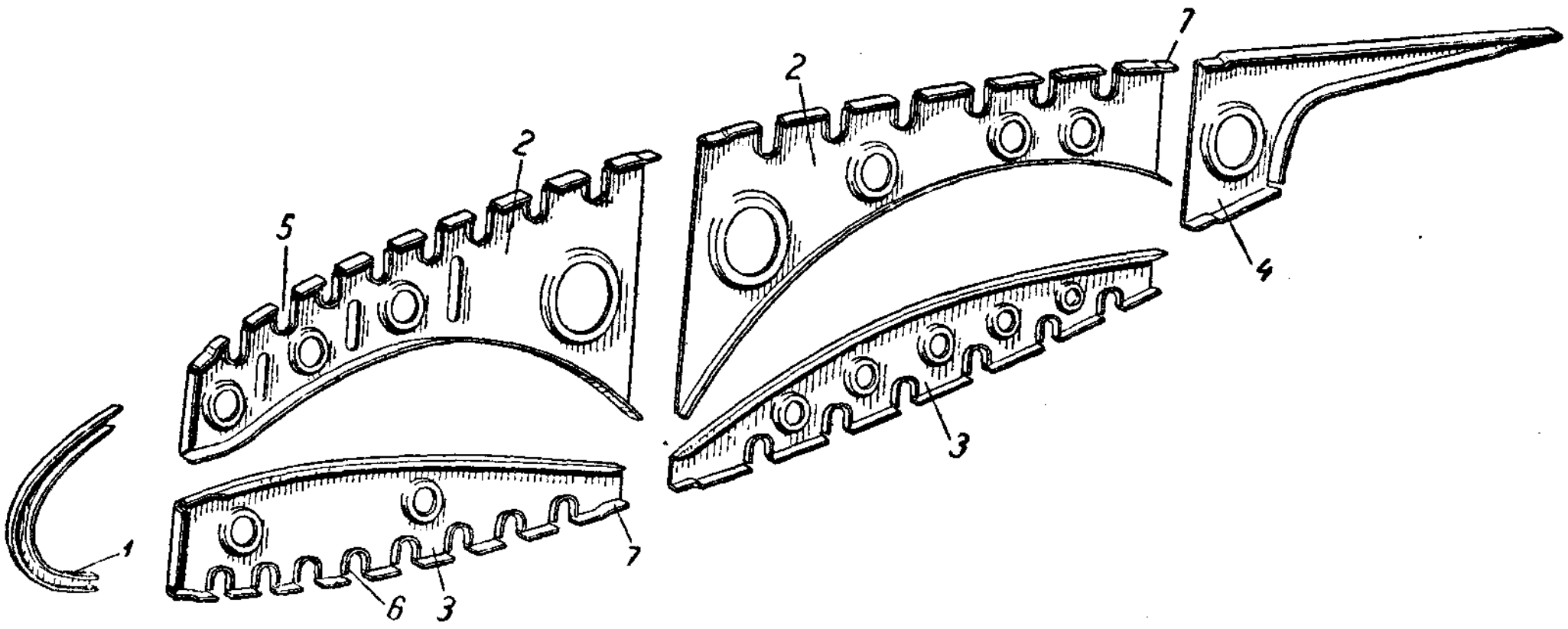
бенностей. Она состоит из четырех частей, причем носовая часть имеет весьма небольшие размеры. По контуру сделаны вырезы *1* для стрингеров, что характерно для современных конструкций. У каждого выреза (кроме расположенных у съемных панелей) установлены накладки, к которым крепятся стрингеры. Для повышения устойчивости стенок, кроме отбортовок краев отверстий *2*, имеются рихтовки *3*. С внутренней стороны полок, в местах крепления съемных панелей, установлены специальные гайки *4*.



Фиг. 80. Средняя часть нервюры крыла самолета Пе-2.

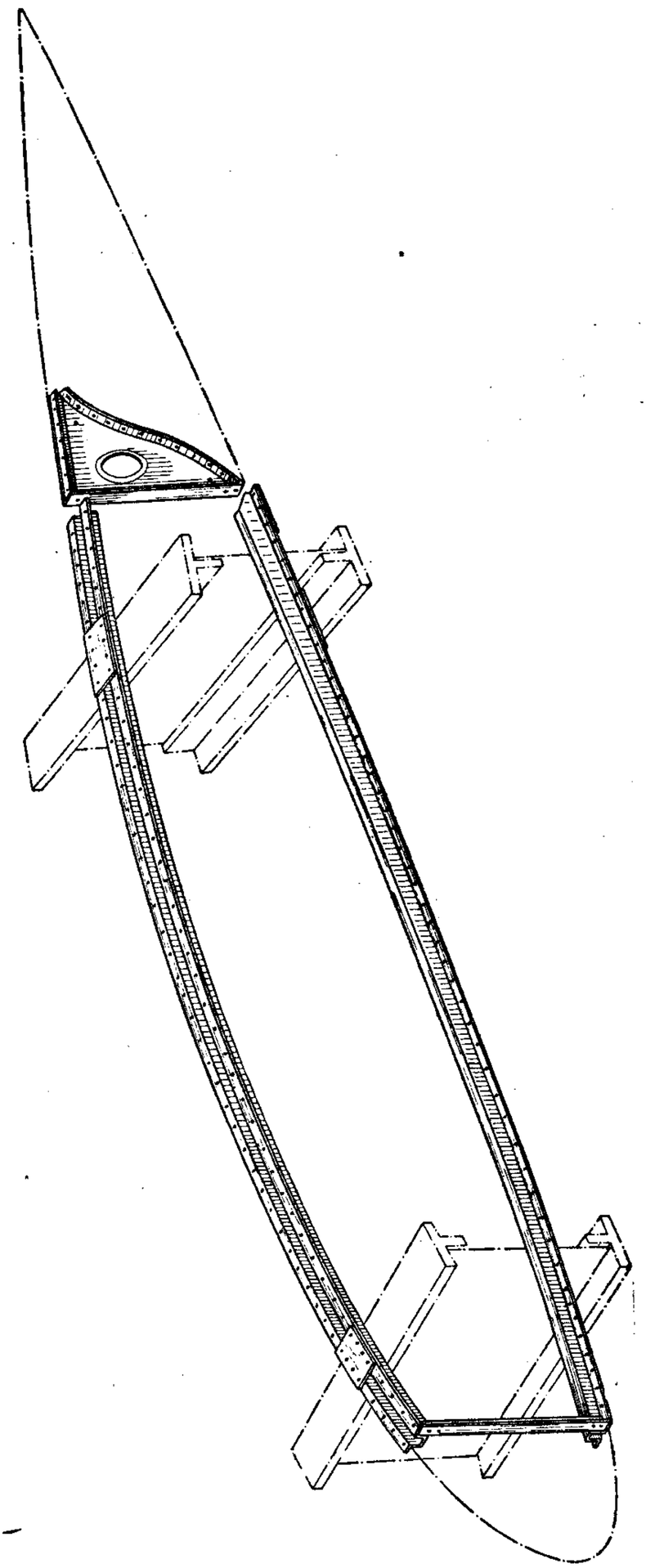
В местах крепления к лонжеронам полки нервюр имеют подсечки *5*, а в хвостовой части для усиления пояса нервюры приклепаны уголковые профили *6*.

Средняя часть нервюры бомбардировщика Пе-2 (фиг. 80) в отличие от рассмотренных имеет вырезы с отбортовкой, образующие лапки *1* для крепления стрингеров. Такая конструкция нервюры очень проста в производстве.



Фиг. 81. Нервюра крыла с разрезом по хорде (см. фиг. 42).

На фиг. 81 показана оригинальная балочная нервюра. Она состоит из шести частей: носовой *1* швеллерного сечения, четырех средних (по две верхних *2* и по две нижних *3*) и хвостовой *4*. Все части нервюры отштампованы из листов дуралюмина. Нервюра имеет вырезы *5* со своеобразной отбортовкой *6* их краев для крепления стрингеров. В местах крепления нервюры к лонжерону и к передней и задней продольным стенкам полки имеют подсечку *7*. Большое число отбортовок придает стенкам хорошую устойчивость. Средние, верхние и нижние части между собой



Фиг. 82. Панельная нервюра.

непосредственно не связаны (крыло состоит из двух частей: верхней и нижней).

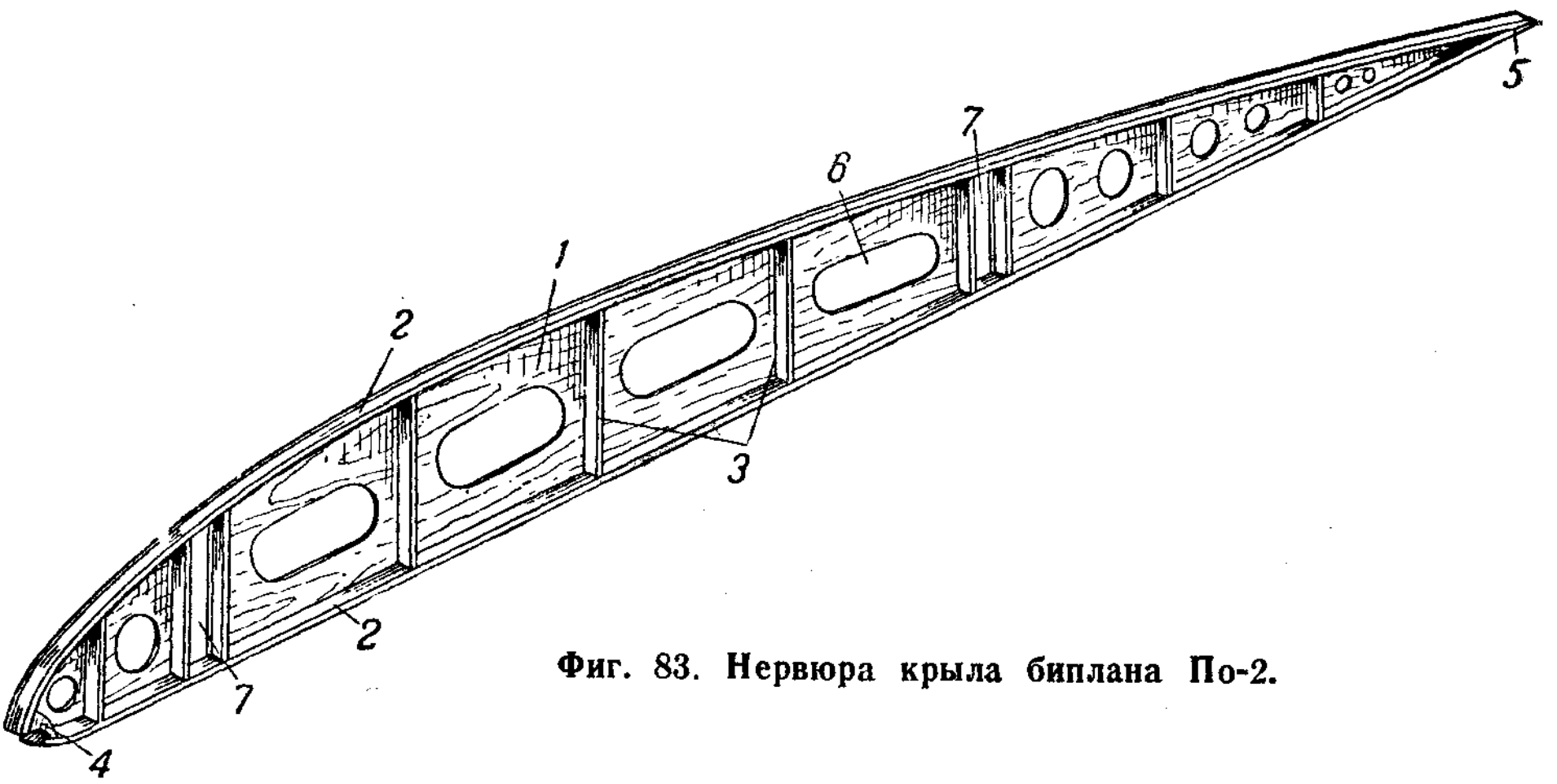
Панельная нервюра крыла, изображенная на фиг. 82, состоит только из одного ⊤⊤-образного профиля (без стенки) и хвостовой части обычно одностенной конструкции.

Отсутствие внутренней связи между верхней и нижней полками позволяет использовать объем крыла для размещения бензобаков и прочего оборудования. Панельные нервюры часто ставят в местах расположения бензобаков и над куполами убирающегося шасси; в последнем случае они являются односторонними.

Нами рассмотрены характерные конструкции нервюр нормального типа. Нервюры усиленные во многом аналогичны нормальным, но средняя их часть и реже носовая — усилены.

Балочные деревянные нервюры

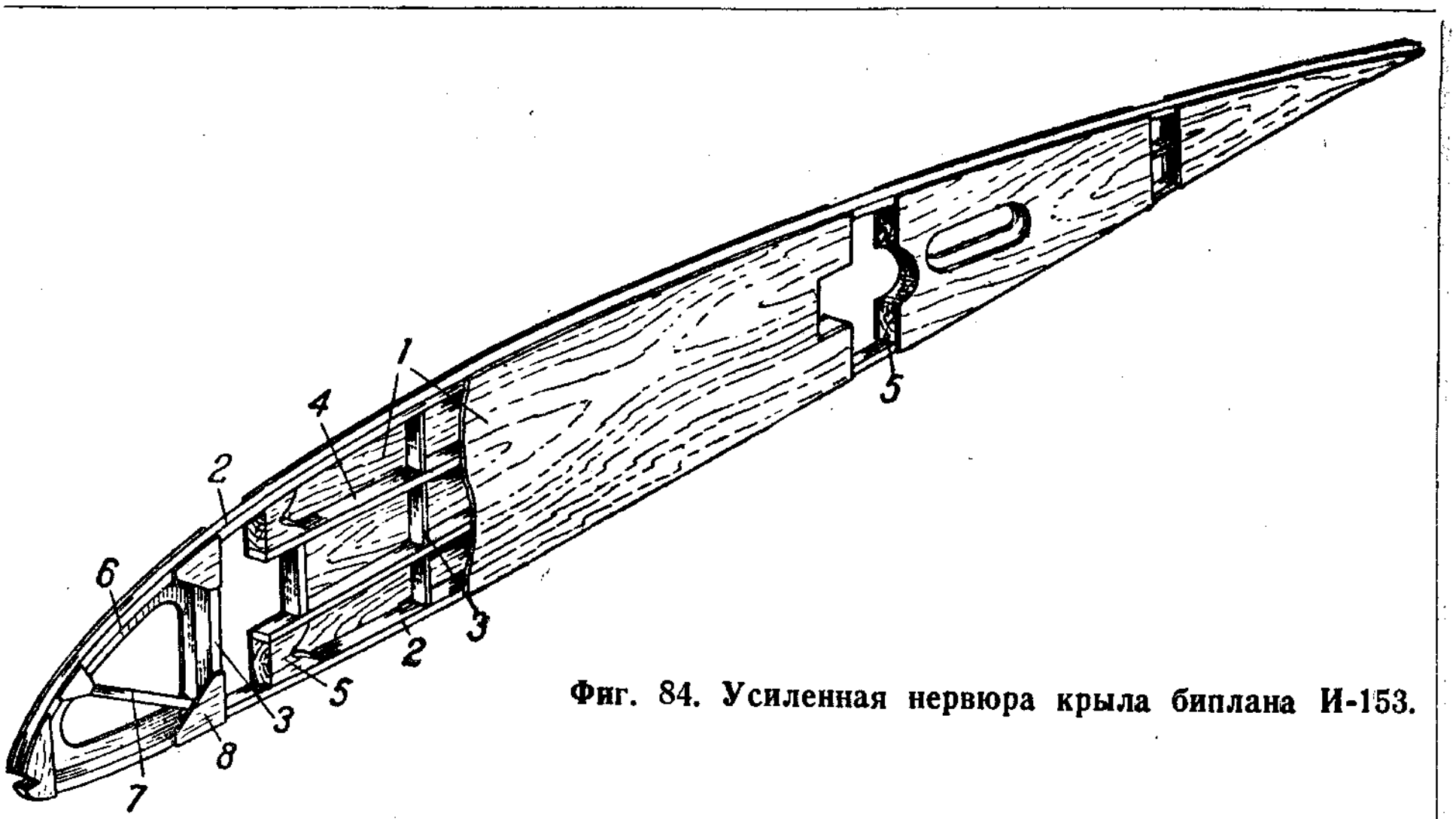
Деревянные нервюры балочного типа обычно состоят из верхней и нижней полок, выполненных из реек прямоугольного или трапецевидного сечения, из фанерных стенок и стоек. Нормальные нервюры, как правило, делают одностенными, усиленные — двухстенными.



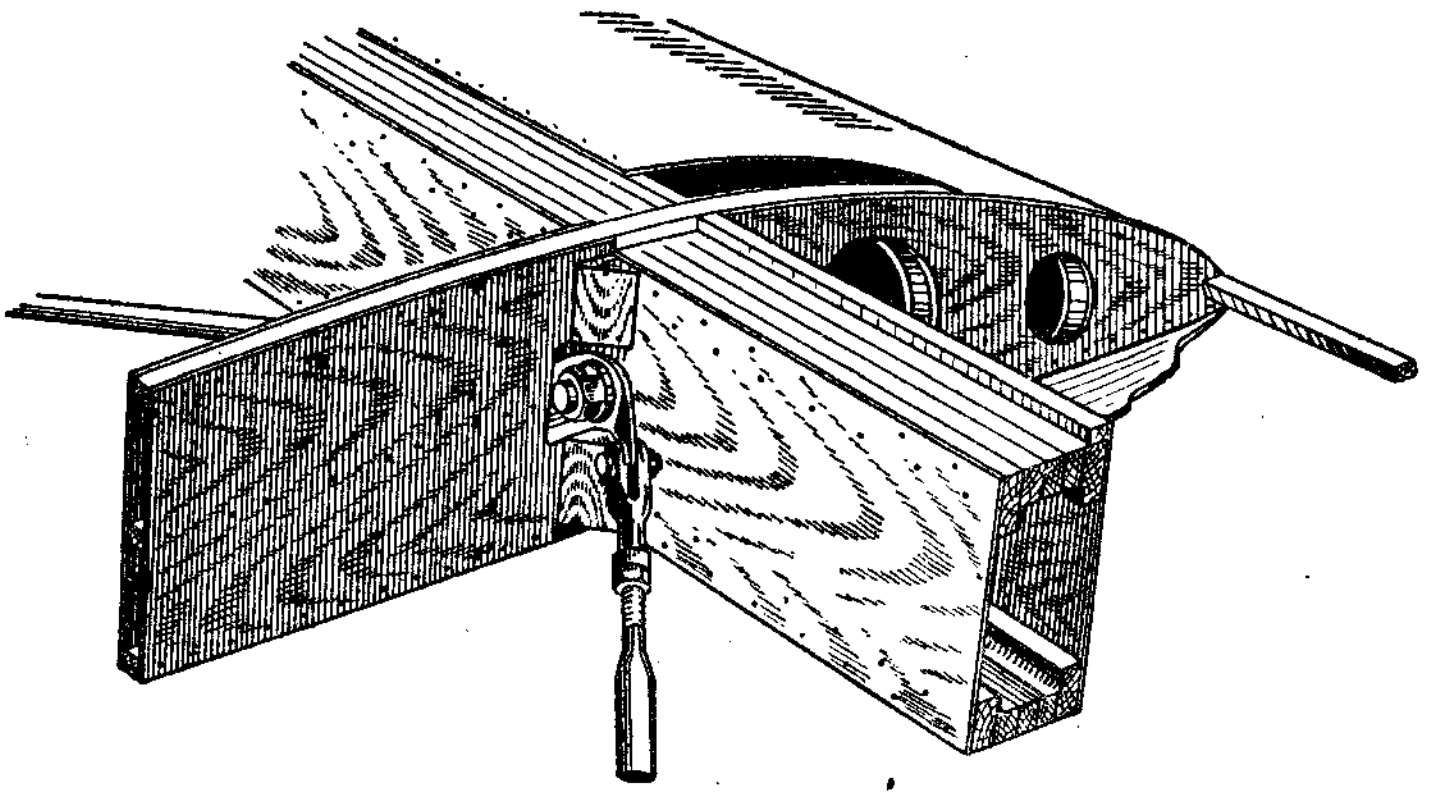
Фиг. 83. Нервюра крыла биплана По-2.

Нервюра крыла биплана По-2 (фиг. 83) является характерной для самолетов-бипланов. Она состоит из фанерной стенки *1*, полок *2* и стоек *3* или распорок. Все элементы нервюры соединены между собой на клею. Полки из сосновых реек изогнуты по форме профиля крыла; в носовой части их концы крепятся к сосновым вкладышам *4*, а хвостики срезаются на-ус *5* и склеиваются. Стойки из сосновых реек ставятся для усиления стенки и для крепления нервюры к лонжеронам. Отверстия *6* в стенке служат для облегчения, а отверстия *7* — для пропуска лонжеронов.

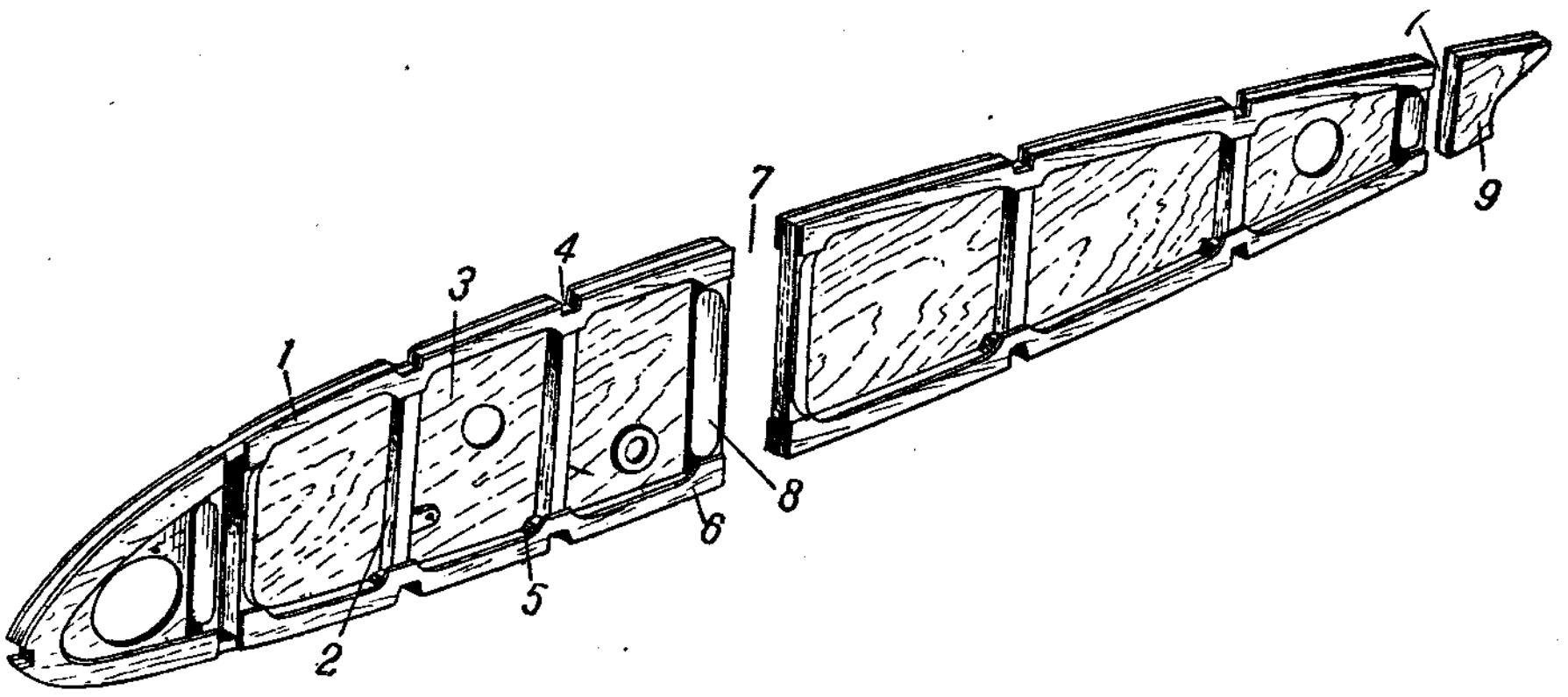
На фиг. 84 показана конструкция усиленной распорной нервюры биплана И-153, состоящей из двух фанерных стенок *1*, сосновых полок *2*, стоек *3*, продольных реек *4* и в местах крепления к лонжеронам — бобышек *5*. Все элементы скреплены на клею и гвоздях. Стойки крепятся к стенкам и полкам. Носок *6* нервюры с вырезом в фанерной стенке имеет одну стойку и раскос *7* с фанерными косынками *8*. Усиленная нервюра одновременно является распоркой, работающей на сжатие.



Фиг. 84. Усиленная нервюра крыла биплана И-153.



Фиг. 85. Крепление усиленной нервюры к лонжерону.



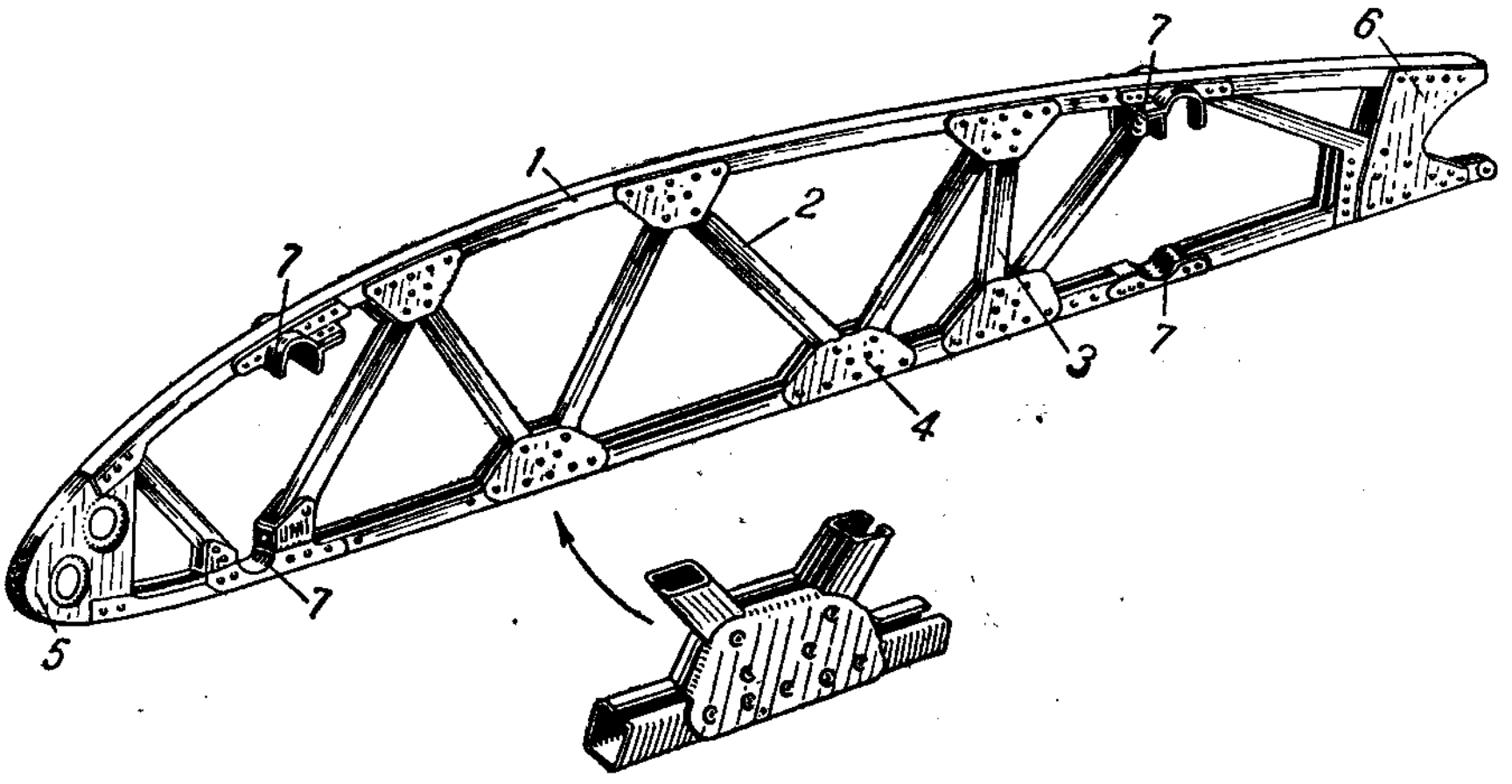
Фиг. 86. Нервюра крыла самолета МиГ-3.

На фиг. 85 показана типовая конструкция крепления усиленной нервюры и расчалок к переднему лонжерону биплана По-2.

Нервюра крыла моноплана МиГ-3 (фиг. 86) состоит из сосновых полок *1*, стоек *2* и фанерной стенки *3*. В полках с наружной стороны сделаны вырезы *4* для стрингеров. Возникающее из-за таких вырезов ослабление полок компенсируется установкой с внутренней стороны липовых бобышек *5* и стоек. Вдоль полок с обеих сторон установлены фанерные полоски *6*. В местах крепления нервюры к лонжерону и продольным стенкам крыла *7* поставлены более мощные фрезерованные стойки *8*. Хвостовая часть *9* нервюры выполнена двухстенной.

Ферменные и ферменно-балочные металлические нервюры

Соображения, высказанные относительно ферменных и ферменно-балочных лонжеронов, справедливы и для нервюр. Ферменные нервюры применяются преимущественно в крыльях со сравнительно большой строительной высотой профиля. Фермы нервюр могут быть образованы посред-

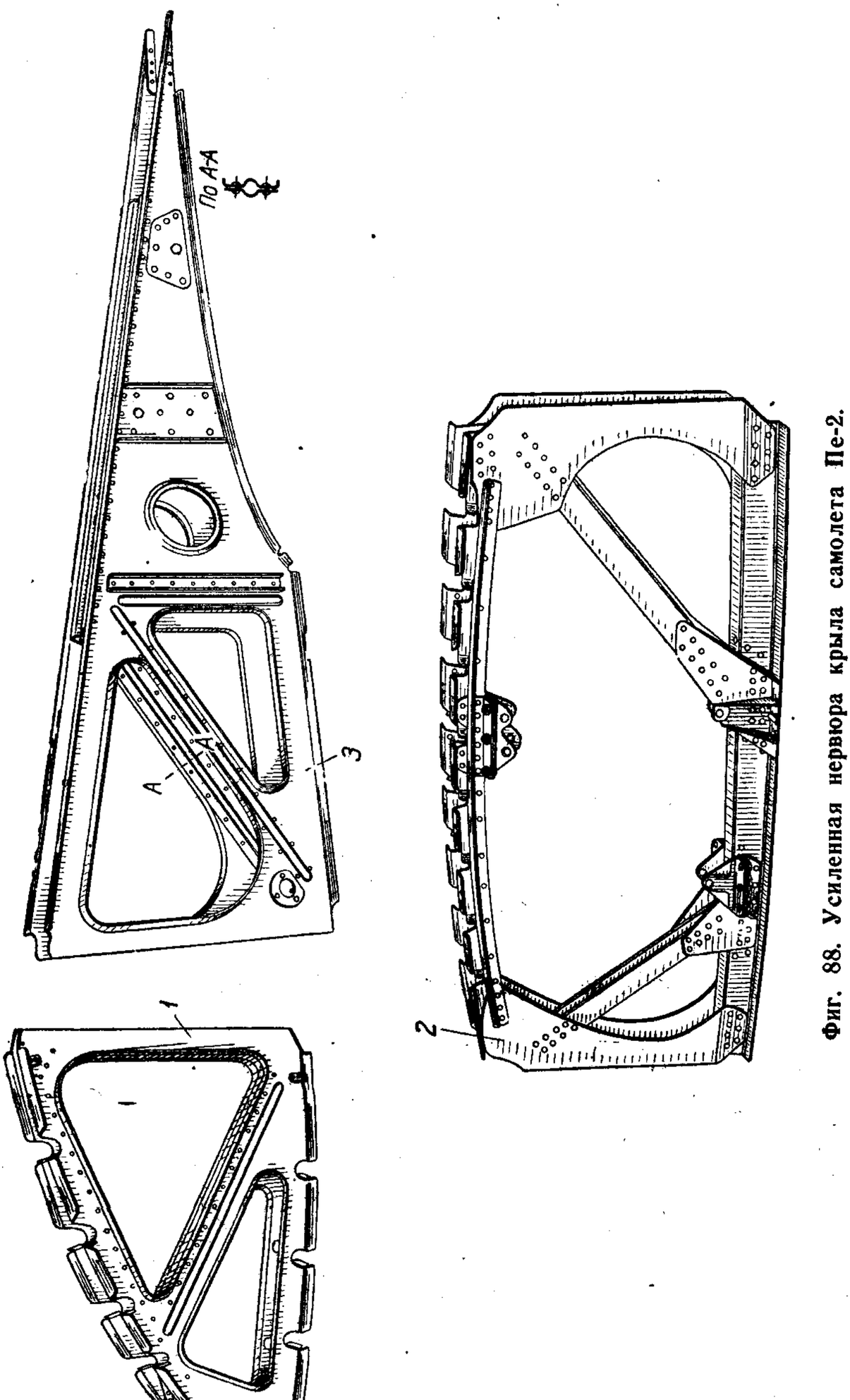


Фиг. 87. Нервюра крыла самолета И-16.

ством различного сочетания стержней, соединяемых обычно клепкой и сваркой. Иногда встречаются ферменные конструкции, полученные из балочных вырезыванием треугольных отверстий в стенках; при этом раскосы и стойки усиливаются профилями. Клепаные ферменные и ферменно-балочные нервюры характерны для современных самолетов.

Ферменные нервюры более выгодны по весу, особенно при большой высоте нервюры, но технологически они сложнее балочных одностенных нервюр.

Неразъемная нервюра крыла самолета И-16 (фиг. 87) состоит из полок *1*, раскосов *2* и стойки *3*. Все элементы изготовлены из дуралюминовых профилей, имеющих швеллерное сечение с загнутыми внутрь кромками, и крепятся при помощи книц *4* пистонами. Передние концы полок приклепаны к штампованному дуралюминовому носку *5*, а задние — к пластинам *6*, имеющим вырезы для элеронов. С внутренних сторон полок установлены хромомолибденовые узлы *7*, которыми нервюра крепится к лонжерону.



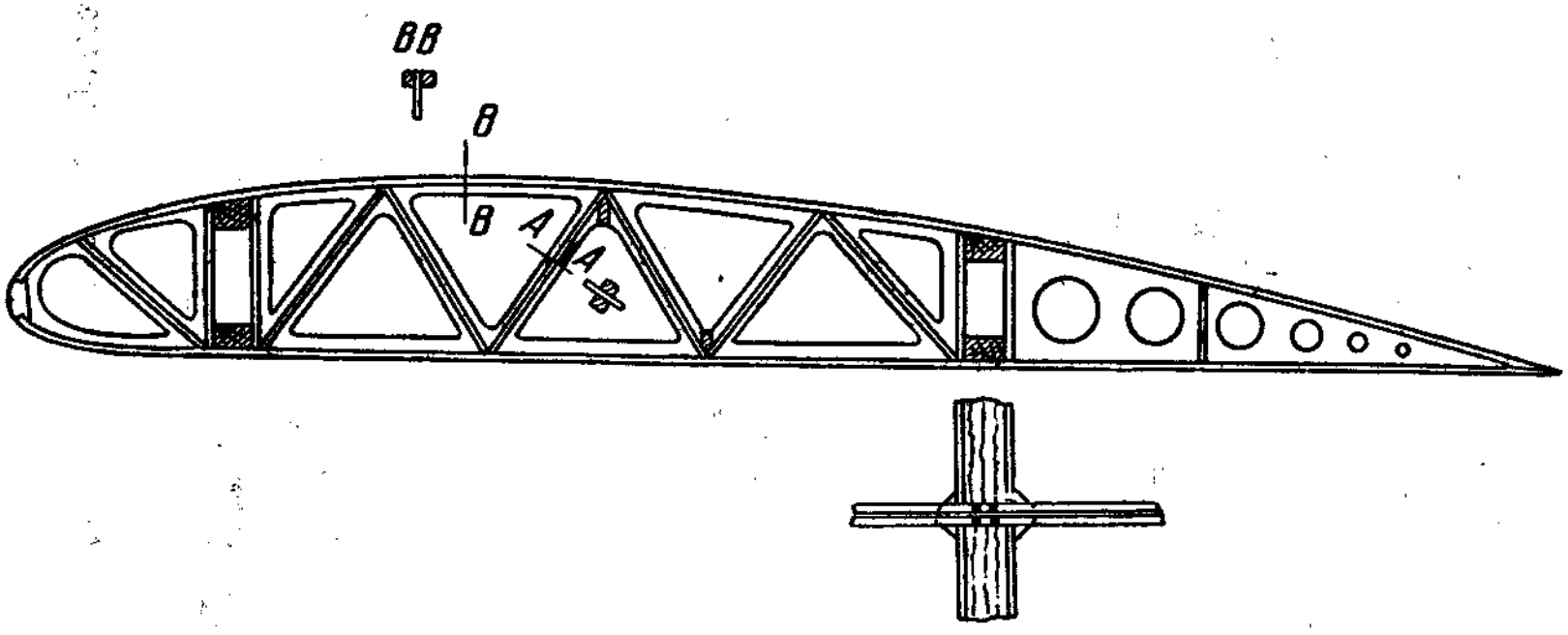
Фиг. 88. Усиленная нервюра крыла самолета Пе-2.

Нервюра крыла самолета И-16 относится к периоду перехода от деревянных крыльев с полотняной обшивкой к металлическим и не отражает особенностей металлических конструкций (это относится и к применению пистонных соединений). Она весьма сложна в производстве и тяжела, крепление жесткой обшивки к полкам нервюр невозможно. Такая нервюра представляет собой типичный пример подражания деревянной конструкции.

На фиг. 88 показана усиленная нервюра бомбардировщика Пе-2, состоящая из носовой *1*, средней *2* и хвостовой *3* частей. Носовая часть оштампована из дуралюминового листа, средняя часть изготовлена из профилей открытого типа с набором съемных подкосов, что необходимо для монтажа радиаторов и баков. Полки усилены профилями. В хвостовой части усиленной нервюры установлены узлы крепления выдвижных закрылков.

Ферменные и ферменно-балочные деревянные нервюры

Небольшая величина нагрузок, действующих на нервюры, позволяет соединять стержни ферм без металлических узлов и делать конструкцию нервюры достаточно простой в производстве. Деревянные ферменные нервюры, так же как и ферменные металлические, могут быть получены из



Фиг. 89. Ферменно-балочная нервюра.

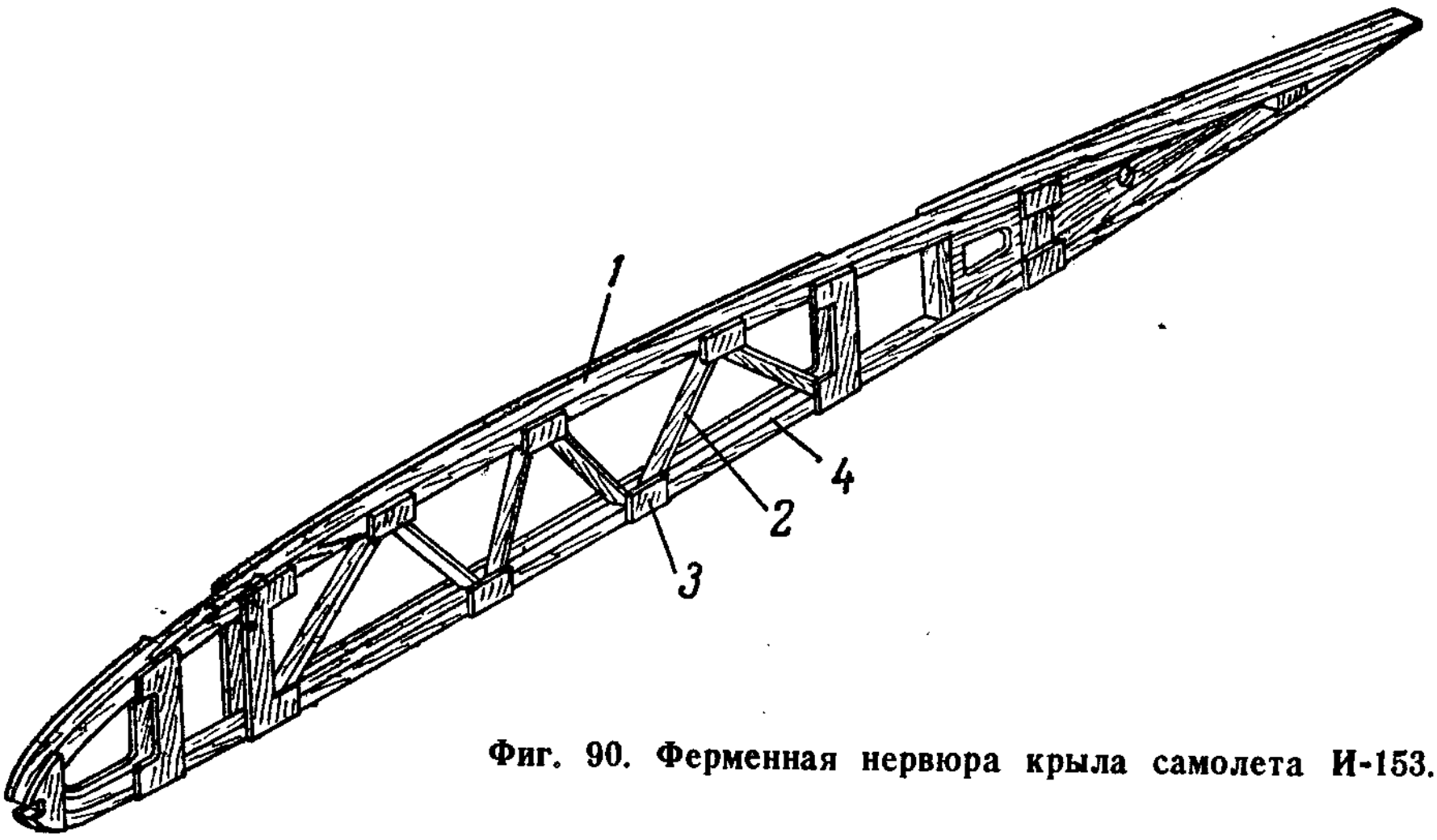
балочных посредством вырезания отверстий в фанерной стенке (фиг. 89). Раскосы, образованные из стенки, усиливаются рейками; такая нервюра легче балочной, но в производстве сложна.

Ферменная нервюра биплана И-153 (фиг. 90) состоит из сосновых полок *1* и раскосов *2*, усиленных в местах соединения накладками *3*. Для увеличения продольной жесткости полок к ним крепятся только с одной стороны фанерные полосы *4* с отверстиями для пришивки полотняной обшивки. В хвостовой части нервюра представляет собой балку с одной стенкой и стойками. В местах, где проходят лонжероны, поставлены стойки. Все элементы нервюры собираются на казеиновом клею и гвоздях.

Нервюры часто выполнены одновременно по двум схемам, т. е. ферменно-балочной конструкции.

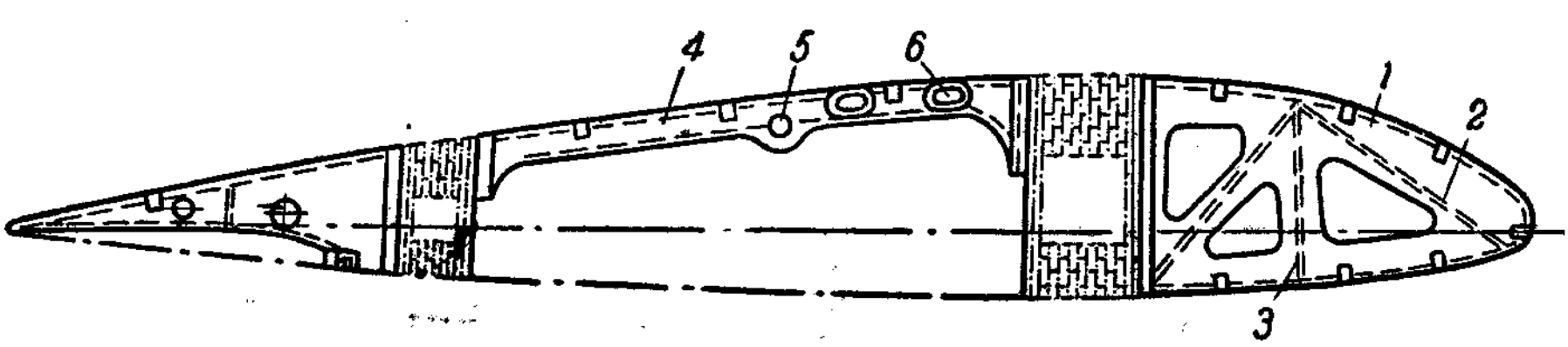
К ферменно-балочному типу относится нервюра крыла истребителя Як-1 (фиг. 91). Носок *1* нервюры — двухстеночной ферменной конструкции; для усиления между фанерными стенками поставлены сосновые рас-

косы *2* и стойка *3*. Средняя часть нервюры — балочной или панельной конструкции и состоит только из верхних полок *4*, потому что снизу ставятся металлические крышки люков. В полке имеются отверстия *5* и *6* для тяги управления элероном и дренажных трубок. Хвостики нервюр — двухстеночные балочной конструкции. Все части нервюры крепятся к лонжеронам при помощи сосновых угольников на клею.



Фиг. 90. Ферменная нервюра крыла самолета И-153.

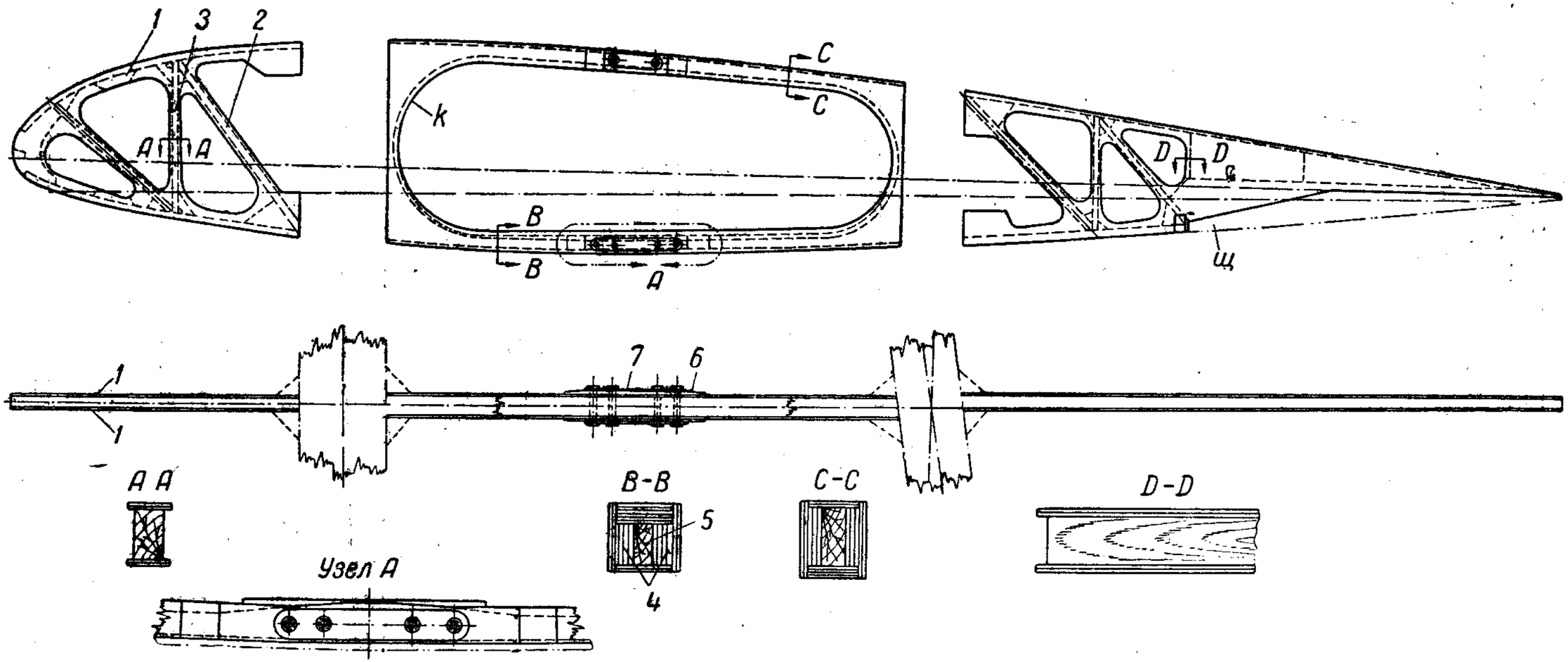
Торцевая нервюра истребителя ЛАГГ-3 (фиг. 92) относится к ферменно-балочным конструкциям. Носок ее ферменного типа с двумя фанерными стенками *1* с вырезами; между стенками поставлены сосновые раскосы *2* и стойка *3*. В соединениях стержней фермы и в носке поставлены бобышки, которые увеличивают площадь склейки, а следовательно, и прочность соединений.



Фиг. 91. Нервюра крыла самолета Як-1.

Средняя часть нервюры — рамной конструкции, образованной полками и двумя фанерными полосами. Полки склеены по ширине из трех слоев: два крайних слоя *4* — из реек дельта-древесины, средний *5* — из сосны. Посредине установлены накладки из дельта-древесины *6* и металлические накладки *7*, которые крепятся к полкам трубчатыми заклепками. Это усиление необходимо для крепления раскосов и стойки.

Хвостовая часть нервюры по конструкции совершенно аналогична конструкции носка.

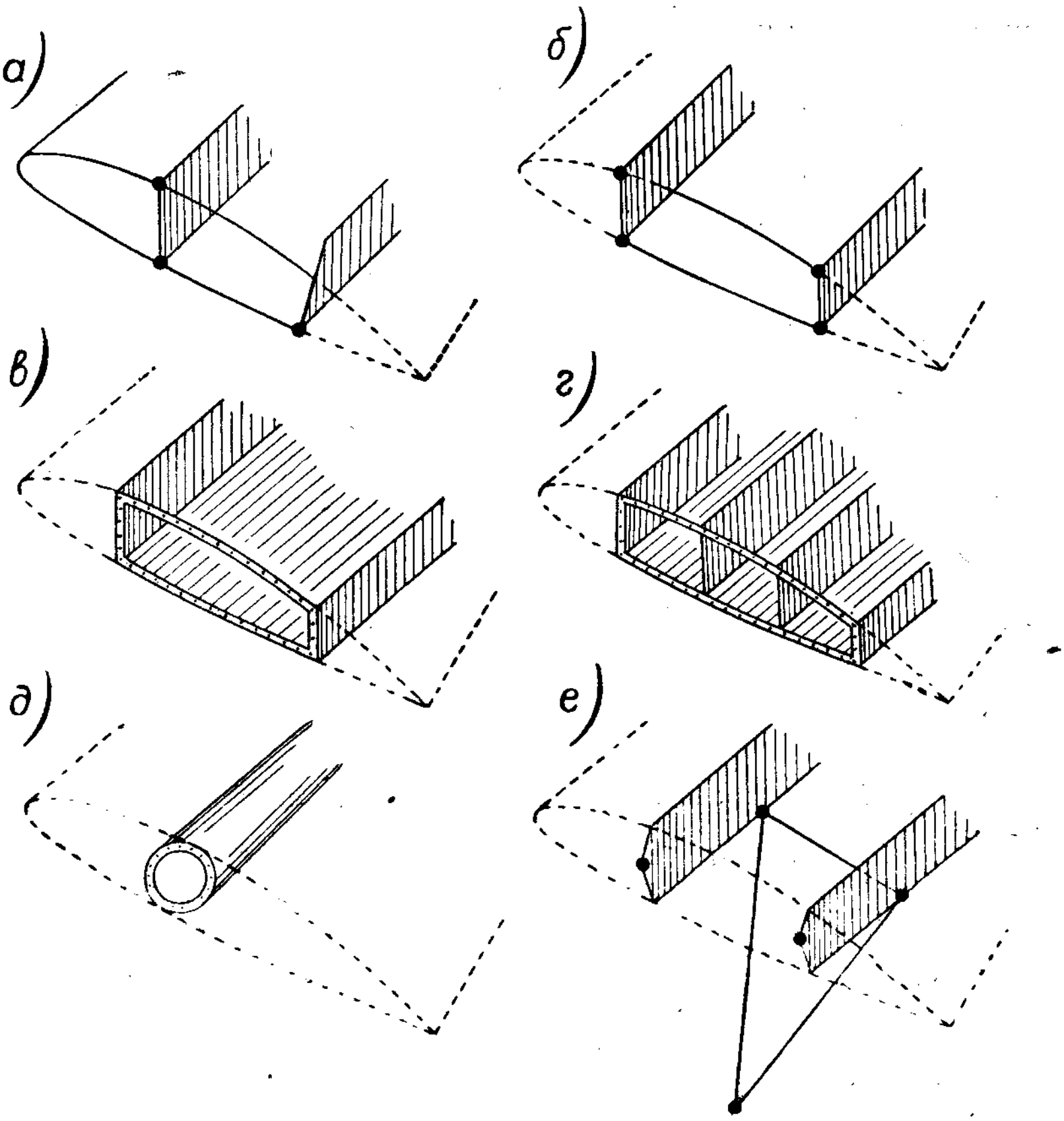


Фиг. 92. Нервюра крыла самолета ЛАГГ-3.

16. КОНСТРУКЦИИ СТЫКОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ

Узлы, служащие для крепления отъемных частей крыла к центроплану или к борту фюзеляжа, называются *стыковыми узлами*. Характер нагружения и работа узловых соединений определяют их конструктивные особенности, по которым узлы можно разделить на два основных типа:

1) шарнирные (безмоментные) узлы, воспринимающие только осевые и перерезывающие силы;



Фиг. 93. Стыковка крыльев различных конструктивно-силовых схем.

а — однолонжеронное крыло с задней стенкой; *б* — двухлонжеронное крыло; *в* — двухстеночное моноблочное крыло; *г* — моноблочное многостеночное крыло; *д* — крыло с трубчатым лонжероном; *е* — крыло с подкосами.

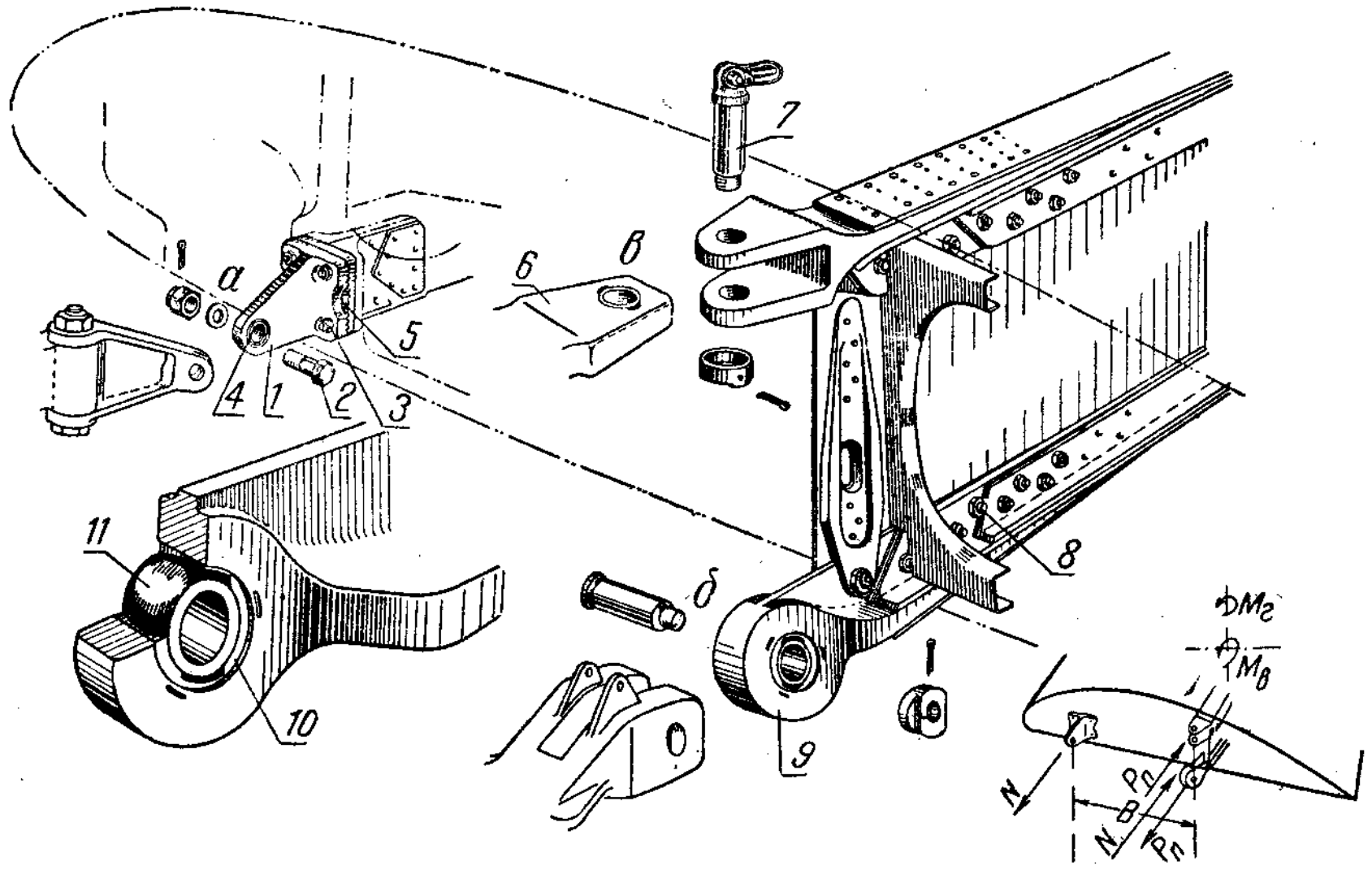
2) жесткие узлы, имеющие две основные разновидности: узлы, передающие изгибающие моменты и перерезывающие силы, и узлы, передающие изгибающие и крутящие моменты.

Конструкции узлов по принципу соединения обычно делят на вильчатые, гребенчатые (когда на одной стыкуемой половине три и более ушков), ниппельные, фланцевые или контурные и накладные (крепление при помощи накладок).

Шарнирные узлы. Этот тип соединений допускает вращение крыла вокруг оси узла. Шарнирные узлы в большинстве случаев приме-

няются на бипланах и подкосных монопланах. Основной характеристикой их является наличие только одного болта. Конструктивно такие узлы могут быть выполнены различно, но, как правило, они состоят из вилки и ушка. Болты такого соединения работают в основном на срез, а болты или заклепки крепления узлов к лонжеронам — на смятие и срез.

Жесткие узлы, воспринимающие изгибающий момент. Такие узлы применяются в свободнонесущих монопланах. Крыло в этом случае крепится при помощи двух, трех, четырех и более точек соединений, конструкция которых в большинстве случаев аналогична конструкции шарнирных узлов.



Фиг. 94. Стыковка однолонжеронного крыла с передним шарниром.

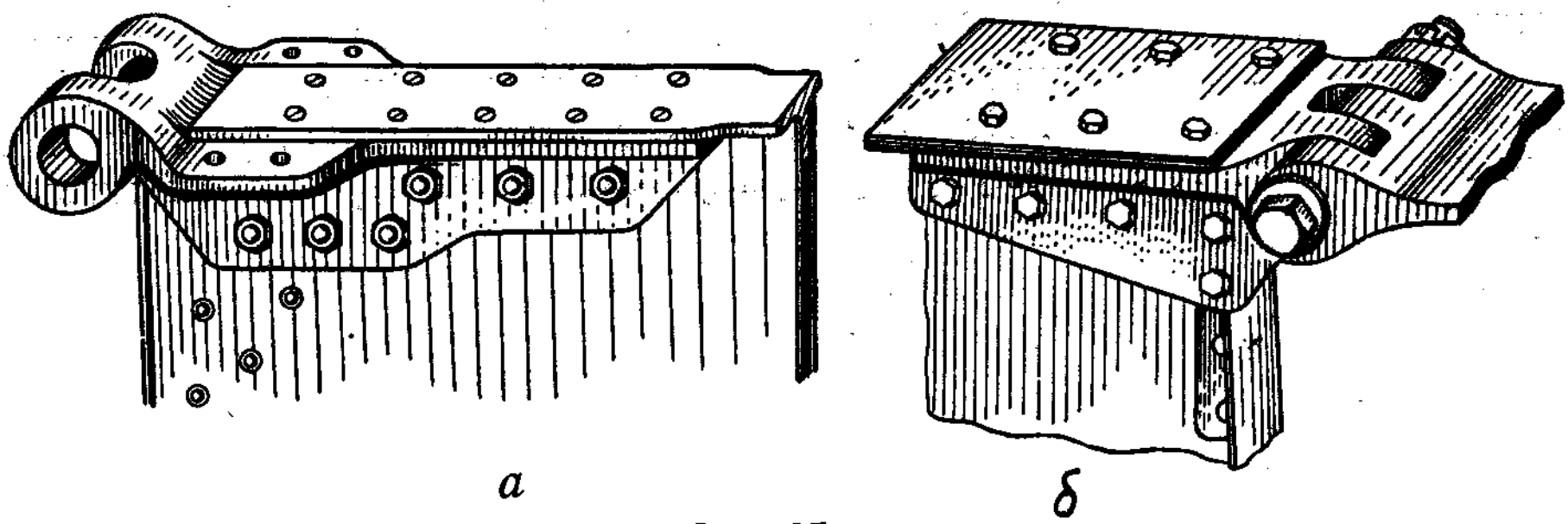
Принцип стыковых соединений, а также расположение и количество точек крепления зависит от конструктивно-силовой схемы крыла. На фиг. 93 показано для всех основных конструктивно-силовых схем крыльев примерное расположение точек крепления. Рассмотрим несколько примеров реальных конструкций стыковых соединений.

На фиг. 94 показана стыковка, характерная для однолонжеронных крыльев. Система крепления состоит из переднего шарнирного узла *а* и двух задних узлов *б* и *в*. Передний узел соединяется с узлом фюзеляжа болтом *2* и представляет собой литое ушко *1*, прикрепленное к нервюре четырьмя болтами *3*. В отверстие ушка вставлены обойма и шаровой вкладыш *4*; опорные площадки ушка и накладки нервюры имеют насечку *5*.

Верхний задний узел *в* представляет собой стальную штампованную вилку и приклепан к верхнему поясу лонжерона. Ушки вилки расположены горизонтально и имеют вертикальные отверстия. Узел этот соединяется с узлом фюзеляжа *6* пальцем *7*.

Стальной штампованный задний узел *б* крепится к нижнему поясу лонжерона болтами *8* и заклепками. Узел состоит из одного мощного ушка *9*, в отверстие которого впрессована обойма *10* с шаровым вкладышем *11*. Ось вкладыша совпадает с осью переднего узла, и поэтому достаточно вынуть верхний палец, как конец крыла опустится.

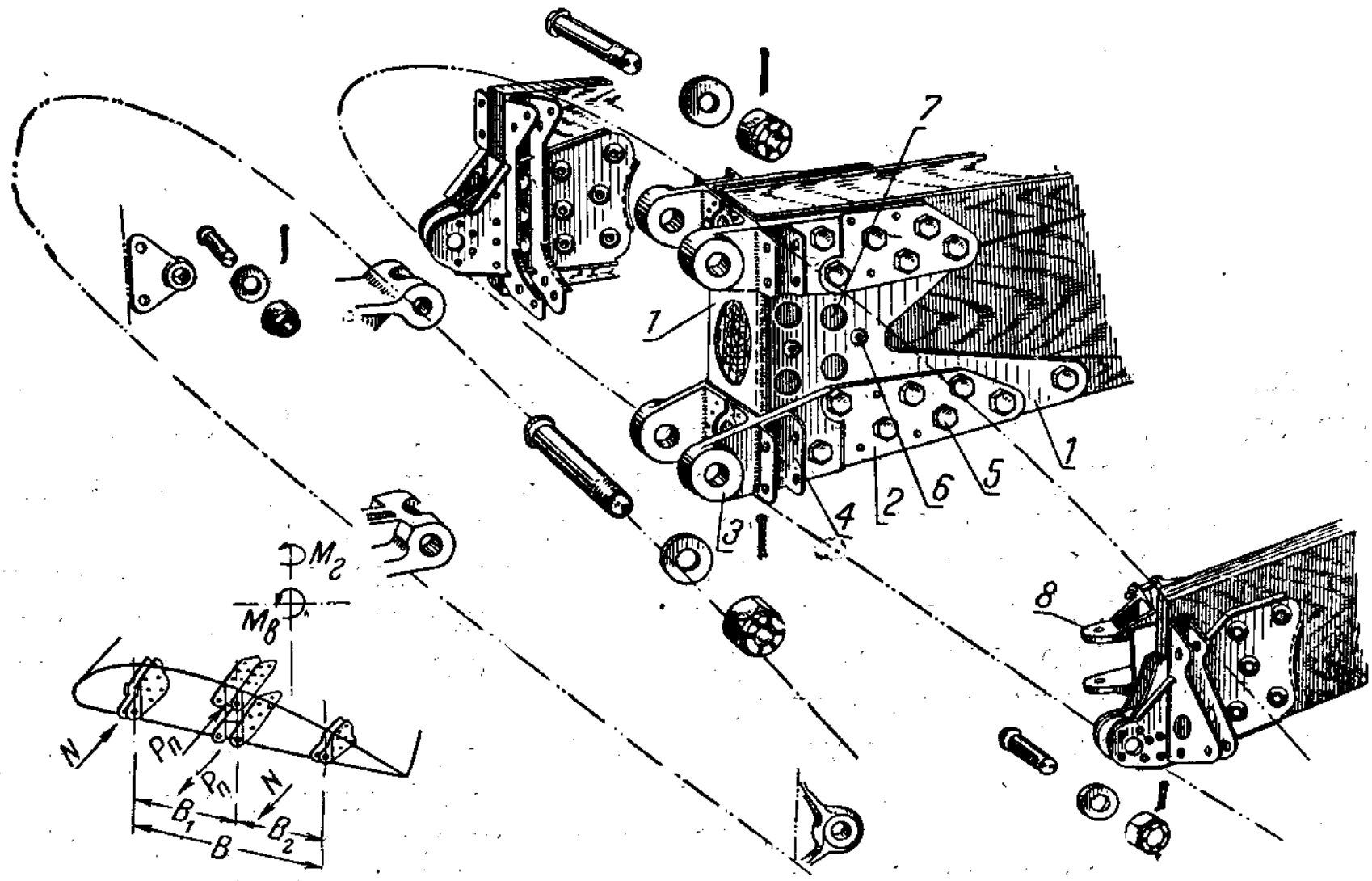
Все три точки соединения имеют зазоры в 5—6 *мм* и шаровые вкладыши, чтобы можно было производить стыковку даже при отклонениях от нормальных размеров между узлами и при небольших перекосах, которые могут возникнуть в производстве и при эксплуатации.



а *б*

Фиг. 95.

Особенностью рассматриваемого соединения является четкое разграничение функций узлов. Вертикальная составляющая изгибающего момента $M_в$ воспринимается только узлами лонжерона (силы $P_п$ в поясах лонжерона), а горизонтальная составляющая $M_г$ изгибающего момента — парой сил N на базе B (схема на фиг. 94). Перерезывающие силы и крутящий момент воспринимаются главным образом передним и нижним узлами.

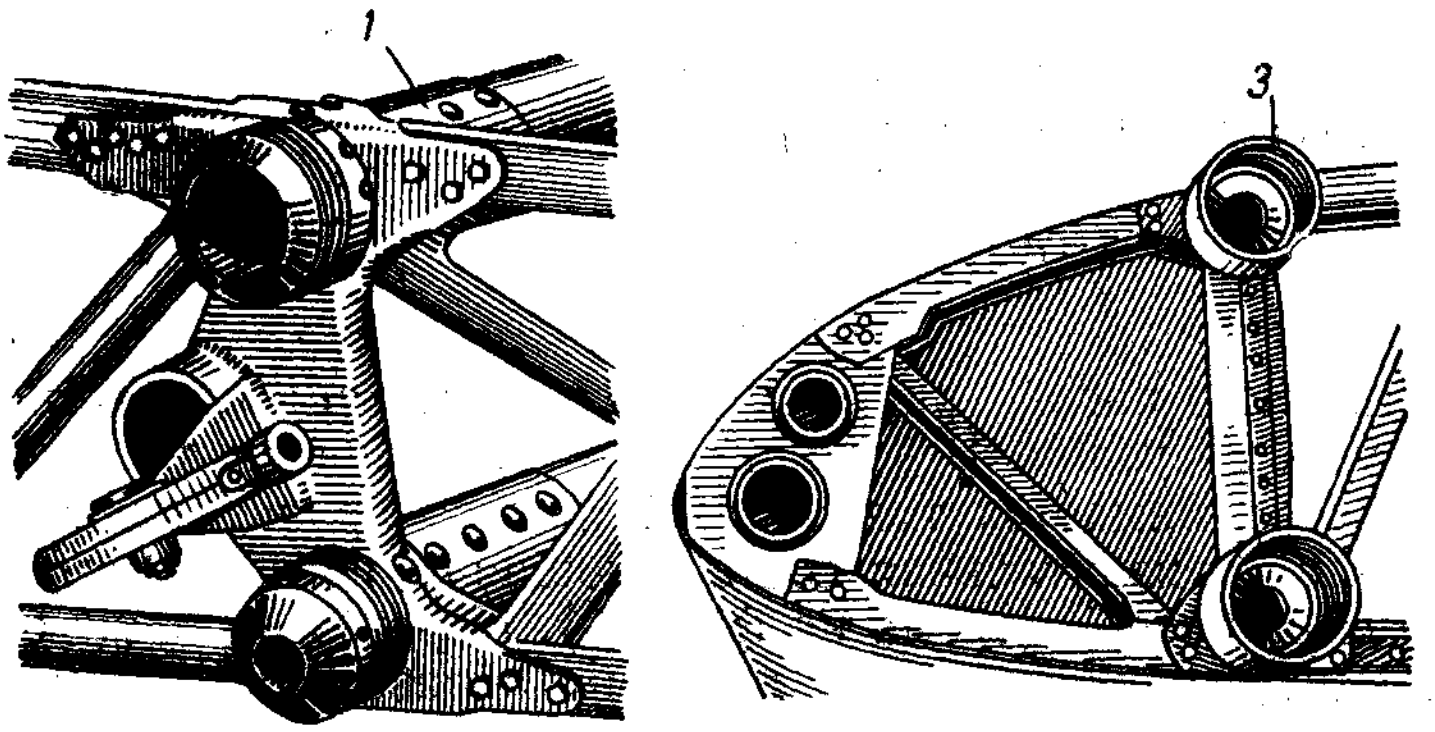


Фиг. 96. Стыковка однолонжеронного крыла с передним и задним шарнирами.

Верхние стыковые узлы с вертикальными отверстиями для болтов встречаются сравнительно редко. Обычно такие узлы выполняют с горизонтальными отверстиями для болтов. На фиг. 95 показаны верхние стыковые узлы вильчатого *а* и гребенчатого *б* типов.

На фиг. 96 приведена система крепления однолонжеронного деревянного крыла с передним и задним шарнирными узлами, установленными

на продольных стенках. Передний и задний узлы состоят из дуралюминовых щек и вклепанных между ними хромансилевых коробок. Стыковой узел лонжерона состоит из хромансилевой обоймы *1* и прикрепленных к ней хромансилевых накладок *2*, образующих ушки *3*. К накладкам приклепаны скобы *4* для крепления нервюры. Узел крепится к лонжерону болтами *5* и пистонами *6*. Обойма имеет в торце и по бокам вырезы *7* для облегчения. Ушки для получения необходимой прочности на срез и на смятие — утолщены. Все три узла соединяются с центропланом четырьмя болтами. К заднему узлу прикреплен узел переходной качалки элерона *8*.



Фиг. 97. Конструкция стыковых узлов крыла самолета И-16.

Рассматриваемые узлы нагружены так же, как описанные выше, только здесь горизонтальная составляющая $M_г$ изгибающего момента воспринимается парой сил N на базе B; кроме того, перерезывающие силы и крутящие моменты воспринимаются всеми узлами.

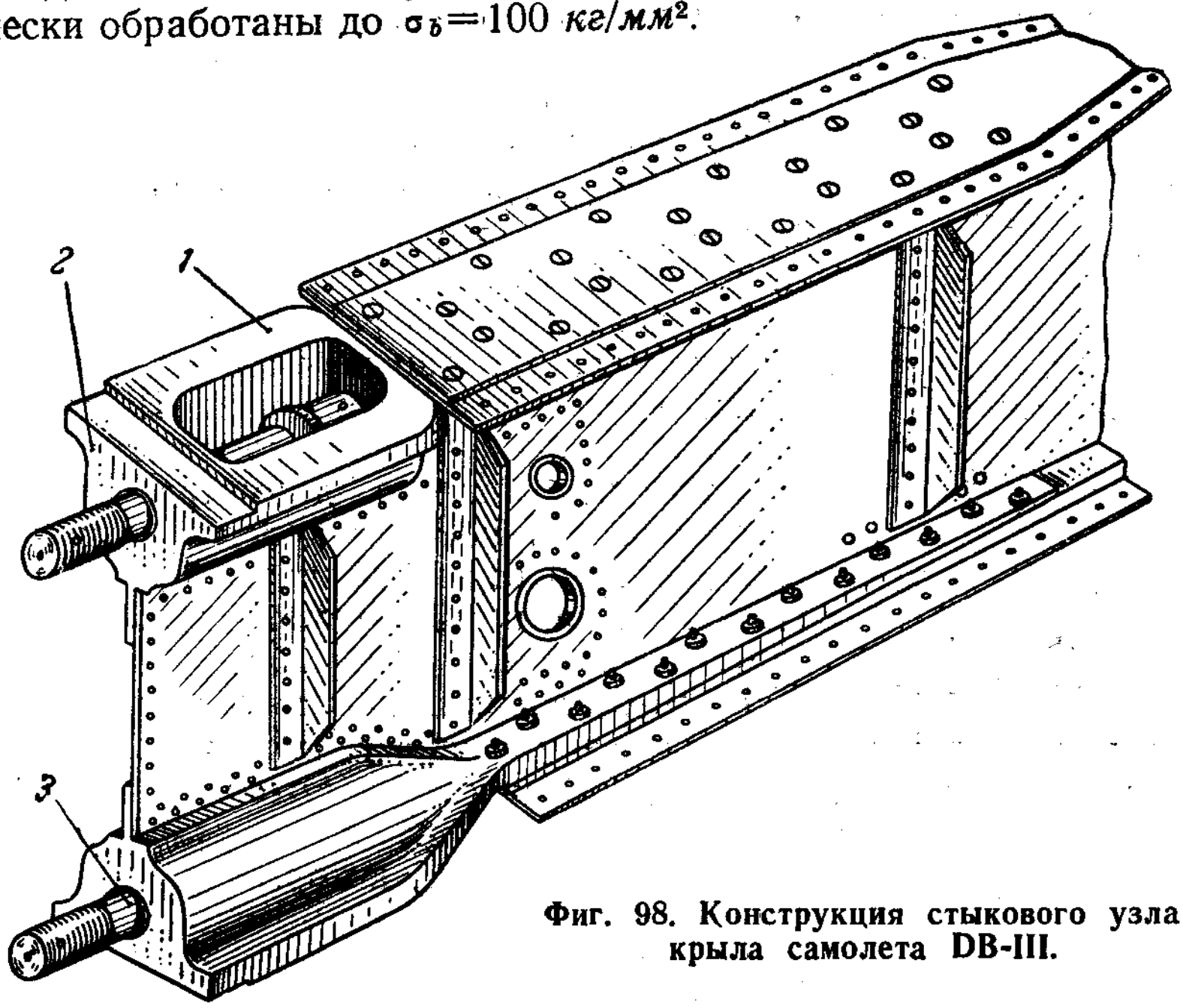
Часто встречаются узлы, имеющие по три ушка и более — так называемые гребенки. Гребенки применяются в стыковом узле для того, чтобы получить несколько плоскостей среза и тем самым уменьшить размеры ушков и диаметр стыкового болта.

Стыковой узел крыла самолета И-16 (фиг. 97) представляет собой ниппельное соединение. Стыки верхних поясов лонжеронов производятся при помощи укрепленного на центроплане стакана *1* с выпуклой сферической поверхностью и соединительной гайки *3*. Гайка *3* надета на стакан *2* отъемной части крыла и при стыковке навертывается на нарезы стакана центроплана. Стыки нижних поясов лонжеронов аналогичны верхним, за исключением добавочного регулирующего сухаря *4*, имеющего сферическую поверхность, который ввертывается внутрь стакана центроплана. Сухари предназначены для регулирования поперечного V крыла.

На сухарь надевается набор стальных шайб *5* различной толщины в зависимости от требуемой регулировки крыла. Стакан узла *2* вставлен в трубчатый пояс лонжерона и закреплен шестью хромансилевыми конусными болтами, проходящими в отверстия стакана. Гайки крепления с

одного конца имеют буртики, а с другого — нарезку. По окружности гайки и сухаря имеются отверстия для ключа.

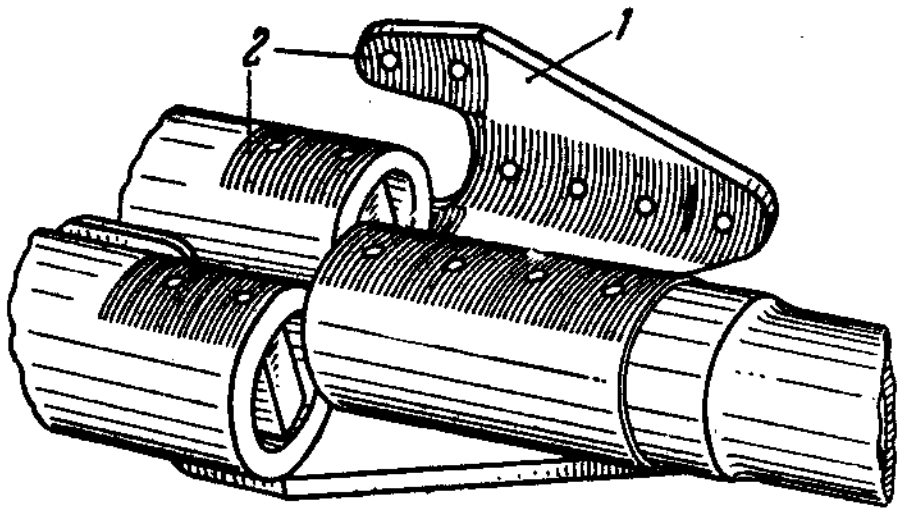
Все детали стыковых узлов выполнены из хромансилевой стали и термически обработаны до $\sigma_b = 100$ *кг/мм²*.



Фиг. 98. Конструкция стыкового узла крыла самолета DB-III.

Узлы с шаровыми стаканами несколько сложны в производстве главным образом из-за трудности обработки сферических поверхностей и крепления к поясам лонжеронов из плоских профилей.

В эксплуатации эти узлы весьма удобны. Видимо, этим можно объяснить широкое применение таких узлов.



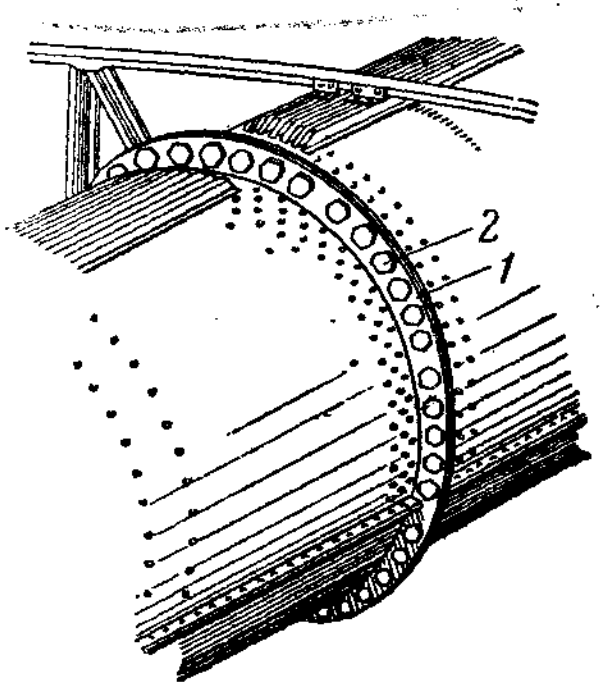
Фиг. 99. Конструкция стыкового узла крыла самолета Виккерс «Веллингтон-II».

Оригинальна стыковка крыла отъемной части с центропланом на самолете «DB-III» (фиг. 98). Этот вид соединения характерен расположением стыковых болтов параллельно поясам лонжерона. Узлы крепления состоят из башмаков *1* из алюминиевого сплава, прикрепленных болтами к поясам лонжерона. С торцевой стороны *2* башмак имеет отверстия *3*, а сверху и снизу — углубления для стыковых болтов. При такой конструкции не используется полностью строительная высота лонжерона в сечении стыка, но вследствие преимуществ по взаимозаменяемости (зазор между отверстием и болтом не вызывает люфтов) этот тип конструкции стыка в последние годы встречается все чаще.

Своеобразная конструкция жесткой стыковки применена на английском самолете Виккерс «Веллингтон-II» (фиг. 99). Двойные трубчатые пояса среднего лонжерона центроплана переходят в отъемной части крыла в одну трубу. Соединение осуществлено при помощи двух профили-

рованных накладок *1*, которые охватывают трубы и крепятся к ним болтами. Для плотного прилегания накладок к трубам и для разгрузки болтов при их работе на срез на накладках и трубах сделана насечка *2*.

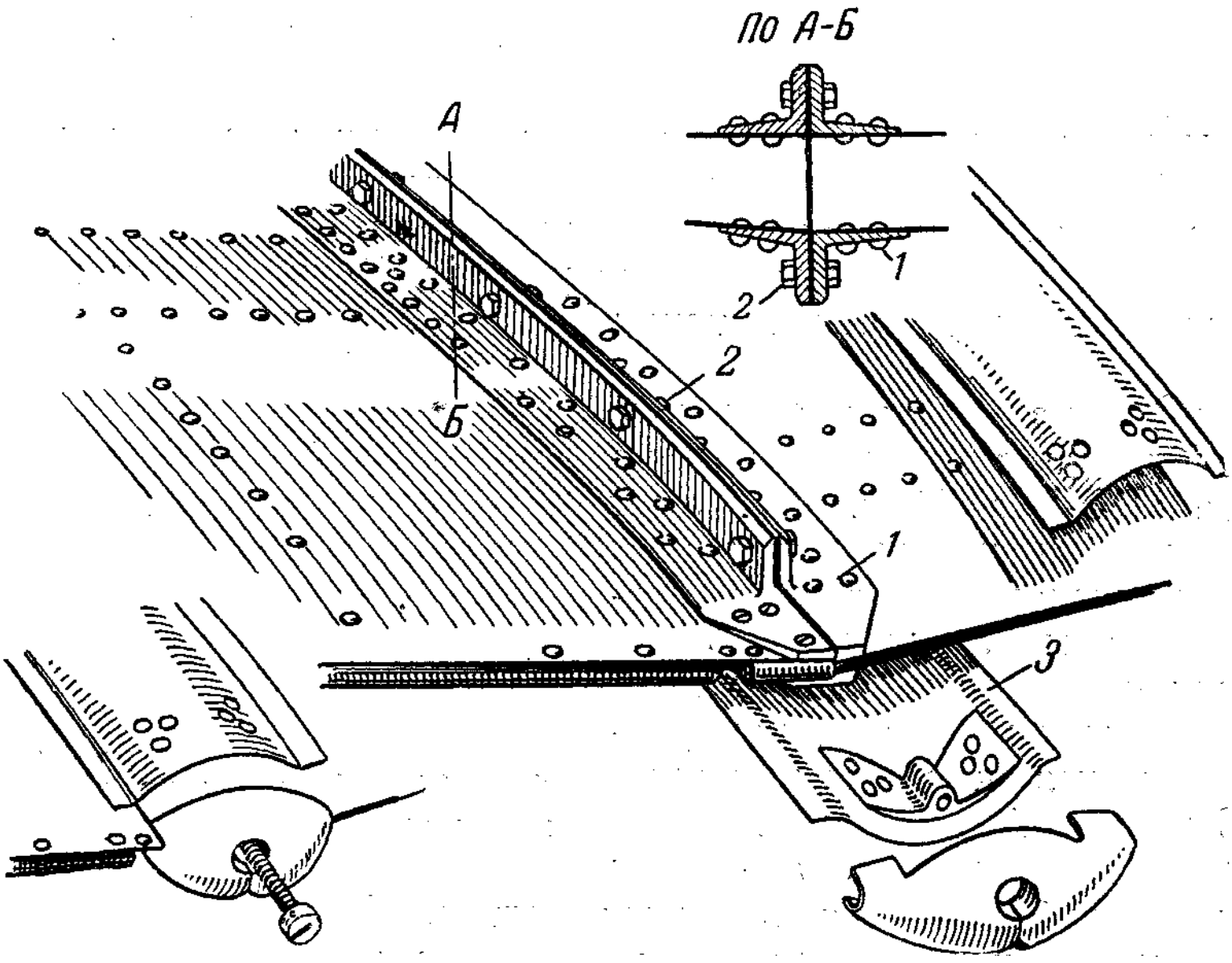
Жесткие узлы, работающие на все виды нагрузок. В случаях когда с работающей обшивки крыла необходимо передать распределенные нагрузки на обшивку центроплана или при наличии в конструкции крыла одного элемента, работающего на все виды нагрузок, применяются контурные или фланцевые крепления.



Фиг. 100. Стыковка лонжерона по его контуру.

На фиг. 100 изображена конструкция стыковки крыла, имеющего только один силовой элемент — трубчатый лонжерон. В этом случае изгибающие и крутящие моменты воспринимаются трубой большого диаметра. Стык трубы происходит при помощи колец *1*, приклепанных к торцам труб отъемной части крыла и центроплана. Кольца крепятся между собой по периметру болтами *2*.

В моноблочных крыльях из-за отсутствия мощных поясов лонжеронов стыковку осуществляют по контуру работающей части обшивки. На фиг. 101 показана стыковка моноблочного крыла «Нортроп». На усиленную обшивку торцов отъемной части крыла и центроплана устанавливаются угольники *1*, которые между собой кре-

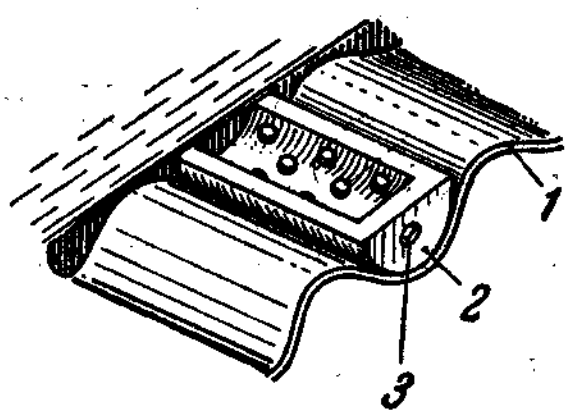


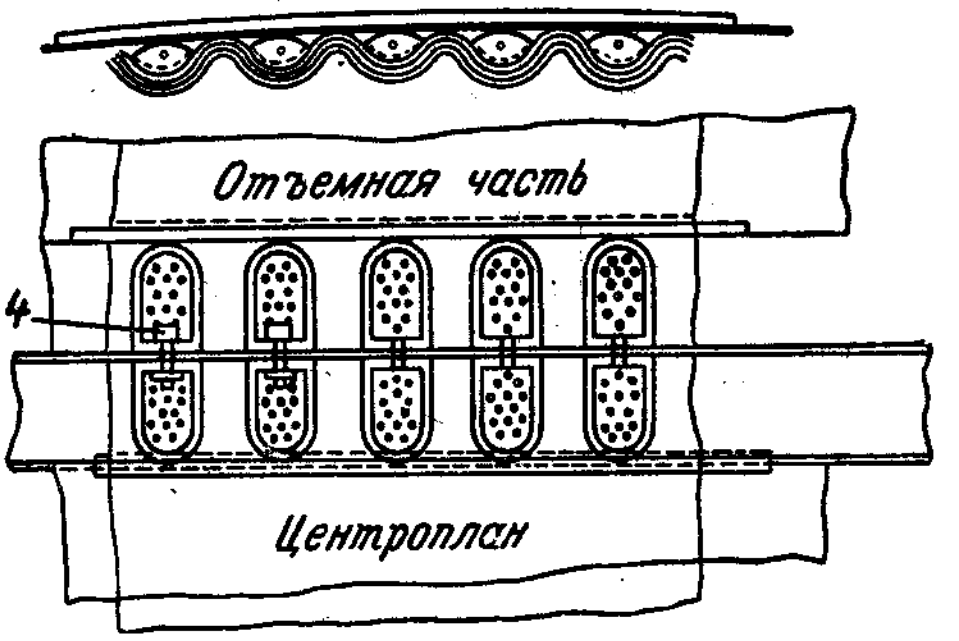
Фиг. 101. Стыковка крыла по контуру профиля с помощью угольников.

пятся большим количеством болтов *2*. Ребро стыка для уменьшения лобового сопротивления закрывается сверху и снизу профилированной дуралюминовой лентой *3*. Для плотного прилегания ленты на конце ее установлен узелок с винтом. Удобства этого крепления заключаются в простоте сборки, осмотра и разборки.

Впоследствии была разработана более совершенная конструкция стыковки для моноблочных крыльев. На фиг. 102 показан стык с центропланом отъемной части крыла. К внутреннему продольному гофру *1* приклепывается фитинг («совок») *2*, в котором имеется отверстие *3* для болта *4*. Такой метод стыковки не портит поверхности крыла, но технологически достаточно сложен.

Большое число болтов является недостатком контурных соединений и требует значительного времени на установку и снятие крыла. На нижней части крыла болты ставятся чаще, так как в нормальном полете они работают на растяжение.





Фиг. 102. Стыковка крыла по контуру профиля с помощью фитингов.

17. ОБШИВКА КРЫЛА

Назначение и типы обшивки

Каркас крыла покрывают обшивкой из ткани, фанеры или металла. Основные назначения обшивки — восприятие воздушных нагрузок и образование и сохранение внешней поверхности крыла. Во всех случаях обшивка должна иметь возможно более гладкую поверхность, так как это сильно влияет на аэродинамические характеристики крыла. Шероховатость, отдельные неровности и волнистости на обшивке значительно увеличивают лобовое сопротивление. Так, например, один ряд заклепок с потайной головкой вблизи носка при отличной в остальном отделке поверхности крыла значительно увеличивает c_{xp}, смещая к носку точку перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный. При плохой же отделке поверхности крыла такой ряд заклепок почти не повышает его профильное сопротивление.

Можно считать, что на крыле современного истребителя точка перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный находится в месте минимума давления на профиле при высоте бугорков шероховатости около 5 микронов. При бугорках шероховатости высотой 15—20 микронов пограничный слой следует считать целиком турбулентным. В случае когда крыло самолета хотя и имеет потайную клепку, но не зашпаклевано, а только окрашено, пограничный слой крыла также следует считать целиком турбулентным.

Соединение листов обшивки внахлест смещает точку перехода к месту соединения, если она находилась за этим соединением.

Как показывают эксперименты и расчет, даже при потайной клепке c_{xp} в результате плохой отделки поверхности крыла может повыситься на 20—30%, особенно на участке крыла, не обдуваемом винтом.

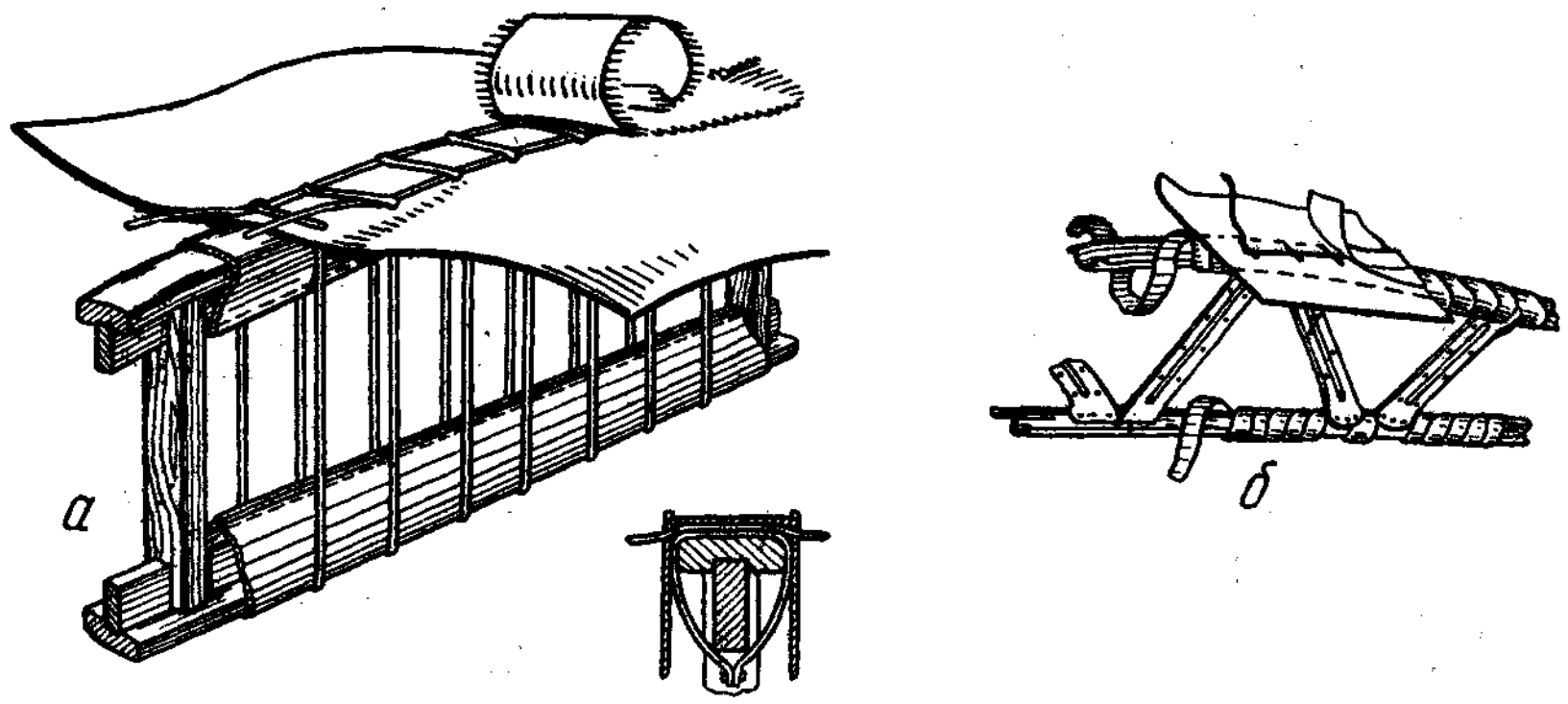
Сопротивление, вызванное шероховатостью, небольшими на первый взгляд неровностями, щелями и прососами воздуха через отдельные отверстия, может составить в сумме большую величину и сильно снизить максимальную скорость самолета.

В свободнонесущих крыльях обычно обшивка работает на нормальные усилия — при изгибе крыла в вертикальной и горизонтальной плоскостях; на касательные — от действия крутящего момента и от действия перерезывающих сил в обеих плоскостях.

Вес жесткой обшивки в современных крыльях составляет в зависимости от конструкции 18—30% веса крыла.

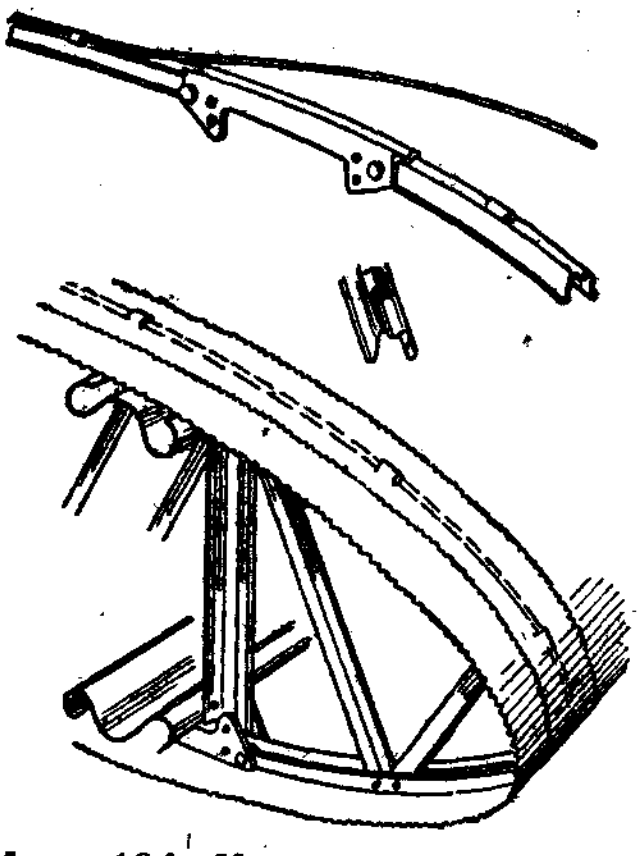
Полотняная обшивка

Наиболее легким материалом для обшивки крыльев является полотно (этим названием обозначают обычно не только чисто льняное полотно, но и хлопчатобумажную ткань). Кроме малого веса, полотняная обшивка обладает еще двумя ценными качествами: она дешева и ее можно быстро и просто ремонтировать. Но такая обшивка может воспринимать лишь местные воздушные нагрузки.



Фиг. 103. Пришивка полотна к нервюре.

Основу полотна располагают под углом 45° к хорде крыла, так как в этом случае полотно провисает меньше, чем если бы его основу располагать по хорде. Внешнюю поверхность полотна для получения хорошей гладкости и необходимого натяжения покрывают специальными лаками.



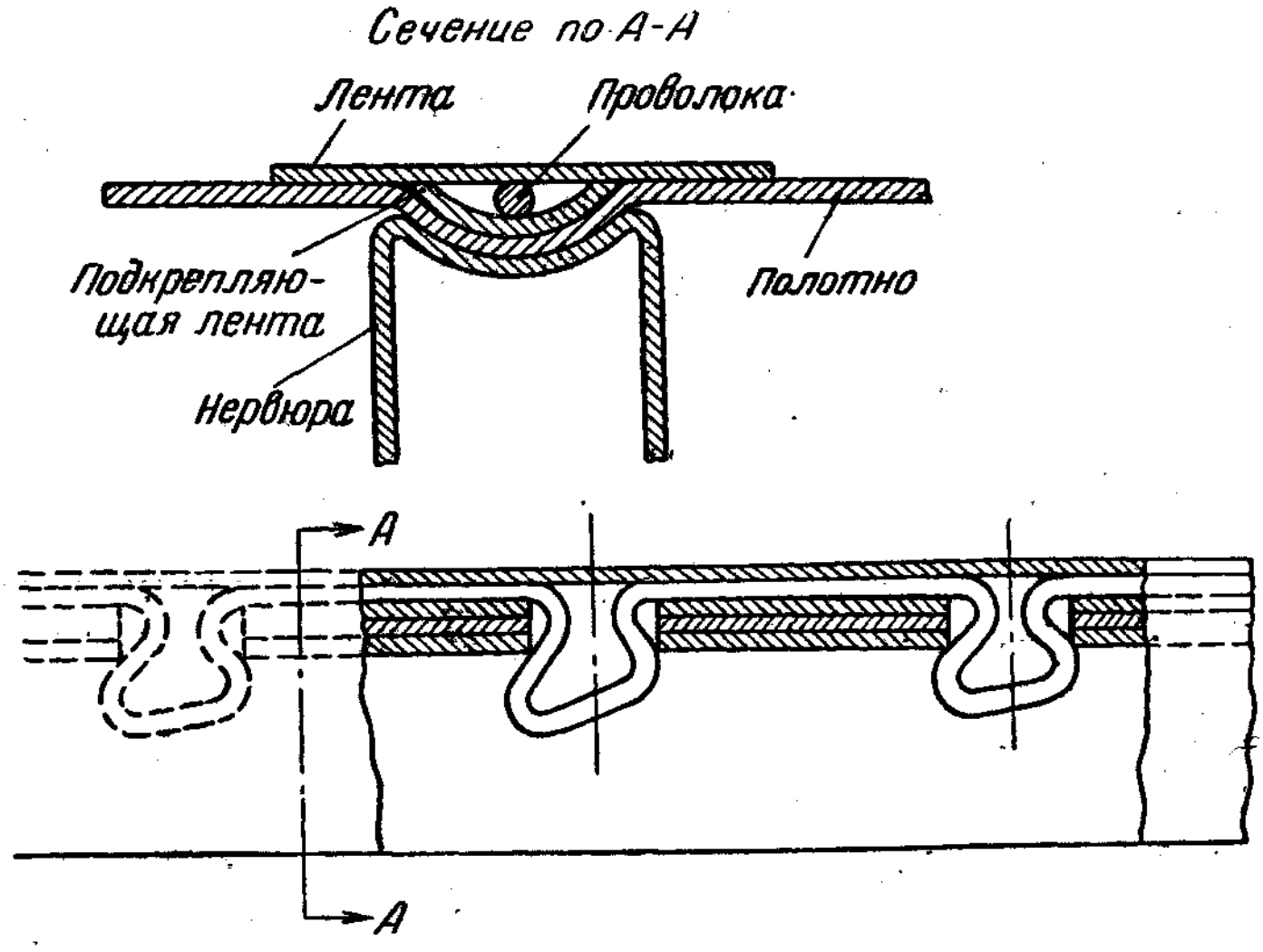
Фиг. 104. Крепление обшивки проволокой.

Разработано много способов пришивки полотняной обшивки к элементам конструкции крыла. При малых высотах профиля часто применяется сквозная пришивка полотна (фиг. 103,*а*) с последующей заклейкой швов лентами. При большой высоте профиля пришивать полотно таким способом затруднительно, ибо приходится применять длинные иголки, которыми трудно сделать правильный прокол через все крыло. Кроме того, ввиду большой свободной длины шпагата увеличивается вытягивание его и ослабляется пришивка.

Крепление обшивки только к полкам нервюры (фиг. 103,*б*) более распространено и применяется как в деревянных, так и в металлических крыльях. В этом случае полки предварительно обматываются киперной лентой, к которой шпагатом пришивается обшивка. При таком способе

нет узелков на поверхности обшивки и отсутствуют длинные концы свободного шпагата, а следовательно, уменьшается его вытягивание.

На фиг. 104 показано крепление проволокой полотняной обшивки к металлической нервюре. Для такого крепления в полке нервюры делают специальное углубление с петлями, через которые после укладки полотна пропускают проволоку и шов заклеивают лентой.

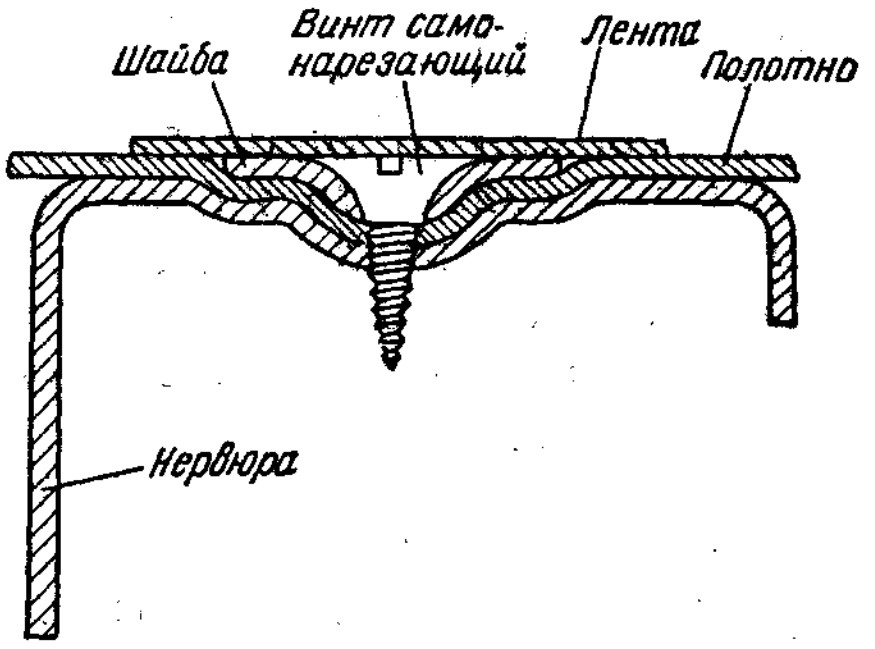


Фиг. 105. Механизированный способ пришивки полотна проволокой.

Оригинальное крепление полотняной обшивки показано на фиг. 105. Полотно пришивается к нервюрам тонкой проволокой. Для этого в нервюрах сделаны канавки и прорези, в которые пропускается проволока, образующая с внутренней стороны петли; эти петли после постановки раздаются и держат проволоку. Этот способ крепления механизирован.

На фиг. 106 показано крепление полотняной обшивки к металлическим нервюрам при помощи винтов с потайными головками и шайб. Под каждый винт и шайбу в полке нервюры делают углубления.

Для доступа воздуха, а также для стока воды, которая может попасть внутрь крыла, в каждом отсеке между нервюрами на нижней поверхности должны устанавливаться пистоны перед передним и задним лонжеронами, а также в хвостовой части.



Фиг. 106. Крепление обшивки винтами.

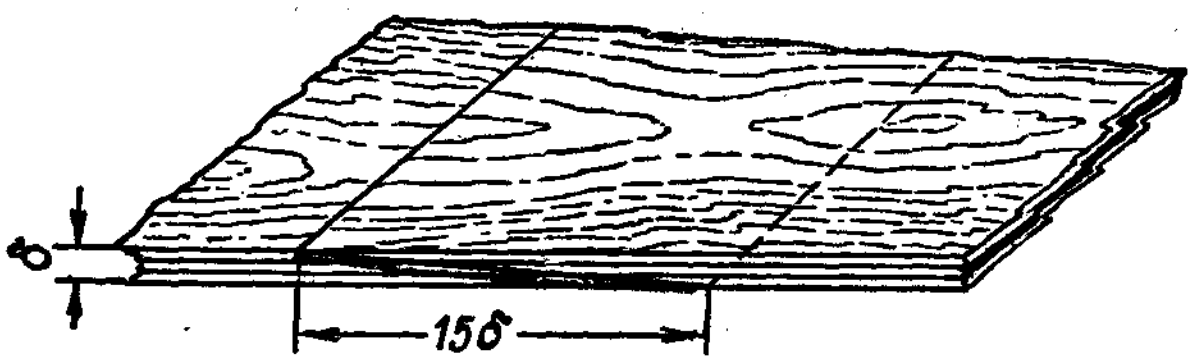
Полотняная обшивка наряду с указанными достоинствами обладает и весьма существенными недостатками. Так, она не участвует в работе силовых элементов, из-за стягивания ткани после покрытия лаком возникают осевые нагрузки на нервюры, при значительных скоростях полета под действием больших аэродинамических нагрузок обшивка вздувается или прогибается, искажая профиль крыла. В современных скоростных самолетах полотняная обшивка не применяется.

Фанерная обшивка

В современных крыльях фанера широко применяется в качестве работающей обшивки, причем фанера берется толщиной в 2—6 *мм* и выше в зависимости от типа конструкции крыла и от нагрузки, приходящейся на обшивку. Исследования фанерных обшивок, подкрепленных стрингерами, показывают, что удельная прочность их повышается с увеличением площади стрингеров в общей площади сечения. Увеличение же толщины обшивки приводит к понижению удельной прочности. Таким образом, относительный вес панели тем меньше, чем тоньше обшивка и чем чаще расположены подкрепляющие стрингеры.

Рациональная фанерная обшивка крыла может быть представлена в виде одного из трех конструктивных решений:

1) тонкая фанерная обшивка с частым стрингерным подкреплением;
2) толстая обшивка без стрингерного подкрепления, выполненная из фанеры с меньшим удельным весом, чем у обычной березовой фанеры;
3) двойная обшивка с серединным слоем (заполнителем) из легкого материала.



Фиг. 107. Фанерная обшивка, склеенная на-ус.

Для увеличения жесткости крыла на кручение волокна обшивки по размаху крыла располагают так, чтобы в наружном слое шпона они были направлены под углом 45° к нервюрам. К каркасу крыла фанерная обшивка крепится при помощи клея и шурупов. В фанерной обшивке листы склеиваются на-ус (фиг. 107).

Элементы каркаса, к которым приклеивается обшивка, должны быть достаточно жесткими, так как иначе качество склеивания будет низким из-за неплотного прилегания фанеры при ее приклеивании к элементам каркаса.

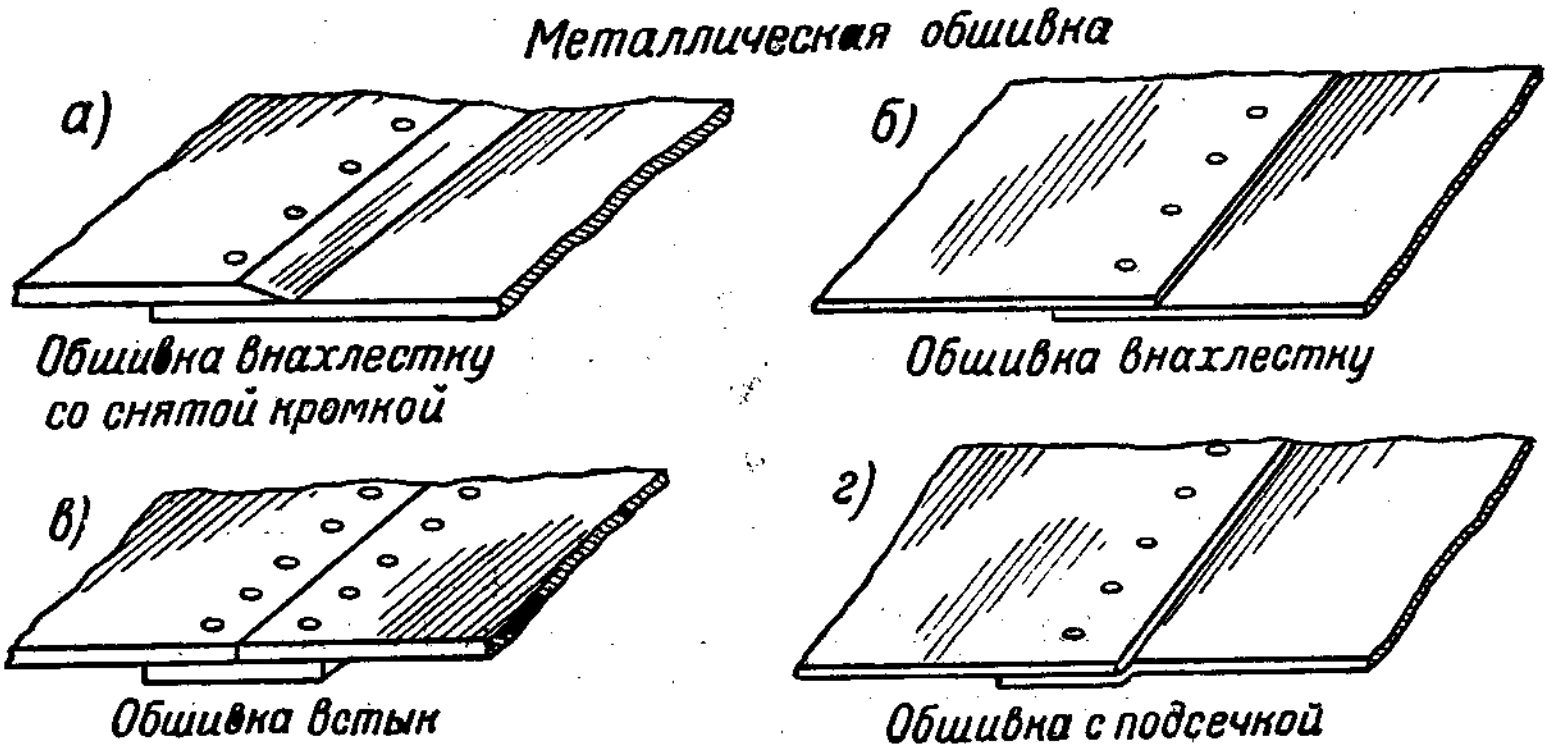
Для того чтобы фанера прилегала плотно ко всем элементам каркаса крыла, необходимо тщательно строить контуры всех нервюр. Если нервюры неразрезные, то на пояса лонжеронов между нервюрами ставят выравнивающие накладки. В настоящее время обшивку изготовляют из пропитанной смолами переклейки и бакелитовой фанеры, которые обладают лучшей прочностью, чем обычная фанера, и дают безукоризненно гладкую поверхность.

Фанерная обшивка носовой части крыла до переднего лонжерона обычно заранее выклеивается из тонкой фанеры на болване и в готовом виде устанавливается на крыло.

В деревянных крыльях с большой нагрузкой на 1 $м^2$ деревянные лонжероны получаются громоздкими и невыгодными по весу; поэтому в сильно нагруженных крыльях с деревянным каркасом и фанерной обшивкой иногда применяют металлические лонжероны. Фанерная обшивка крепится к лонжеронам в крыльях подобной конструкции, так же как и в цельнодеревянных крыльях, т. е. приклеиванием, для чего к поясам металлического лонжерона предварительно приклепываются утопленными заклепками фанерные полосы, к которым уже приклеивается обшивка.

Металлическая обшивка

В металлических крыльях, как правило, применяется дуралюминовая обшивка, которая, воспринимая местные воздушные нагрузки, одновременно работает и на нормальные и касательные напряжения при изгибе и кручении крыла. У тонкой металлической обшивки весьма низки критические напряжения, и ее приходится подкреплять стрингерами.

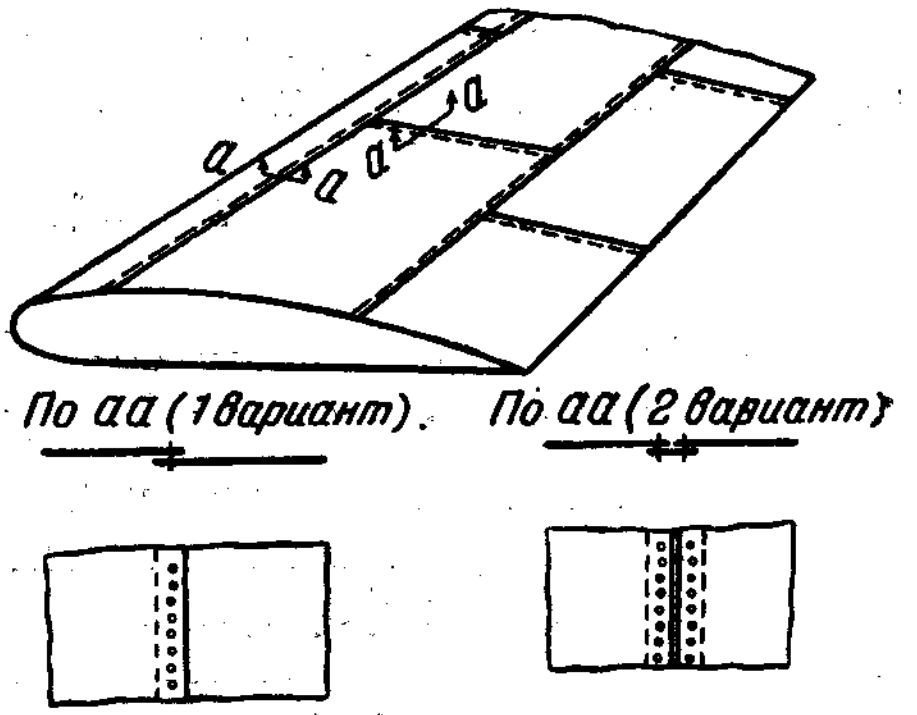


Фиг. 108. Соединение металлической обшивки.

Листы обшивки соединяют одним из следующих способов: внахлестку со снятой на-ус кромкой (фиг. 108,*а*), внахлестку (фиг. 108,*б*), встык (фиг. 108,*в*) с прокладкой стыковочной ленты, внахлестку с подсечкой (фиг. 108,*г*) одного листа (для тонких листов в 0,5—1 *мм*).

Листы обшивки склепывают одно-, двух- и трехрядными заклепочными швами.

Часто стык листов располагают на лонжероне, для чего по краю пояса делают уступы (см. фиг. 39, 63), высота которых равна толщине обшивки; обшивка своим краем ложится на уступ и приклепывается к поясу.



Фиг. 109.

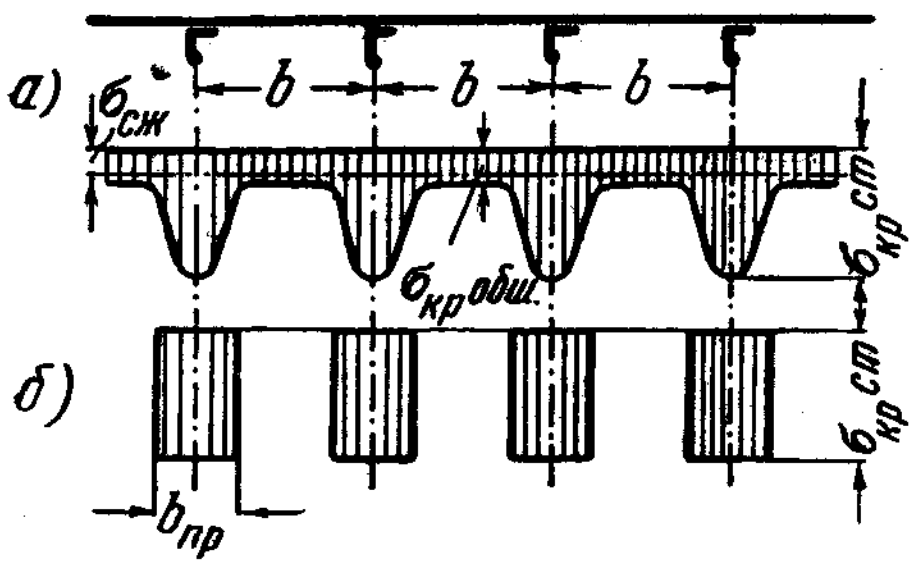
Раскраивают листы обшивки (фиг. 109) так, чтобы получить минимальное количество заклепочных швов и чтобы стыки листов приходились на элементах каркаса: на нервюрах, лонжеронах или стрингерах.

Толщина дуралюминовой обшивки колеблется от 0,5 до 2,5 *мм* в зависимости от конструкции крыла и места листа обшивки.

В крыльях с обшивкой, работающей при изгибе и кручении, толщина ее к концу крыла и к задней кромке уменьшается: для менее нагруженных частей обшивки применяют листы толщиной 0,5—1,0 *мм*, а для более нагруженных — 1,0—2,5 *мм*.

На фиг. 110 показана схема распределения напряжений в панели, состоящей из обшивки и стрингеров. Нагрузим панель равномерно распределенными сжимающими внешними силами такой величины, при которой обшивка не теряла бы устойчивости между стрингерами. В этом

случае напряжения сжатия $\sigma_{сж}$ будут одинаковыми как в обшивке, так и в стрингерах (фиг. 110,*а*). Если теперь увеличивать внешние силы, то при некотором их значении обшивка потеряет устойчивость между стрингерами. Если обшивка не прикреплена к стрингерам, то она будет нести только критическую нагрузку, т. е. иметь напряжение, равное критическому $\sigma_{кр.\ общ.}$



Фиг. 110.

В действительных конструкциях обшивка и стрингеры обычно скреплены между собой, работают совместно, и распределение напряжений будет иным. Действительную площадь, характеризующую напряжения, заменим равновеликой площадью, которая имеет ординаты, равные напряжению в стрингере $\sigma_{стр}$, и абсциссу, равную приведенной ширине $b_{пр}$ (фиг. 110,*б*). В этом случае можно считать, что около каждого стрингера обшивка работает только на ширине $b_{пр}$.

Приведенную ширину $b_{пр}$ панели для случая, когда обшивка и стрингеры выполнены из одинакового материала, можно определить по формуле

$$b_{пр} = 1{,}9\delta\sqrt{\frac{E}{\sigma_{стр}}},$$

где δ — толщина обшивки;
E — модуль упругости;
$\sigma_{стр}$ — критическое напряжение стрингера.

При разных материалах обшивки и стрингера приведенная ширина определяется по формуле

$$b_{пр} = 1{,}9\delta\frac{E_д}{E_{ст}}\sqrt{\frac{E_{ст}}{\sigma_{стр}}},$$

где $E_д$ — модуль упругости дуралюмина;
$E_{ст}$ — модуль упругости стали.

Несмотря на многочисленность теоретических и экспериментальных работ по расчету сжатых элементов тонкостенных конструкций, до сих пор нет надежных формул, позволяющих учитывать влияние всех факторов при различных сочетаниях элементов конструкции.

Расстояние между стрингерами, работающими вместе с обшивкой, должно быть таким, чтобы обшивка в сжатой зоне использовалась наилучшим образом.

Исследования подкрепленных пластин показывают, что расстояния между стрингерами при толщине обшивки в 1—2 *мм* следует брать в 120—150 *мм*. В весовом отношении наиболее рациональным является стрингерный набор, состоящий из тонкой 1—1,2-*мм* обшивки и часто расставленных стрингеров.

При проектировании панели следует учитывать влияние заклепочного шва на прочность панели. Шаг заклепок оказывает влияние на величину разрушающих напряжений панели при сжатии. Под действием внешних нагрузок обшивка начинает терять устойчивость между заклепками, после

чего и вся панель разрушается преждевременно. Шаг заклепок следует выбирать, исходя из условия

$$\sigma_{\text{кр. общ}} \geqslant \sigma_{\text{кр. стр.}}$$

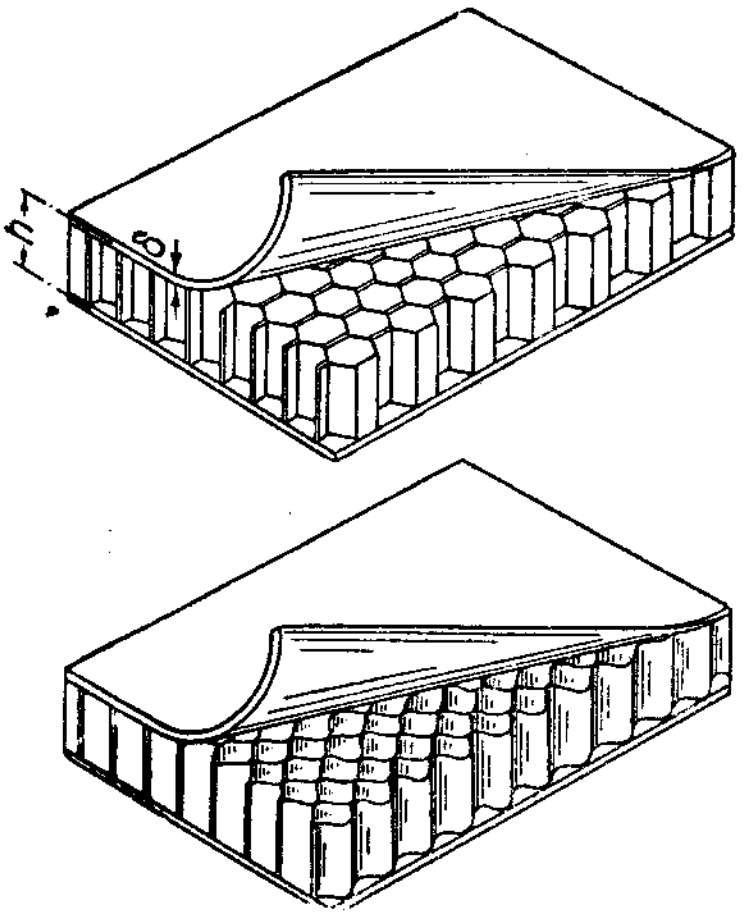
Исследования показывают, что обшивка при сжатии не теряет устойчивости между заклепками, если шаг заклепочного шва соответствует условию

$$t \leqslant 25\delta,$$

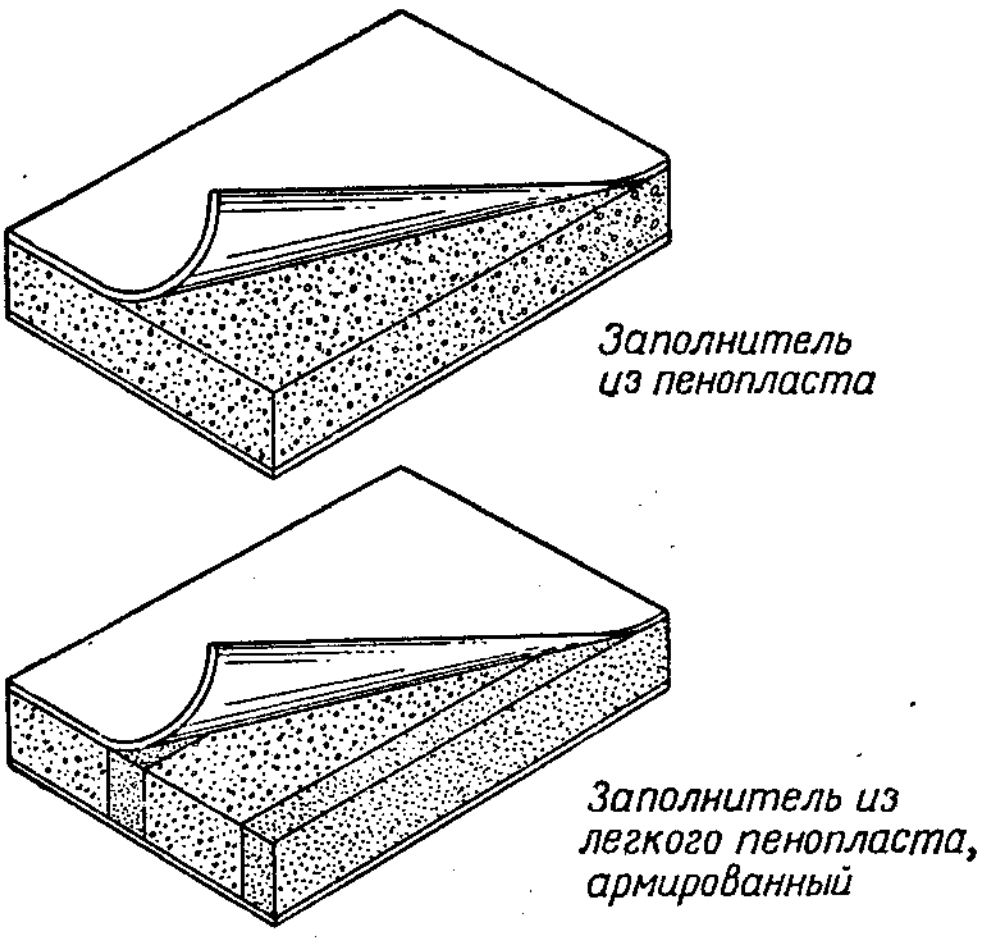
где δ — толщина обшивки.

Многослойная обшивка или обшивка с заполнителем

Многослойная обшивка впервые была разработана в 1928 г. советским профессором С. О. Зоншайном. Такая обшивка состоит из двух металлических или фанерных листов, между которыми расположен заполнитель. В качестве заполнителя применяют легкие материалы, имеющие сотовую (фиг. 111) или пористую (фиг. 112) структуру. При нескольких материалах различной плотности и прочности необходимые средние механические качества заполнителя можно получить армированием легкого заполнителя соответствующим образом расположенными слоями из более прочного материала.



Фиг. 111. Сотовые заполнители.



Фиг. 112. Пористые заполнители.

Создание слойчатых конструкций высокой прочности из листов стали, дуралюмина или стеклотекстолита в качестве основных силовых элементов и стеклотекстолитовых, текстолитовых сот, пенопласта или бальзы в качестве заполнителя стало возможным после разработки новых сортов клея, склеивающего разные материалы.

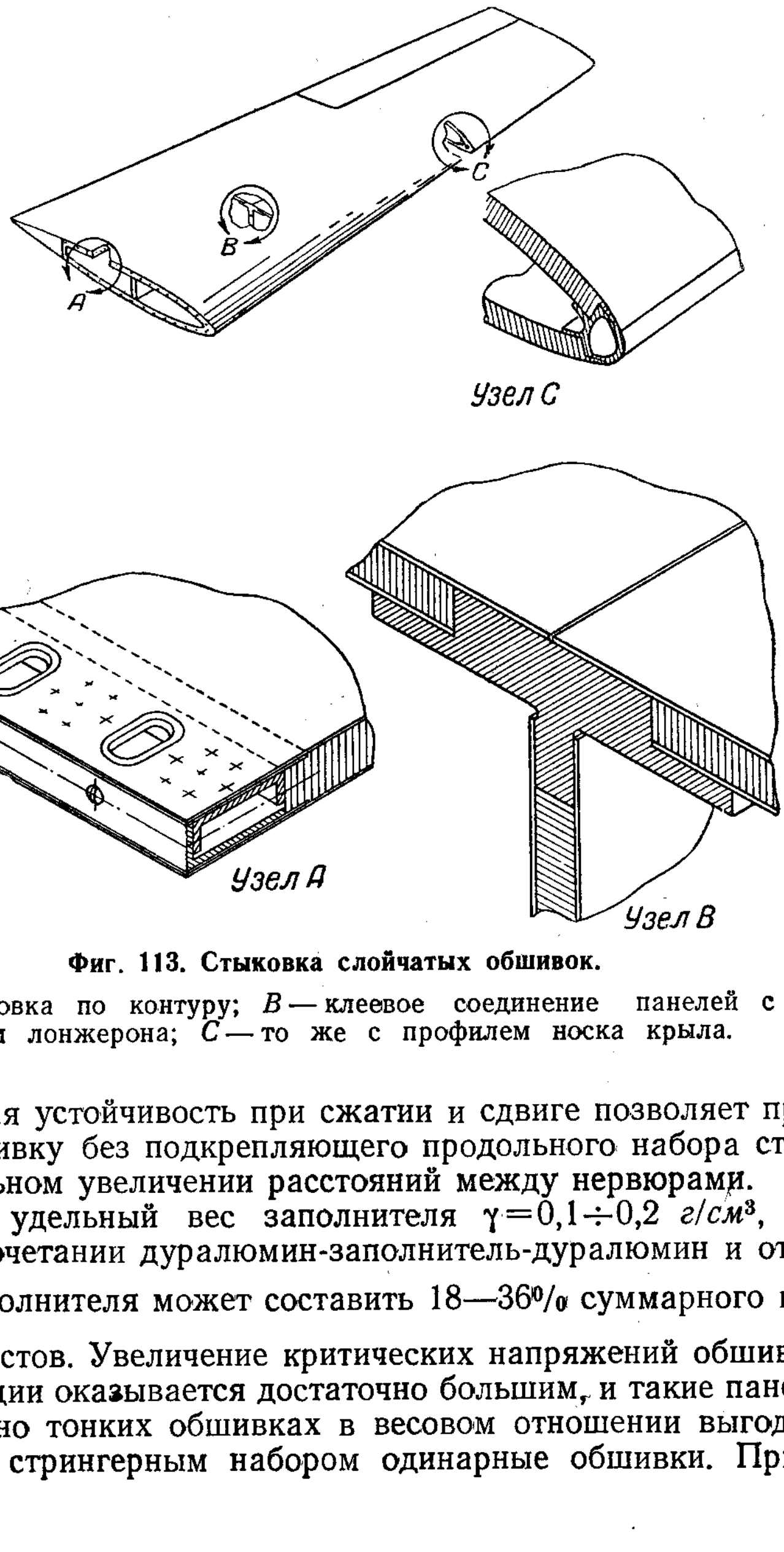
Легкий внутренний слой — заполнитель — поддерживает наклеенные с обеих его сторон металлические или фанерные листы, предохраняя их от местной потери устойчивости.

Общая эйлеровская устойчивость слойчатой оболочки во много раз превышает устойчивость составляющих ее листов. Это объясняется тем,

что момент инерции листов с толщиной δ и шириной 1, срединные плоскости которых удалены на расстояние h, зависит от квадрата величины h:

$$J = \frac{\delta^3}{2}\left[\left(\frac{h}{\delta}\right)^2 + \frac{1}{3}\right].$$

При обычном значении для слойчатой оболочки величины $\frac{h}{\delta} = 10$ имеем $J \approx 50\ \delta^3$, тогда как, если слойчатая обшивка превращается в одинарную обшивку с толщиной 2δ (т. е. при $\frac{h}{\delta} = 1$), имеем $J = {}^2/_3\delta^3$.



Фиг. 113. Стыковка слойчатых обшивок.

A — стыковка по контуру; *B* — клеевое соединение панелей с поясом лонжерона; *C* — то же с профилем носка крыла.

Увеличенная устойчивость при сжатии и сдвиге позволяет применять слойчатую обшивку без подкрепляющего продольного набора стрингеров и при значительном увеличении расстояний между нервюрами.

В среднем удельный вес заполнителя $\gamma = 0{,}1 \div 0{,}2\ г/см^3$, и, таким образом, при сочетании дуралюмин-заполнитель-дуралюмин и отношении $\frac{h}{\delta} = 10$ вес заполнителя может составить 18—36% суммарного веса дуралюминовых листов. Увеличение критических напряжений обшивки слойчатой конструкции оказывается достаточно большим, и такие панели даже при относительно тонких обшивках в весовом отношении выгоднее, чем подкрепленные стрингерным набором одинарные обшивки. Применение

очень толстых листов обшивок, имеющих высокую собственную жесткость в слойчатых конструкциях, нецелесообразно.

Слойчатая обшивка обладает по сравнению с одинарной рядом преимуществ, как то:

1) равноценным воспринятием сложных напряжений всем сечением (чего нет при стрингерном наборе, так как стрингеры не передают перерезывающих сил);

2) способностью воспринимать все виды нагрузок, как лежащие в плоскости панели, так и нормальные к ней;

3) значительным улучшением качества поверхности благодаря отсутствию заклепочных швов;

4) применением однотипного сортамента (листовой материал) и самодействующих дешевых (при массовом производстве) процессов (склейка) при изготовлении.

К недостаткам слойчатых обшивок следует отнести:

1) сложность контроля качества склейки;

2) трудность осуществления стыковых соединений, высоконапряженных относительно тонких листов (фиг. 113);

3) необходимость усиления заполнителя при передаче перерезывающих сил, действующих по нормали к плоскости панели;

4) сложность армирования при передаче местных сосредоточенных нагрузок.

Крышки люков и обтекатели

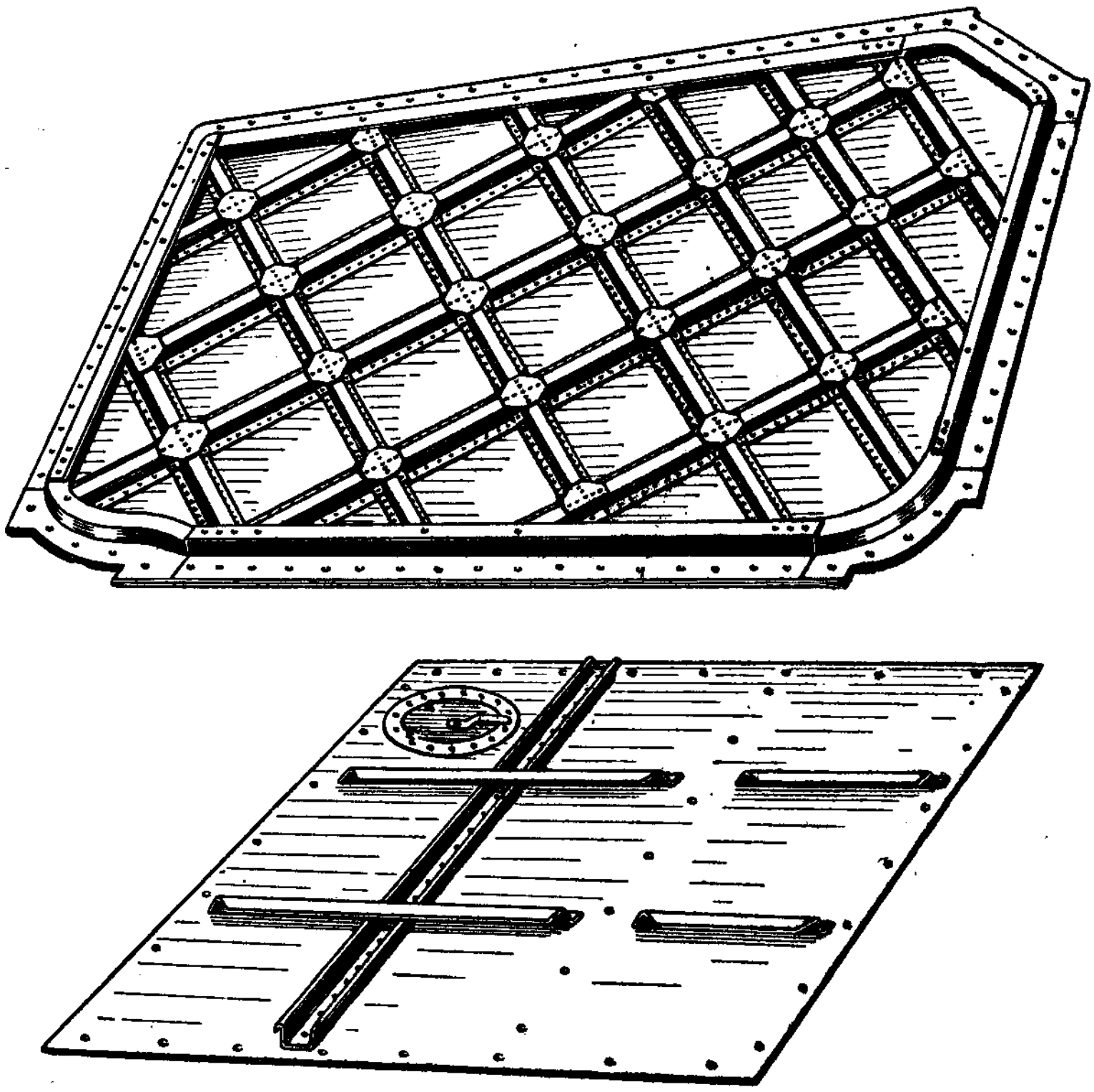
При работающей (жесткой) обшивке вырезы в ней нежелательны, но их все же приходится делать для доступа к находящимся в крыле агрегатам оборудования и вооружения, а также для монтажа баков, радиаторов и агрегатов больших габаритов.

Люки в обшивке крыла закрываются крышками заподлицо с обшивкой, а края вырезов (под люки) с внутренней стороны усиливаются профилями, накладками или рейками.

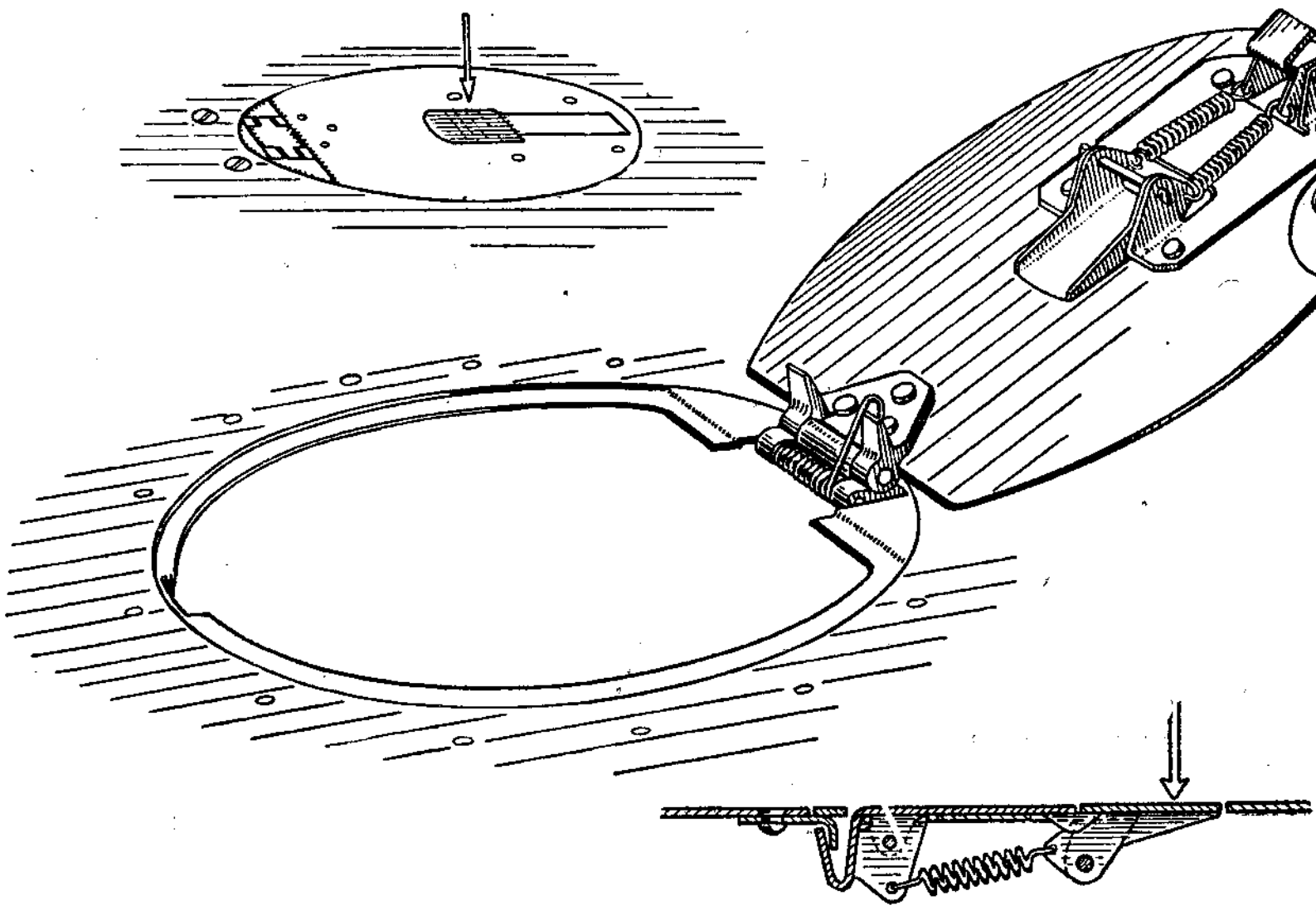
Конструкции силовых крышек, работающих при нагружении обшивки, аналогичны конструкции обычной подкрепленной обшивки. Крепить силовые крышки следует по контуру большим количеством винтов, для того чтобы люк работал так же, как и остальная обшивка. На фиг. 114 показаны конструкции силовых крышек больших люков.

Кроме больших люков, часто в обшивке делают небольшие лючки для осмотра, смазки или монтажа внутренних механизмов крыла. Крышки таких лючков (небольшие по размерам) должны легко и быстро открываться. Есть много самых разнообразных конструкций крышек и особенно замков. На фиг. 115 дана конструкция крышки смотрового лючка с замком, который открывается под легким нажимом пальца.

Для уменьшения интерференции (взаимного влияния) крыла и фюзеляжа или крыла и мотогондолы в местах их сопряжения ставят обтекатели, называемые *зализами* (фиг. 116). Назначение зализов — направлять поток воздуха, проходящий между поверхностями крыла и боковыми поверхностями фюзеляжа или мотогондолы, с минимальным изменением направления и давления. Большая интерференция не только увеличивает лобовое сопротивление, но может быть причиной возникновения бафтинга. При определении очертаний обтекателей (зализов) необходимо стремиться к тому, чтобы поток воздуха расширялся возможно меньше после перехода через максимальную ординату профиля крыла. Радиус со-

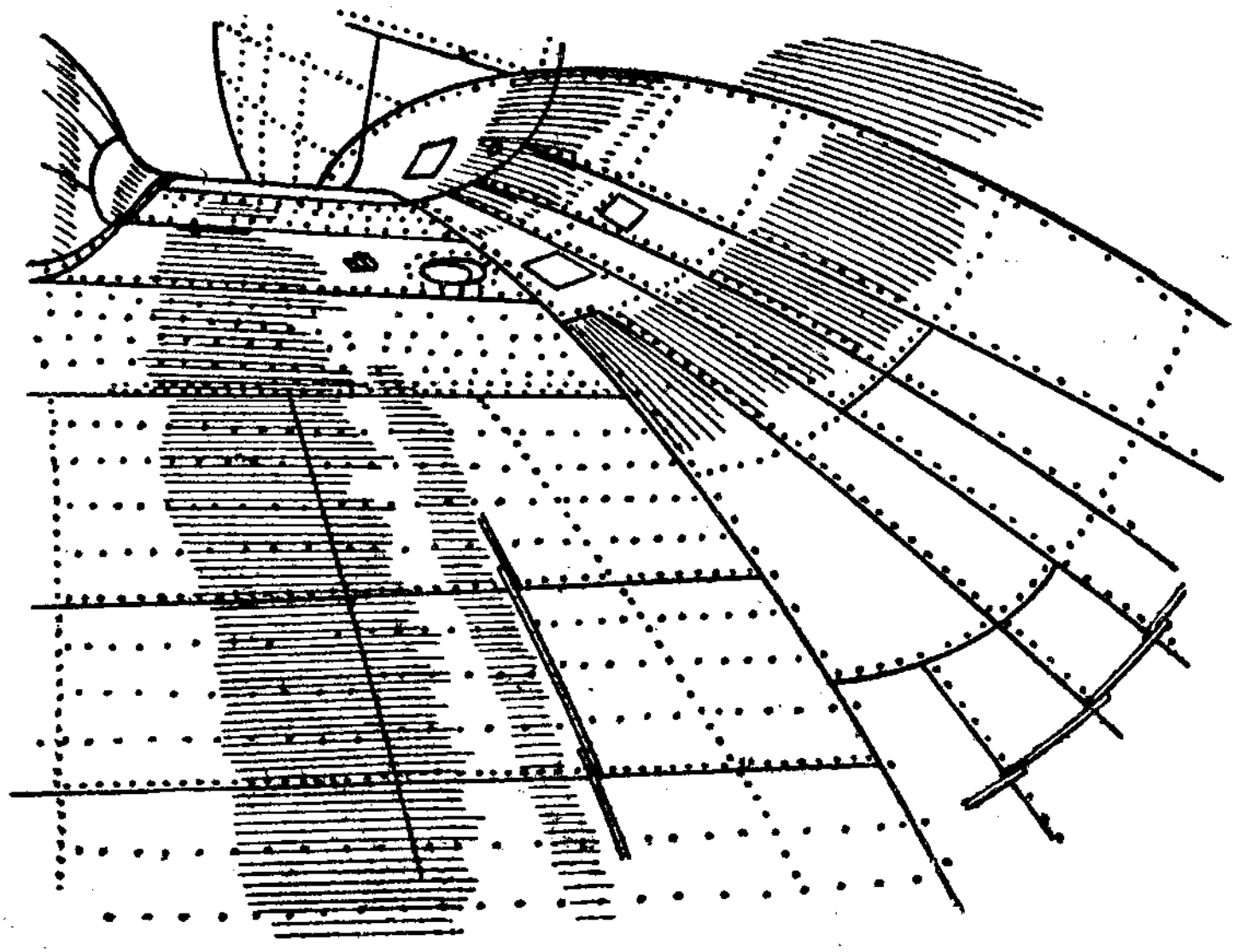


Фиг. 114. Конструкции силовых крышек люков.



Фиг. 115. Смотровой люк.

пряжения обтекателя должен быть минимальным в сечении наибольшей толщины профиля и максимальным у задней кромки крыла. Обтекатели обычно изготовляют отдельно из нескольких слоев шпона, выклеенного на болванке, или штампуют, а иногда выколачивают из листового дуралюмина и крепят к обшивкам крыла и фюзеляжа заклепками или винтами.



Фиг. 116. Зализ.

Конструктивные особенности носков крыла

На носок крыла действуют большие воздушные нагрузки, и это предъявляет особые требования к конструкции носовой (передней) части крыла. Для достаточной прочности и жесткости носков крыла их усиливают следующими способами:

1) в деревянных крыльях с полотняной обшивкой носок крыла до переднего лонжерона зашивают тонкой фанерой (см. фиг. 25);

2) в металлических крыльях с полотняной обшивкой носок крыла покрывают дуралюминовой обшивкой (см. фиг. 29);

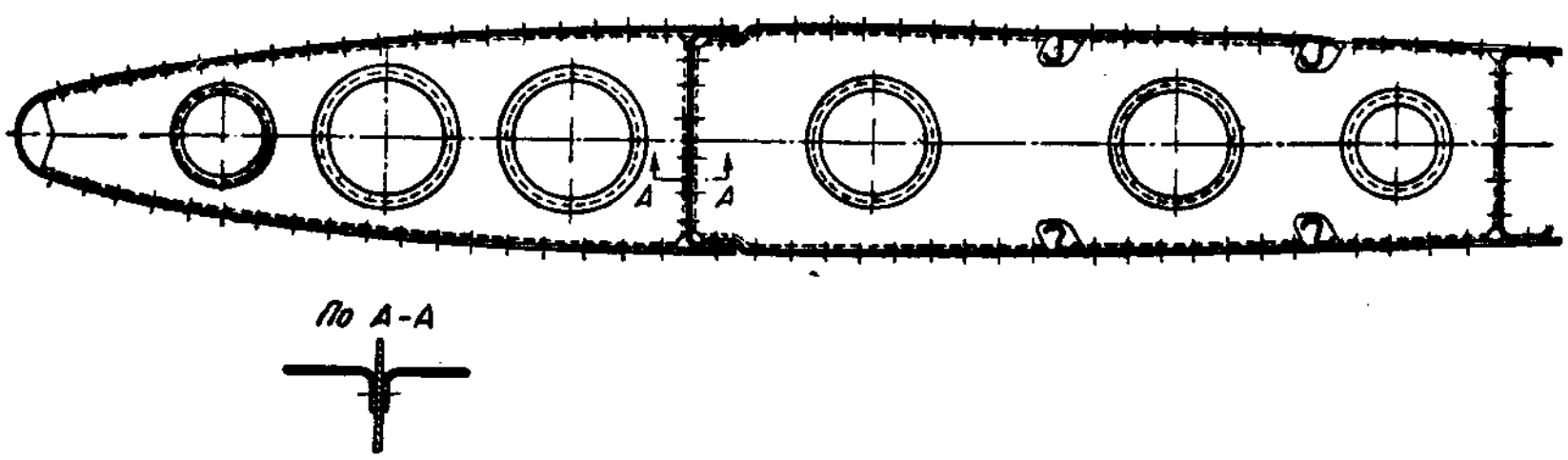
3) в металлических и деревянных крыльях с работающей обшивкой носок крыла усиливают, увеличивая толщину обшивки, и устанавливают дополнительные поперечные диафрагмы, носовые части нервюр (см. фиг. 40) и стрингеры.

У крыла истребителя «Спитфайр» толщина обшивки в носке (до лонжерона) 2,5 *мм,* а за лонжероном — 0,5 *мм.* Такое распределение толщины обшивки создает достаточную жесткость GJ_p крыла на кручение при легком весе конструкции. Вместе с тем такое распределение обшивки способствует перемещению вперед центра тяжести, что повышает критическую скорость флаттера.

Установка стрингера в передней кромке крыла, особенно на скоростных самолетах, нежелательна, ибо даже при самом тщательном выполнении в местах крепления обшивки к профилю стрингера получаются переломы (грани), искажающие заданный конструктором профиль крыла.

На фиг. 117 приведен пример конструкции носка стабилизатора, вовсе не имеющего стрингеров.

Учитывая сказанное выше, следует на расстоянии по крайней мере 40—50% хорды воздерживаться от применения стрингеров и других продольных элементов, связанных с обшивкой крыла, располагая на этом участке более часто нервюры для необходимого подкрепления обшивки. На скоростных самолетах для получения достаточно хорошей поверхности крыла, вероятно, целесообразно отказаться вообще от стрингерного набора.



Фиг. 117.

Профиль крыла и прежде всего носок должен по всему размаху строго соответствовать заданным теоретическим обводам без каких-либо выступов или углублений на поверхности. Одновременно необходимо следить за тем, чтобы при установленных нормами эксплуатационных перегрузках в обшивке крыла не было местных остаточных деформаций, могущих исказить предусмотренное конструктором обтекание крыла.

18. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫЕ СРЕДСТВА

Обледенение частей самолета возникает при прохождении самолетом холодных слоев атмосферы, насыщенных влагой. Наиболее подвержены обледенению передние кромки крыла и оперения при температурах от 0 до минус 8° во время полета в густой облачности или в полосе дождя, выпадающего из верхнего более теплого слоя воздуха в нижний более холодный слой.

Отложение льда происходит быстро и распространяется по хорде на значительную глубину. Толщина льда на передних кромках может достигать 5—8 *см*. Установлено, кроме того, что интенсивность обледенения тем больше, чем больше скорость полета.

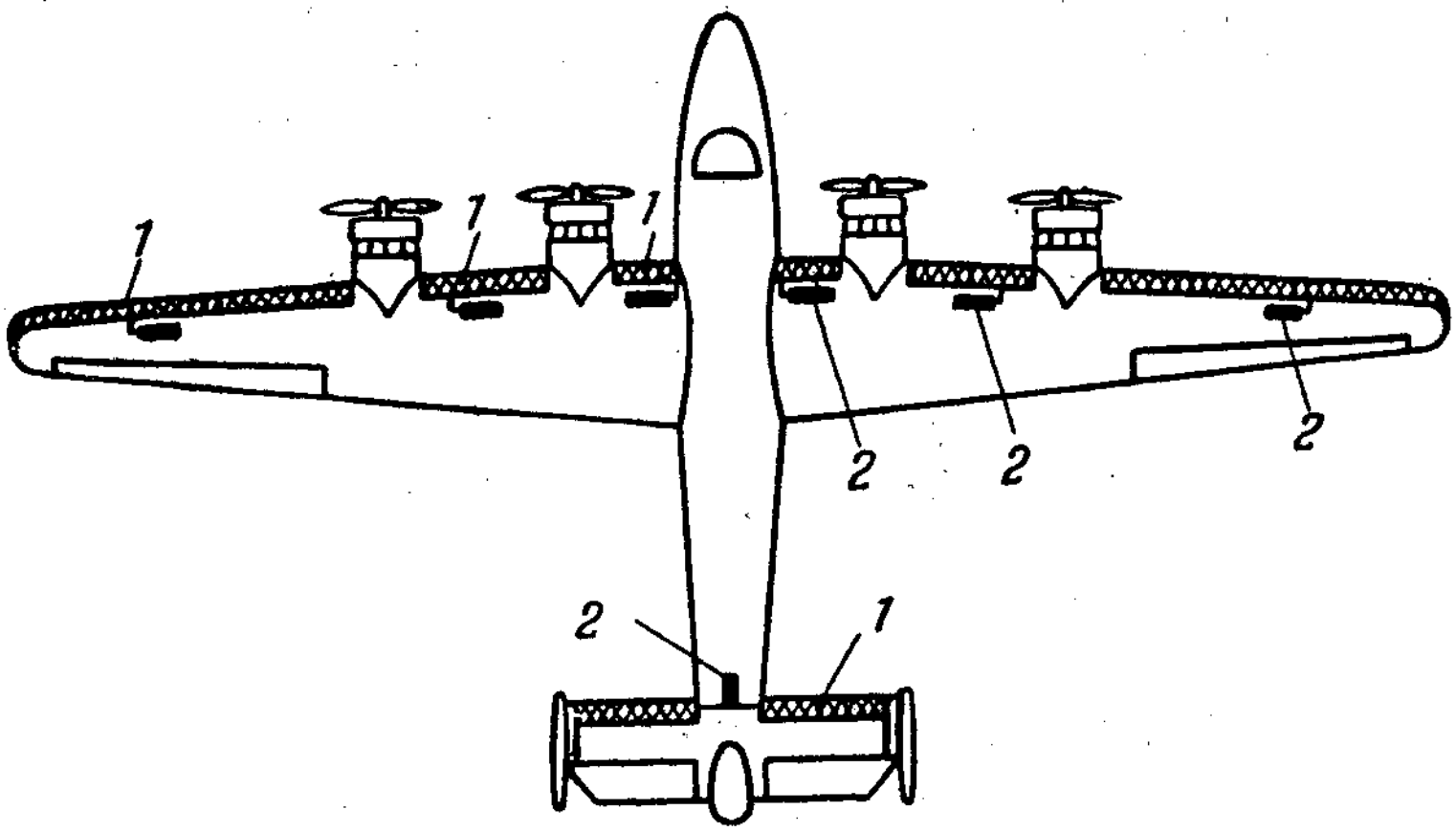
Отложения льда на передней кромке крыла сильно нарушают нормальное обтекание крыла воздухом, ухудшают характеристики устойчивости и управляемости, и полет становится опасным. Поэтому приходится бороться с обледенением, причем способы этой борьбы должны быть определены конструктором уже на первых этапах конструирования самолета.

Известны три способа защиты против обледенения, а именно термический, химический и механический.

Термический способ заключается в том, что к передней кромке крыла или оперения подводится тепло для подогрева поверхности до температуры выше 0°. Подогревать можно водой из системы охлаждения двигателя, выхлопными газами и, наконец, электрическим током. В первую очередь конструкторы обратили внимание на возможность использовать для этой цели выхлопные газы. Непосредственный обогрев

частей самолета выхлопными газами оказался затруднительным из-за их высокой температуры и сильного корродирующего действия.

Обогревание крыла, оперения и других частей самолета воздухом, нагретым выхлопными газами в специальном агрегате — калорифере, получает в последнее время все большее применение.

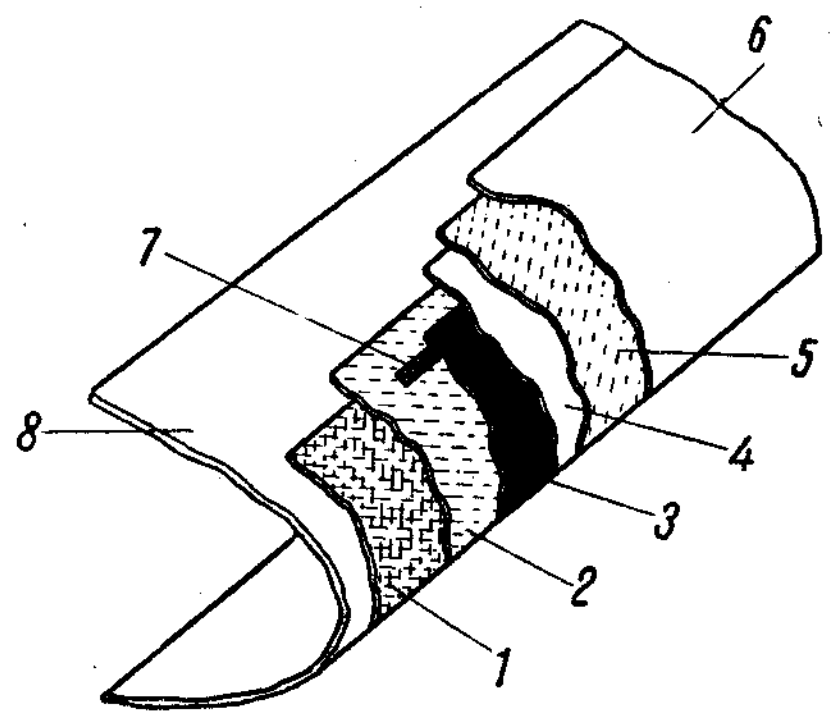


Фиг. 118. Установка термического противообледенителя.

1—обогреваемые секции; *2*—бензиновые печи.

На фиг. 118 показан термический противообледенитель, источником тепла для которого служат специальные бензиновые печи, каждая из которых обогревает отдельную часть самолета независимо от остальных.

На фиг. 119 показан электротермический противообледенитель для крыла и оперения. Он представляет собой многослойную ленту, приклеенную заподлицо с обшивкой вдоль передней кромки. Электрический ток по особым шинам подводится к слою токопроводящей обмазки, нанесенной на прессованный картон. При пропускании тока обмазка нагревается и предотвращает обледенение.



Фиг. 119. Электротермический противообледенитель для крыла и оперения.

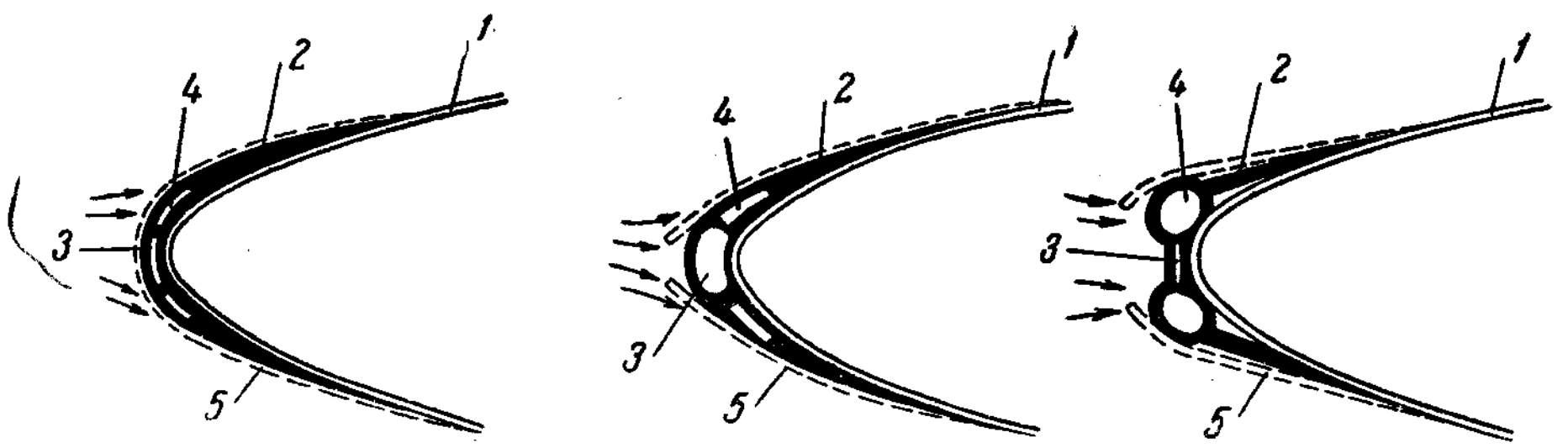
1—войлок; *2*—прессшпан; *3*—обмазка; *4*—лак; *5*—прорезиненное полотно; *6*—эмаль (лак); *7*—токопроводящие шины; *8*—обшивка крыла.

Химический способ борьбы с обледенением заключается в том, что подвергающуюся обледенению поверхность покрывают слоем специальной жидкости «антифриз», замерзающей лишь при низких температурах. Для того чтобы смесь не смывалась дождем и не сдувалась потоком воздуха, на передней кромке крыла укрепляют накладку из пористого материала (например, кожи), которую пропитывают жидкостью.

Для винтов довольно часто применяется противообледенительное устройство с подачей жидкого антифриза на лопасти винта.

Механический способ борьбы с обледенением состоит в том, что образовавшийся лед откалывают и сбрасывают с крыла. Наибо-

лее распространенным механическим противообледенителем является устройство (фиг. 120), представляющее собой резиновые протекторы, смонтированные на передних кромках крыла и оперения. Внутри протекторов имеются продольные камеры, в которые поочередно поступает сжатый воздух. На разных самолетах и в различных местах крыла и оперения протекторы имеют разное число камер. Обычно в протекторах отъемной части крыла ставят три-четыре камеры, в центральной части крыла — от трех до семи камер, на хвостовом оперении — две камеры.



Фиг. 120. Механический противообледенитель.

1—обшивка передней кромки крыла; *2*—камерный протектор; *3*—средняя камера; *4*—боковые камеры; *5*—слой льда.

Схема работы трехкамерного протектора показана на фиг. 120. Поступающий сжатый воздух вздувает среднюю камеру и ломает лед, отложившийся на внешней поверхности протектора, а встречный поток, проникая под края надломленного льда, сбрасывает его с поверхности. Затем воздух выпускают из средней камеры, и она опадает, воздух же подают в обе крайние камеры, которые вздуваются и ломают ледяную корку на соответствующей части поверхности крыла. Сжатый воздух подают в камеры протекторов и выпускают из них периодически. Весь цикл длится около 40 сек.

Противообледенитель должен удовлетворять следующим основным требованиям:

1) не ухудшать аэродинамику самолета, особенно в критические минуты, когда начинается обледенение (этим требованиям описанный механический противообледенитель не удовлетворяет);

2) не только защищать от льда переднюю кромку, но и исключать возможность последующего замерзания влаги, образовавшейся от расплавления льда, что наблюдается при применении современных термических противообледенителей;

3) действие противообледенительного устройства не должно лимитироваться запасом противообледенительной жидкости, как это имеет место в разного рода химических противообледенителях;

4) противообледенитель должен автоматически включаться при появлении обледенения, быть простым в уходе и ремонте и иметь малый вес.

19. КОНСТРУКТИВНЫЕ МЕРОПРИЯТИЯ ПО ПРЕДОТВРАЩЕНИЮ ФЛАТТЕРА КРЫЛА

Всякое упругое тело, выведенное из положения равновесия, совершает под действием сил упругости и сил инерции колебательное движение. Обычно сопротивление окружающей среды и внутреннее сопротивление

конструкции постепенно уменьшают амплитуду, и колебания затухают. Но если на колеблющееся тело действуют периодические силы, период и направление которых совпадают с периодом и направлением колебаний, то амплитуда колебаний может не только не уменьшаться, а будет даже увеличиваться и приведет конструкцию к поломке.

Крыло самолета, колеблющееся в потоке воздуха, получает такие деформации кручения, которые влекут за собой периодическое изменение угла атаки крыла, а следовательно, и аэродинамических сил, действующих на крыло. Эти периодические силы имеют такой же период, как и колебания крыла, и будут возбуждающими или демпфирующими в зависимости от того, будут ли их направления совпадать с направлением колебаний или противоположны им.

Аэродинамические силы пропорциональны квадрату скорости полета, и если они совпадают с направлением колебаний, то опасность разрушения крыла от колебаний (вибраций) быстро растет с увеличением скорости полета. Наиболее опасным видом вибраций для крыльев являются самовозбуждающиеся колебания крыла в полете с быстро нарастающей амплитудой, получившие название *флаттер*. Имеются два вида флаттера крыла: изгибно-крутильный и изгибно-элеронный.

Изгибно-крутильный флаттер. В каждом поперечном сечении крыла можно отметить две точки (фиг. 121,*а*), характерные для колебаний типа флаттер: центр тяжести сечения и центр жесткости сечения. Центр тяжести является точкой приложения равнодействующей массовых сил (силы веса и сил инерции), а центр жесткости — точкой приложения равнодействующей упругих сил.

В обычных конструкциях современных самолетов эти точки располагаются приблизительно в следующих пределах: центр жесткости 33—36% от носика профиля, а центр тяжести — 42—46%. Таким образом, как правило, центр жесткости лежит впереди, а за ним расположен центр тяжести.

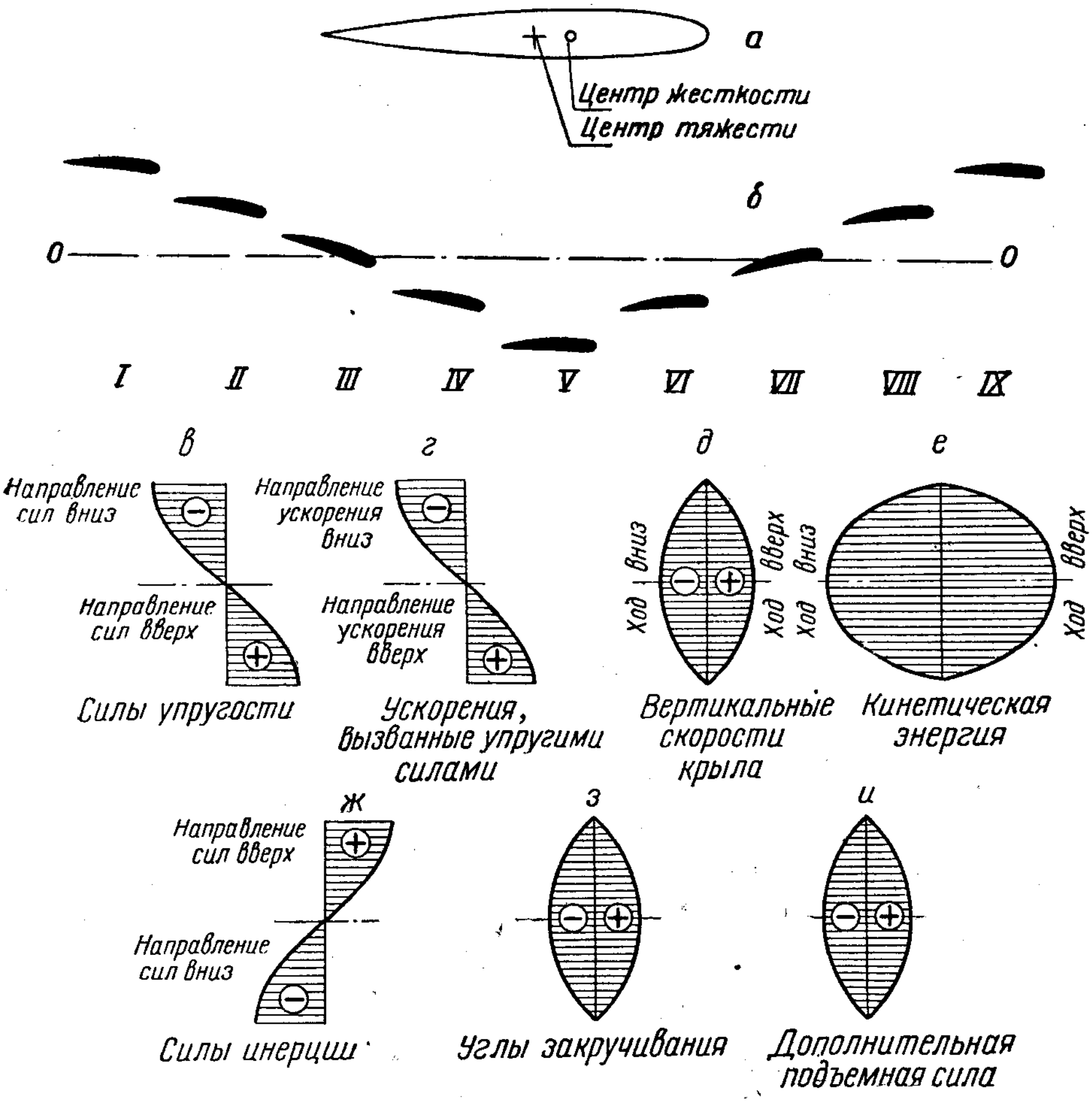
Находящееся в полете крыло самолета получает в зависимости от режима полета вполне определенные деформации изгиба и кручения; упругие силы, развивающиеся при этом в конструкции крыла, полностью уравновешивают все внешние нагрузки, действующие на крыло на данном режиме, и крыло находится в равновесии.

Предположим теперь, что крыло вследствие каких-либо причин еще более изогнулось вверх, и некоторое его сечение с оси *OX* перешло в положение *I* (фиг. 121,*б*).

Если сила, нарушившая равновесие, исчезнет, то крыло придет в колебательное движение и в каждом его сечении будут действовать силы. Силы упругости, всегда направленные к положению равновесия (т. е. к оси *OX*) и приложенные в центре жесткости, при переходе крыла через положение равновесия (положение *III* фиг. 121,*б*) проходят через нуль и меняют знак (фиг. 121,*в*); под их действием крыло приобретает ускоренное движение при перемещении из точки *I* в точку *III* и замедленное — при переходе из точки *III* в точку *V* и т. д. На фиг. 121,*в* дана диаграмма сил упругости, на фиг. 121,*г* приведена диаграмма ускорений, вызываемых упругими силами, и на фиг. 121,*д, е* даны диаграммы вертикальных скоростей и живых сил колеблющегося крыла. Так как движение крыла неравномерное, то появятся силы инерции (фиг. 121,*ж*), направленные противоположно ускорениям и приложенные в центре тяжести сечения.

Таким образом, в каждом сечении крыла будет действовать пара сил, причем плечо этой пары есть расстояние между центрами тяжести и жесткости.

В крыльях самолета обычно центр тяжести лежит п о з а д и центра жесткости, и момент пары сил будет закручивать крыло (фиг. 121,з) в сторону *уменьшения* углов атаки на первой половине хода вниз (поло-



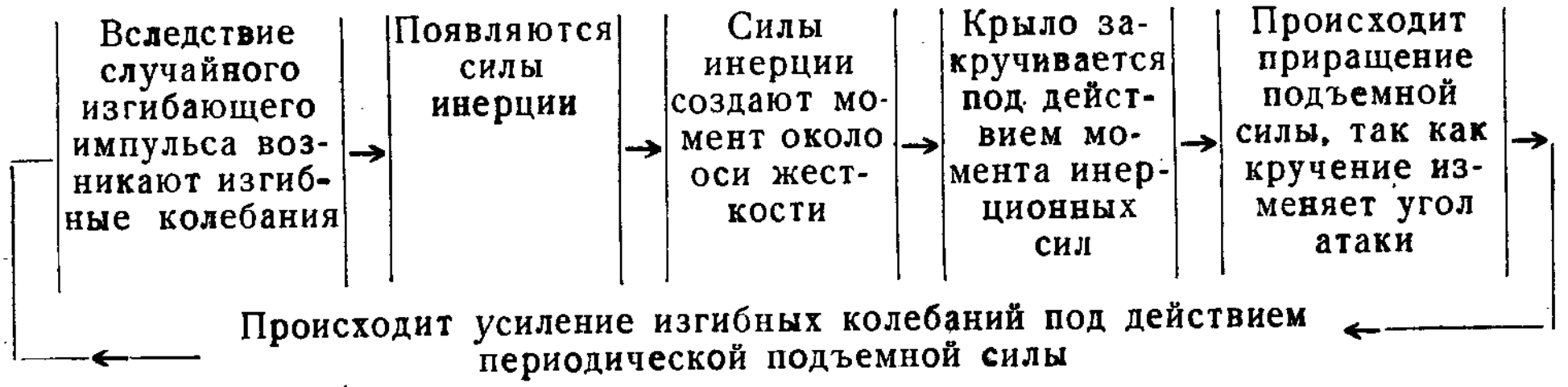
Фиг. 121.

жение *I—III*) и на второй половине хода вверх (положения *VII—IX*), а в остальное время (положение *III—V* и положения *V—VII*) момент, изменив свой знак при переходе через положение равновесия, будет закручивать крыло в сторону у в е л и ч е н и я углов атаки.

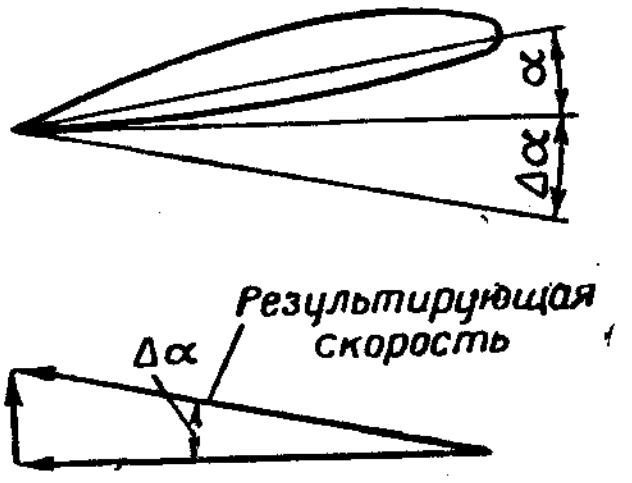
Изменение угла атаки влечет за собой изменение $c_{y\,кр}$, которому соответствуют изменения подъемной силы, пропорциональное, кроме того, квадрату скорости полета.

На диаграмме фиг. 121,*и* видно, что при ходе крыла вниз аэродинамические силы, возникшие как следствие колебаний крыла, направлены так, что всегда стремятся увеличить амплитуду колебаний. Следовательно, они являются силами в о з б у ж д а ю щ и м и, а их эффект будет тем

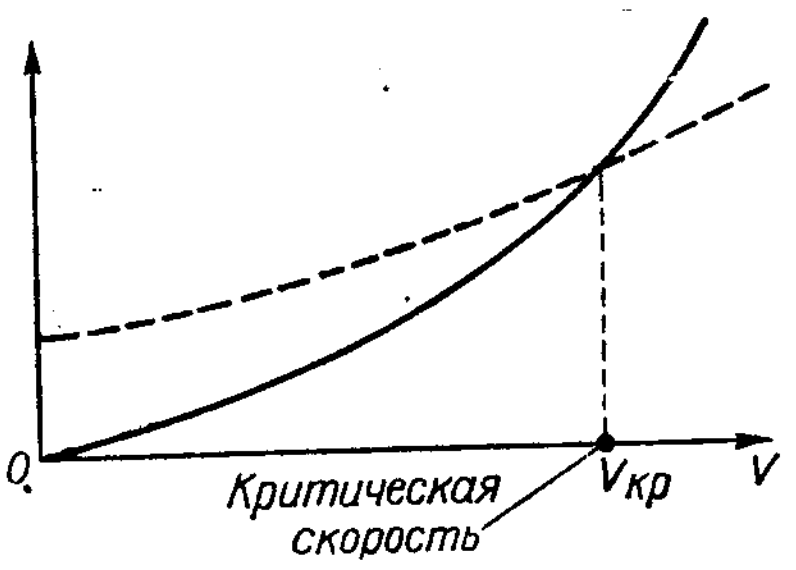
больше, чем больше скорость полета самолета. Схематически сказанное можно представить следующей таблицей [1]:



Но, кроме возбуждающих сил, при колебаниях крыла в потоке воздуха существуют и д е м п ф и р у ю щ и е силы. Во-первых, демпфирующими являются силы внутреннего трения материала и конструкции, которые не зависят от скорости полета. Во-вторых, демпфирующими могут быть и некоторые аэродинамические силы. Действительно (фиг. 122), движение крыла вниз (положение *I—V*) увеличивает угол атаки крыла, что соответствует дополнительной аэродинамической силе, направленной вверх, т. е. п р о т и в движения крыла. Нетрудно убедиться, что и при ходе крыла вверх возникает аэродинамическая сила, направленная тоже п р о т и в движения. Эта сила, кроме того, пропорциональна квадрату скорости полета. Имеются и другие возбуждающие и демпфирующие силы. На фиг. 123 сплошная кривая дает изменение возбуждающих сил [2], а пунктирная — демпфирующих. На малых скоростях демпфирующие силы больше возбуждающих, и возникшие колебания быстро затухают, на больших же возбуждающие силы превосходят демпфирующие, и колебания, нарастая, приводят конструкцию к разрушению.



Фиг. 122. Скорости потока воздуха, подходящего к крылу при движении крыла вниз.



Фиг. 123.

Критической скоростью флаттера называется скорость, при которой возбуждающие силы равны демпфирующим, и колебания не затухают. При переходе за критическую скорость амплитуда колебаний нарастает столь быстро, что возникшие вибрации в течение одной-двух секунд (и даже меньше) приводят крыло к разрушению. Наблюдателям, находящимся на земле, кажется, что как бы произошел взрыв той части самолета, где начались вибрации. Поэтому крыло самолета должно быть спроектировано так, чтобы критическая скорость флаттера была больше максимальной скорости, возможной для

---

[1] Приведенная таблица взята из книги Е. П. Г р о с с м а н а «Курс вибраций частей самолета», Оборонгиз, 1940, стр. 158.

[2] На фиг. 123 приведены средние значения сил за одно полное колебание.

данного самолета. Достигнуть этого можно главным образом конструктивными мероприятиями, которые и следует предусматривать еще в период проектирования самолета.

Существует ряд конструктивных мероприятий, уменьшающих опасность возникновения флаттера и увеличивающих критическую скорость.

1) При рассмотрении явления флаттера было установлено, что взаимное расположение центров тяжести и жесткости сильно влияет на величину критической скорости. Инерционные силы закручивают крыло около его оси жесткости, и при перемещении центра тяжести вперед эти моменты уменьшаются, а следовательно, уменьшается и главная причина возникновения и поддержания вибраций. *Часть крыла, лежащая позади центра жесткости, должна быть всемерно облегчена. Это касается как облегчения конструкции, так и расположения грузов.* Каждый процент перемещения центра тяжести сильно отражается на величине критической скорости. Иногда для увеличения критической скорости флаттера приходится загружать переднюю кромку крыла. В этом случае нет надобности загружать ее вдоль по всему размаху, а достаточно загрузить только концевую часть, которая оказывает наибольшее влияние на флаттер.

Положение оси жесткости очень мало влияет на величину критической скорости, так как хотя при движении ее вперед инерционные характеристики крыла улучшаются, но одновременно увеличивается момент аэродинамических сил. Поэтому при конструировании крыла главное внимание следует обращать на *переднее положение центров тяжести сечений.*

2) Собственные частоты колебаний конструкций при изгибе и при кручении крыла являются параметрами, влияющими на вибрационные характеристики крыла.

Одновременное изменение жесткости крыла на изгиб (EJ) и на кручение (GJ_p) в n раз изменяет критическую скорость флаттера приблизительно в $\sqrt{n}$ раз. Но для конструктора удобнее менять их не одновременно, а раздельно и притом в разное число раз.

Более сильное влияние оказывает жесткость крыла на кручение. При изменении этой жесткости в n раз критическая скорость изменяется почти в $\sqrt{n}$ раз.

Влияние жесткости крыла на изгиб довольно сложно, но, как правило, увеличение этой жесткости влечет за собой даже некоторое уменьшение критической скорости. Дело в том, что современные конструкции крыльев имеют жесткую обшивку, и частота колебаний кручения во много раз превышает частоту колебаний изгиба. Увеличивая последнюю, мы приближаем частоту изгибных колебаний к частоте кручения, между тем как сближение этих частот способствует уменьшению критической скорости флаттера. Таким образом, основное внимание конструктор при проектировании крыла должен обращать на *повышение жесткости крыла на кручение.*

3) С формой крыла в плане связаны некоторые параметры, влияющие на флаттер: погонная масса крыла, жесткость изгиба и кручения и т. д.

Проведенные в ЦАГИ сравнительные расчеты показали, что наименьшую критическую скорость флаттера имеет прямоугольное крыло, а наибольшую — крыло с большим сужением. Это можно объяснить так. При проектировании крыла обычно бывают заданы его несущая поверхность S и относительное удлинение λ. Тогда увеличение сужения, уменьшая хорды на конце крыла, уменьшает аэродинамические силы и моменты. А конец крыла всегда является наименее жесткой частью его конструкции.

4) Уже было отмечено, что при проектировании крыла должно быть выполнено требование, чтобы критическая скорость флаттера была больше любой скорости, достижимой для данного самолета. При этом необходимо иметь в виду, что высоты полета современных самолетов весьма значительны, а критическая скорость при прочих равных условиях зависит от высоты полета. Приближенно эта зависимость выражается так:

$$\frac{V_{H1}}{V_H} = \left(\frac{\rho_H}{\rho_{H1}}\right)^{\alpha},$$

где V_{H1} — критическая скорость на высоте H_1;
V_H — критическая скорость на высоте H;
α — показатель степени, лежащий в пределах 0,35÷0,5;
ρ_{H1}, ρ_H — массовая плотность воздуха соответственно на высотах H_1 и H.

5) При конструировании крыла следует избегать появления участков с весьма крутым падением жесткости на кручение GJ_p и стремиться к возможно более плавному изменению жесткости от корневой части крыла к концу. Однако при крутильных колебаниях важна не только абсолютная величина жесткости, но и соотношение между жесткостью кручения и моментом инерции J_m. Чем больше момент инерции, тем большие инерционные силы развиваются при колебаниях и, следовательно, тем более жестким должно быть крыло. Поэтому отношение $\frac{GJ_p}{J_m}$ можно принять за характеристику, если можно так выразиться, «вибростойкости» конструкции.

Следует стремиться к тому, чтобы частотная характеристика $\frac{GJ_p}{J_m}$ к концу крыла не только не снижалась, но даже увеличивалась, если это возможно. Поэтому при проектировании следует особо тщательно следить за величинами GJ_p и J_m на концевой части крыла. Особо следует подчеркнуть, что переделать характер изменения по размаху частотной характеристики на готовой конструкции почти невозможно [1].

Мы рассмотрели изгибно-крутильные колебания крыла с нарастающей амплитудой. Но с нарастающей амплитудой могут быть и другие виды колебаний. Наиболее характерными, кроме изгибно-крутильных колебаний, являются совместные колебания крыла и элерона, так называемый *изгибно-элеронный флаттер*.

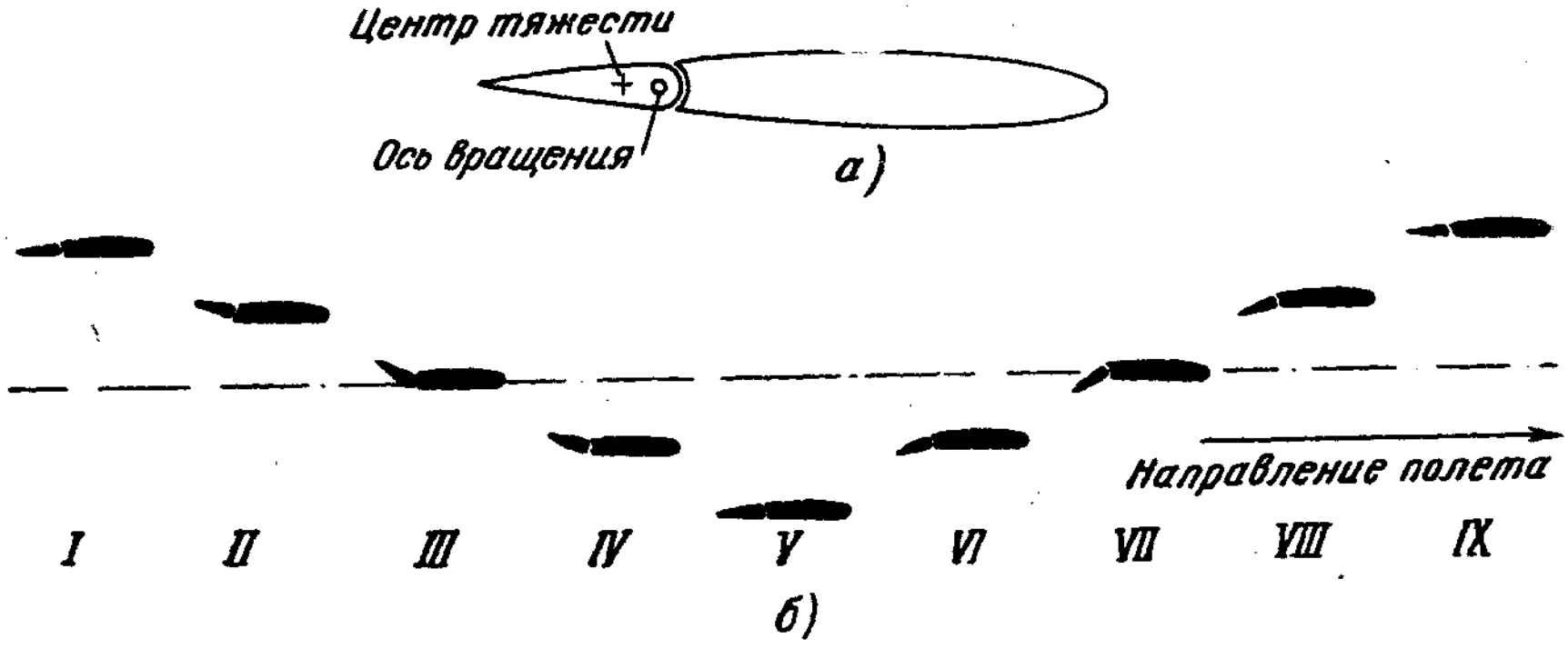
Изгибно-элеронный флаттер. Для упрощения рассуждений рассмотрим крыло, упругое на изгибе и абсолютно жесткое на кручение, но учтем, что на крыле имеется элерон, свободно вращающийся около оси подвески, причем линия центров тяжести его расположена позади оси вращения (фиг. 124).

Выведем крыло из положения равновесия OX в положение I и предоставим его самому себе. Крыло под действием сил упругости начнет двигаться ускоренно к оси OX (положения I—III), элерон же, стремясь сохранить свое положение в пространстве, будет отставать от крыла. А так как его центр тяжести находится позади оси крепления к крылу, то возникнет момент, отклоняющий элерон вверх по отношению к крылу (положение II). Вследствие этого появится дополнительная аэродинамическая сила, совпадающая с направлением движения крыла, т. е. *возбуждающая сила*. На фиг. 124 можно проследить, что эта сила будет

[1] Пункт 5 взят из книги Е. П. Гроссмана, стр. 246.

иметь тот же период, что и крыло, и всегда направлена по движению крыла. Возбуждающая сила пропорциональна квадрату скорости, т. е. быстро растет с увеличением скорости полета, и когда она при достаточно большой скорости (критической) превзойдет силы демпфирующие, то амплитуды колебаний начнут возрастать, и, следовательно, в данном случае мы имеем дело с самовозбуждающимися колебаниями типа флаттер, которые могут привести конструкцию к разрушению.

Если в разобранном случае изгибно-элеронного флаттера элерон жестко прикрепить к крылу, то исчезнет источник возбуждающих сил. Таким образом, источником изгибно-элеронных колебаний является несбалансированный в весовом отношении элерон. Для повышения критической скорости этого вида колебаний существует ряд конструктивных мероприятий:



Фиг. 124.

1. Перемещение центра тяжести элерона вперед ближе к оси вращения, что можно достигнуть весовой балансировкой или применением для хвостовой части элерона полотняной обшивки.

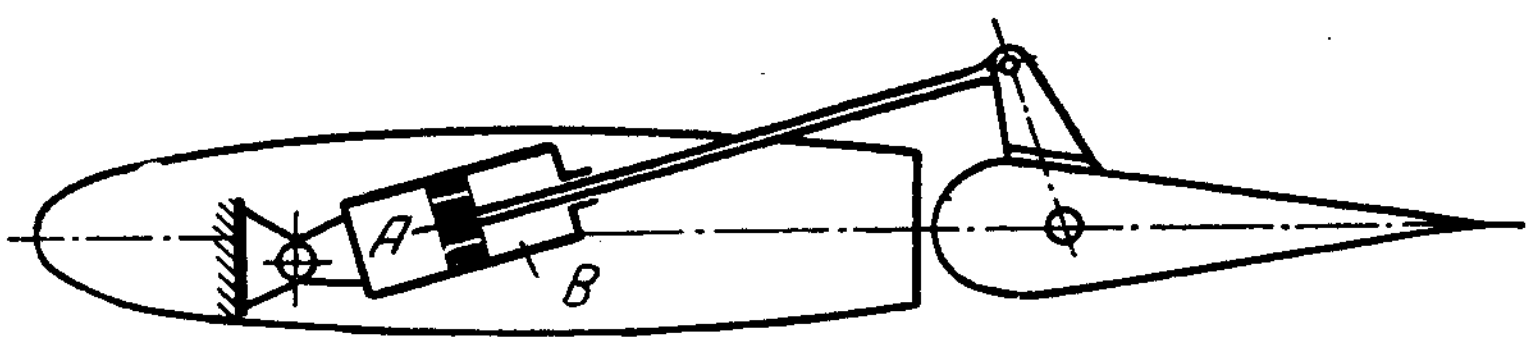
2. Увеличение осевой аэродинамической компенсации элеронов, так как при этом ось вращения элерона перемещается ближе к центру тяжести.

3. Увеличение инерции проводки управления, что может быть достигнуто включением в проводку инерционного демпфера.

В последнее время редко применяют балансиры в виде грузов, вынесенных на кронштейнах, а предпочитают помещать грузы в переднюю кромку элерона, хотя при этом из-за малого плеча относительно оси вращения приходится увеличивать сам груз. Элерон тем удобнее балансировать, чем меньше вес его части, находящейся позади оси вращения. Это соображение служит одной из причин применения полотняной обшивки для элеронов и рулей. Весовая балансировка является весьма эффективным средством борьбы с изгибно-элеронным флаттером.

Но установка балансирующих грузов увеличивает вес конструкции, и поэтому в последнее время все больше внимания уделяют приспособлениям, которые, как и балансиры, увеличивают критическую скорость флаттера, но в то же время обладают малым весом. К таким приспособлениям в первую очередь относятся так называемые *гидравлические демпферы*. Их идея заключается в том, что в вибрирующую систему вводят приспособление, создающее сопротивление ее движению, и энергия вибрирующей системы идет на преодоление этого сопротивления.

На фиг. 125 представлена одна из воз[illegible]жем гидравлического демпфера. Поршень *A*, связанный передач[illegible]ом, двигается внутри цилиндра *B*, заполненного смесью спирта [illegible]ом. Через отверстия в поршне эта смесь может перетекать из л[illegible] цилиндра в правую и наоборот. При отклонении элерона порше[illegible]ется внутри цилиндра, и перетекающая через отверстия жидкость создает сопротивление движению. Можно подобрать отверстия в поршне так, чтобы при небольшой скорости движения поршня, например, при отклонении элерона летчиком, сила сопротивления демпфера была невелика и не мешала нормальному управлению самолетом. Но если элерон начинает вибрировать, то это происходит с большими скоростями, и сопротивление демпфера резко возрастает.



Фиг. 125. Схема гидравлического демпфера.

Все сказанное о влиянии элерона на колебания крыла можно перенести и на совместные колебания рулей с килем или стабилизатором.

20. МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛЬЕВ

Механизация крыльев вначале применялась главным образом для уменьшения посадочной скорости, которая, как известно, выражается следующей зависимостью:

$$V_{\text{пос}} = \varkappa \sqrt{\frac{16p}{c_{y\,\max}}},$$

где $p = \frac{G}{S}$ — удельная нагрузка на 1 $м^2$ крыла;

$\varkappa$ — коэффициент влияния земли.

Устройства, увеличивающее $c_{y\,\max}$, уменьшают посадочную скорость самолета, а следовательно, позволяют при проектировании самолета задаться более высокой максимальной скоростью полета, не опасаясь, что посадочная скорость при этом получится чрезмерно большой.

Уменьшение площади крыла S, т. е. увеличение удельной нагрузки p, увеличивает $V_{\max}$; при этом меньшие размеры крыла позволяют уменьшить и другие части самолета и тем самым снизить общее лобовое сопротивление. Но самолет с таким крылом в случае отказа механизации будет иметь слишком большую и опасную для приземления посадочную скорость.

Механизация крыла приводит к увеличению диапазона скоростей самолета

$$\frac{V_{\max}}{V_{\min}}.$$

Кроме того, применение механизации повышает c_y на углах атаки, меньших критического, а именно на углах, соответствующих режимам разбега и взлета. Это позволяет сократить длину разбега при взлете и длину пробега после посадки, что очень важно для тяжело нагруженных самолетов, например, транспортных, бомбардировщиков и др.

Способы механизации, увеличивающие лобовое сопротивление $c_{x\,\text{сам}}$, находят применение на реактивных самолетах и на пикирующих бомбардировщиках.

Свойство некоторых видов механизации крыльев давать одновременно с ростом c_y и резкое увеличение сопротивления, т. е. понижение качества самолета, используют для увеличения угла планирования. Из аэродинамики самолета известно, что при прочих неизменных условиях угол планирования Θ тем больше, чем меньше качество $k=\frac{c_y}{c_x}$, так как $\operatorname{tg}\Theta=\frac{1}{k}$. Это свойство важно для расчета планирования перед посадкой, особенно при небольших размерах посадочной площадки и закрытых подходах к ней. Необходимо учитывать, что чрезмерное уменьшение качества вредно, так как самолет начинает, как говорят, «проваливаться», и посадка затрудняется. Оптимальным значением качества в предпосадочном режиме можно считать $k=5\div7$. Механизация с понижением качества служит после посадки как бы аэродинамическим тормозом, уменьшающим длину пробега.

Кроме перечисленных основных направлений применения механизации крыла, некоторые виды механизации имеют свое специфическое применение, о чем будет сказано ниже.

Классификация

Основным назначением механизации крыла является повышение его c_y по сравнению с c_y исходного профиля. По способу, которым производится увеличение c_y, все виды механизации можно разделить на три группы (табл. 7. II).

1. Увеличение подъемной силы осуществляется увеличением площади несущей поверхности самолета в полете. Если возросшую подъемную силу отнести к исходной (первоначальной) площади крыла, то получится как бы прирост c_y. Если принять, что при увеличении площади форма крыла остается подобной, то возрастание c_y произойдет *без изменения угла атаки исходного профиля.*

Это положение можно представить кривыми $c_y=f(\alpha)$ для исходного крыла и для крыла с выпущенной дополнительной площадью (табл. 7, II, схема 1).

2. Увеличение c_y достигается изменением формы профиля крыла, главным образом увеличением его кривизны. Как известно, увеличение кривизны увеличивает $c_{y\,\max}$ с одновременным уменьшением критического угла атаки исходного профиля [см. кривую $c_y=f(\alpha)$ на табл. 7, II, схема 2].

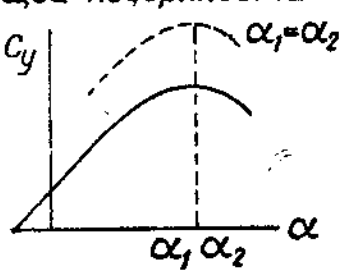
3. Увеличение c_y достигает сдуванием или отсасыванием пограничного слоя с верхней поверхности крыла, т. е. созданием на верхней поверхности потока повышенной скорости (сдувание), или созданием зоны значительно пониженного давления (отсасывание). В обоих случаях начало срыва потока на крыле задерживается, и с увеличением углов атаки подъемная сила продолжает некоторое время расти [см. кривую $c_y=f(\alpha)$ на табл. 7. II, схема 5]. Аналогичное действие оказывают предкрылок или щелевое крыло.

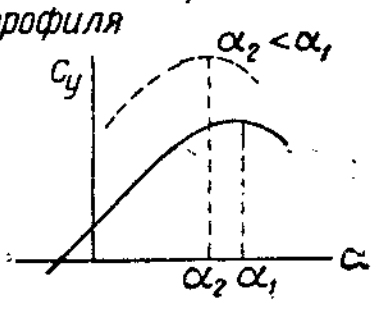
Механизация крыла, дающая увеличение c_y по любому из указанных способов, выполняется весьма различно.

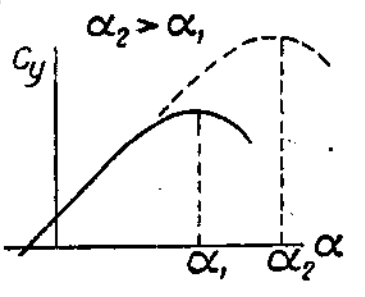
Таблица 7. II

Классификация средств механизации крыльев

I. По увеличению подъемной силы (c_y)

<table>
<tr><th>Типы</th><th>Принцип механизации и аэродинамический эффект</th></tr>
<tr><td></td><td>
Изменение величины несущей поверхности


Изменение кривизны профиля


Сдув и отсос пограничного слоя


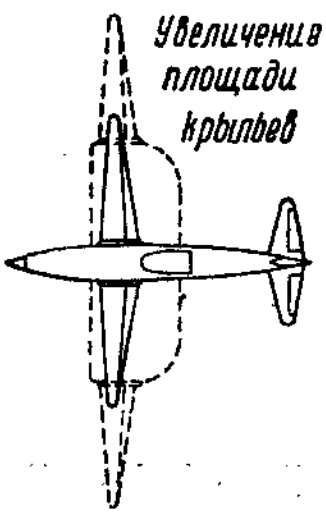
</td></tr>
<tr><td>Простые</td><td>


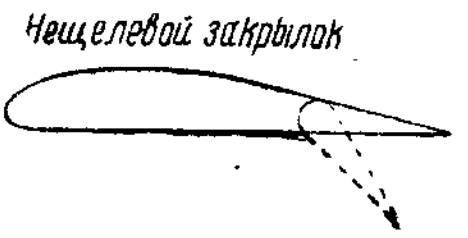
Схема 1


Схема 2

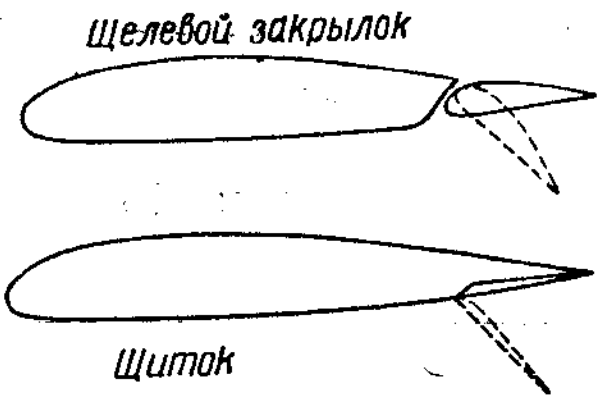

Схемы 3, 4 и 5
</td></tr>
<tr><td></td><td>


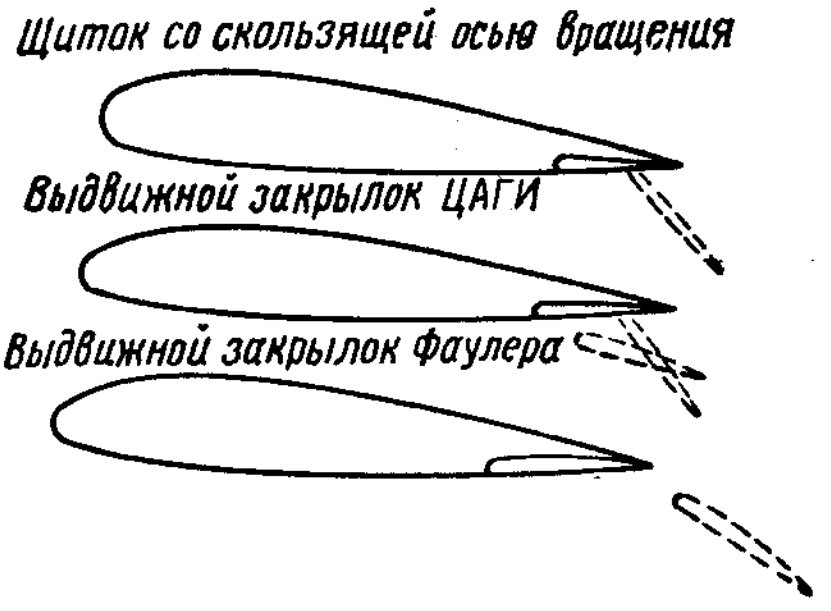
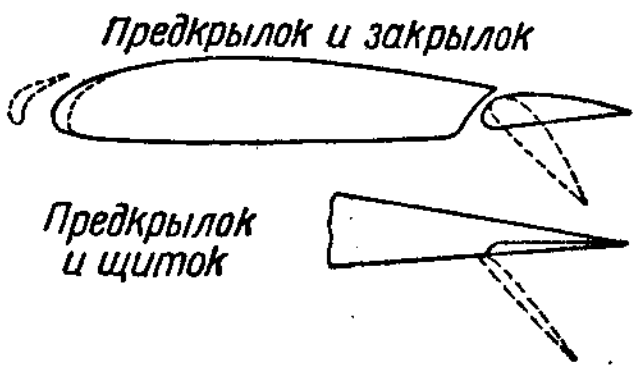
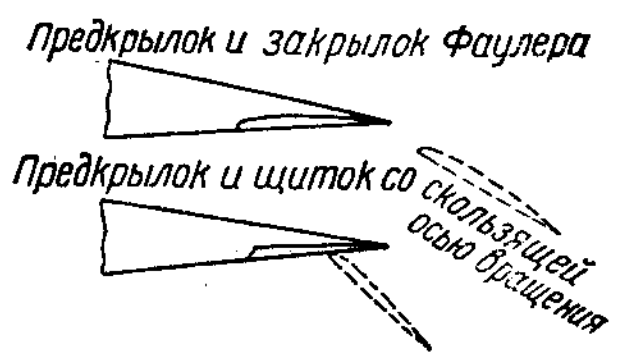
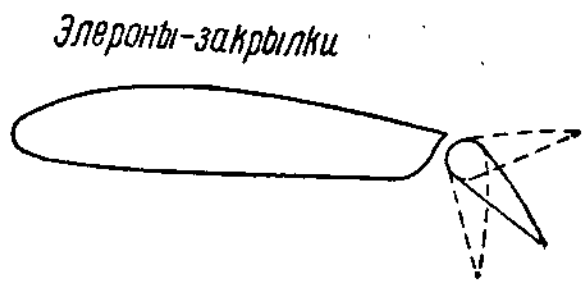
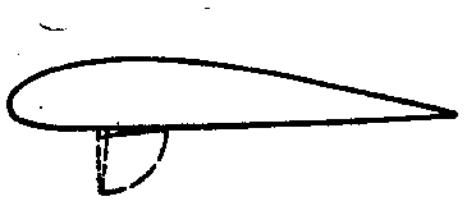
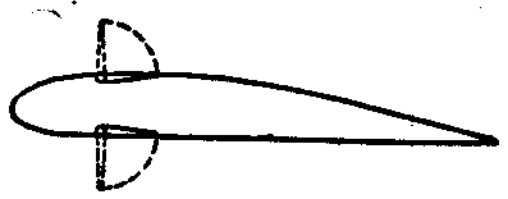
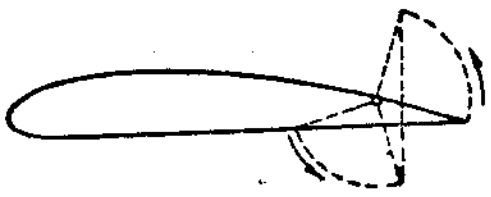
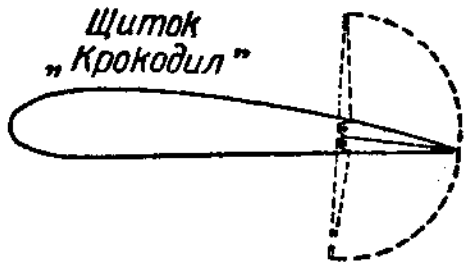
Схема 6
Схема 7
</td></tr>
<tr><td>Сложные</td><td>


Схема 8
Схема 9
Схема 10
</td></tr>
</table>

Продолжение

Типы	Принцип механизации и аэродинамический эффект
Комбинированные	 Схемы 11 и 12  Схемы 13 и 14
	 Схема 15
II. По увеличению лобового сопротивления (c_x)	
Пикирующие решетки или щитки	 Схема 16  Схема 17
Тактические и посадочные щитки	 Схема 18  Схема 19
Обратная реактивная струя	

Изменение площади в полете может быть выполнено в виде раздвижных, складывающихся или убирающихся крыльев. Такие крылья вследствие чрезвычайной сложности их конструкции не получили распространения (см. схему 1 в табл. 7. II).

Изменение кривизны профиля наиболее часто достигается отгибанием вниз всей хвостовой части крыла (см. схемы 2 и 6 табл. 7. II) или только ее нижней поверхности (см. схемы 7 и 8 табл. 7. II). В первом случае отгибаемый элемент называется *закрылком,* во втором — *щитком.*

Сдувание пограничного слоя может быть получено нагнетанием воздуха специальной компрессорной установкой в щели верхней поверхности крыла или, что обычно и делается, применением так называемых *разрезных* крыльев, т. е. крыльев, имеющих сквозную щель, через которую протекает встречный поток воздуха.

Такую щель можно делать недалеко от передней или от задней кромок крыла. При передней щели выдвигаемая вперед часть крыла носит название *предкрылка* (см. схему 3 в табл. 7. II). Задняя подвижная часть называется *щелевым закрылком* (см. схему 6 в табл. 7. II). Как правило, щелевой закрылок одновременно отклоняется вниз для увеличения кривизны профиля.

Дополнительное разрежение на верхней поверхности крыла и одновременное повышение давления на нижней поверхности достигается при помощи щитков (см. схемы 7 и 8, в табл. 7. II).

Наряду с закрылками и щитками применяются так называемые *выдвижные закрылки,* которые аналогично щиткам расположены под крылом и, открываясь, работают как закрылки. Выдвижные закрылки ЦАГИ, Фаулера, а также щитки со скользящей осью вращения (см. схемы 8, 9 и 10) дают увеличение площади несущей поверхности.

Для увеличения эффекта повышения c_y часто прибегают к установке на крыле нескольких приспособлений, например, закрылка и предкрылка (см. схему 11), щитков и предкрылков (см. схемы 12 и 14) и др.

Рассмотренные выше устройства можно классифицировать следующим образом:

1) простые устройства, использующие какой-либо один принцип (одинарного действия);

2) сложные устройства, использующие одновременно два или все три принципа (двойного и тройного действия);

3) комбинированные типы, состоящие из нескольких одновременно работающих устройств;

4) особые системы, например, вибрирующие предкрылки.

Элементы механизации

На возможность получения крыла с повышенной подъемной силой впервые указал академик С. А. Чаплыгин еще в 1910 г.[1], но в то время конструкторы были заняты другими, более простыми задачами. Лишь в конце первой мировой войны этот вопрос вновь начал разрабатываться и получил свое первое конструктивное воплощение в разрезных крыльях самолета Р-5. Однако потребовалось еще свыше десятка лет изучения и испытаний, прежде чем опытные конструкции перешли в эксплуатацию.

[1] С. А. Чаплыгин предложил сделать в крыле несколько щелей (см. табл. 7. II, схема 4), разрезающих его вдоль по размаху. На больших углах атаки через щели проходят струи воздуха, которые сдувают пограничный слой на верхней поверхности крыла. В этом случае критический угол атаки и соответствующее значение $c_{y\,max}$ значительно увеличиваются.

В начале 30-х годов стали применять первые разрезные крылья; почти одновременно появились и щитки. Впервые щиток без скользящей оси вращения (см. табл. 7. II, схема 7) был разработан преподавателем Московского авиационного института А. Л. Гиммельфарбом в 1931 г. (заявочное свидетельство № 100497/7090). С 1935—1937 гг. механизацию крыльев стали применять почти на всех самолетах.

В табл. 8. II дано сравнение различных средств механизации крыла (при размещении механизации по всему размаху).

Таблица 8. II

Наименование механизации	$\frac{\Delta c_y}{c_{y\,max\,исх}}$ %	Исходный профиль α_1°	Профиль с механизацией α_2°
Предкрылок	55—65	15	28
Нещелевой закрылок	65—75	15	13
Щелевой »	85—95	15	13
Подвесной »	60—70	15	14
Щиток простой	75—85	15	13
Щиток со скользящей осью вращения	85—95	15	14
Выдвижной закрылок ЦАГИ	110—115	15	13
» » Фаулера	110—140	15	13
Щиток со скользящей осью вращения + предкрылок	130	16	24
Щелевой закрылок + предкрылок	100	20	26
Выдвижной закрылок Фаулера + предкрылок	185	—	—

При размещении механизации на крыле перед конструктором в первую очередь стоит вопрос о сочетании механизации задней части крыла с обеспечением достаточной эффективности элеронов, занимающих значительную часть размаха. Различные решения этой задачи приводят к применению особых типов элеронов, освобождающих заднюю часть крыла для механизации.

Основные требования, которым должна удовлетворять механизация крыла, могут быть сформулированы так:

1) максимальное приращение $c_{y\,max}$;

2) незначительное изменение критического угла при действии механизации;

3) минимальный прирост (лучше неизменность) c_x в нормальном полете;

4) малое падение качества и коэффициента мощности $c_y^{3/2}/c_x$ при частично открытой механизации (важно для взлета);

5) значительное (но не чрезмерное) падение качества при полностью открытой механизации (важно при планировании и посадке);

6) минимальное перемещение центра давления;

7) простота и надежность конструкции.

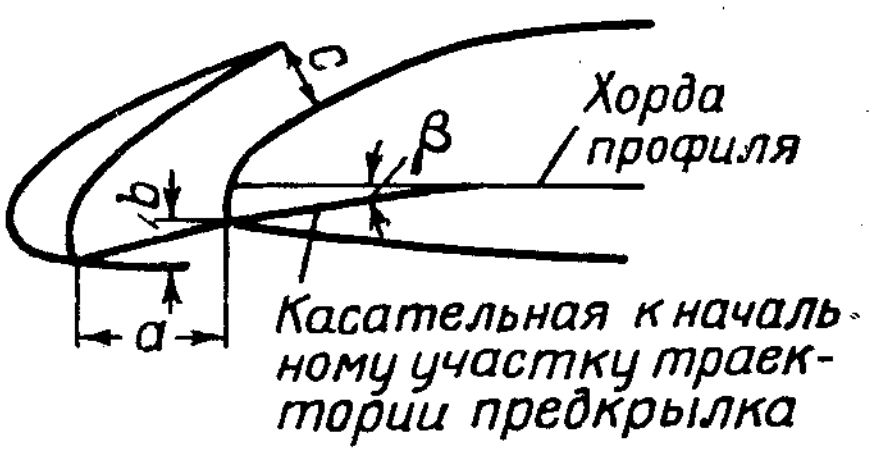
Ниже даются описание и краткая характеристика схем и конструкций различных средств механизации.

Механизация крыла нашла широкое применение в виде предкрылков, закрылков и подкрылков.

Предкрылок представляет собой небольшое крылышко, расположенное перед носком крыла (фиг. 126). Различают *фиксированные* предкрылки, жестко связанные с крылом, и *автоматические* предкрылки.

В последнем случае выдвижение предкрылка происходит под действием аэродинамических сил автоматически: на малых углах атаки крыла аэродинамические силы прижимают предкрылок к крылу, на больших — наоборот, отодвигают его вперед от крыла.

На фиг. 127 показана схема действия аэродинамических сил на предкрылок при различных углах атаки. По исследованиям, проведенным в ЦАГИ, необходимо выдерживать определенную форму предкрылка и соотношение между размерами его и размерами щели между крылом и предкрылком. Основные размеры применительно к нормальным профилям с толщиной $\bar{c}=12\div18\%$ показаны на фиг. 126.



Фиг. 126. Предкрылок в отклоненном положении.

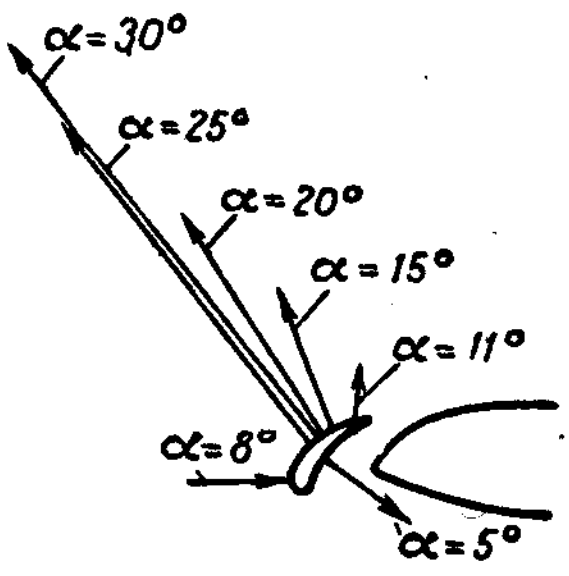
Рекомендуемые размеры и углы:

$$\frac{b}{a}=0{,}3;\quad \frac{c}{a}=0{,}25\div0{,}35;\quad \beta\leqslant14^\circ.$$

Движение предкрылка вперед совершается при помощи специальных механизмов — подвесок. Существует несколько типов подвесок и соответственно несколько схем выдвижения предкрылка.

На фиг. 128 изображен кулисный механизм предкрылка. На шарнирном четырехзвеннике, установленном в вертикальной плоскости, предкрылок выдвигается, не перемещаясь вдоль крыла (по размаху). Конструкция этого механизма проста и надежна. Он полностью размещается внутри крыла даже при достаточно тонком крыле.

Механизм подвески предкрылка истребителя ЛАГГ-3 (фиг. 129) состоит из узлов-качалок, прикрепленных к стенке переднего лонжерона крыла и к носку нервюры. Предкрылок связан с кронштейном *1* через качалку *2*; ход качалки ограничен ограничителем *3*, упирающимся в резиновую прокладку *4*. Предкрылок одновременно с выдвижением вперед несколько сдвигается вдоль крыла (по размаху).



Фиг. 127. Действие сил на предкрылок при различных углах атаки α.

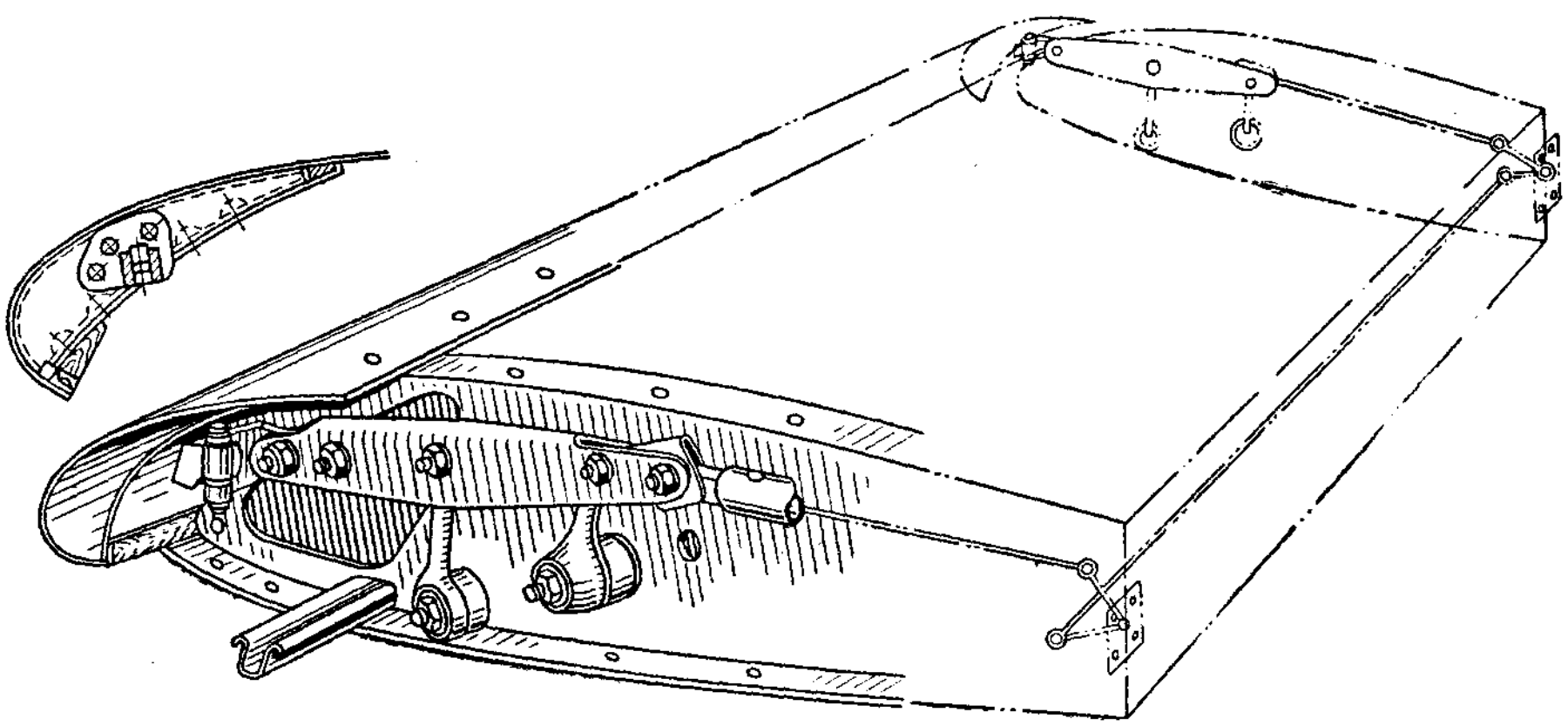
Конструкция самих предкрылков аналогична конструкциям крыльев с жесткой обшивкой и состоит обычно из нервюр, продольных стенок и обшивки.

Предкрылки по всему размаху крыла встречаются редко. Чаще применяются автоматические *концевые* предкрылки, целью которых является улучшение устойчивости и управляемости самолета на больших углах атаки крыла, т. е. на малых скоростях полета. Длина концевого предкрылка обычно лежит в пределах

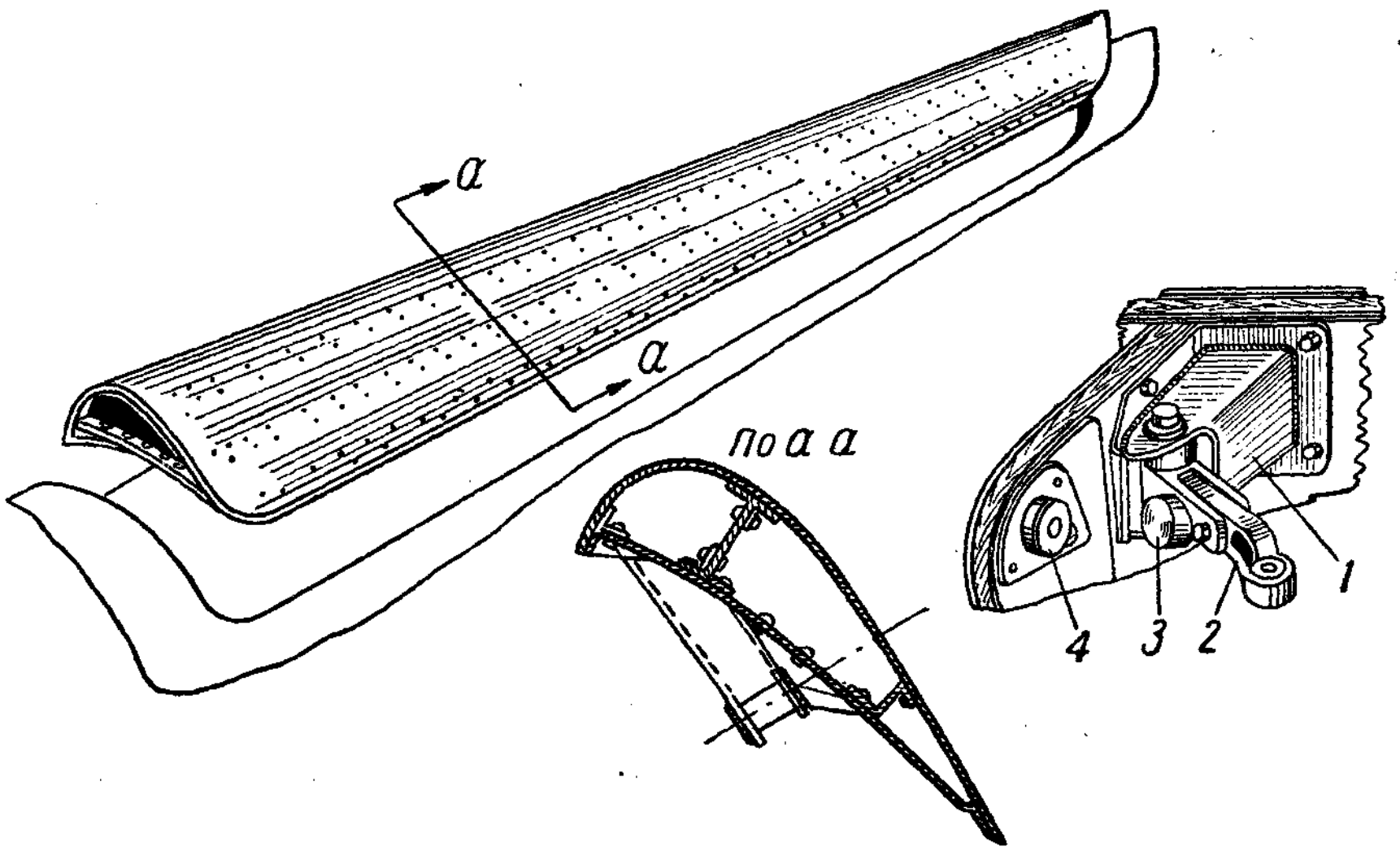
$$\frac{2l_{пр}}{l}=0{,}35\div0{,}45,$$

где $l_{пр}$ — длина предкрылка;
l — размах крыла.

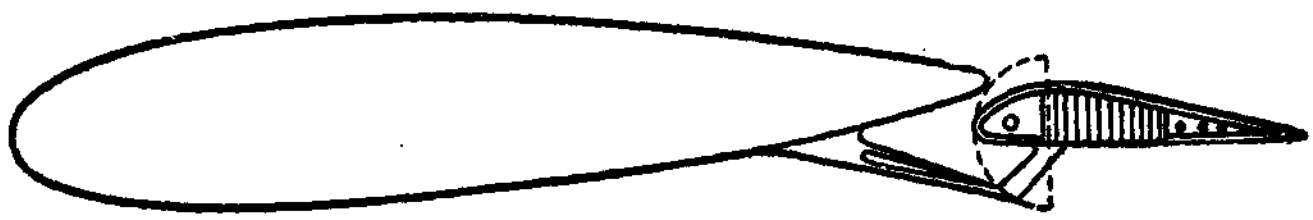
При этом предкрылок должен доходить с внутренней стороны (со стороны фюзеляжа) не менее чем до конца элерона, а с наружной — до начала скругления крыла. Влияние предкрылков на аэродинамику крыла



Фиг. 128. Механизм подвески предкрылка.



Фиг. 129. Предкрылок самолета ЛАГГ-3.



Фиг. 130. Подвесной закрылок.

сводится к следующему: они дают умеренный рост $c_{y\,max}$ (см. табл. 8. II), резкое возрастание критического угла атаки, незначительное увеличение c_x в нормальном полете и несколько смещают вперед центр давления.

Установка автоматического предкрылка не требует управления им и не отвлекает внимания летчика, что является положительным качеством этого типа механизации. Иногда предкрылок применяется в комбинации с другими типами механизации крыла.

Предкрылок в комбинации с другими типами механизации дает возможность использовать более эффективно все аэродинамические преимущества механизированных крыльев.

Щелевые закрылки являются распространенным типом механизации и имеют несколько разновидностей.

В табл. 7. II на схеме 6 показан обыкновенный щелевой закрылок, являющийся хвостовой частью крыла. При отклонении его вниз открывается щель для прохода потока воздуха. При небольших углах отклонения (10—20°) происходит значительный рост c_y крыла при сравнительно небольшом возрастании c_x. Отношение $c_y^{*}{}_{/2}/c_x$ растет, что позволяет использовать закрылок при взлете самолета, При дальнейшем отклонении щелевого закрылка до 40—50° рост c_y продолжается, но одновременно значительно увеличивается c_x, что используется при посадке. Смещение центра давления назад при этом невелико. Увеличение c_x в нормальном полете очень незначительно.

Иногда применяется *подвесной закрылок* (фиг. 130). Он представляет собой самостоятельное крылышко, образующее с крылом самолета щель, профиль которой меняется при отклонении закрылка. Подвесные закрылки увеличивают $c_{y\,max}$ меньше, чем щелевые, и, кроме того, дают заметное приращение c_x в нормальном полете.

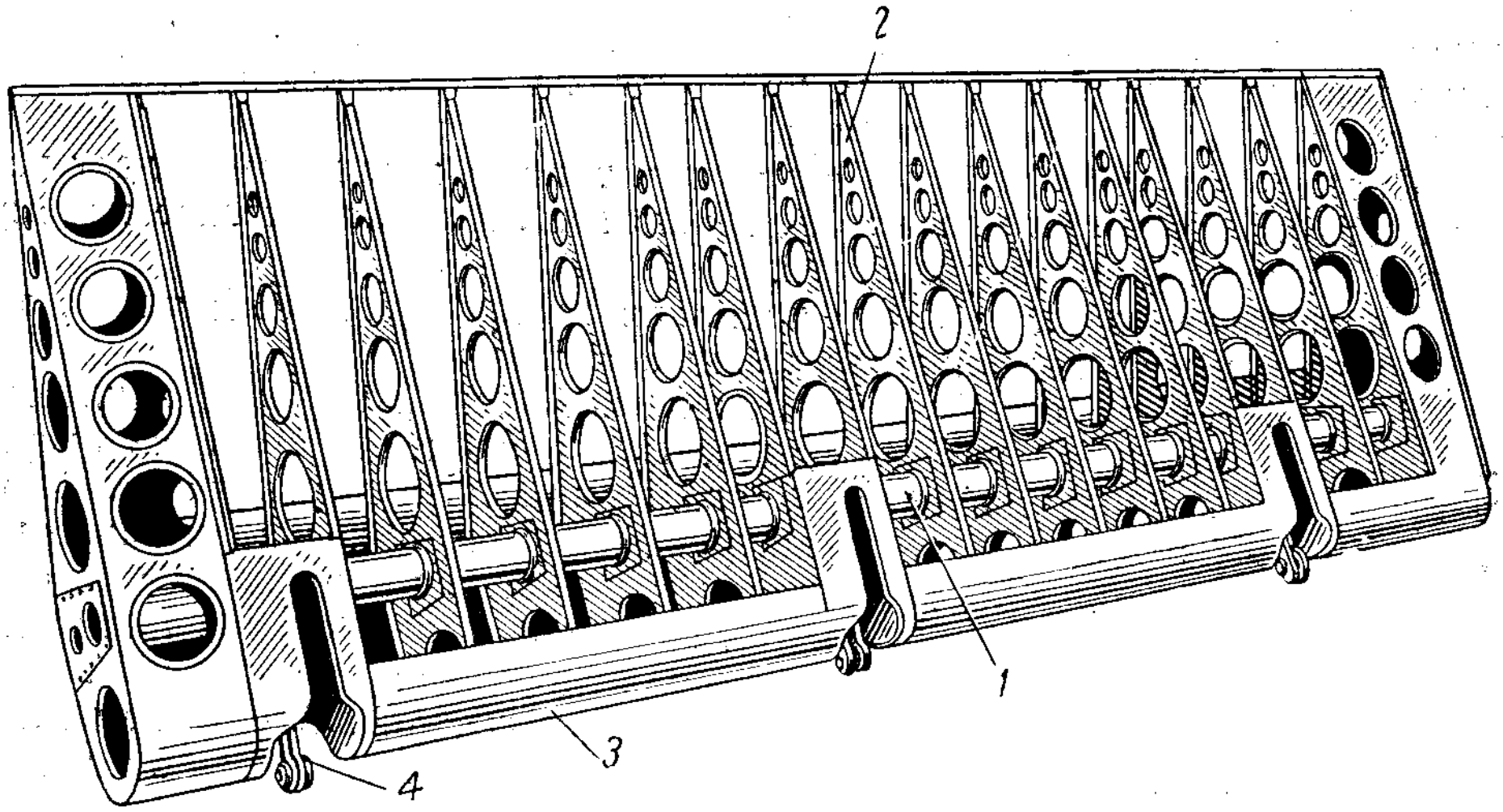
Иногда в качестве закрылков используют элероны, называемые в этом случае «зависающими». При помощи соответствующего механизма оба элерона одновременно отклоняются вниз, сохраняя в то же время способность дифференцированно отклоняться (как элероны) около нового своего положения.

Нещелевые закрылки по эффективности значительно хуже щелевых и применяются редко. Закрылки обычно занимают не более 20—25% хорды крыла, а по размаху располагаются в части крыла от фюзеляжа до элеронов.

Закрылки выполняют чаще всего металлическими из дуралюмина с жесткой обшивкой, которой приходится воспринимать значительные нагрузки при больших отклонениях закрылка. Конструкция закрылков (фиг. 131) состоит обычно из продольного элемента *1* (лонжерона), нервюр *2* и обшивки *3*. Лонжерон располагают вблизи от носка, и он является основным силовым элементом конструкции, к которому крепятся узлы подвески *4* и нервюры. Иногда в конструкцию закрылка вводят стрингеры, которые по назначению и форме аналогичны стрингерам, применяемым в крыльях, но только с более слабым сечением. Нервюры балочного типа — штампованные из дуралюминовых листов. Тонкая (0,5—0,8 *мм*) обшивка крепится к нервюрам и стрингерам заклепками.

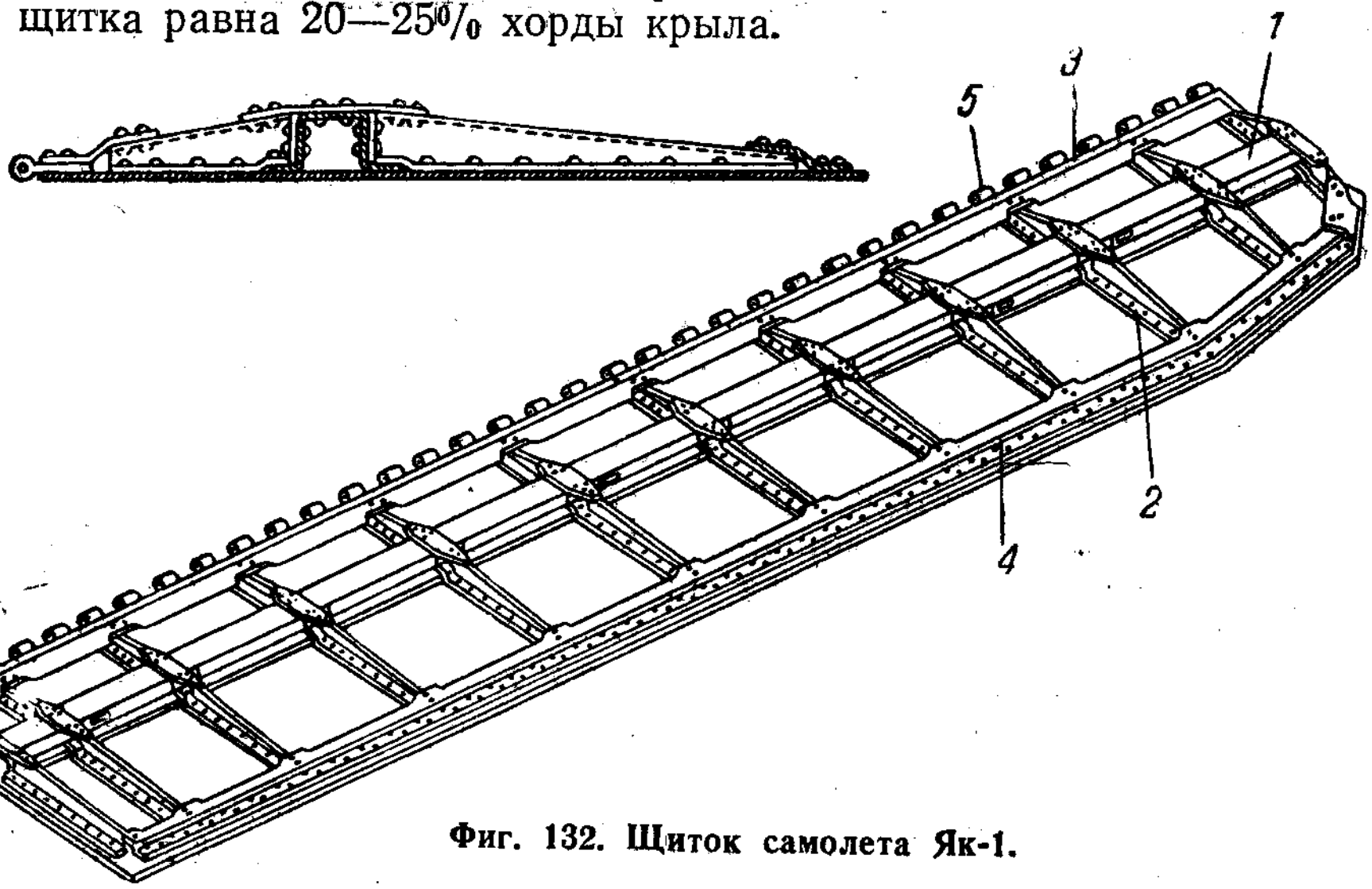
Щитки. Широкое применение в современном самолетостроении получили простые щитки и щитки с перемещением оси вращения. Простой щиток (см. табл. 7. II, схема 7) является простейшим средством механизации крыла и получил повсеместное распространение. Он совершает одно вращательное движение с максимальным отклонением на 50—70° от исходного положения; при дальнейшем его отклонении $c_{y\,max}$ уменьшается.

Такие щитки немногим уступают по росту $c_{y\ max}$ щелевым закрылкам. При отклоненном щитке центр давления несколько смещается назад. Почти отсутствует увеличение c_x в нормальном полете [1], т. е. при неотклоненном



Фиг. 131. Конструкция закрылка.

щитке. Так же как и щелевой закрылок, щиток дает больший эффект при расположении его в средних частях крыла, чем в концевых. Оптимальная хорда щитка равна 20—25% хорды крыла.

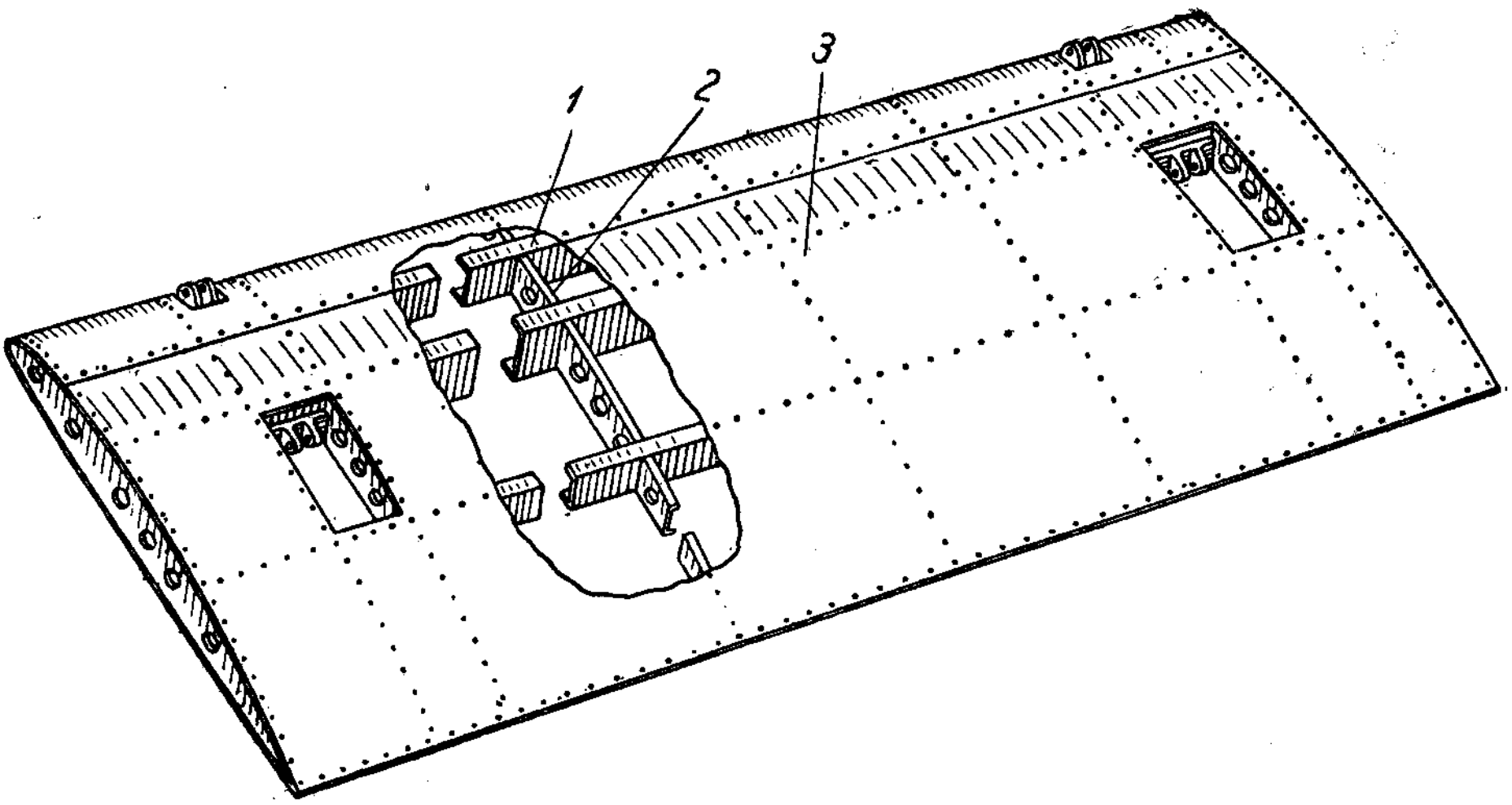


Фиг. 132. Щиток самолета Як-1.

Конструкция щитков проста и однообразна. Вследствие сравнительно больших действующих нагрузок щитки делают обязательно с жесткой обшивкой. Щиток истребителя Як-1 (фиг. 132) по конструкции является

[1] c_x может увеличиваться только вследствие некоторого отставания щитка от крыла или от выступающих шарниров.

типичным и состоит из лонжерона *1*, разрезных нервюр *2*, переднего стрингера *3* и заднего стрингера *4*; с наружной стороны щиток зашит листовым дуралюмином. Лонжерон из П-образного профиля является основным продольным элементом, к которому крепятся шарниры для тяг отклонения щитка. Нервюры состоят из передней и хвостовой частей, которые соединяются с лонжероном при помощи книц на заклепках. Для увеличения жесткости на передней и задней кромках поставлены стрингеры. Гладкая дуралюминовая обшивка крепится к продольному и поперечному наборам заклепками с потайной головкой. Щиток навешивается на крыло при помощи петель *5*, вклепанных в переднюю кромку; соответствующие петли имеются и на заднем лонжероне крыла.



Фиг. 133. Выдвижной закрылок самолета Пе-2.

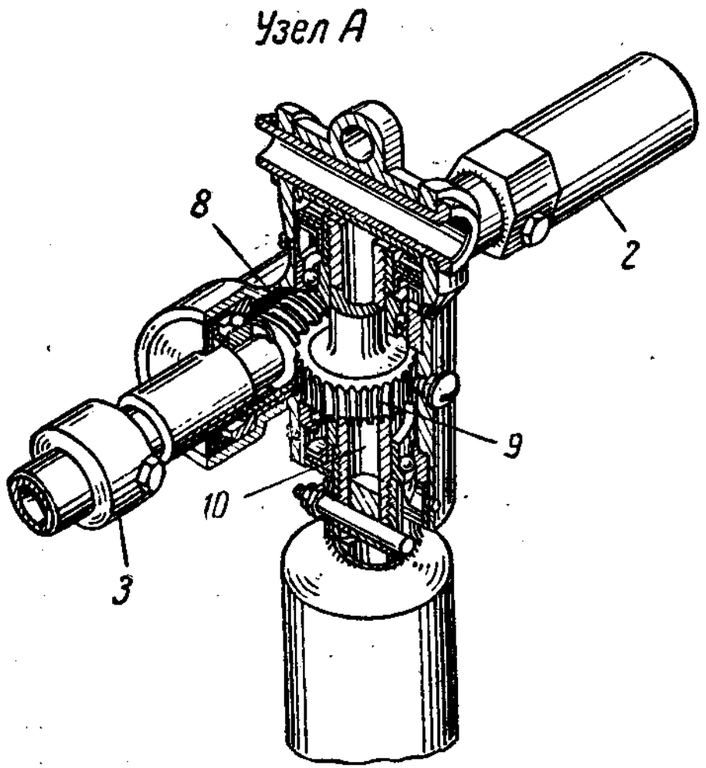
Щиток со скользящей осью вращения при отклонении вниз одновременно отодвигается к задней кромке крыла (см. табл. 7. II, схема 8); это усиливает отсос потока с верхней поверхности крыла и тем самым увеличивает эффективность такого щитка по сравнению с простым щитком. Подъемная сила крыла растет с увеличением сдвига щитка назад, так как при этом площадь несущей поверхности увеличивается. Хорда такого щитка обычно составляет до 30—40% хорды крыла.

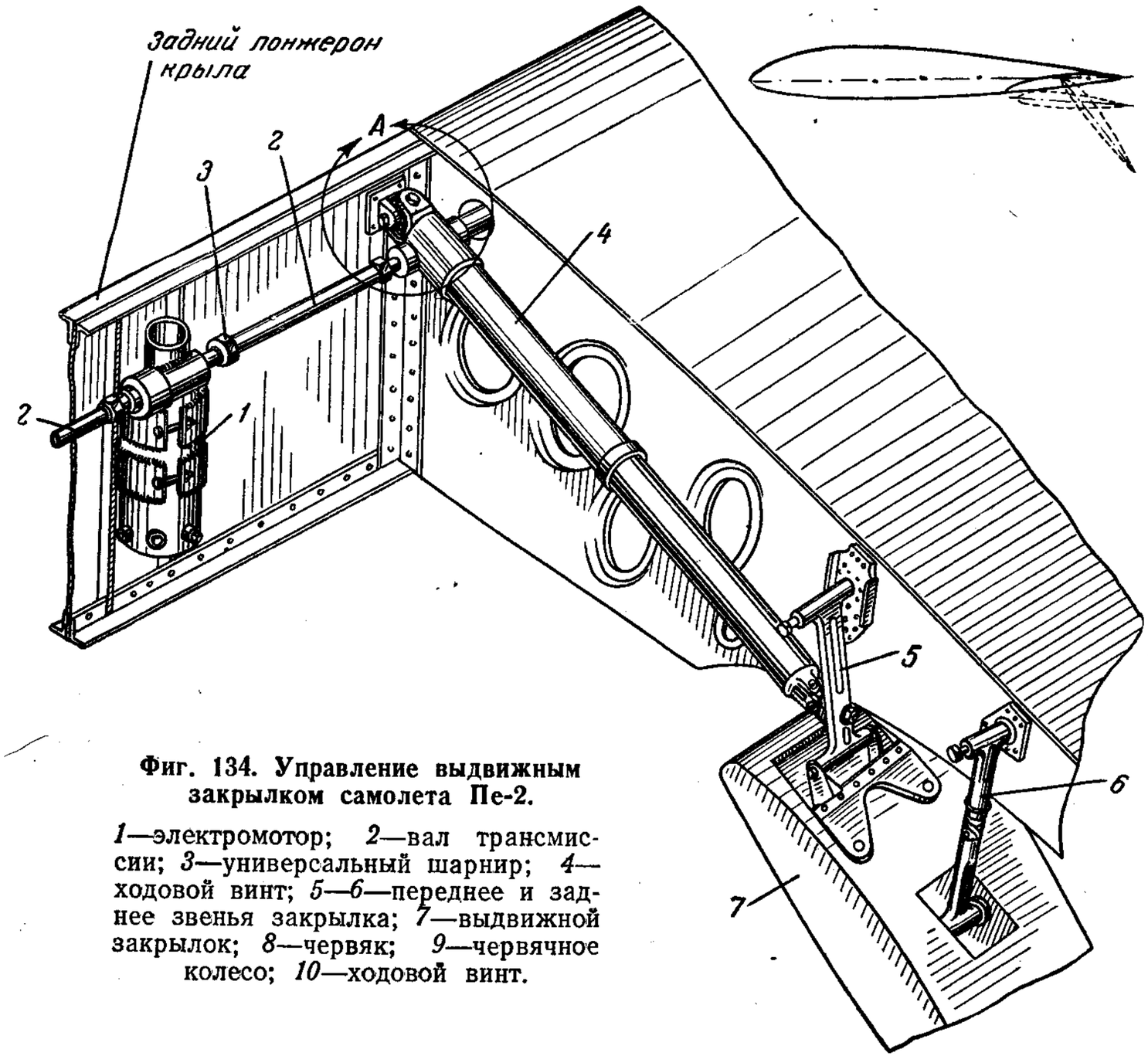
Этот тип щитка менее распространен, чем простой щиток, так как механизм его двойного движения довольно сложен.

Еще более сложным типом механизации крыла являются так называемые выдвижные закрылки (подкрылки).

Выдвижной закрылок ЦАГИ (см. табл. 7. II, схема 9) дает возможность вместе с уменьшением посадочной скорости улучшить и взлетные характеристики самолета. При взлете выдвижной закрылок отклоняется приблизительно на 20°, образуя щель с крылом; в этом случае значительно увеличивается c_y при малом приращении c_x. Вместе с изменением кривизны профиля происходит заметное увеличение несущей площади крыла. Этот тип механизации может выполняться в двух вариантах: с образованием в крайнем выдвинутом положении щели с крылом и без такой щели.

Конструкции выдвижных закрылков ничем не отличаются от конструкций крыльев.





Фиг. 134. Управление выдвижным закрылком самолета Пе-2.

1—электромотор; *2*—вал трансмиссии; *3*—универсальный шарнир; *4*—ходовой винт; *5—6*—переднее и заднее звенья закрылка; *7*—выдвижной закрылок; *8*—червяк; *9*—червячное колесо; *10*—ходовой винт.

Выдвижной закрылок самолета Пе-2 (фиг. 133) состоит из трех продольных стенок *1* швеллерного сечения, штампованных нервюр *2* и дуралюминовой обшивки *3*. В поперечном сечении выдвижной закрылок имеет форму обычного крыла тонкого профиля. Подвеска выдвижного закрылка происходит на четырехзвенном механизме (фиг. 134).

Отклонение выдвижного закрылка осуществляется при помощи червячного механизма, состоящего из двух червячных пар, приводимых в действие электромотором, управляемым из кабины летчика.

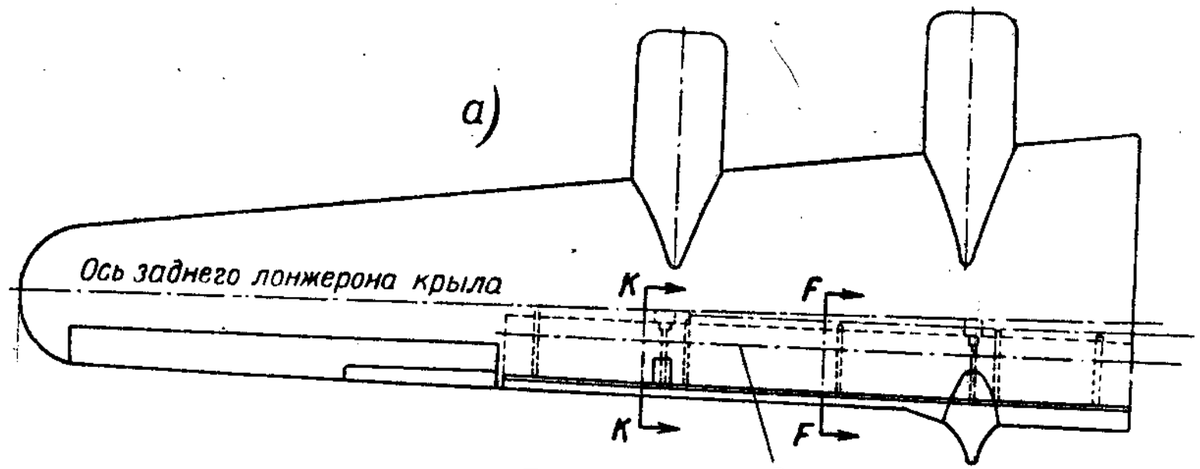
Выдвижной закрылок Фаулера (см. табл. 7. II, схема 10) по характеру действия, конструкции и характеристикам аналогичен выдвижному закрылку ЦАГИ. Значительное перемещение его назад увеличивает площадь крыла на 20—25%; в крайнем положении выдвижного закрылка между ним и крылом образуется щель. Хорда его равна 25—35% хорды крыла. Из всех видов механизации выдвижной закрылок Фаулера дает наибольшее приращение $c_{y\,max}$. Но, во-первых, центр давления крыла значительно перемещается назад, что весьма нежелательно, и, во-вторых, большое перемещение выдвижного закрылка назад усложняет конструкцию механизма подвески и управления; этими двумя недостатками можно объяснить ограниченное применение выдвижного закрылка Фаулера.

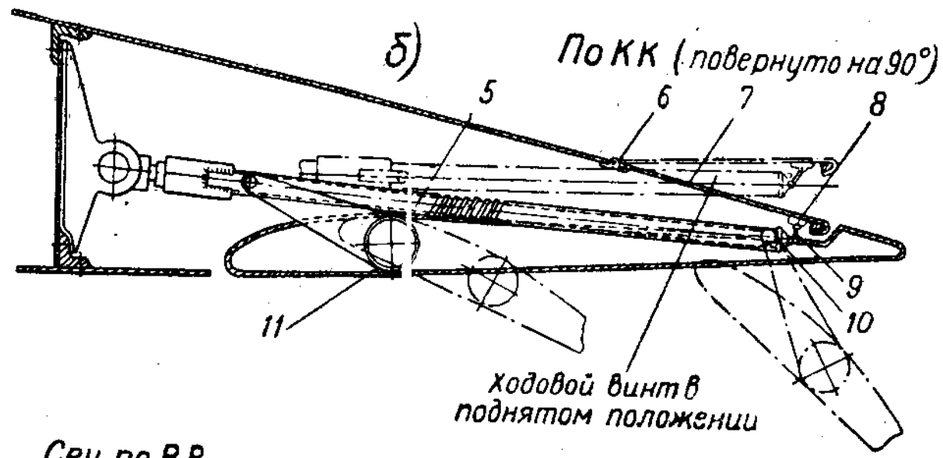
На фиг. 135 дана конструктивная схема выдвижного закрылка Фаулера, установленного на тяжелом бомбардировщике. При выпуске и уборке выдвижной закрылок движется по направляющим стальным рельсам *4* на каретках *3*, прикрепленных к нему. Каждый из направляющих рельсов крепится к заднему лонжерону посредством двух трубчатых подкосов *2*. Передвижение выдвижного закрылка по направляющим рельсам производится ходовыми винтами *5* с помощью специальных гаек, связанных шарнирно с рычагами выдвижного закрылка. При вращении ходовых винтов гайки перемещаются и переводят его в соответствующее положение. Ходовые винты приводятся в действие реверсивным электромотором, соединенным с ходовыми винтами трубчатым валом с коническими шестернями. Когда выдвижной закрылок движется по направляющим рельсам, ходовые винты имеют некоторое угловое перемещение вверх и вниз, при этом в верхнем положении ходовые винты выходят за габариты крыла (разрез *К—К* фиг. 135,*б*) через вырезы в верхней обшивке хвостовой части крыла. В убранном и выпущенном положениях подкрылков эти вырезы закрываются щитками *7*, прикрепленными одним концом на петлях *6* к обшивке крыла, а другим — посредством серьги и шаровых шарниров — к концам ходовых винтов. Конструкция закрылка состоит из трубчатого лонжерона, штампованных нервюр и дуралюминовой обшивки.

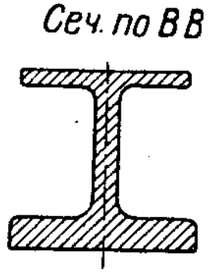
Стремление к получению наибольшего прироста $c_{y\,max}$ привело к применению на одном крыле одновременно нескольких средств механизации. Так, например, одновременно с закрылком, щитком или выдвижным закрылком ставят предкрылок. Нередко, кроме закрылка или щитка, делают зависающие элероны.

Такие комбинированные системы механизации дают возможность получить лучшие характеристики как для взлета, так и для посадки.

Применение предкрылка на всем размахе крыла встречает затруднения, так как влечет за собой значительное возрастание критического угла (в среднем на 6—8°). Поэтому наиболее распространенными комбинациями остается сочетание закрылка, щитка или выдвижного закрылка с концевыми предкрылками и иногда с зависающими элеронами.

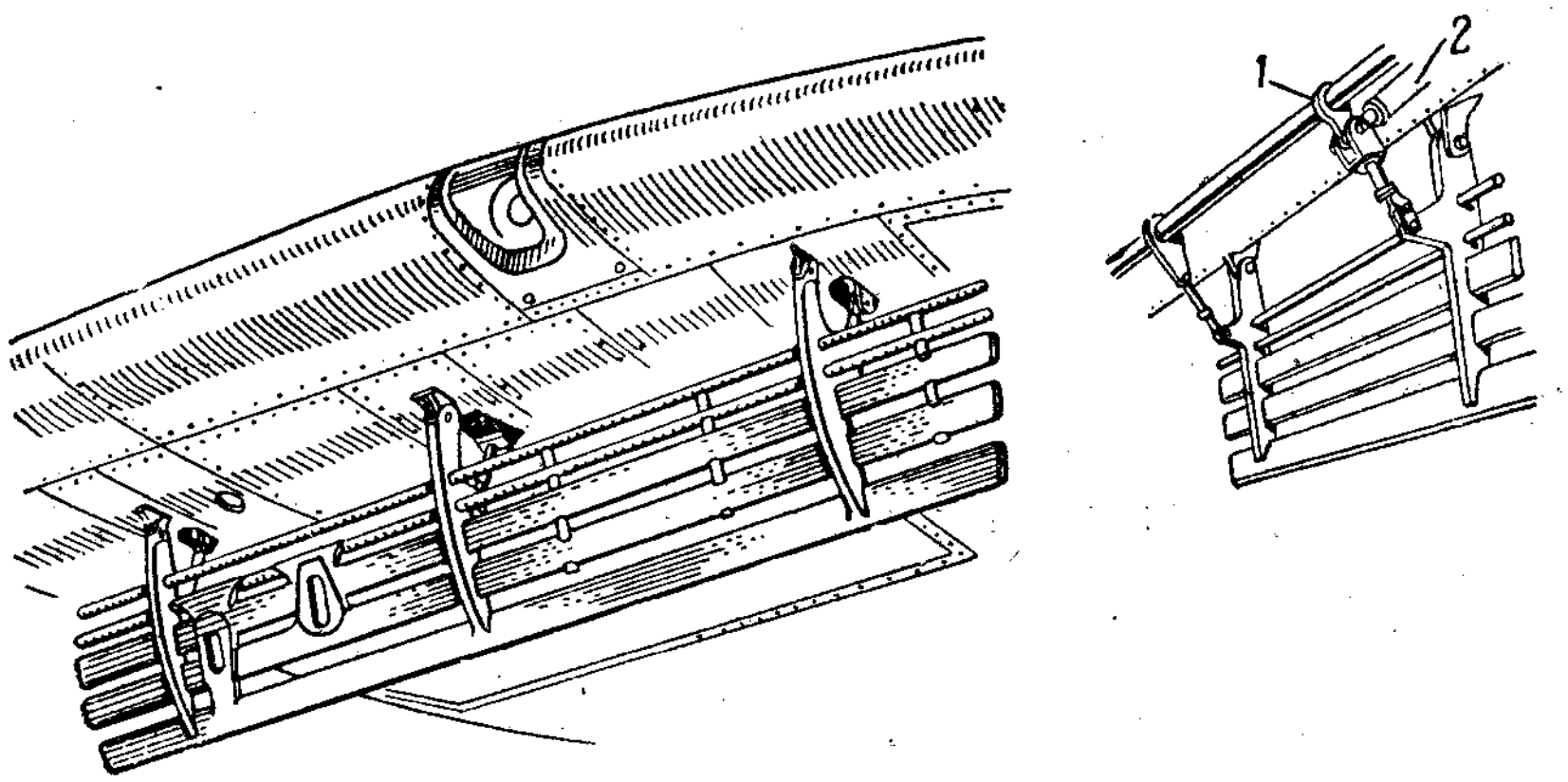






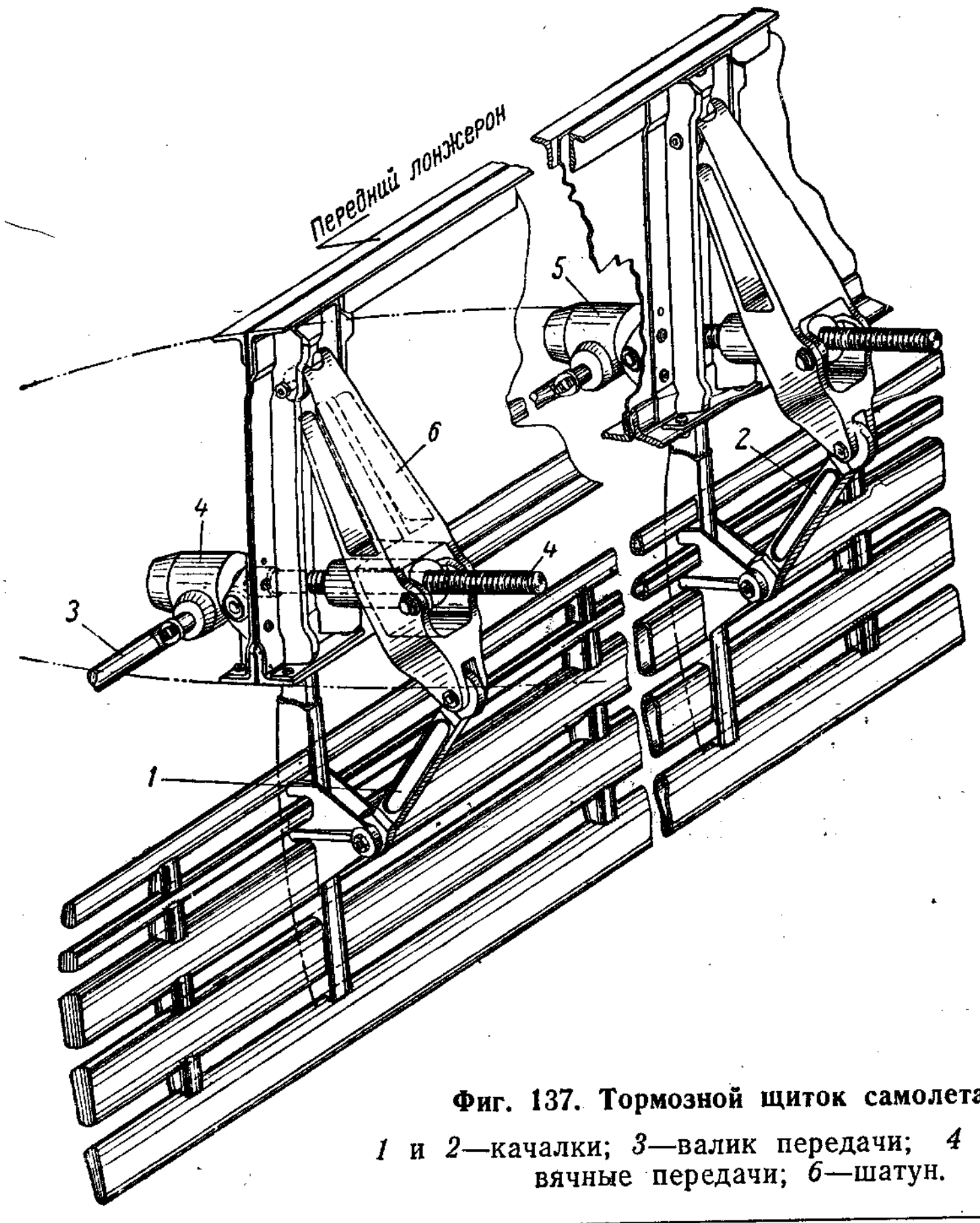
Фиг. 135. Выдвижной закрылок Фаулера, установленный на тяжелом бомбардировщике.

1—кронштейн; *2*—подкос; *3*—каретка; *4*—рельс; *5*—ходовой винт; *6*—петля щитка; *7*—щиток; *8*—ухо; *9*—серьга; *10*—шаровой шарнир; *11*—лонжерон выдвижного закрылка.



Фиг. 136. Тормозной щиток.

1—ось подвески щитка; *2*—подъемник.

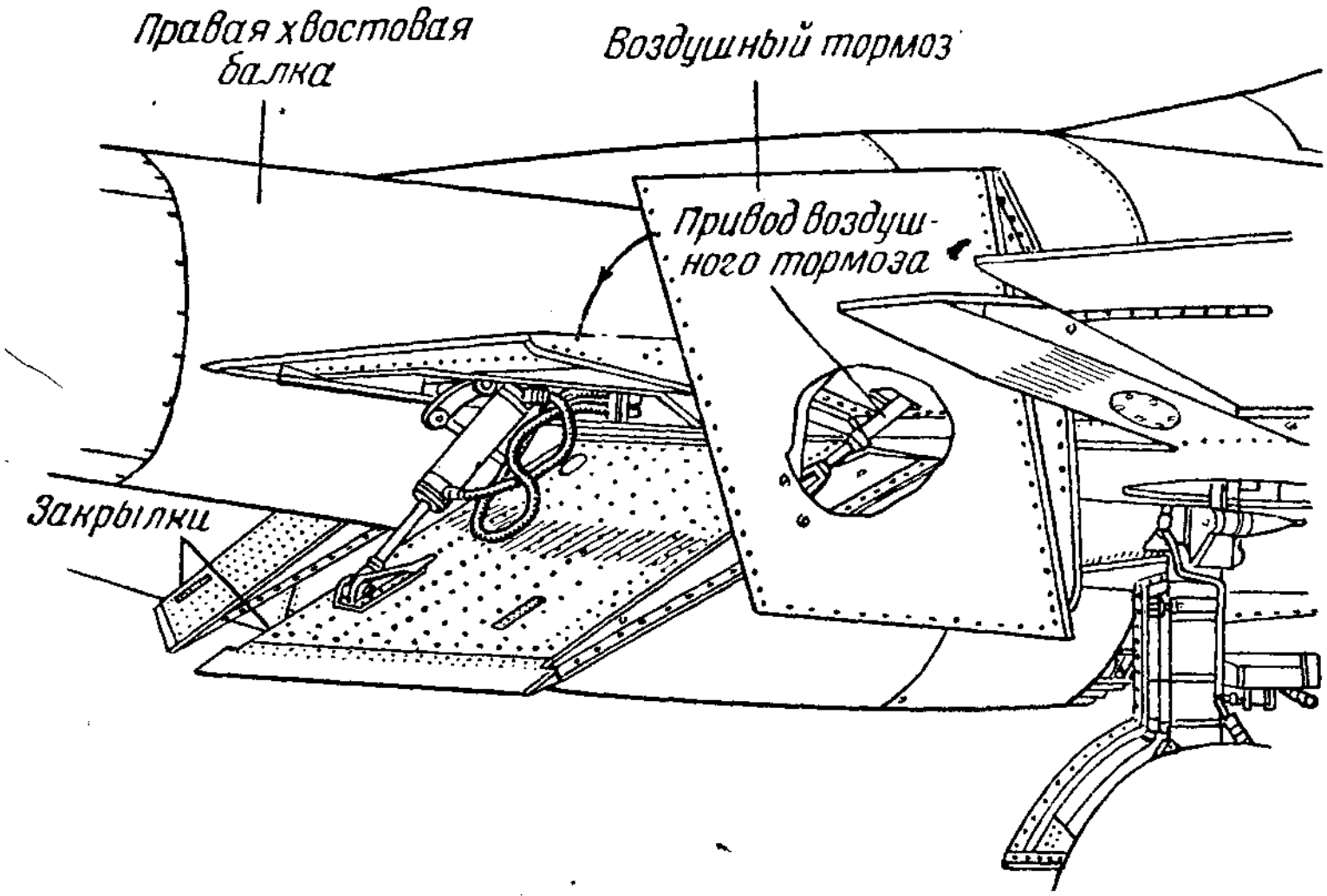


Фиг. 137. Тормозной щиток самолета Пе-2.

1 и *2*—качалки; *3*—валик передачи; *4* и *5*—червячные передачи; *6*—шатун.

Элементы механизации, служащие для увеличения c_x, можно разбить на две категории. К первой относятся все рассмотренные выше средства повышения c_y, которые одновременно дают некоторый прирост c_x. Ко второй относятся приспособления, специально предназначенные для увеличения c_x. В практике для пикирующих бомбардировщиков получили применение *тормозные щитки,* часто называемые решетками. На фиг. 136 и 137 показаны тормозные щитки, устанавливаемые на пикирующих бомбардировщиках. На скоростных военных самолетах иногда применяют тактические или воздушные тормоза для быстрого уменьшения горизонтальной скорости и скорости пикирования во время воздушного боя. Эти тормоза используются и для уменьшения длины пробега после посадки самолета.

На фиг. 138 дан общий вид воздушного тормоза, установленного на крыле реактивного самолета «Вампир». На этом самолете задняя кромка крыла делится по размаху на элероны, тактические или воздушные тормоза и щитки. При посадке самолета тормоза выполняют функции щитков.



Фиг. 138. Воздушный (тактический) тормоз, он же щиток-закрылок самолета «Вампир».

Стремление использовать заднюю часть крыла для механизации, увеличивающей c_y, привело к тому, что конструкторы стали устанавливать тормозные щитки в хвостовом отсеке фюзеляжа по обеим его сторонам (фиг. 139, а также гл. VII, фиг. 13а). Конструкция щитков и их управление получаются сравнительно простыми.

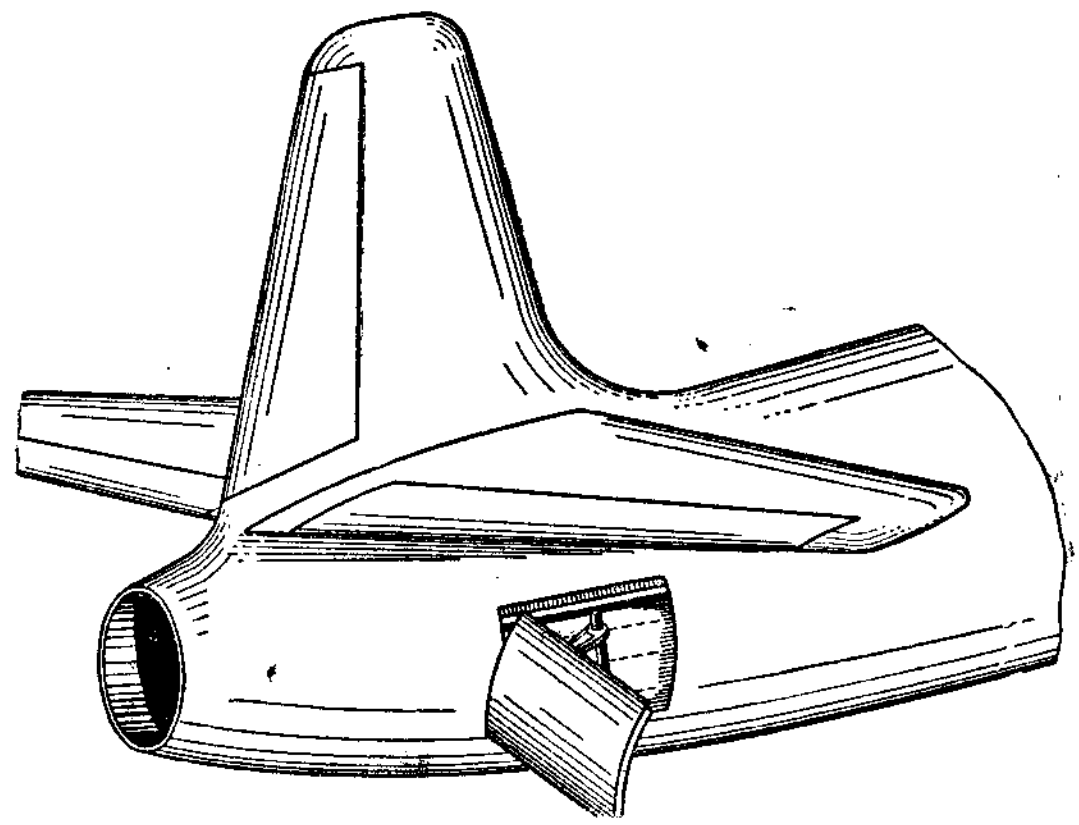
Управление механизацией крыла

Характерная особенность работы органов механизации крыла заключается в том, что они функционируют обычно лишь во время взлета или посадки самолета, и управление ими сводится к приведению их в нужный момент в рабочее положение.

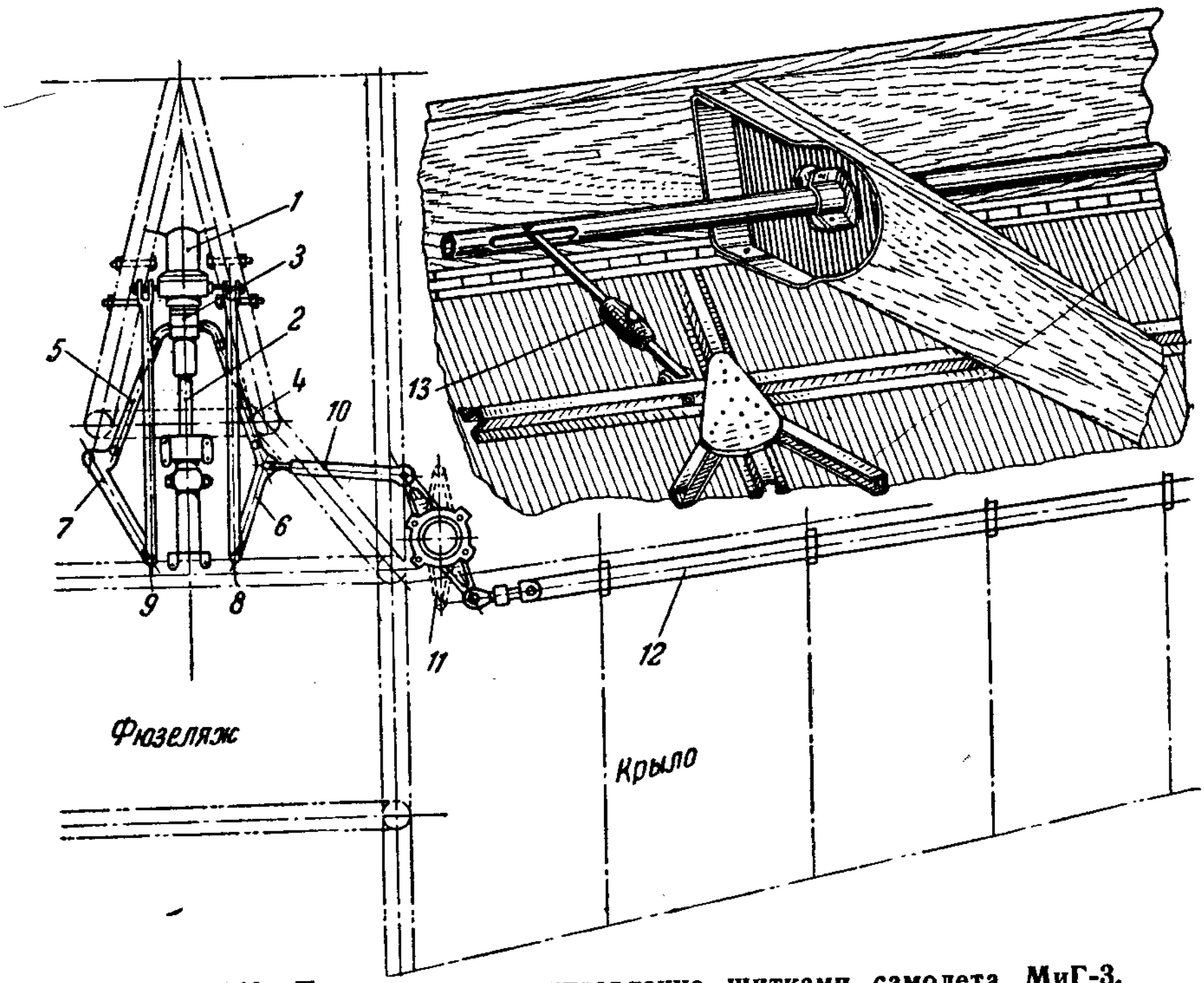
Автоматическое управление применяется только для предкрылков, причем используется действие аэродинамических сил на верхней поверхности крыла вблизи передней кромки. В этом случае собственно элементы

управления предкрылком отсутствуют, механизм же подвески выполняется так, чтобы на больших углах атаки аэродинамические силы сами выдвигали предкрылок вперед в рабочее положение. Для безотказного автоматического открывания предкрылка шарниры механизма должны быть весьма тщательно выполнены.

Наиболее распространенная система управления органами механизации состоит из центрального силового агрегата, приводимого в действие иногда мускульной силой, чаще электрическим, гидравлическим или пневматическим двигателем, и проводки (трансмиссии), передающей движение элементам механизации, расположенным в различных частях крыла.



Фиг. 139. Тормозной щиток, расположенный по бокам хвостового отсека фюзеляжа.

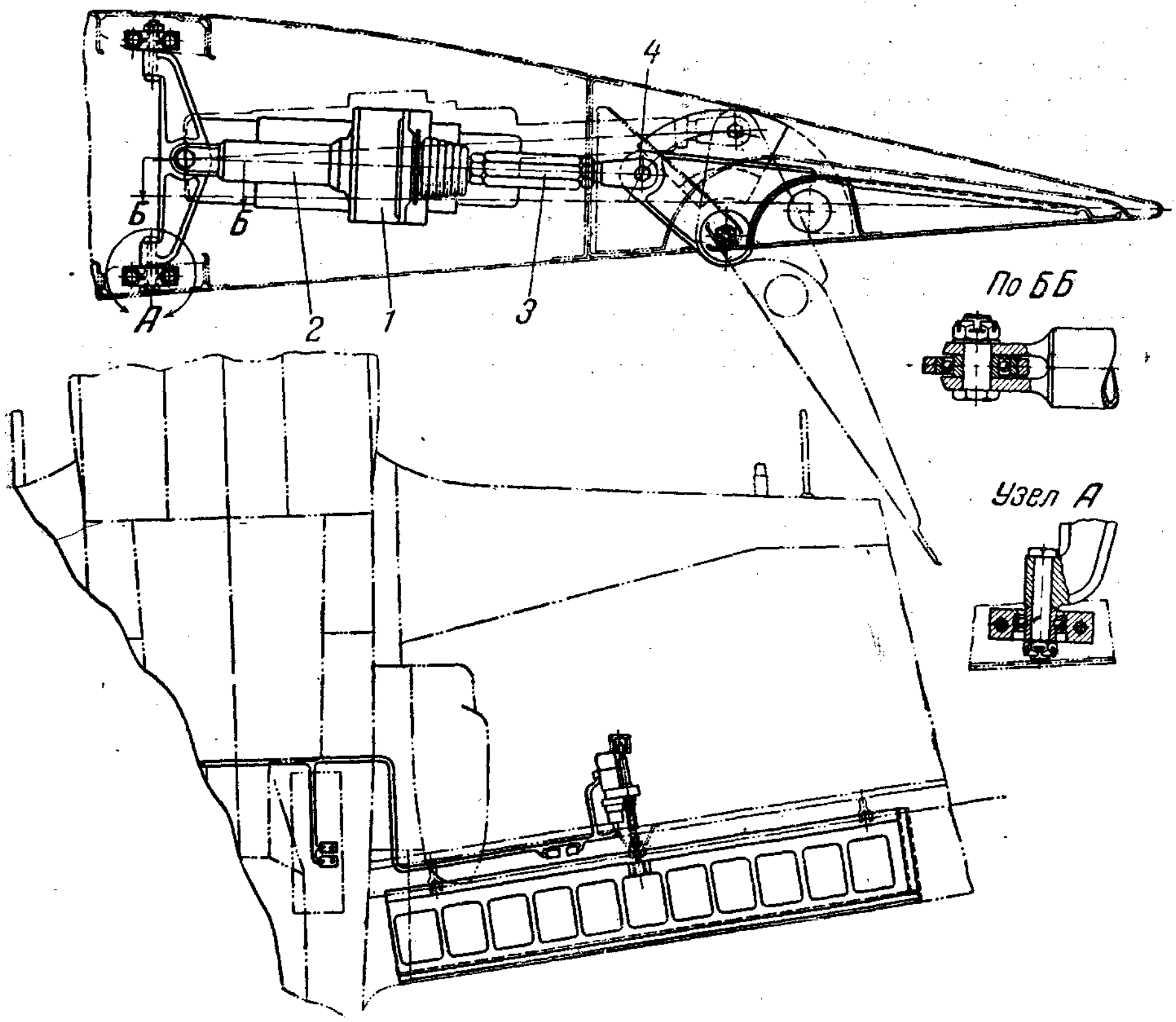


Фиг. 140. Пневматическое управление щитками самолета МиГ-3.

При такой схеме управления с успехом используется общая силовая установка (электрическая, гидравлическая, пневматическая), имеющаяся на самолете для приведения в действие различных механизмов и оборудования.

Значительно реже применяется дистанционное управление, при котором силовые агрегаты (электромоторы, гидро- или пневмоцилиндры) разнесены по элементам механизации. Недостатком такой системы является трудность обеспечения необходимой синхронности в работе всех элементов механизации.

Примером пневматического центрального управления может служить управление щитками самолета МиГ-3 (фиг. 140). Шток *2* пневматического подъемника *1* имеет муфту *3*, на которой шарнирно закреплены тяги *4* и *5*, образующие вместе с тягами *6* и *7* шарнирный четырехзвенник-ромб



Фиг. 141. Дистанционное управление щитками.

с неподвижными точками вращения *8* и *9*. К этому ромбу подходят тяги *10*, которые через рычаг *11*, тягу *12* и короткие тяги *13* производят вращение щитка. Шток *2* с муфтой *3*, двигаясь назад (по полету), раздвигает стороны ромба и отклоняет щитки.

На самолете Пе-2 управление выдвижным закрылком ЦАГИ (см. фиг. 134) осуществляется механическим приводом от электромотора *1*, расположенного в центроплане. Электромотор вращает приводной (трансмиссионный) вал *2*, который проходит по центроплану и отъемной части крыла и состоит из нескольких дуралюминовых труб, соединенных универсальными шарнирами *3*. Каждый закрылок подвешен на двух тягах-звеньях *5* и *6*, образующих шарнирный четырехзвенник (по два звена на каждый закрылок). Передние звенья *5* приводятся в движение редукто-

рами *4*, имеющими внутри червячные механизмы (гайка-червяк или ходовой винт). Ходовой винт *10* приводится во вращение вторым червячным механизмом, состоящим из колеса *9* и червяка *8*, сидящего на приводном валу *2*, от которого и приводится в действие.

Тормозные щитки самолета Пе-2 приводятся в движение так же, как и его закрылки (см. фиг. 138). Решетка сварена из хромансилевых профилированных труб и шарнирно подвешена к узлам, установленным на нижнем поясе переднего лонжерона. Качалки управления и шатуны образуют шарнирный параллелограм. Вращением трансмиссионного валика от электромотора решетка с помощью двух редукторов с червячными передачами поворачивается на 90°.

Дистанционное управление щитками изображено на фиг. 141. Каждый щиток имеет свой силовой агрегат *1*, состоящий из электромотора и редуктора. Одним концом *2* агрегат шарнирно подвешен внутри крыла; другой его конец *3*, являющийся штоком редуктора, соединен шарниром *4* с рычагом щитка. Электромотор включается из кабины летчика, и выдвигающийся шток *3* редуктора отклоняет щиток. Специальный электрический контролер синхронизирует совместную работу двух щитков, а также фиксирует их в убранном, взлетном (отклонение 10°) и посадочном (отклонение 60°) положениях.

ЗАДАНИЕ ПО КРЫЛУ

Описать крыло самолета.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

1. Составить эскиз крыла в плане (с размерами) с сечениями типовых элементов: лонжеронов, продольных стенок, нормальных и усиленных нервюр, стрингеров.
2. Дать определения типа конструкции крыла и его основных элементов (лонжеронов, нервюр, стрингеров) согласно принятой классификации и указать материалы.
3. Дать эскизы типовых соединений элементов конструкции: обшивки со стрингерами, лонжеронами и нервюрами; листов обшивки между собой; стрингеров и лонжеронов с нервюрами; элементов нервюры между собой; элементов лонжерона между собой.
4. Дать эскиз конструкции стыковых узлов или соединений.
5. Составить схему механизации крыла с кратким описанием.
6. Дать эскиз вспомогательных элементов конструкции: крепления проводки управления элеронами и механизацией крыла, специального оборудования, крышек люков и пр.
7. Дать критическую оценку конструкции с точки зрения:
а) удовлетворения требованиям аэродинамики;
б) весовых особенностей конструкции;
в) технологических особенностей конструкции;
г) живучести конструкции.
8. Указать возможные пути улучшения конструкции с указанных точек зрения.

ГЛАВА III

ФЮЗЕЛЯЖ

1. НАЗНАЧЕНИЕ ФЮЗЕЛЯЖА И ТРЕБОВАНИЯ К НЕМУ

Фюзеляж связывает в одно целое основные части самолета; к нему, как к корпусу, крепятся крылья, оперение, носовое или хвостовое колесо, шасси (не всегда) и силовая установка (не всегда); в фюзеляже размещается экипаж, пассажиры, багаж, почта, грузы, вооружение, приборы, оборудование и пр.

Если хвостовое оперение связано с крылом специальными балками (фермами) или вовсе отсутствует (бесхвостый самолет), то корпус самолета называется *гондолой*.

Необходимыми признаками фюзеляжа являются: крепление к нему крыла, хвостового оперения, носового или хвостового колеса и размещение в нем полностью или частично экипажа с соответствующими приборами, вооружением и оборудованием.

Преобладающим типом корпуса у современных сухопутных самолетов является фюзеляж, конструкции которого и рассматриваются в настоящей главе. У гидросамолетов для посадки на воду корпус выполняется в виде *лодки*.

В табл. 1. III показаны характерные схемы корпусов самолета.

Предъявляемые к фюзеляжам требования можно объединить в четыре основные группы.

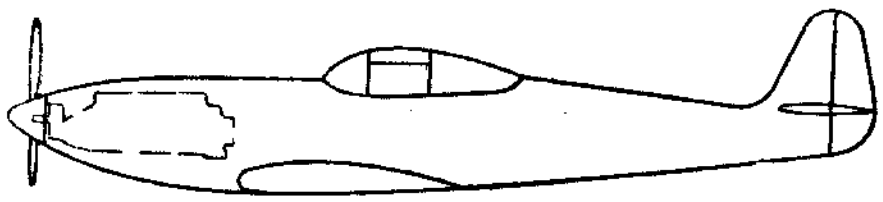
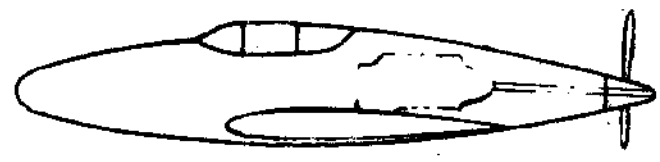
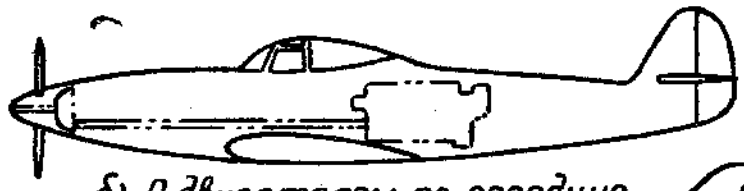
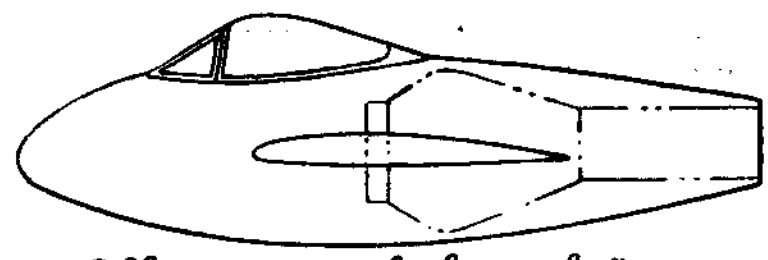
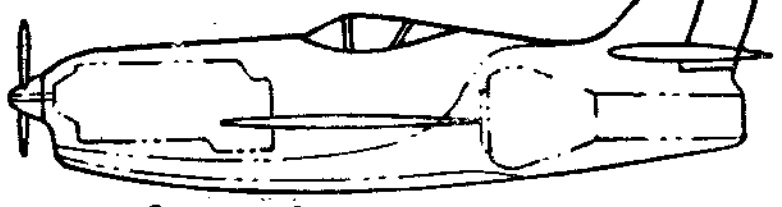
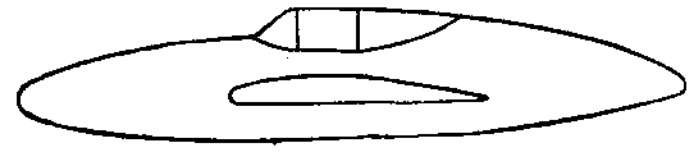
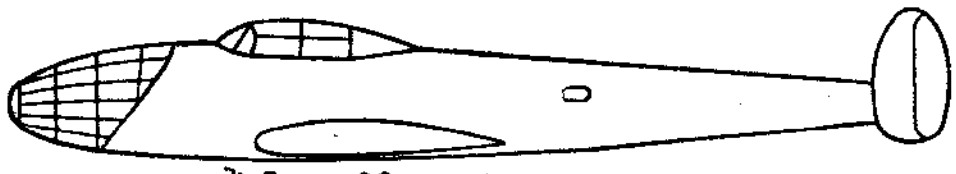
1. Аэродинамические требования — совершенство формы, отсутствие углов и выступов, а также открытых щелей и отверстий, гладкость поверхности. Для ослабления интерференции и уменьшения лобового сопротивления самолета необходимо плавно сопрягать фюзеляж с примыкающими к нему частями самолета.

2. Конструктивные требования — достаточная прочность (выполнение требований норм прочности), достаточная жесткость конструкции на изгиб и кручение, обеспечивающая сохранение заданной формы на всех режимах полета, малый вес конструкции, рациональное расположение конструктивно-силовых элементов.

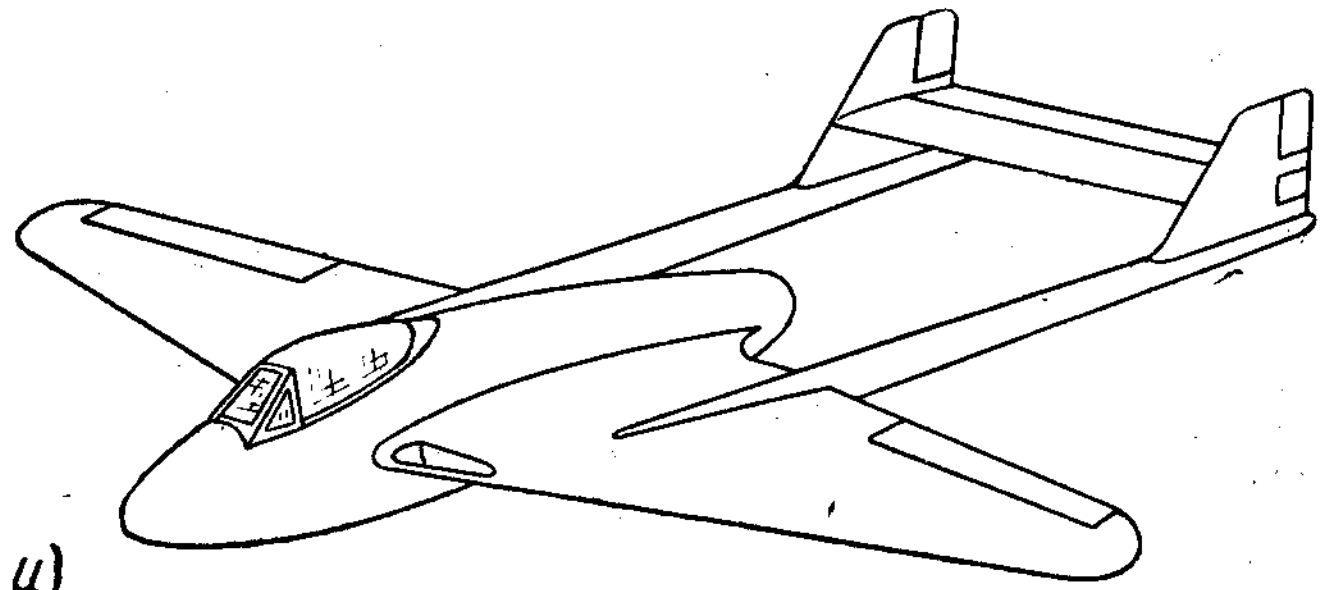
3. Эксплуатационные требования — максимальное использование внутренних объемов, доступность для осмотра и обслуживания всех частей, легкость ремонта, звукоизоляция, вентиляция и отопление помещений для пассажиров и экипажа, удобство размещения оборудования, достаточная живучесть конструкции при частичных разрушениях.

4. Производственно-экономические требования, из которых главными являются простота изготовления и невысокая стоимость.

Таблица 1. III

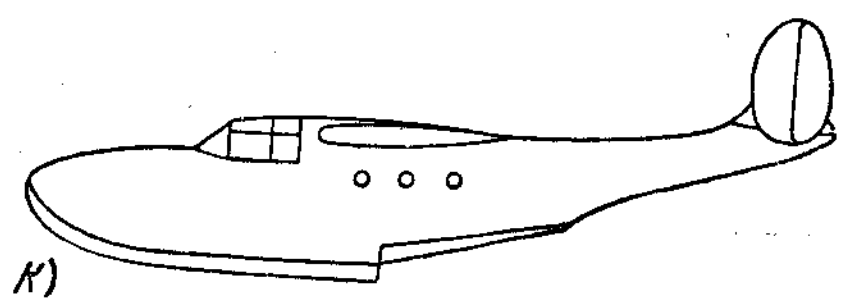
Фюзеляж	Гондола
а) С двигателем впереди 	е) С двигателем в хвостовой части 
б) С двигателем по середине 	
в) С двигателем в хвостовой части 	ж) С двигателем в хвостовой части 
г) С двумя двигателями 	з) Без двигателя 
д) Без двигателя 	

Хвостовые балки



и)

Лодка



к)

2. ВНЕШНИЕ ФОРМЫ И ПАРАМЕТРЫ ФЮЗЕЛЯЖА

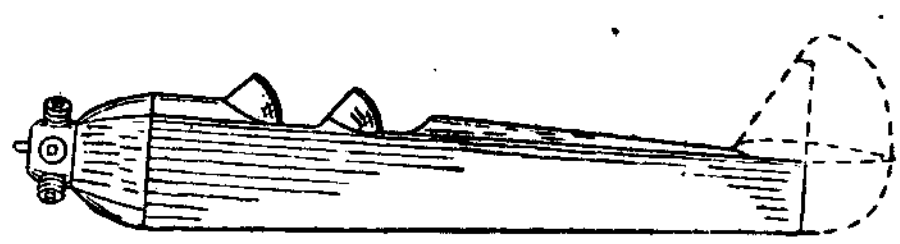
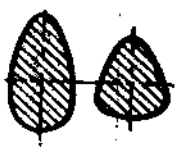
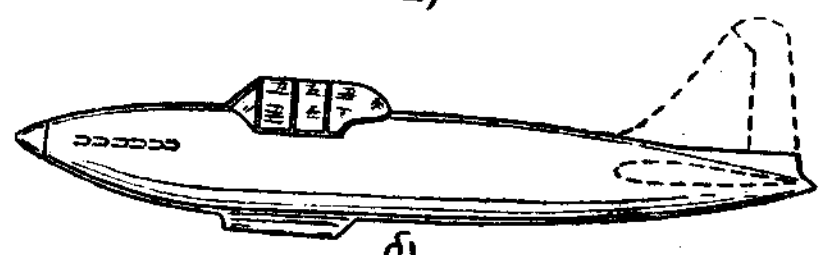
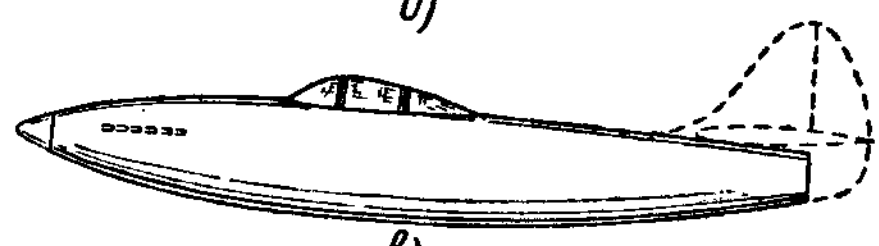
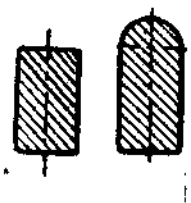
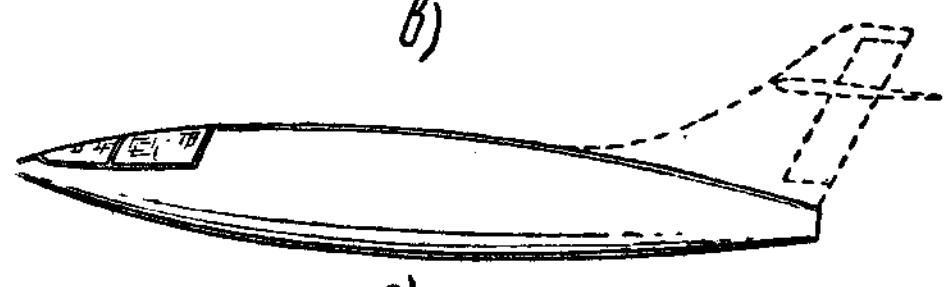
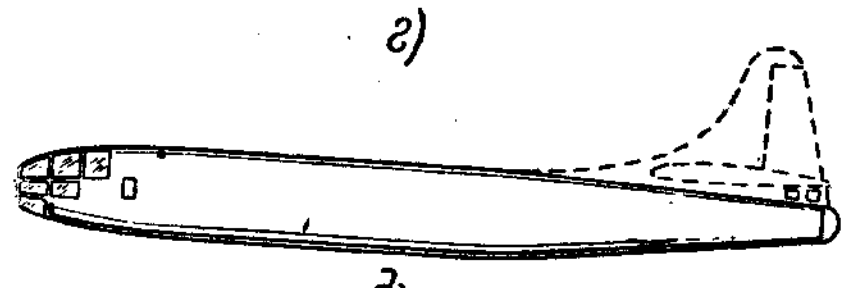
Эволюция форм фюзеляжа шла в соответствии с требованиями главным образом аэродинамики самолета. Фюзеляжи прямоугольного поперечного сечения, применявшиеся ранее, имели большое лобовое сопротивление, особенно на больших скоростях полета. Поэтому прежде всего фюзеляжу были приданы более обтекаемые внешние формы. Затем были убраны из потока выступающие на поверхности фюзеляжа части; открытые кабины летчика стали закрывать прозрачным фонарем, а поверхность фюзеляжа тщательно отделывать.

Обвод фюзеляжа у современного скоростного самолета при виде сбоку часто имеет только один выступ — фонарь кабины летчика, однако стремятся устранить и этот выступ.

В табл. 2. III приведены основные схемы фюзеляжей, применявшиеся на разных этапах развития самолета. Их можно разделить на три типа:

Таблица 2. III

Формы фюзеляжей

№ по пор.	Форма сечения	В поперечном сечении: Эскиз	В боковой проекции
1	Овальное симметричное		 *а)*
2	Овальное, суживающееся кверху		 *б)*
3	Круглое		
4	Овальное с плоскими боковинами		 *в)*
5 5а	Прямоугольное* Прямоугольное с верхним сводом		 *г)*
6	Овальное, суживающееся книзу		 *д)*
7 7а	Трапецевидное Треугольное**		

а — открытая кабина; *б* — закрытая кабина с резко выступающим из контура фонарем; *в* — закрытая кабина с плавно выступающим из контура фонарем; *г*, *д* — закрытые кабины с вписанным в контур фонарем

*) В чистом виде в настоящее время не встречается.
**) В настоящее время на встречается.

1) с открытой кабиной и козырьком (*а*);
2) с фонарем, образующим выступ на верхней части фюзеляжа (*б* и *в*);
3) с фонарем, вписанным в общий обтекаемый контур (*г*).

Форма и относительные размеры фюзеляжа характеризуются в некоторой степени его удлинением

$$\lambda_ф = \frac{2L}{a+b},$$

где L — длина фюзеляжа;
a — наибольшая ширина;
b — наибольшая высота.

У современных фюзеляжей применяют удлинение $\lambda_ф = 6 \div 9$. Иногда за величину $\lambda_ф$ принимают отношение длины фюзеляжа к диаметру круга, равновеликого по площади миделю фюзеляжа.

Другим важным для фюзеляжа и всего самолета параметром является расстояние от центра тяжести самолета до центра давления [1] горизонтального оперения. У современных самолетов эта величина может быть определена по формуле

$$L_{г.\,о} = K b_{сах},$$

где $L_{г.\,о}$ — расстояние от центра тяжести самолета до центра давления горизонтального оперения;
$b_{сах}$ — средняя аэродинамическая хорда крыла;
K — коэффициент, величина которого меняется от 2,4 до 3,3 (для истребителей 2,4÷2,6, для тяжелых самолетов 2,8÷3,3).

Плечо горизонтального оперения $L_{г.\,о}$ определяет длину хвостовой части фюзеляжа. На величину его влияет статический момент оперения относительно центра тяжести самолета.

Высота и ширина фюзеляжа определяются габаритами двигателя (если он расположен в фюзеляже), количеством членов экипажа и пассажиров и их размещением, габаритами и количеством грузов, расположенных в фюзеляже, а также рядом дополнительных требований, например, обеспечением заданных углов обзора и обстрела, требованиями комфорта и т. д. Можно привести следующие примерные размеры.

Высота фюзеляжа в одноместных истребителях 1200—1500 *мм*, двухместных многоцелевых самолетах 1500—2000 *мм*, бомбардировщиках от 2000 *мм* и больше, пассажирских самолетах 1400—2600 *мм*.

Ширина фюзеляжа в небольших одноместных самолетах обычно не бывает менее 750 *мм*, чаще она составляет 850—950 *мм*. У многоместных самолетов, при расположении экипажа «в затылок», ширина обычно не менее 1000 *мм*; при расположении экипажа рядом минимальная ширина 1400—1500 *мм*.

Формы поперечного сечения фюзеляжа довольно разнообразны. При выборе формы и размеров поперечного сечения следует прежде всего исходить из требований аэродинамики (качество формы и площадь миделя), эксплуатации (удобство размещения экипажа и грузов) и строительной механики (рациональное расположение элементов конструкции). Формы фюзеляжей в поперечном сечении изображены в табл. 2. III. Порядок расположения в таблице примерно соответствует степени распространенности данной формы фюзеляжа.

С точки зрения аэродинамики наивыгоднейшей является круглая форма, но она уступает овальной в рациональности использования внутреннего объема, а следовательно, и в величине миделя. Овальная симметричная форма поперечного сечения часто применяется для бомбардировщиков и пассажирских самолетов. Овальная форма с сужением вверху довольно широко применяется для истребителей и учебно-тренировочных самолетов.

Приведенный краткий обзор форм и размеров фюзеляжей показывает, что очертания и габаритные размеры фюзеляжа как в поперечном сечении, так особенно в виде сбоку зависят от ряда часто противоречивых требований. Формы современных фюзеляжей обычно носят следы компромиссного решения (относится главным образом к военным самолетам), и поэтому невозможно дать достаточно конкретные обобщения, а можно лишь указать на ряд более или менее удачных компоновочных решений.

---

[1] Центр давления оперения принимается расположенным на 25% $b_{сах}$ горизонтального оперения. Иногда для простоты $L_{г.\,о}$ принимают равным расстоянию от центра тяжести самолета до шарниров рулей высоты.

3. НАГРУЗКИ НА ФЮЗЕЛЯЖ

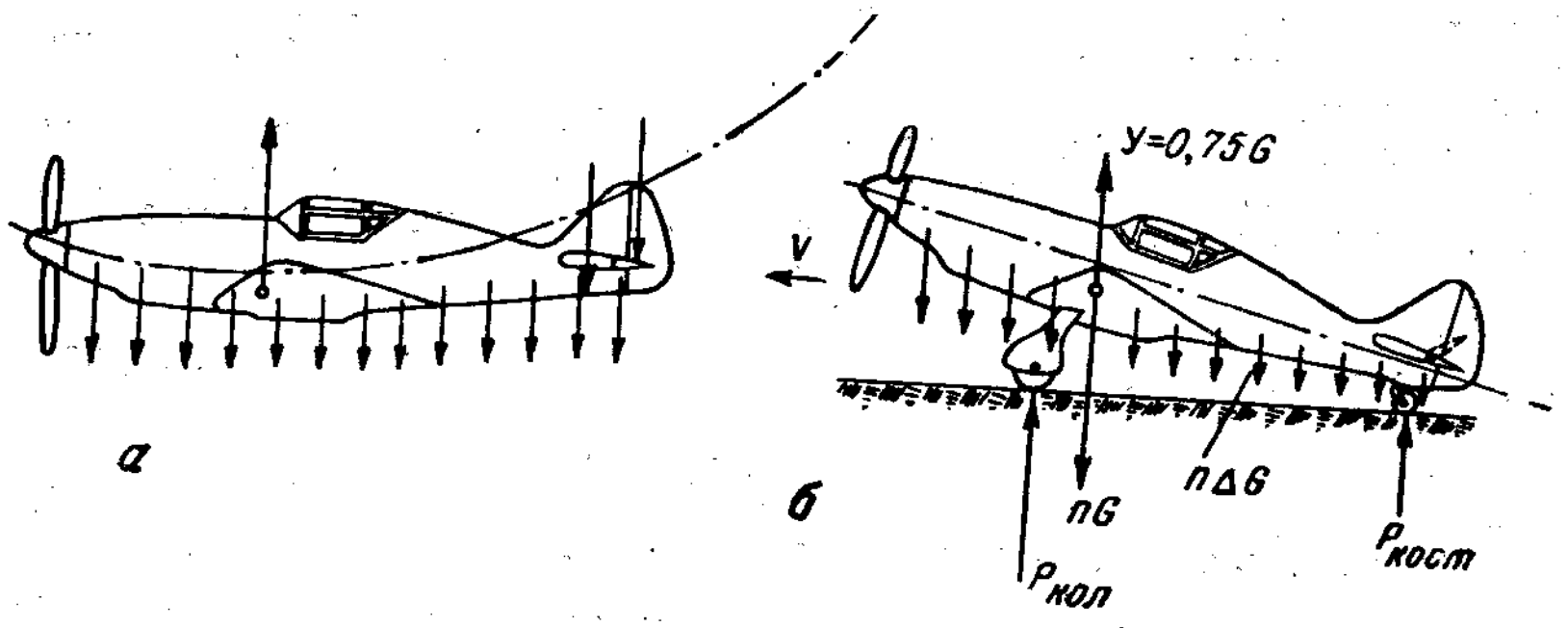
Силы, действующие на фюзеляж в разных случаях полета или посадки, можно разбить на следующие группы:

1) собственный вес конструкции фюзеляжа;

2) веса агрегатов, грузов и оборудования, расположенных в фюзеляже;

3) силы, приходящие к фюзеляжу от прикрепленных к нему других частей самолета [1];

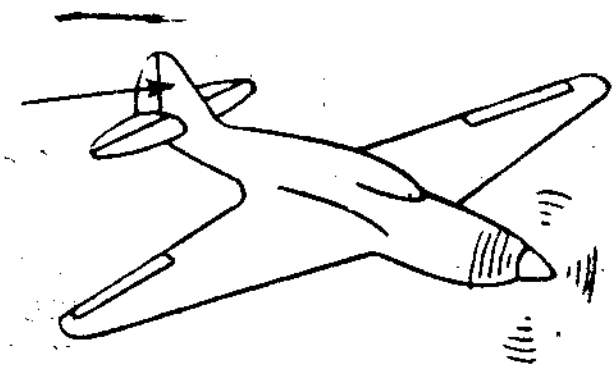
4) аэродинамические силы, действующие непосредственно на фюзеляж.



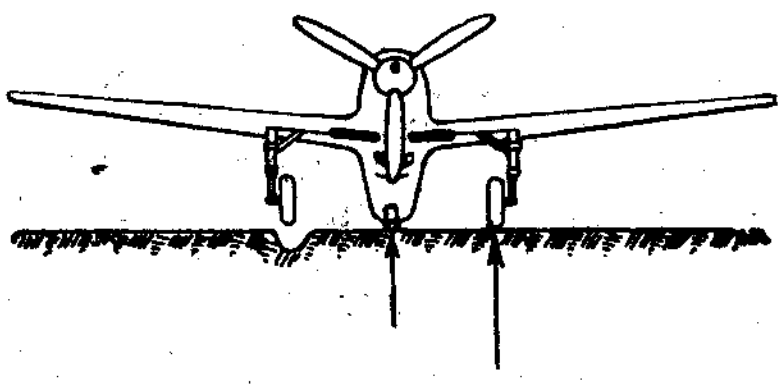
Фиг. 1.

В соответствии с нормами прочности силы, приложенные к фюзеляжу, рассматриваются в двух плоскостях — параллельной плоскости симметрии самолета и перпендикулярной плоскости симметрии самолета.

Примером нагружения фюзеляжа силами, параллельными плоскости симметрии самолета, может служить случай выхода самолета из пикирования или посадка на три точки (фиг. 1,*а* и *б*).



Фиг. 2.



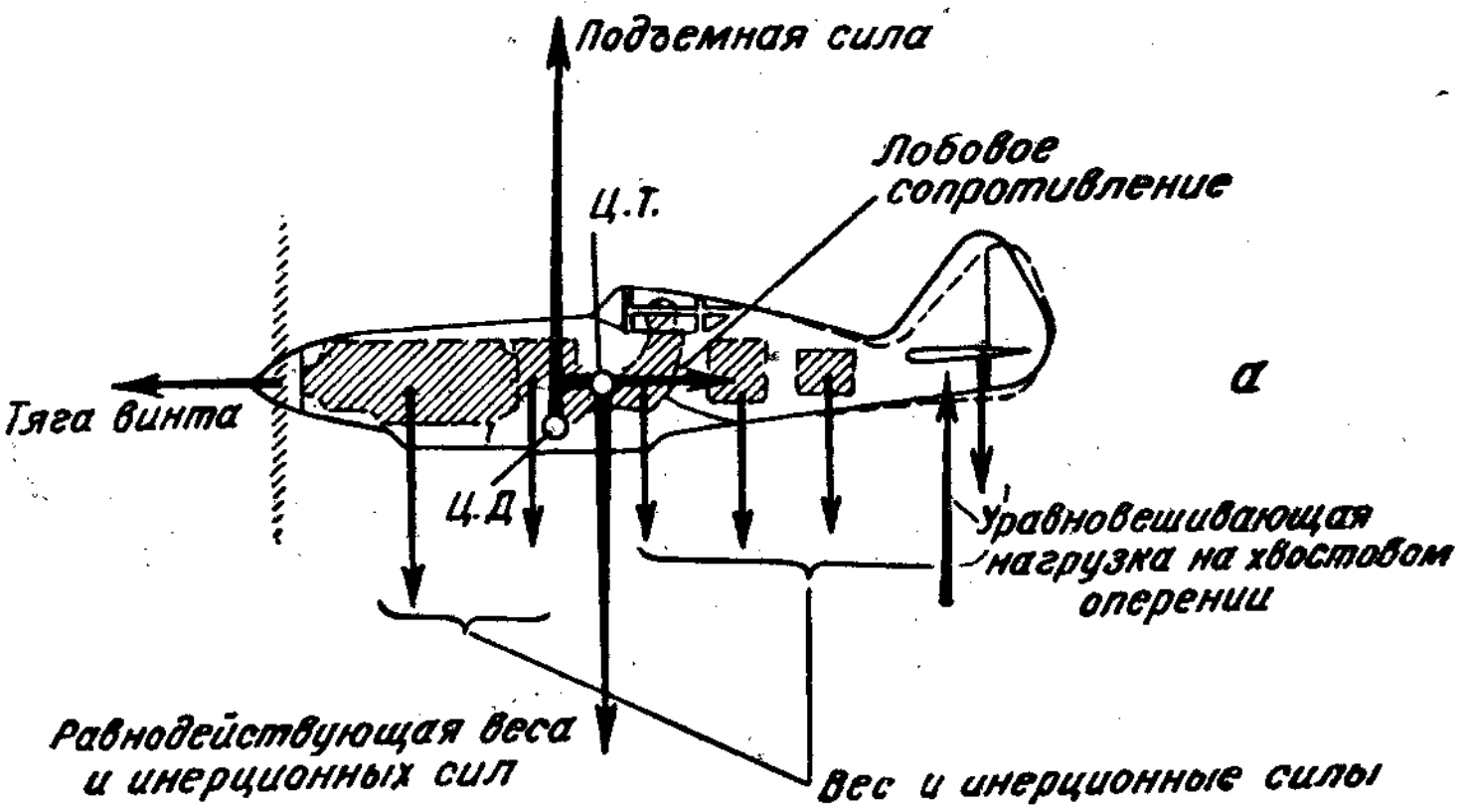
Фиг. 3.

Примером нагружения фюзеляжа силами, перпендикулярными плоскости симметрии самолета, может служить случай полета самолета с отклоненным рулем направления (фиг. 2).

В большинстве случаев силы, действующие на фюзеляж параллельно плоскости симметрии самолета, нагружают фюзеляж симметрично. Однако есть положения, в которых такие силы действуют только с одной стороны, например, при посадке на одно колесо (фиг. 3) или при действии элеронами, когда подъемная сила не одинакова у правого и левого полукрыла. Поэтому различают симметричные и несимметричные случаи нагружения.

[1] Эти силы могут быть аэродинамические (от крыла и оперения) и массовые (вес частей и их инерция при перегрузках).

По характеру действия воздушных сил принято в нормах прочности рассматривать случай нагружения фюзеляжа *уравновешенными силами* (когда массовые силы, воздушные силы и моменты от них уравновешиваются, что будет всегда при установившемся движении самолета) и так называемую *маневренную нагрузку,* когда силы от действия рулями дают моменты, которые уравновешиваются моментами от инерционных сил, появившихся вследствие начавшегося вращения самолета. На фиг. 4 приведены оба эти случая: с уравновешивающей нагрузкой на хвостовом



Фиг. 4. Нагружение фюзеляжа.

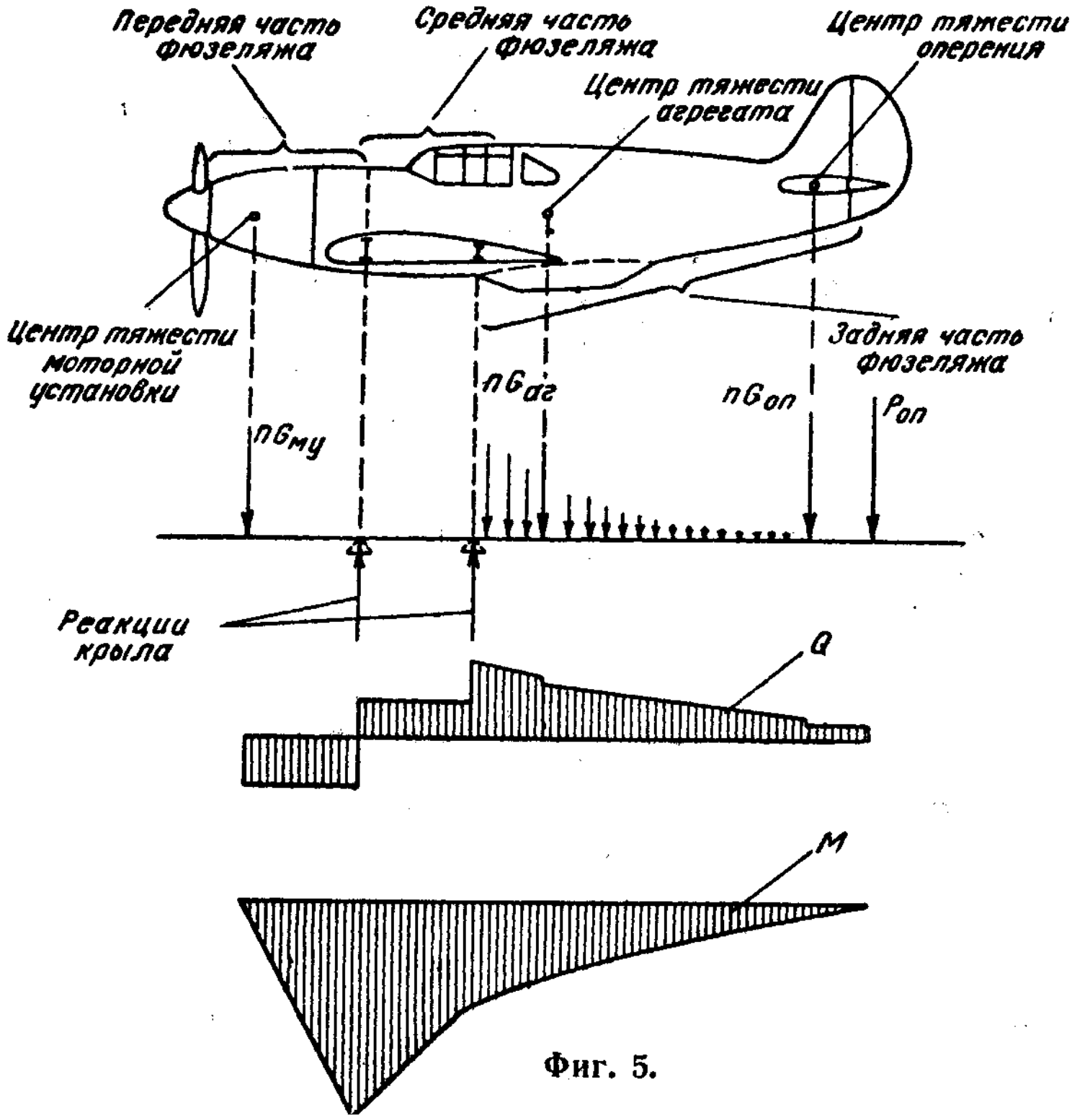
а — при уравновешивающей нагрузке на горизонтальное оперение;
б — при маневренной нагрузке на горизонтальное оперение.

оперении (*а*) и с маневренной, которая уравновешивается инерционными силами от углового ускорения (*б*).

Под действием нагрузок конструкция фюзеляжа испытывает деформации. От сил, действующих параллельно плоскости симметрии самолета, фюзеляж изгибается в вертикальной плоскости (пунктирные линии на фиг. 4). Под действием сил, приложенных к фюзеляжу в горизонтальной плоскости (перпендикулярной плоскости симметрии), фюзеляж изгибается в горизонтальной плоскости. Кроме того, фюзеляж при нагрузке на вертикальное оперение закручивается. Таким образом, конструкция фюзеляжа в общем случае работает на вертикальный изгиб, горизонтальный изгиб и кручение.

Для построения эпюр перерезывающих сил Q, изгибающих моментов M и крутящих моментов $M_{кр}$ необходимо установить, по какой силовой

схеме работает фюзеляж при данной нагрузке. В подавляющем большинстве случаев фюзеляж представляет собой балку (или ферму), опирающуюся на лонжероны крыла. Тогда при вертикальном изгибе фюзеляж рассматривают как двухопорную балку с двумя консолями. Если силы действуют только на переднюю или заднюю часть, то при расчете этой части фюзеляжа ее рассматривают как консоль, заделанную у лонжеронов крыла.



Фиг. 5.

При расчете фюзеляжа на прочность обычно его условно расчленяют на три части: переднюю, среднюю и заднюю (фиг. 5). Передней считается часть фюзеляжа от носа до переднего лонжерона крыла, средней—часть фюзеляжа от переднего до заднего лонжерона крыла, задней (хвостовой) — от заднего лонжерона крыла до конца фюзеляжа. Переднюю и заднюю части фюзеляжа рассчитывают как консольные балки, закрепленные у лонжеронов крыла.

Приходящиеся на фюзеляж нагрузки вычисляют в соответствии с нормами прочности. Вообще фюзеляж должен быть рассчитан на все случаи, установленные для крыльев, оперения, силовой установки и шасси, т. е. для частей, прикрепленных к фюзеляжу и передающих ему нагрузки. Кроме того, нормами предусматривается ряд расчетных случаев, специфических для фюзеляжа.

Случай $A_ф$ соответствует случаю $A_{кр}$ для крыльев с теми же перегрузками. Нагружается весь фюзеляж, причем изгиб происходит в вертикальной плоскости. В этом случае на фюзеляж действуют следующие силы:

1) массовые силы от собственного веса конструкции фюзеляжа;

2) массовые силы от агрегатов и грузов, расположенных в фюзеляже;
3) массовые и аэродинамические силы от прикрепленных к фюзеляжу частей.

Все силы в данном случае направлены вертикально. На фиг. 5 изображена схема сил, действующих в случае $A_ф$ на фюзеляж, и эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов.

Случай $C_ф$ (фиг. 6) соответствует случаю $C_{кр}$ крыльев (пикирование). На горизонтальное оперение действует сила, уравновешивающая момент крыльев, возникающий при $c_y=0$. Нагружена только хвостовая часть фюзеляжа, которая рассматривается как консольная балка, защемленная у заднего лонжерона крыла.

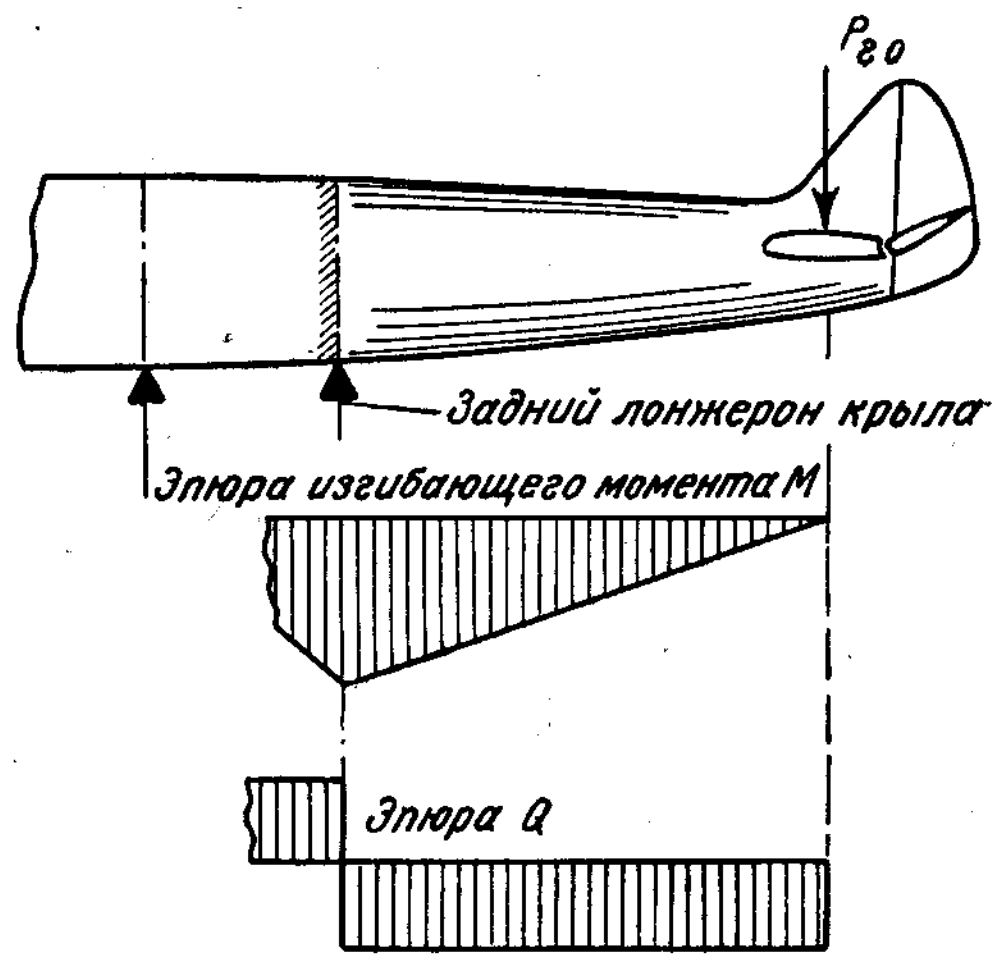
Случай $B_ф$ (см. фиг. 4,*б*). Маневренная нагрузка на горизонтальное хвостовое оперение по нормам прочности равна

$$\Delta P^э_B = \pm 0,4 n^э_B \frac{G}{S} S_{г.о}.$$

Эта нагрузка уравновешивается инерционными силами от углового ускорения

$$\frac{\omega' x}{g} \Delta G,$$

где ω' — угловое ускорение; x — расстояние груза от центра тяжести самолета;
ΔG — вес груза или части фюзеляжа; $g=9,81$ *м/сек²*.



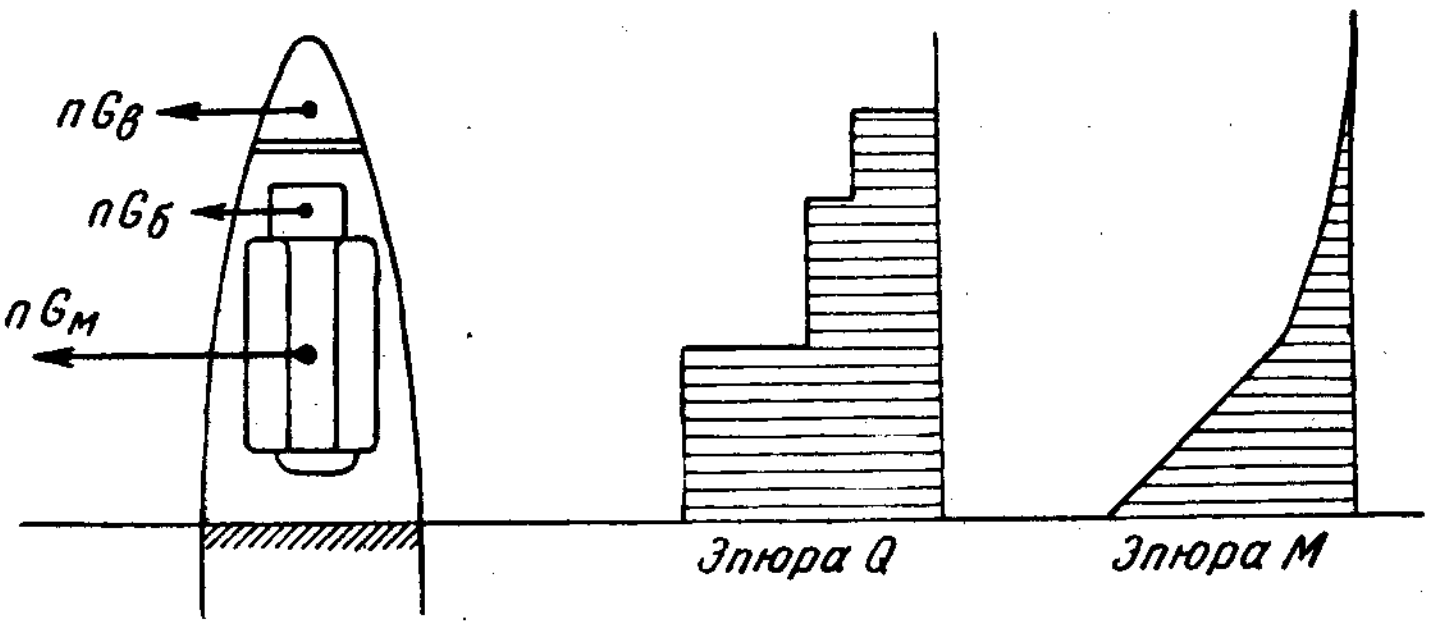
Фиг. 6.

Кроме маневренной нагрузки, на оперение действует уравновешивающая нагрузка

$$P^э = \frac{M_z}{l_{г.о}},$$

где M_z — момент самолета без горизонтального оперения относительно его центра тяжести в случае B;
$l_{г.о}$ — плечо горизонтального оперения.

Случай $E_ф$ — посадка на три точки. На фиг. 1,*б* изображена схема действующих сил при нормальной трехточечной посадке, а именно:



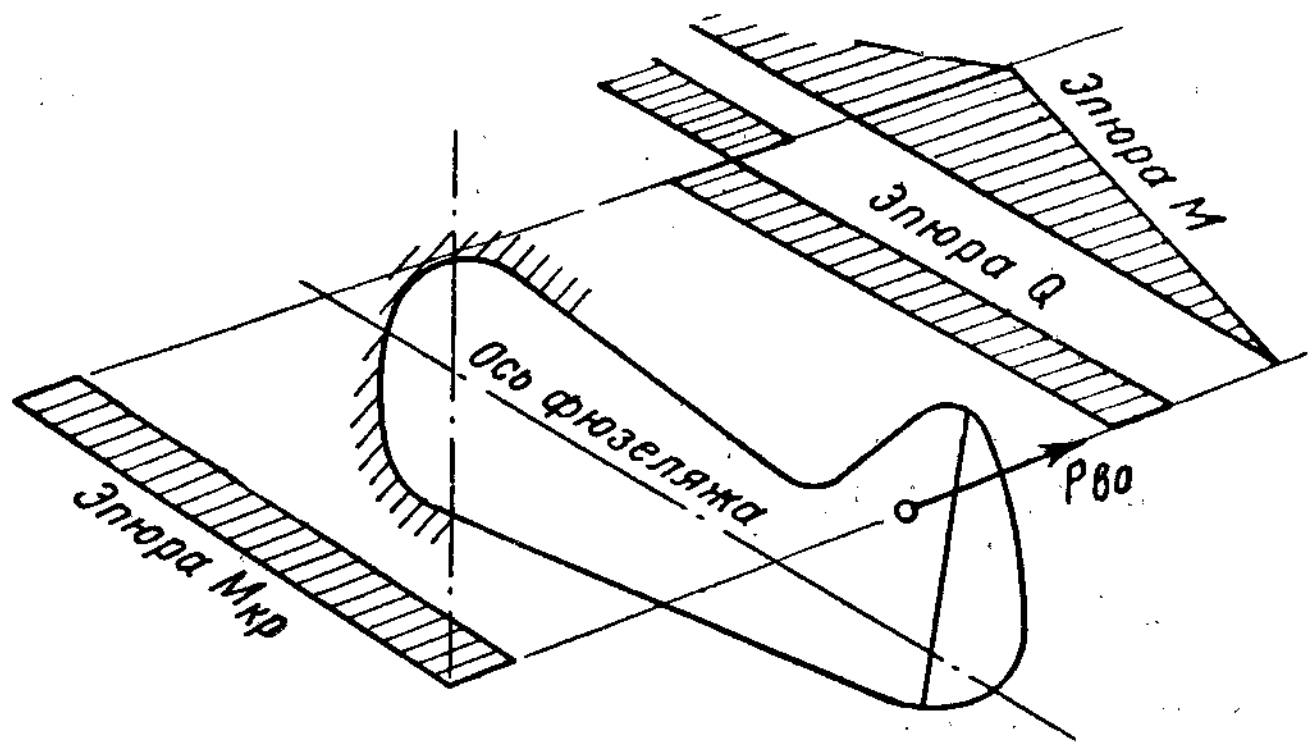
Фиг. 7.

$n\Delta G$ — инерционные силы грузов и частей конструкции (перегрузка n берется из расчета шасси);
$Y=0,75\ G$ — остаточная подъемная сила, так как скорость полета самолета в это время бывает уже меньше посадочной;
$P_{кол}$ — реакция колеса;
$P_{кост}$ — реакция костыля.

Трехточечная посадка может превратиться в посадку на одно колесо из-за неровностей почвы. При этом возникнет односторонний момент реакции колеса, который уравновешивается инерционными силами углового ускорения, вызванного начавшимся вращением самолета. Средняя часть фюзеляжа, вблизи которой обычно закреплено

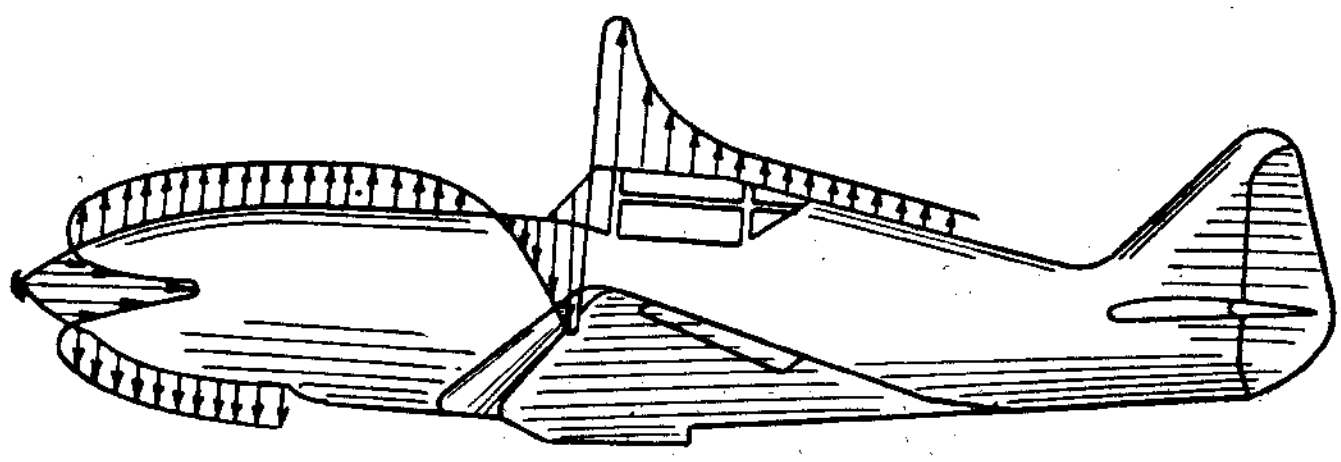
шасси, получает при этом наибольшую нагрузку. Для нее этот случай является расчетным.

Случай $H_{ф}^{пер}$. Боковая нагрузка на переднюю часть фюзеляжа (фиг. 7). Перегрузка берется по нормам прочности для мотоустановок. Расчету подвергается передняя часть фюзеляжа.



Фиг. 8.

Случай $H_{ф}^{зад}$. Боковая нагрузка на заднюю часть фюзеляжа (фиг. 8). Сила действует на вертикальное хвостовое оперение. Фюзеляж изгибается в горизонтальной плоскости и скручивается, если центр давления вертикального оперения не лежит на оси фюзеляжа.



Фиг. 9.

Перечисленные случаи охватывают основные варианты нагружения фюзеляжа. Кроме того, при расчете проверяют отдельные места фюзеляжа на аварийные случаи, возможные при посадке, и на местные воздушные нагрузки, возникающие при обтекании в полете криволинейных форм фюзеляжа (фиг. 9).

4. КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫЕ СХЕМЫ ФЮЗЕЛЯЖА И ХАРАКТЕР НАГРУЖЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ

Конструкция фюзеляжа состоит из силовой системы (каркас, оболочка), воспринимающей внешние нагрузки, и элементов вспомогательного назначения. Силовая система современных фюзеляжей (в целом или по частям) представляет собой ферму или балку.

В фюзеляже *ферменной схемы* (фиг. 10) основными элементами являются:

а) лонжероны (пояса ферм), расположенные по всей длине или по части длины фюзеляжа;

б) стойки и раскосы или диагонали в вертикальной плоскости;

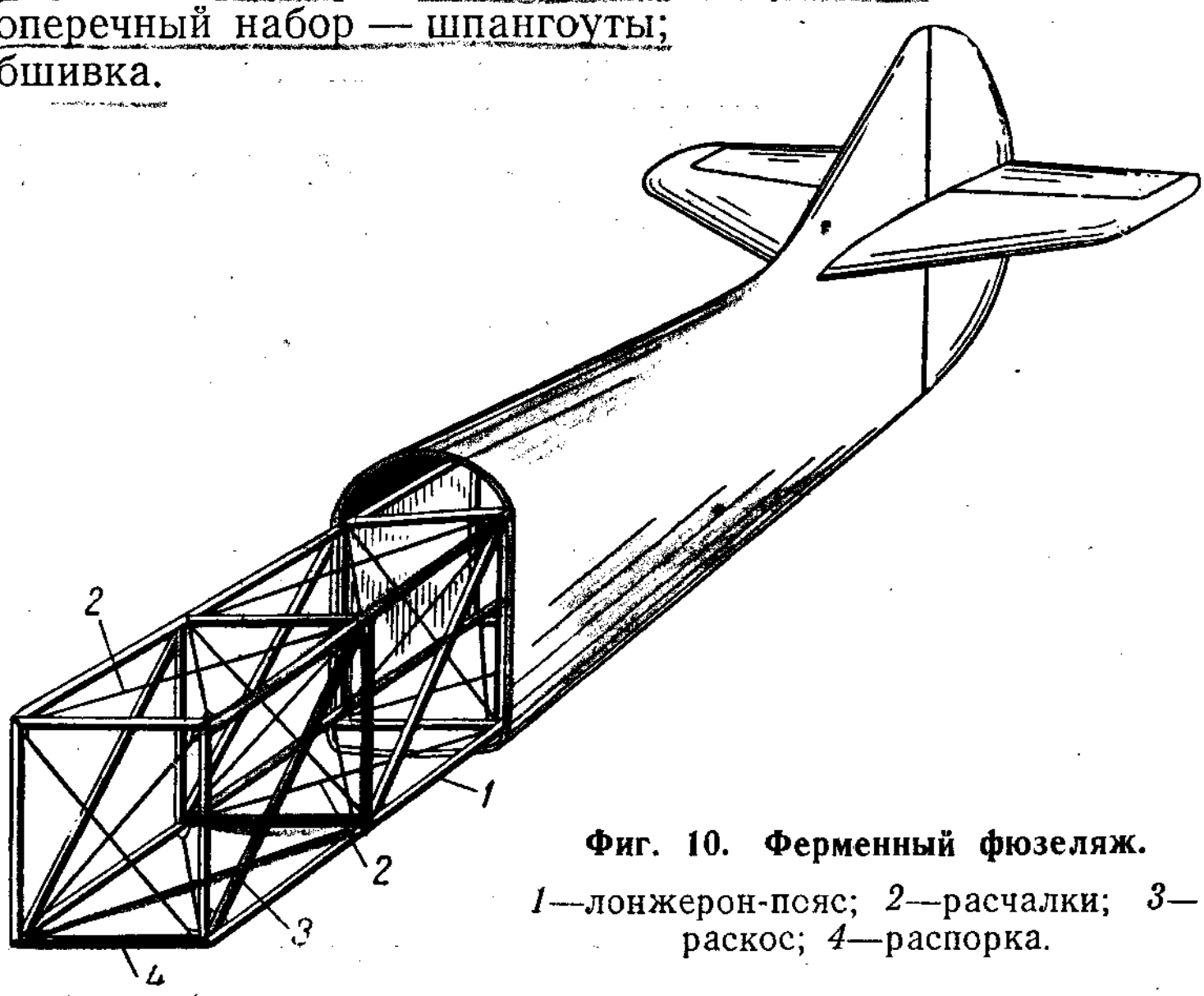
в) распорки и раскосы или диагонали в горизонтальной плоскости;

г) расчалки — гибкие элементы, которые во многих конструкциях заменяются раскосами;

д) обшивка.

В фюзеляже *балочной схемы* (фиг. 11) основными элементами являются:

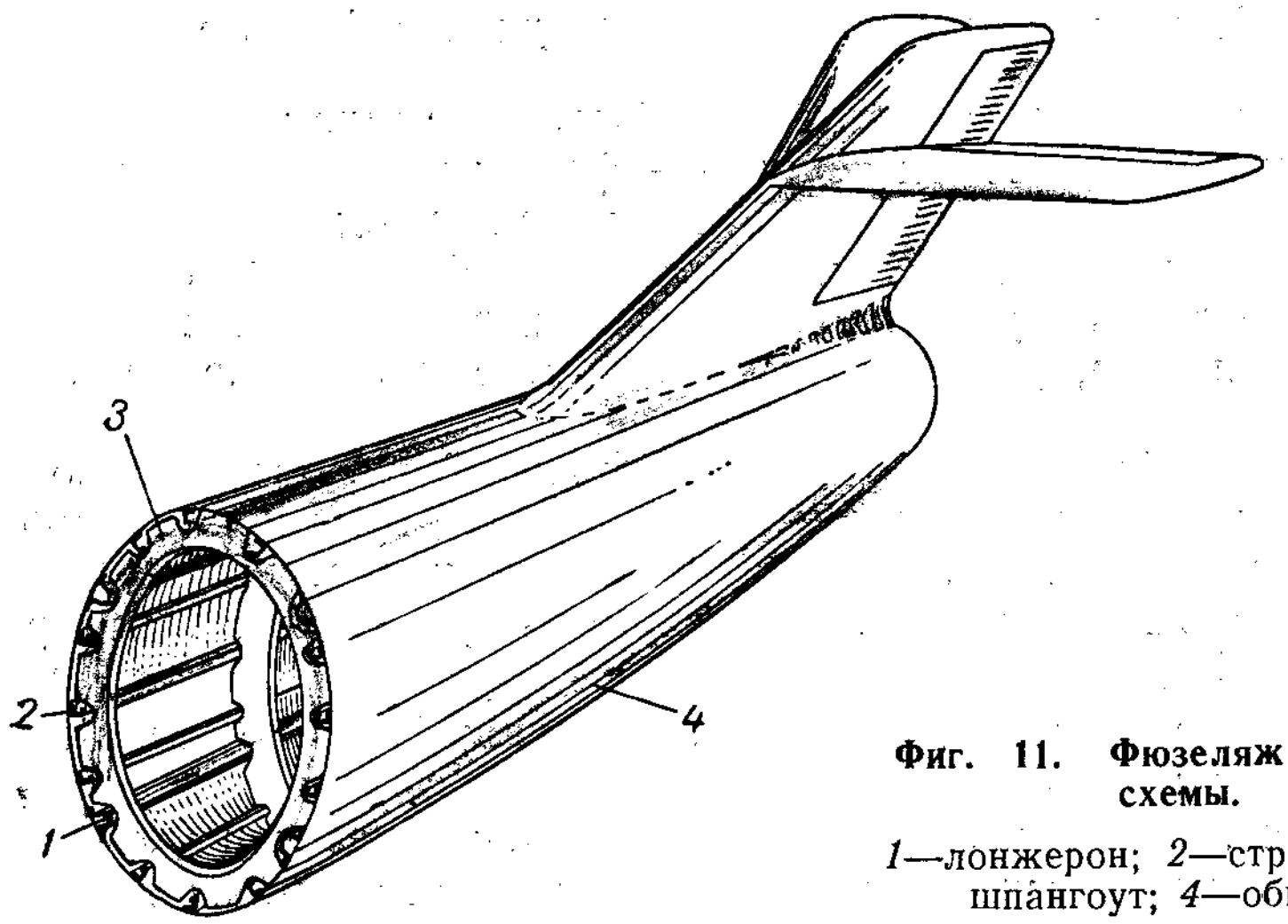
а) продольный набор — лонжероны и стрингеры;
б) поперечный набор — шпангоуты;
в) обшивка.



Фиг. 10. Ферменный фюзеляж.

1—лонжерон-пояс; *2*—расчалки; *3*—раскос; *4*—распорка.

На фюзеляжах обычно устанавливаются узлы для присоединения крыльев оперения, переднего или хвостового колеса, моторной рамы и пр.



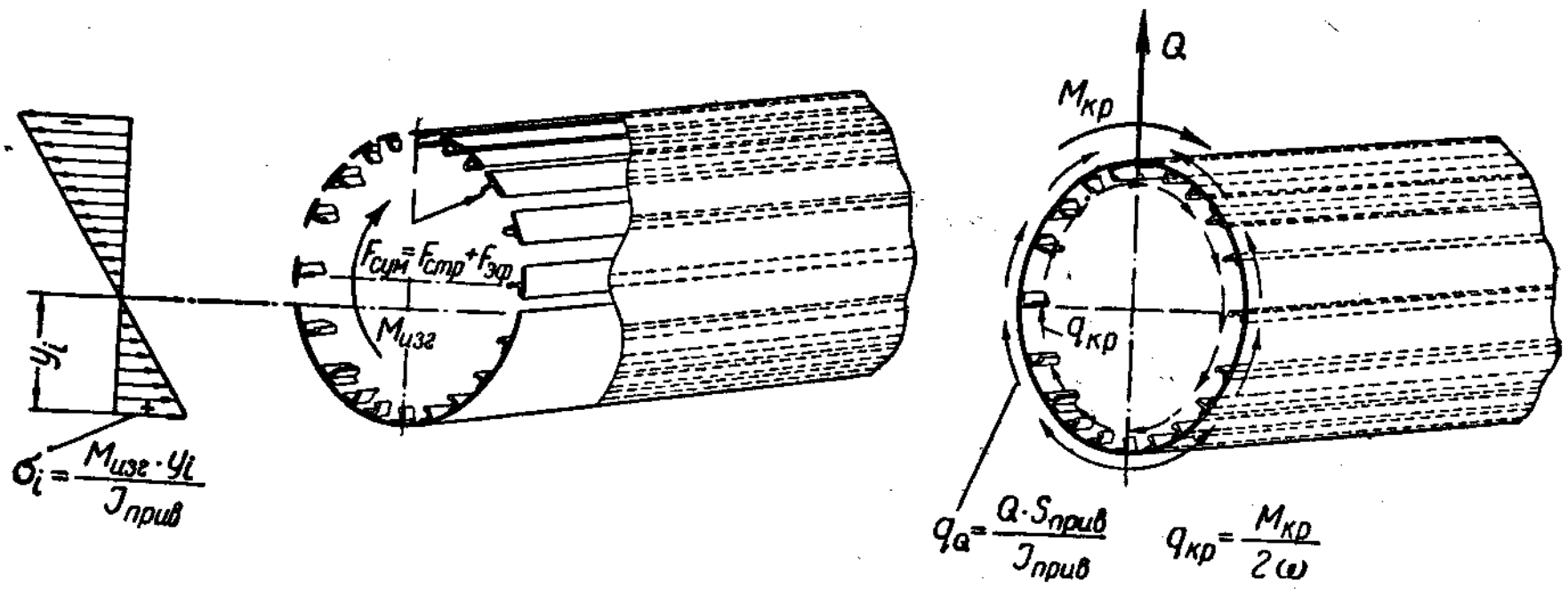
Фиг. 11. Фюзеляж балочной схемы.

1—лонжерон; *2*—стрингер; *3*—шпангоут; *4*—обшивка.

К элементам вспомогательного назначения относятся детали для местного усиления основной конструкции; детали для установки различных грузов, предметов вооружения и оборудования; детали, выполняющие специальное назначение и в то же время являющиеся частью конструкции фюзеляжа (например, пол в кабинах, противопожарные перегородки, всевозможные крышки люков, двери, броня в военных самолетах и т. д.).

Фюзеляж под действием распределенных и сосредоточенных сил работает в общем случае как балка на изгиб и кручение, при этом характер и степень нагружения элементов конструкции зависят от конструктивно-силовой схемы фюзеляжа.

В ферменном фюзеляже изгибающие моменты воспринимаются сжатием и растяжением лонжеронов; перерезывающие силы — стойками, распорками и раскосами; крутящий момент — пространственной фермой, образованной из четырех плоских ферм.



Фиг. 12.

В балочном фюзеляже изгибающие моменты воспринимаются лонжеронами, стрингерами и обшивкой; перерезывающие силы и крутящий момент — обшивкой (фиг. 12).

Классификация фюзеляжей по конструктивной схеме

Развитие конструктивно-силовых схем фюзеляжа шло в направлении совершенствования двух основных систем — фермы и балки. Рамы в конструкции фюзеляжа применяются лишь на ограниченном участке, но никогда не образуют целой системы. Совершенствование ферм и балок фюзеляжей заключалось в улучшении отдельных элементов и их сочетаний, в уменьшении веса, упрощении производства и применении новых материалов.

По конструкции фюзеляжи представляют собой или ферменную систему, состоящую из двух вертикальных (боковых) и двух горизонтальных (верхней и нижней) ферм, связанных между собой поперечным набором, или пустотелую балочную систему, состоящую из продольного и поперечного наборов и работающей обшивки.

В соответствии с этим основные типы фюзеляжей можно объединить в следующие классы:

1) *ферменные,* у которых весь силовой каркас образован фермой;

2) *балочные,* у которых силовые элементы образованы из продольного и поперечного наборов и работающей обшивки.

Иногда фюзеляжи по длине выполняются по различным конструктивным схемам. Например, переднюю часть делают ферменной, заднюю — балочной; такие фюзеляжи будем относить к *смешанной* силовой схеме.

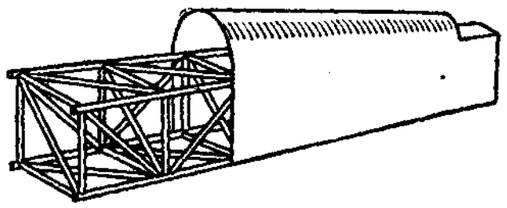
В табл. 3. III приведены основные конструктивные схемы фюзеляжей. Ферменные и балочные фюзеляжи имеют ряд разновидностей, различающихся конструктивным выполнением.

Таблица 3. 11

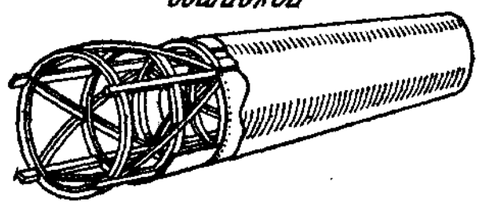
Классификация фюзеляжей

Ферменные

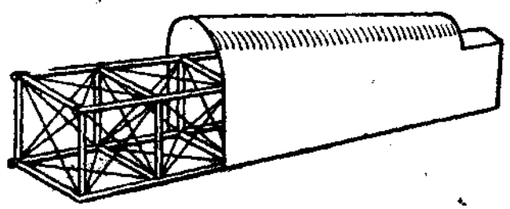
Раскосная



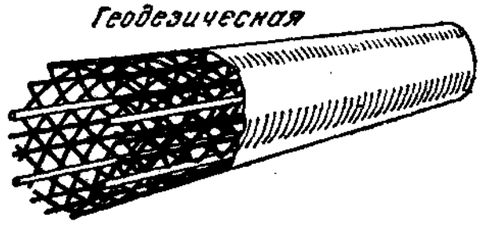
Раскосная с подкрепленной обшивкой



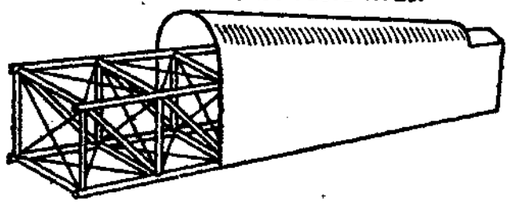
Расчалочная



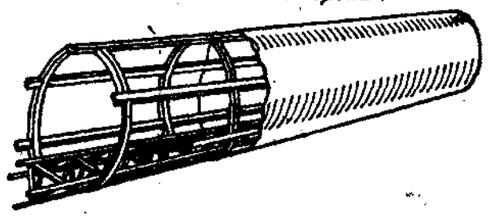
Геодезическая



Раскосно-расчалочная

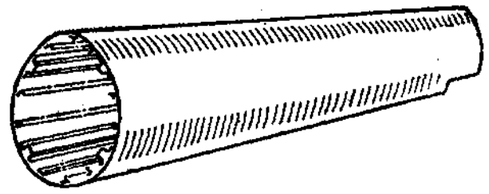


С ферменным лонжероном

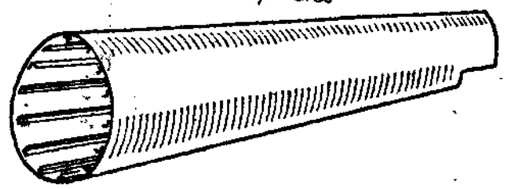


Балочные

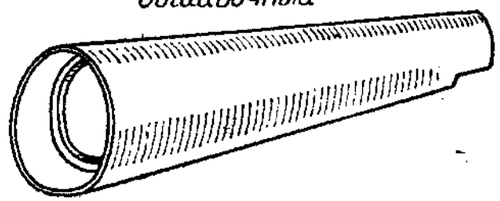
Лонжеронный



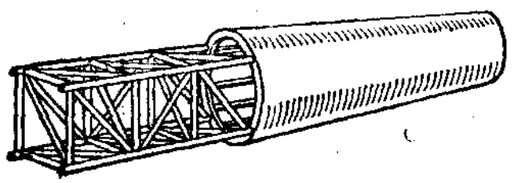
Стрингерный



Обшивочный



Смешанная силовая схема



В ферменных фюзеляжах применяются фермы расчалочные, раскосные, раскосно-расчалочные (обычно раскосные в вертикальных плоскостях и расчалочные в горизонтальных) и раскосные с подкрепленной обшивкой. Этими же названиями обозначаются и соответствующие разновидности ферменных фюзеляжей.

Из балочных фюзеляжей в настоящее время главным образом применяются три разновидности.

1. Конструкция, состоящая из мощных лонжеронов и слабого набора стрингеров и шпангоутов, с обшивкой, работающей при кручении фюзеляжа. Такой фюзеляж будем называть *балочно-лонжеронным (полумонокок)*.

2. Конструкция, состоящая из тонкой работающей обшивки и частой сети стрингеров и шпангоутов. Такой фюзеляж будем называть *балочно-стрингерным (полумонокок)*. Сюда входят и конструкции, в которых для усиления в местах крепления к фюзеляжу различных агрегатов и вырезов ставят усиленные стрингеры, часто называемые лонжеронами.

3. Конструкция, представляющая собой сравнительно толстую обшивку, подкрепленную только шпангоутами. В такой конструкции всю работу несет обшивка. Такой фюзеляж будем называть *балочно-обшивочным (монокок)*.

Наряду с рассмотренными тремя разновидностями балочных фюзеляжей имеется много промежуточных, которые следует относить к одной из указанных разновидностей по преобладанию в них тех или других элементов.

Название типа фюзеляжа принято образовывать из названий типа и разновидности, например, «балочно-стрингерный», «ферменный раскосный». Для смешанной схемы название удобно составлять из двух названий, причем на первое место поставить название передней части и опустить название основного типа, так как название разновидности само поясняет тип, например, раскосно-стрингерный, лонжеронный раскосно-расчалочный .

5. ФЕРМЕННЫЕ ФЮЗЕЛЯЖИ

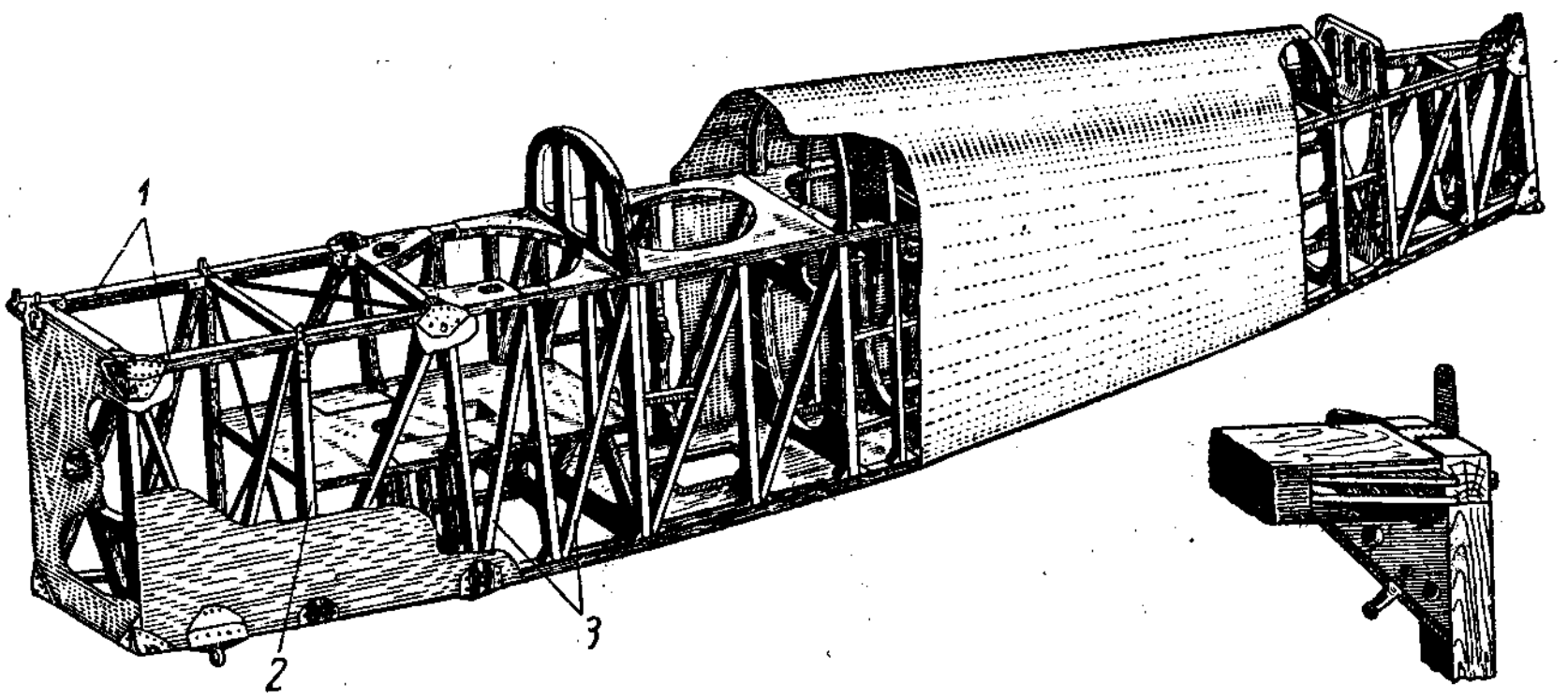
Конструкции типовых ферменных фюзеляжей

До конца первой мировой войны применялись почти исключительно ферменные фюзеляжи. Даже много позднее, с появлением балочного фюзеляжа, ферменный еще долго оставался основным типом, несмотря на явные преимущества балочного. Это объяснялось тем, что балочная конструкция еще не была достаточно освоена.

С конца 30-х годов началось быстрое вытеснение ферменной конструкции, и в настоящее время такие фюзеляжи применяют значительно реже и лишь для самолетов небольших размеров. Иногда делают ферменными отдельные отсеки фюзеляжа. Ниже кратко описаны различные типы ферменных фюзеляжей.

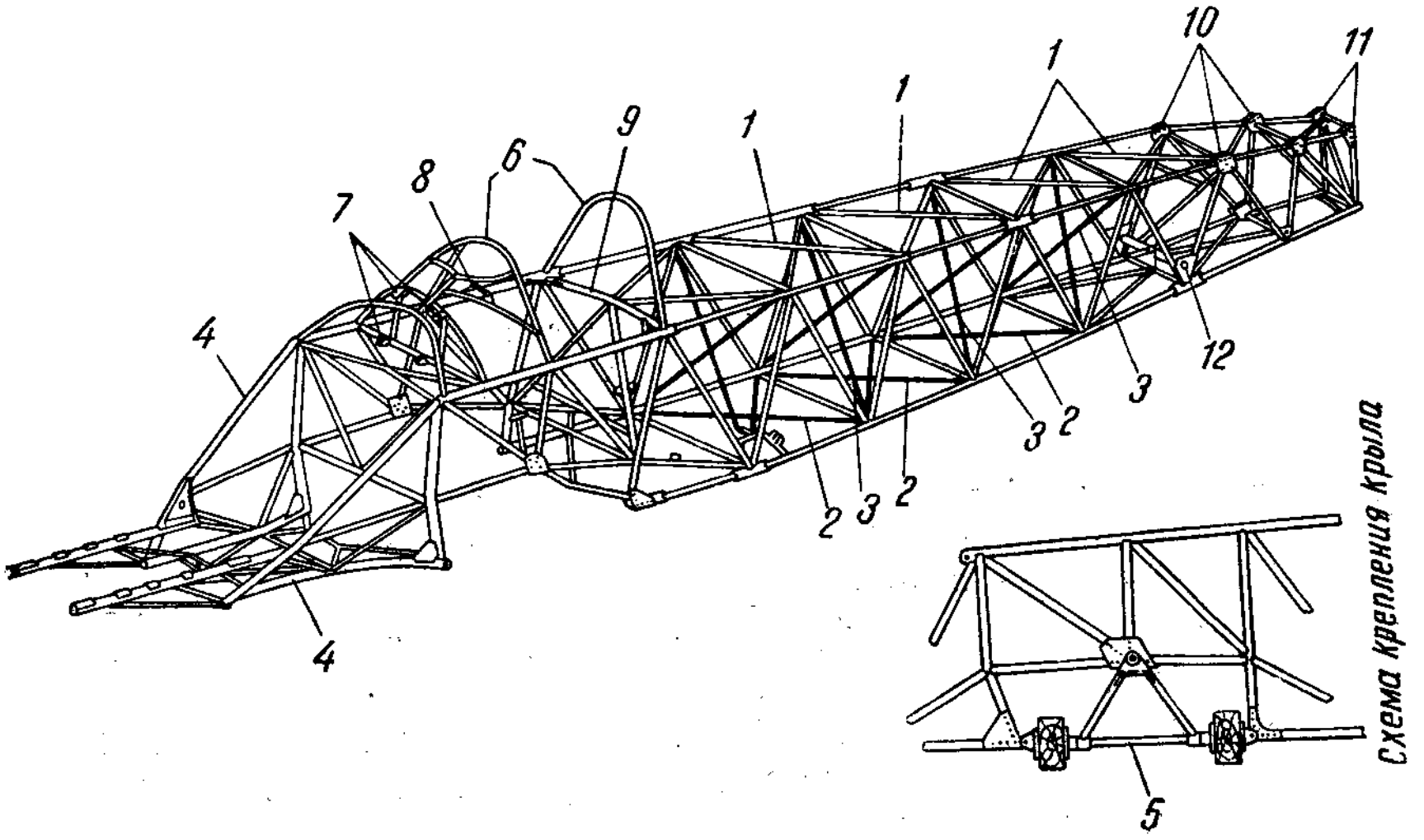
В деревянном фюзеляже самолета Р-5 (фиг. 13) передняя и средняя части, кончая задней кабиной, а также два последних отсека хвостовой части выполнены ферменными. Раскосные фермы подкреплены в вертикальных плоскостях жесткой обшивкой. Силовой каркас фюзеляжа состоит из четырех лонжеронов *1* прямоугольного сечения и шпангоутов, которые своими вертикальными элементами образуют стойки *2* фермы; между стойками поставлены раскосы *3*. Каркас покрыт фанерной обшивкой, прикрепленной непосредственно к лонжеронам, стойкам и раскосам

на клею, гвоздях и шурупах. Обшивка придает жесткость узлам соединения фермы без дополнительных металлических деталей.



Фиг. 13. Фюзеляж самолета Р-5.

Образованная таким способом система получается жесткой и прочной, но в то же время тяжелой, так как фанерная обшивка боковин при наличии жесткой фермы не нужна, за исключением узловых участков, и дает лишний вес.



Фиг. 14. Фюзеляж самолета Як-1.

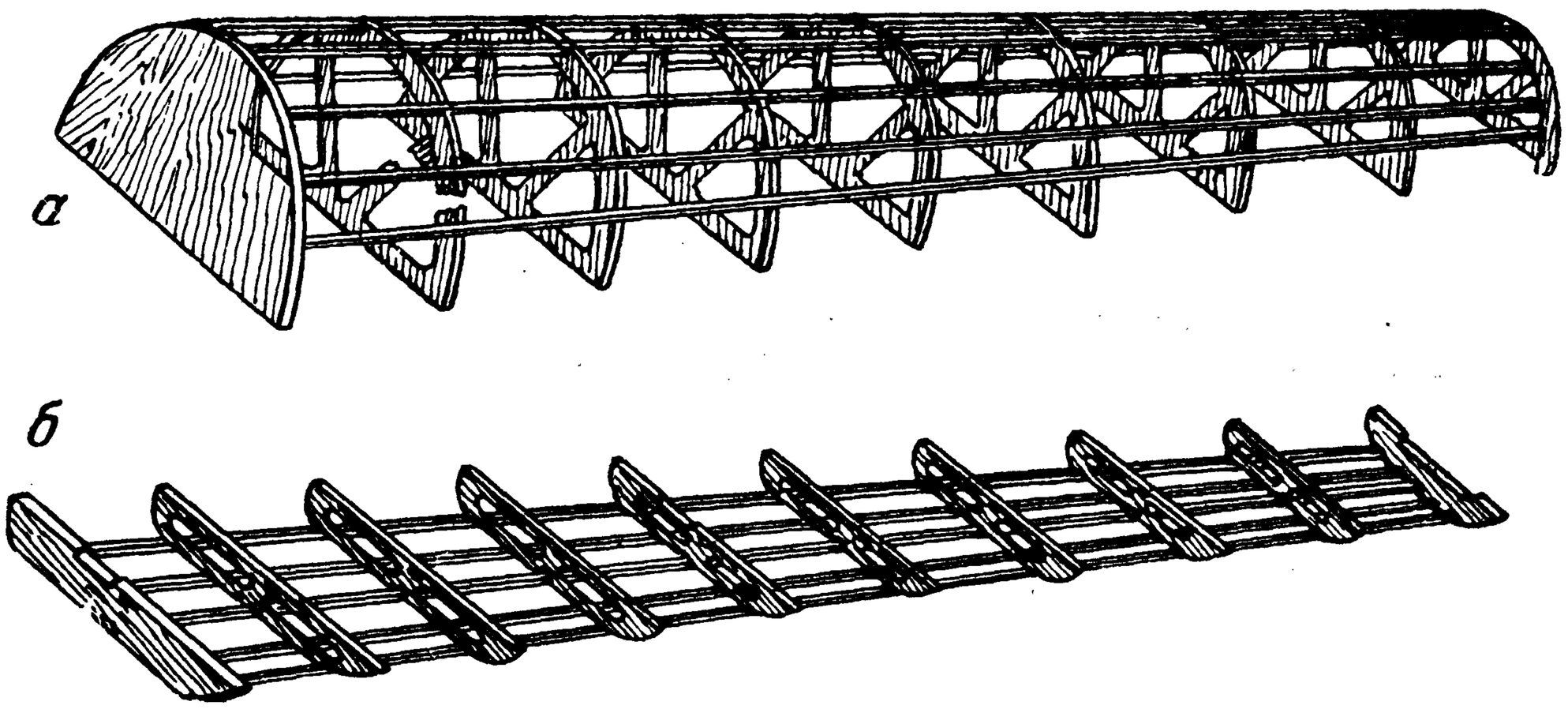
1—ленточные расчалки (двойные); *2, 3*—ленточные расчалки (одинарные); *4*—моторная рама; *5*—трубчатая распорка крыла; *6*—каркас фонаря; *7*—кронштейн крепления приборной доски; *8*—кронштейн крепления прицела; *9*—усиленная поперечная ферма сиденья и бронеспинки; *10*—узлы крепления стабилизатора; *11*—узел крепления заднего лонжерона киля; *12*—труба для подъема фюзеляжа.

Ферменный фюзеляж самолета Як-1 (фиг. 14) сварен из хромансилевых труб, термически обработанных до $\sigma_b = 70—85$ *кг/мм²*. Носовая и хвостовая части фюзеляжа, а также боковые фермы по всей длине — раскосной конструкции; верхняя, нижняя и поперечная фермы средней

части — расчалочной конструкции. Верхняя ферма имеет двойные ленточные расчалки, а нижняя ферма и поперечные панели — одинарные расчалки.

Моторная рама составляет одно целое с фюзеляжем. Нижние лонжероны на участке стыка фюзеляжа с крылом прерваны и замыкаются после установки крыла трубчатыми распорками. К верхним лонжеронам на участке кабины приварен трубчатый каркас фонаря с кронштейнами крепления приборной доски и прицела. К жесткой поперечной ферме прикреплены сиденье и бронеспинка.

Стабилизатор крепится к фюзеляжу в четырех точках. Задний лонжерон киля укреплен на последней поперечной ферме фюзеляжа. Между раскосами хвостовой части вварена труба, через которую пропускают штангу для подъема хвоста фюзеляжа. Хвостовое колесо крепится к узлам, расположенным на нижней распорке.



Фиг. 15. Гаргроты фюзеляжа самолета Як-1.

а — верхний; *б* — нижний.

Верхний и нижний обтекатели (гаргроты) хвостовой части фюзеляжа (фиг. 15) представляют собой деревянные каркасы, обшитые фанерой. Боковые стенки хвостовой части фюзеляжа обтянуты полотном. Передняя часть фюзеляжа, включая и кабины, сверху и с боков закрыта съемными крышками из листов дуралюмина.

Отличительной особенностью этого фюзеляжа является применение несъемной моторной рамы, приваренной к фюзеляжу. Такая рама неудобна в эксплуатации и ремонт ее затруднен.

Наиболее нагруженные боковые фермы фюзеляжа — раскосной конструкции. В менее нагруженных верхней и нижней фермах установлены расчалочные кресты, так же как и в поперечных фермах. Это конструктивное решение вполне целесообразно, ибо носовая и хвостовая части фюзеляжа имеют вырезы и подвержены действию сосредоточенных нагрузок и поэтому они должны быть выполнены весьма прочными и жесткими, что и достигнуто применением раскосов. Вместо отсутствующего раскоса верхней фермы в кабине летчика между верхними лонжеронами и распорками приварены изогнутые трубы, образующие раму.

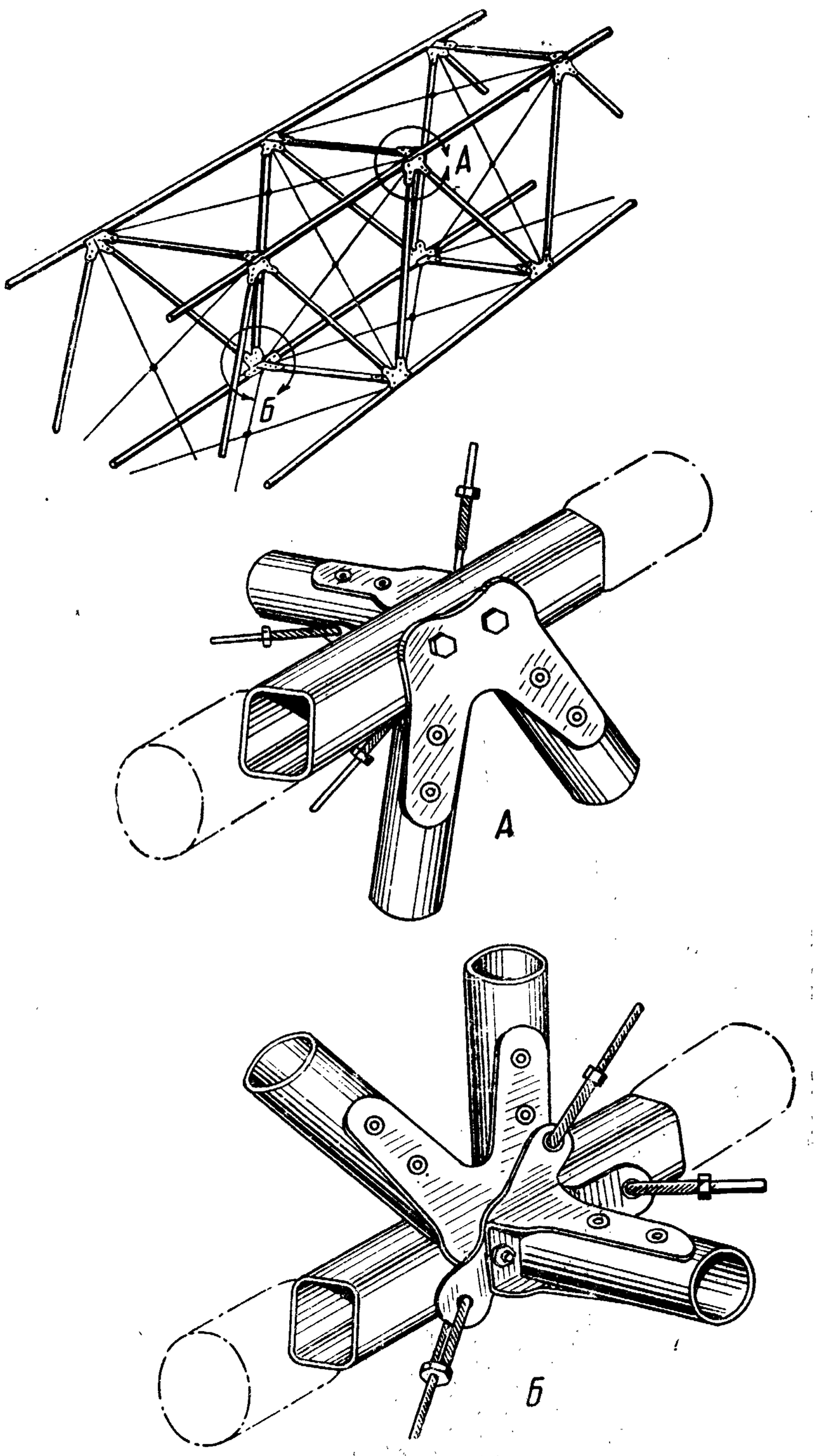
Ферменный, раскосно-расчалочный фюзеляж, показанный на фиг. 16, интересен тем, что является разборным. Стержни фермы соединяются в узлы с помощью накладок, болтов и пистонов. Трубчатые стальные лон-

жероны и дуралюминовые раскосы в местах соединения в узлы имеют прямоугольные сечения.

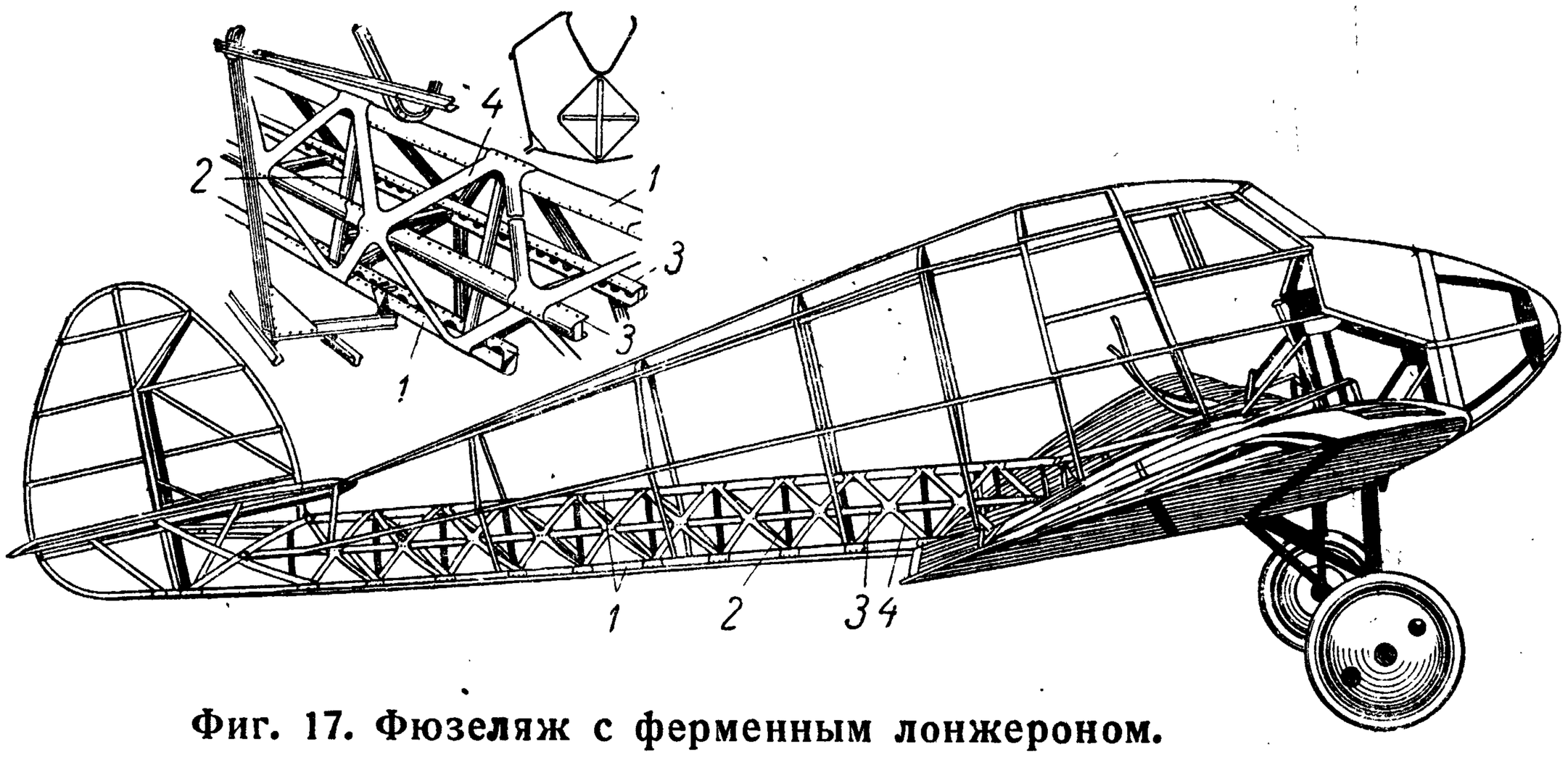
В фюзеляже с ферменным лонжероном, приведенном на фиг. 17, силовая часть представляет собой ферму, расположенную в нижней части фюзеляжа, состоящую из двух поясов *1*, связанных между собой стойками *2*. Образованная таким образом плоская система своими поясами воспринимает нормальные напряжения изгиба. В горизонтальной плоскости расположены продольные элементы *3*, связанные с основными поясами *1* рядом раскосов *4*. Эти раскосы воспринимают кручение. Перерезывающую силу воспринимают стойки и раскосы.

Силовая ферма имеет надстройку в виде легкого каркаса и обшивки.

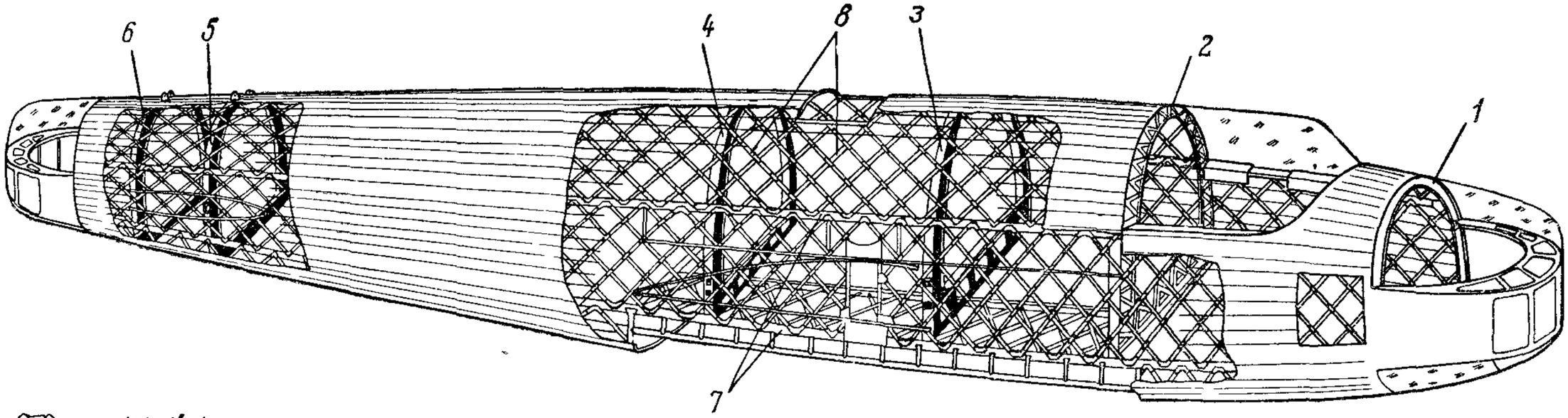
На фиг. 18 изображен фюзеляж геодезической конструкции (геодезической линией называется кратчайшая кривая, соединяющая две точки на криволинейной поверхности). Каркас фюзеляжа состоит из шпангоутов *1—6* коробчатого сечения, которые соединены четырьмя трубчатыми лонжеронами *7* и геодезической сеткой *8*, составленной из криволинейных элементов. Эти элементы различной длины и кривизны получаются фасонной прокаткой металлических полос (узлы *A* и *B*).

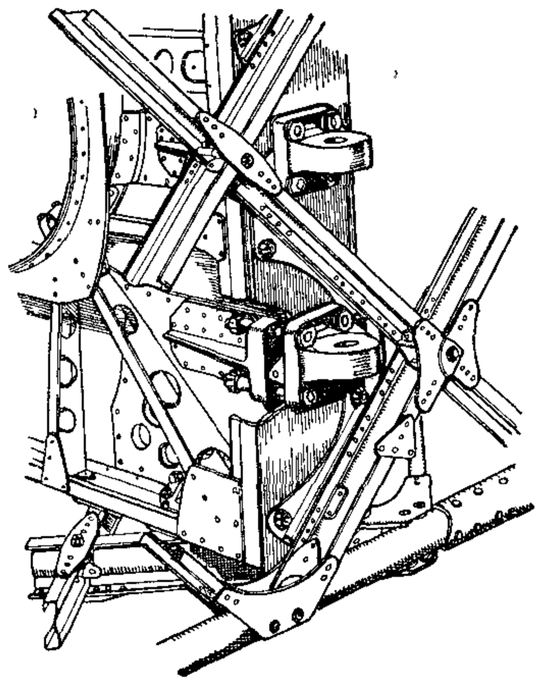


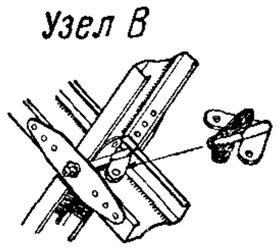
Фиг. 16. Отсек раскосно-расчалочного фюзеляжа.

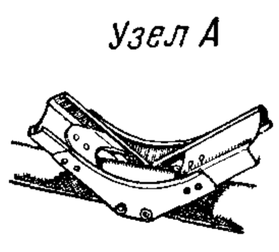


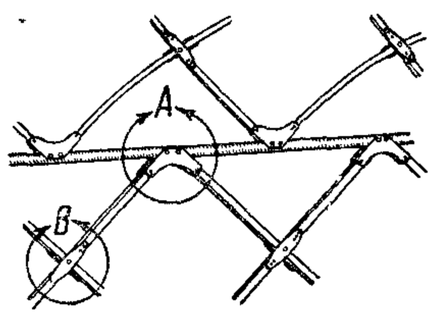
Фиг. 17. Фюзеляж с ферменным лонжероном.

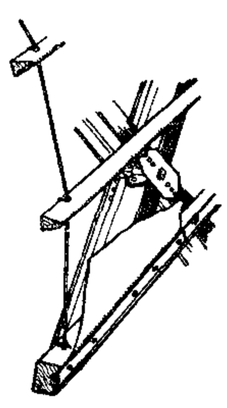


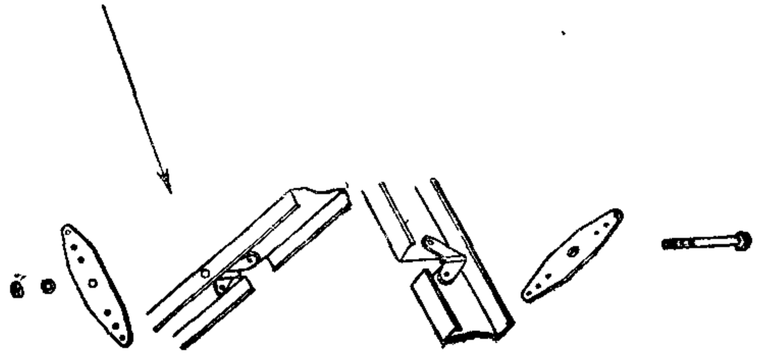












Фиг. 18. Фюзеляж геодезической конструкции.

Шпангоуты поставлены в местах действия на фюзеляж сосредоточенных сил. Первый шпангоут расположен перед кабиной летчика, к двум последующим шпангоутам крепятся усиленные нервюры и вспомогательные лонжероны центроплана, четвертый шпангоут расположен за задней кромкой крыла, к пятому и шестому шпангоутам, соединенным внизу балками, крепятся оперение и сборный узел хвостового колеса. Основной лонжерон центроплана проходит сквозь фюзеляж между вторым и третьим шпангоутами и непосредственно не связан с конструкцией фюзеляжа.

Особенность геодезической конструкции заключается в замене обшивки, работающей при изгибе и кручении, геодезической сеткой, обтянутой полотняной обшивкой. Рассматриваемая конструкция позволяет хорошо использовать внутренние объемы, как и в фюзеляжах с работающей обшивкой.

Детали ферменных фюзеляжей

Ферменный фюзеляж обычно состоит из силовой части, представляющей собственно ферму, и вспомогательного каркаса, несущего обшивку и придающего фюзеляжу обтекаемую форму.

Стержни фермы изготовляют из металлических труб или профилей или для деревянных конструкций — из реек. В табл. 4. III перечислены материалы, применяемые для изготовления фюзеляжей, и указаны наиболее часто употребляемые сечения.

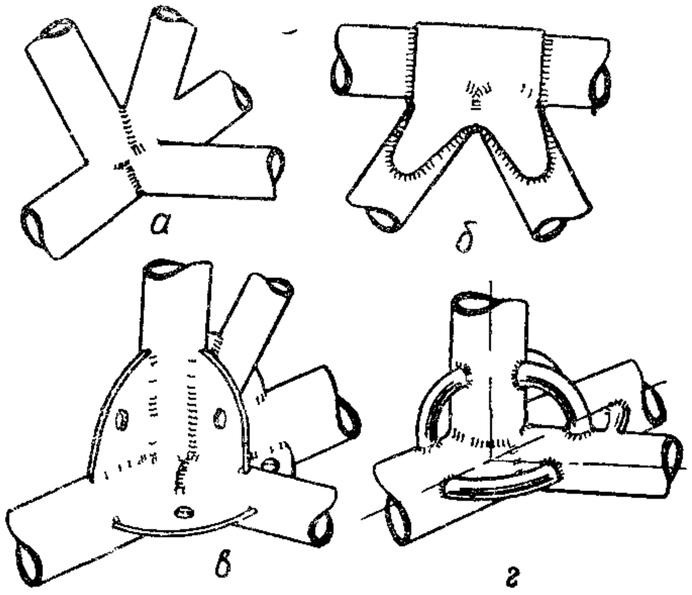
Таблица 4. III

Детали фермы	Материал		
	сталь	алюминиевые сплавы	дерево
Лонжероны, стойки и раскосы	Хромансиль и хромомолибденовая сталь, преимущественно трубы тонкостенные	Дуралюмин, преимущественно трубы	Преимущественно сосновые бруски
Узлы	Хромансиль и хромомолибденовая сталь	Дуралюмин	
Расчалки	Среднеуглеродистая		

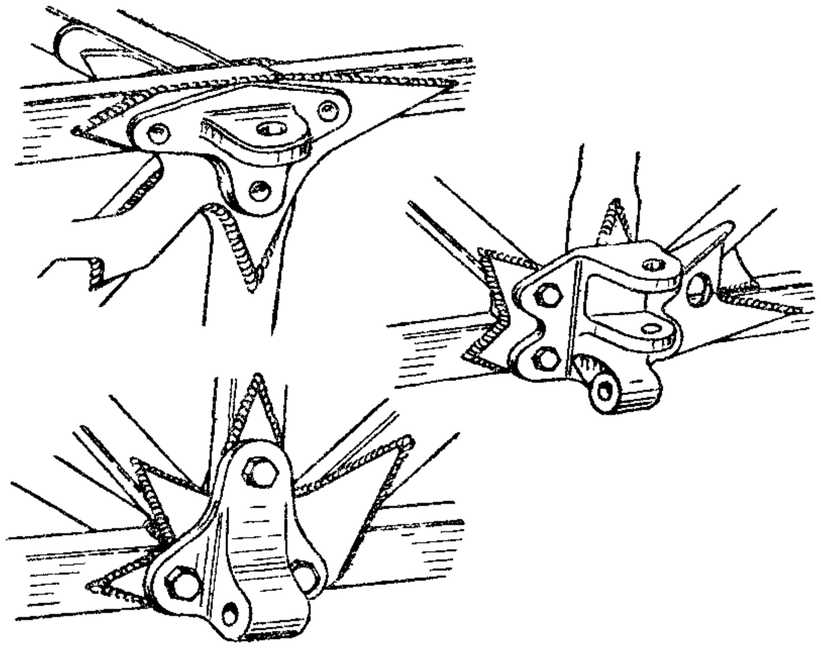
Узлы ферменного фюзеляжа можно разбить на следующие группы: жесткие неразъемные (обычно клепаные на косынках и сварные), жесткие разъемные (на болтах) и шарнирные.

Типичные узлы сварной трубчатой фермы показаны на фиг. 19, где *а*— нормальный узел раскосного фюзеляжа, *б* — такой же узел с усиливающей накладкой, *в* и *г* — узлы расчалочного фюзеляжа — первый с косынками, второй — с проволочными петлями, вваренными для присоединения расчалок. На фиг. 20 показаны фюзеляжные узлы с проушинами, поставленными на болтах.

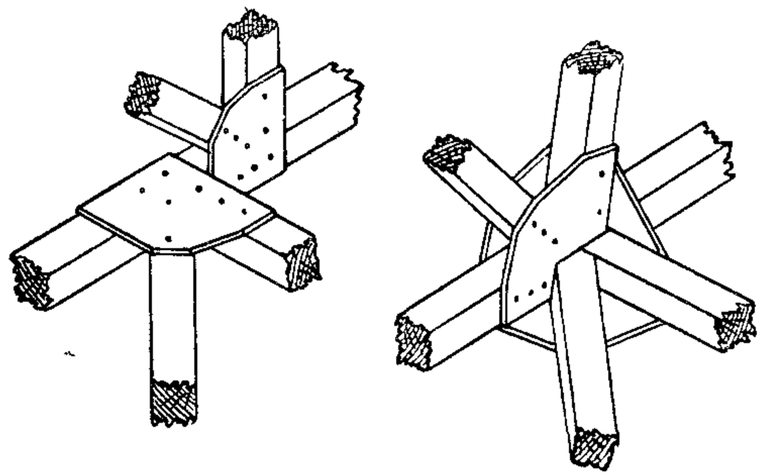
Узлы деревянного фюзеляжа с использованием фанерных косынок, поставленных на клею и гвоздях (или шурупах), приведены на фиг. 21.



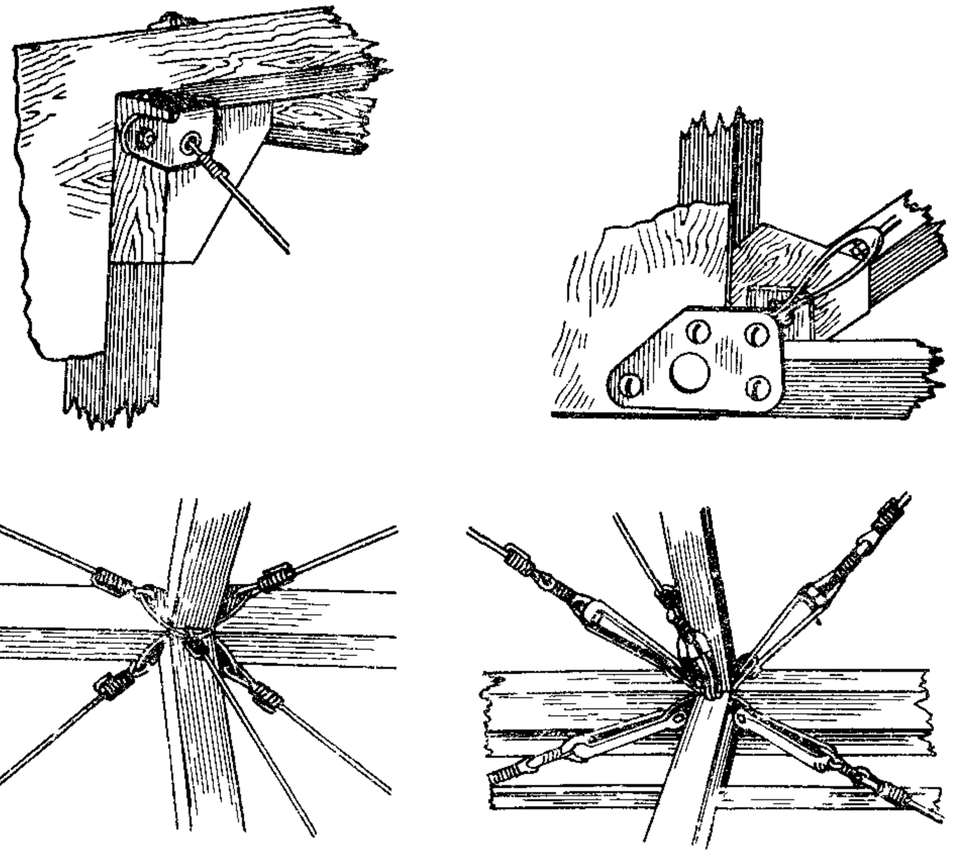
Фиг. 19. Узлы сварной конструкции ферменных фюзеляжей.



Фиг. 20. Узлы с проушинами, поставленными на болтах.



Фиг. 21. Узлы деревянного фюзеляжа на фанерных косынках.



Фиг. 22. Узлы фюзеляжа самолета УТ-2.

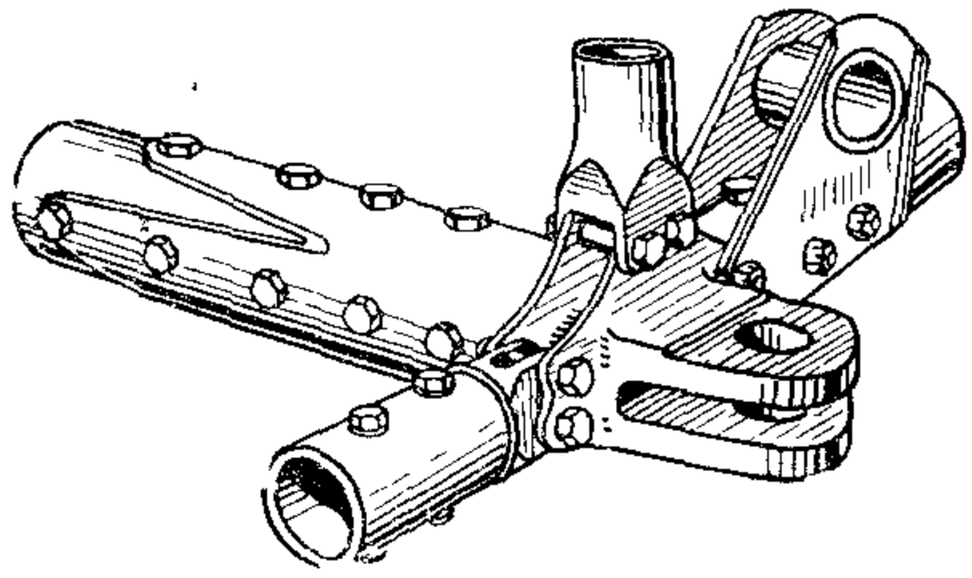
Узлы расчалочного деревянного фюзеляжа самолета УТ-2 показаны на фиг. 22.

На фиг. 23 изображен разъемный узел металлического фюзеляжа, одновременно являющийся стыковым.

Общая характеристика ферменных фюзеляжей

Ферменный фюзеляж представляет собой пространственную ферму, образованную из плоских ферм — двух боковых, верхней и нижней. В сечении такой фюзеляж имеет всегда форму четырехугольника (прямоугольника или трапеции) с лонжеронами по углам, являющимися основными силовыми элементами в двух фермах — боковой и верхней или нижней.

Боковые фермы принято называть *вертикальными* и обычно считать плоскими. При трапецевидном сечении фюзеляжа боковые фермы наклонены к вертикали и изогнуты, так как фюзеляж сужается к хвосту. Верхнюю и нижнюю фермы называют *горизонтальными* и тоже считают плоскими. Такие допущения приняты при расчетах фюзеляжа на прочность.



Фиг. 23. Разъемный узел металлического фюзеляжа.

Отметим основные особенности ферменных фюзеляжей.

1. Применяемые типы ферм в большинстве случаев просты и статически определимы. При образовании узлов фермы для упрощения конструкции иногда приходится отступать от правила, требующего пересечения осей всех стержней узла в одной точке.

2. Деревянный ферменный фюзеляж долгое время был наиболее распространенным и сохранился до самого последнего времени (УТ-2, По-2). С появлением дуралюмина (начало 20-х годов) появились фермы из дуралюминовых профилей и труб. Однако ферменные фюзеляжи из дуралюминовых профилей не получили широкого распространения, ибо такая конструкция получается сложной; кроме того, требования прочности и устойчивости стержней заставляют применять в конструкции фюзеляжа закрытые профили, при которых невозможно проверить, не поражены ли внутренние их поверхности коррозией. Ферменные фюзеляжи из дуралюминовых труб также не получили широкого распространения. При работе на продольный изгиб невозможно использовать трехкратное преимущество в весе дуралюминовых труб по сравнению со стальными, так как модуль упругости дуралюмина приблизительно в 3 раза меньше, чем у стали. Поэтому в современных ферменных конструкциях широко применяют стальные трубы, которые к тому же можно соединять сваркой.

3. В ферменных фюзеляжах взамен раскосов часто применяются поставленные крест-накрест расчалки. Наличие расчалок, особенно в вертикальных фермах, уменьшает жесткость фюзеляжа и требует периодического регулирования его вследствие вытяжки расчалок. Кроме того, предварительная затяжка лент во избежание провисания их при деформации фюзеляжа нарушает статическую определимость фермы и усложняет расчет.

4. Для придания ферменному фюзеляжу обтекаемой формы применяются гаргроты. Получаемая таким образом форма все-таки хуже, чем

форма, например, скорлупного фюзеляжа. В то же время гаргроты и обшивка, не являясь силовыми элементами, утяжеляют конструкцию. Полотняная обшивка вследствие разности давлений снаружи и внутри фюзеляжа выпучивается, а иногда (при открытом фонаре) втягивается внутрь, что портит обтекаемость фюзеляжа и снижает скорость полета.

5. В ферменных фюзеляжах с жесткой подкрепляющей обшивкой специфичным является сочетание ферменной и балочной систем. Однако тонкая обшивка обладает столь малой жесткостью по сравнению с фермой, что практически не работает самостоятельно (как стенка), а лишь придает добавочную жесткость стержням при их работе на сжатие. По этой причине такие фюзеляжи по классификации отнесены к ферменным типам.

6. Узлы деревянных ферменных фюзеляжей характеризуются сильно развитыми башмаками или скобами. Узлы крепятся к деревянным элементам многочисленными болтами или пистонами. Это необходимо вследствие весьма слабой работы дерева на смятие поперек волокон и скалывание (срез) вдоль волокон. Из-за этого узлы у деревянных фюзеляжей получаются более громоздкими и тяжелыми, чем у металлических [1].

7. По производственному выполнению металлические фюзеляжи могут быть сварными, клепаными и сборными на болтах.

Сварка является простым и дешевым методом соединения элементов фюзеляжей. Однако сварные фюзеляжи долго не получали широкого распространения, потому что сварка еще не была освоена. Этим объясняется применение более сложных и тяжелых конструкций с заклепочными соединениями. Впервые сварку стальных ответственных деталей самолета применил русский конструктор И. И. Стеглау в 1910—1911 гг. Его опыт перенял голландский конструктор А. Фоккер (см. введение). Медленно и с большими запозданиями воспринимали этот опыт и другие конструкторы и фирмы. Особенно консервативными в этом отношении оказались английские самолетостроители, долгое время не переходившие на сварку В настоящее время сварка повсеместно применяется для изготовления металлических ферменных фюзеляжей.

8. Ремонтировать деревянные и металлические ферменные фюзеляжи в случае поломки отдельных стержней довольно легко. Особенно удобны в этом отношении металлические фюзеляжи с разъемными узлами.

В ферменном фюзеляже обшивка крепится к специальным надстройкам-гаргротам. Чтобы придать выпуклость боковинам фюзеляжа, часто на основную ферму ставят стрингеры-формеры.

Ферменные фюзеляжи покрывают обычно полотняной обшивкой. Полотно крепят к каркасу теми же способами, что и в крыле. Иногда для получения лучшей внешней формы и гладкой поверхности обшивку делают из тонкой фанеры или листов дуралюмина.

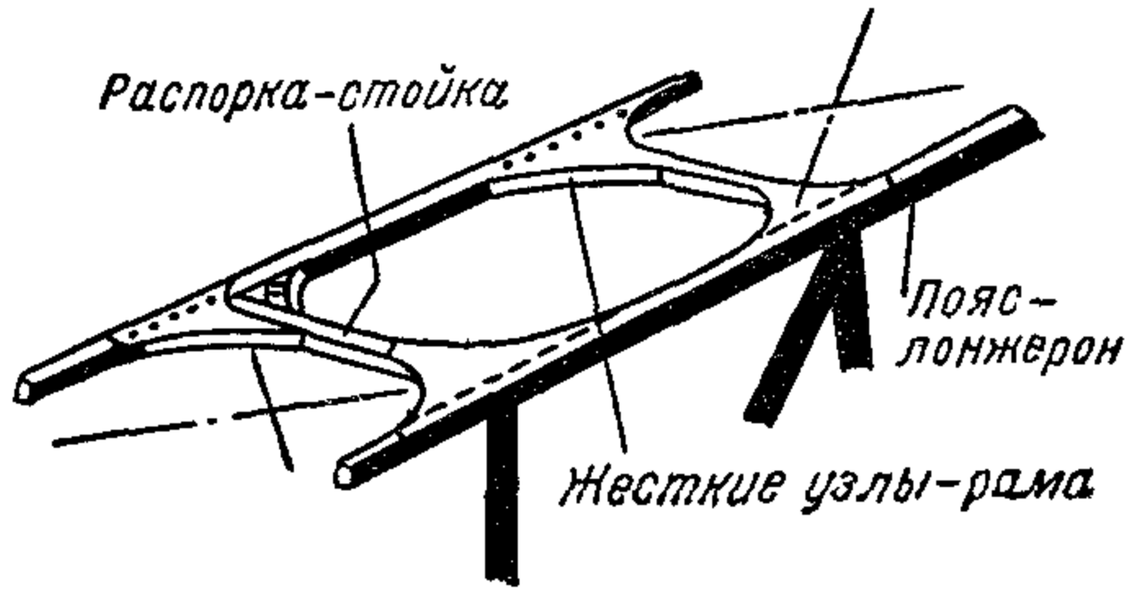
Устройство вырезов в ферменных фюзеляжах для кабин, окон и дверей не представляет затруднений, так как при проектировании всегда можно расположить стержни фермы нужным образом, для того чтобы получить необходимые отверстия.

Однако в ряде случаев для получения нужных вырезов приходится нарушать правильность образования фермы, ослаблять ее и для компенсации вводить добавочные элементы. Примером может служить показанное на фиг. 24 превращение в раму одной панели горизонтальной фермы

---

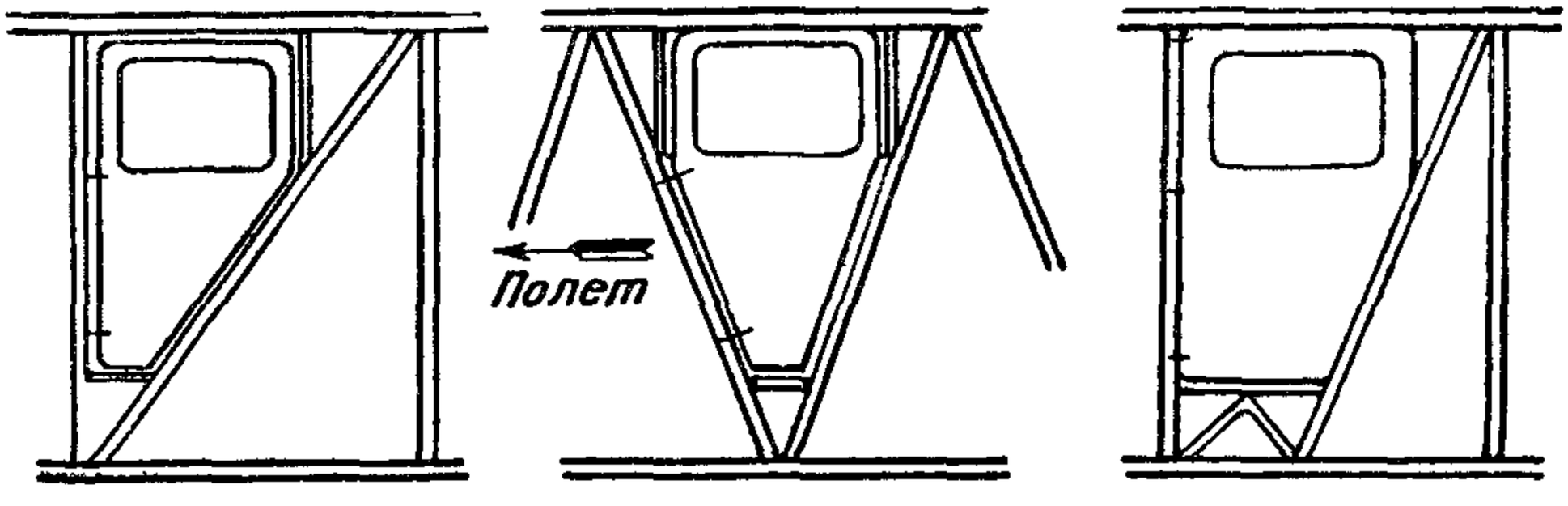
[1] Это замечание в одинаковой мере относится как к ферменным, так и к балочным конструкциям.

для отверстия кабины летчика. На фиг. 25 дано несколько вариантов приспособления фермы для установки дверей введением дополнительных стержней.



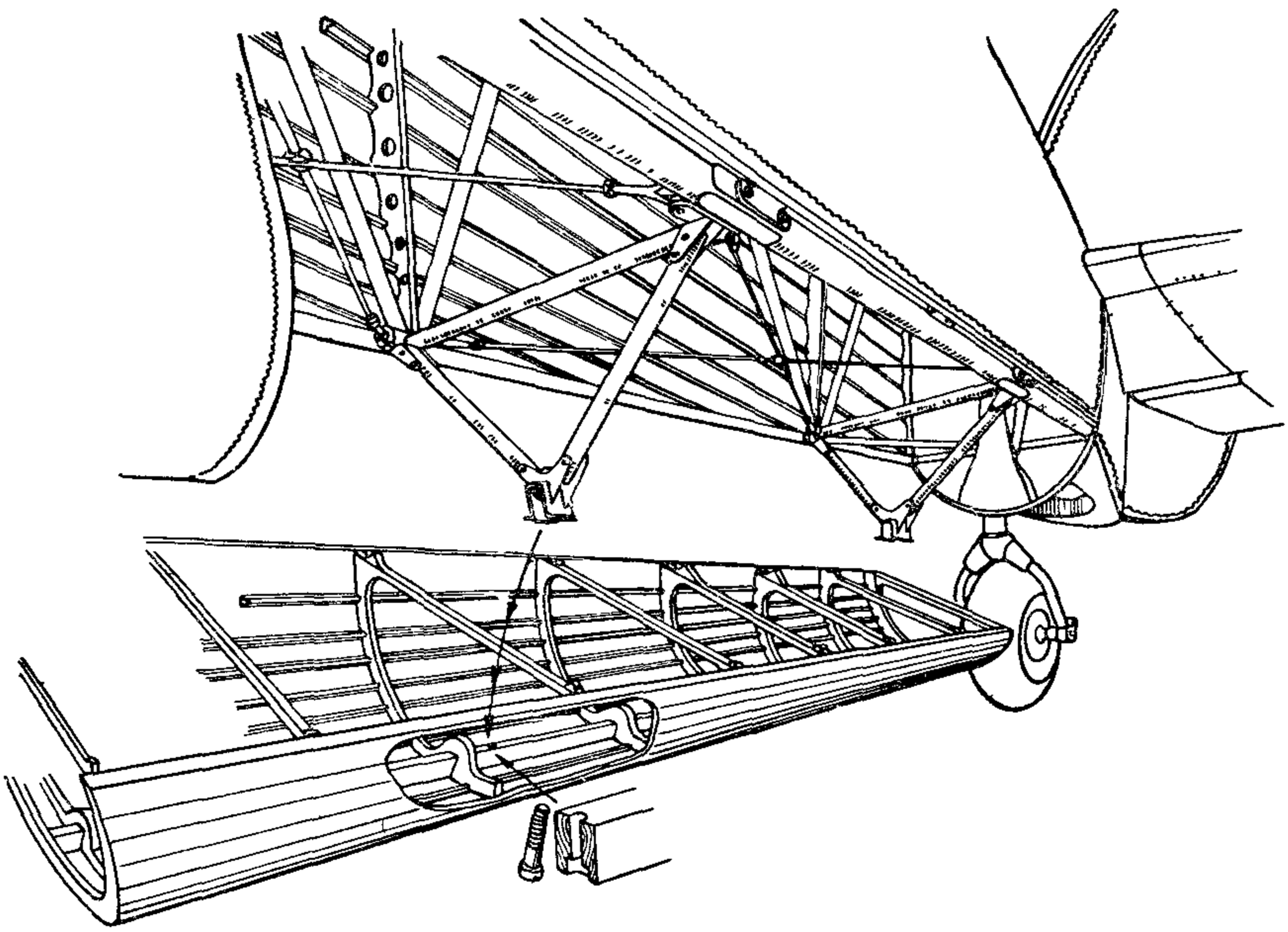
Фиг. 24. Превращение в раму одной панели горизонтальной фермы фюзеляжа.

9. Для обеспечения жесткости ферменных фюзеляжей на кручение необходимо наличие в них внутренних диагональных связей-стержней, расположенных по диагонали четырехугольного сечения фюзеляжа, или расчалок, поставленных крест-накрест. Эти элементы сильно затрудняют размещение внутри фюзеляжа оборудования и различных грузов, что является крупным недостатком ферменных фюзеляжей. Из-за него часто отказываются от применения в передней части фюзеляжа ферменной схемы и заменяют ее балочной.



Фиг. 25.

10. Положительным качеством ферменных фюзеляжей является легкий доступ внутрь фюзеляжа, так как в неработающей обшивке можно делать любые вырезы. Более того, можно делать целые отсеки обшивки



Фиг. 26. Крепление съемного нижнего обтекателя фюзеляжа.

легкосъемными, наподобие крышек капотов. Например, на самолете Р-5 в нижней передней части фюзеляжа за капотом обшивка сделана съемной; на фиг. 26 показана задняя часть фюзеляжа, у которого весь нижний гаргрот открывается, как крышка.

11. Поломка (например, прострел пулей) какого-либо элемента фермы значительно снижает общую прочность конструкции, и с точки зрения живучести ферменный фюзеляж является наименее надежным.

6. БАЛОЧНЫЕ ФЮЗЕЛЯЖИ

Конструкции типовых балочных фюзеляжей

В истории появления и развития фюзеляжа балочной конструкции заслуживают особого внимания работы русского инженера В. М. Ольховского. Он, начиная с 1912 г., систематически работал над созданием деревянных фюзеляжей балочного типа. В 1925 г. инж. Ольховский осуществляет свой первый деревянный балочный фюзеляж, который успешно был применен главным конструктором Н. Н. Поликарповым на ряде его самолетов (И-3; Ди-2; И-6).

В настоящее время этот тип фюзеляжа наиболее распространен. Фюзеляж самолета ЛАГГ-3 (фиг. 27) — деревянный, выполнен по балочно-лонжеронной схеме. Продольный набор состоит из четырех сосновых лонжеронов и стрингеров переменного по длине фюзеляжа сечения. Верхние лонжероны *16* в передней части фюзеляжа имеют сечение 50×38 *мм,* а в задней части — 22×16 *мм.* Размеры сечения нижних лонжеронов *17* в передней части — 56×40 *мм* и в задней — 22×16 *мм.* Лонжероны изготовлены из реек, склеенных по длине на-ус. Стрингеры изготовлены из реек трапецевидного сплошного сечения.

Поперечный набор образуют шпангоуты *1—15.* Между нижними лонжеронами имеется ряд ободов *3а, 4а, 5а, 6а, 6б, 7а.* Усиленный полушпангоут *1* установлен наклонно и к нему крепится металлическая пространственная ферма *б,* служащая лафетом для пулеметов. К этой же ферме прикреплены верхние концы подкосов моторамы. Усиленный шпангоут *5* доведен доверху и предназначен воспринимать удар при полном капоте самолета. По бокам верхней части шпангоута имеются вырезы для обзора задней полусферы. Усиленные шпангоуты *12* и *14* служат для крепления стабилизатора. Последний шпангоут *15* также усиленный и одновременно служит задним лонжероном киля.

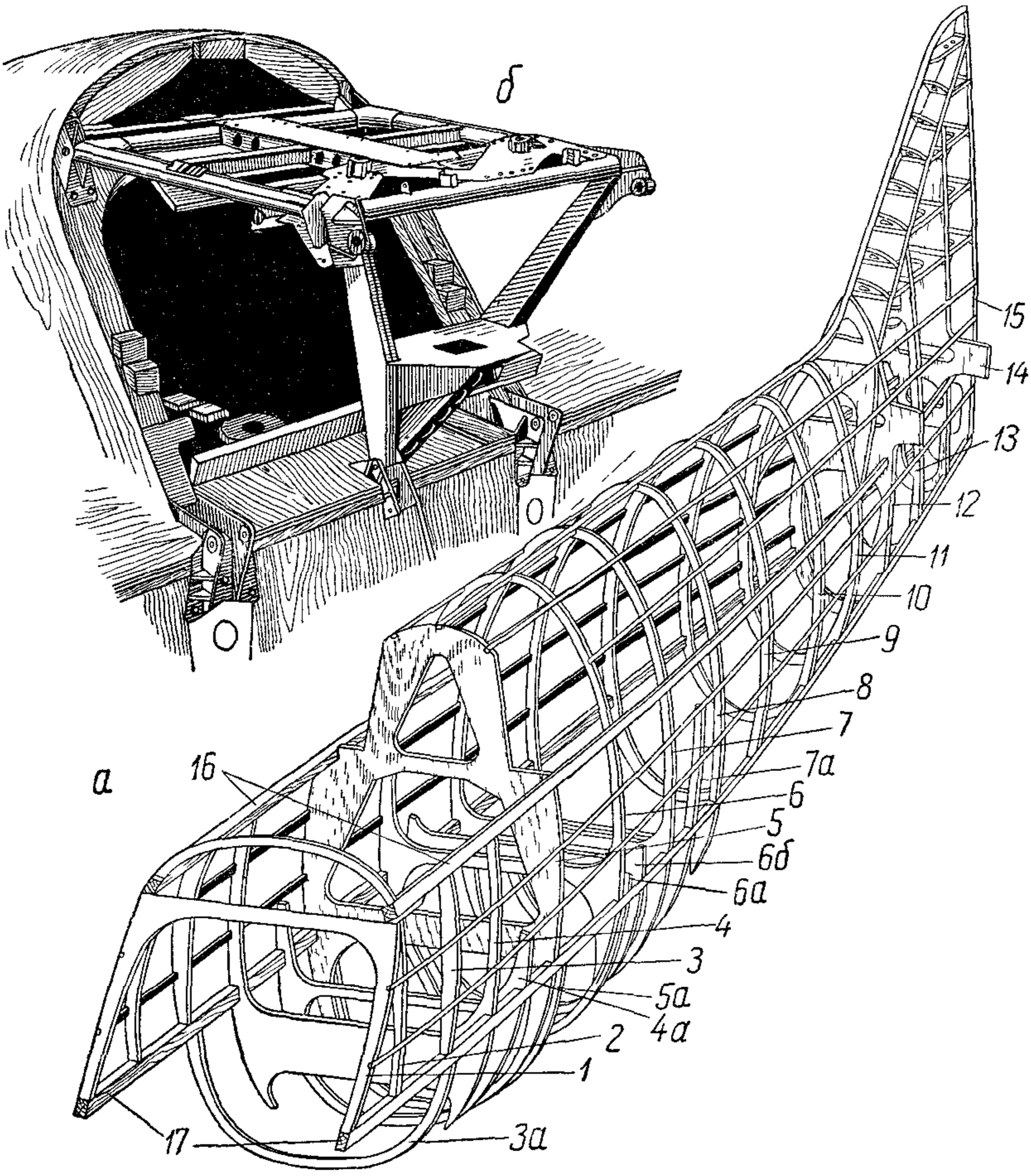
Обшивка (скорлупа) выклеена из березового шпона толщиной 0,5 *мм,* причем соседние слои составляют между собой угол в 90° и наклонены к оси фюзеляжа под углом 45°. Толщина скорлупы — переменная по длине фюзеляжа; в передней части 11 слоев, а в задней — 4 слоя. Обе половины скорлупы стыкуются в вертикальной плоскости. Снаружи фюзеляж оклеен тканью.

Все деревянные детали фюзеляжа, включая и обшивку, склеены смоляным клеем без гвоздей и шурупов. Во избежание коррозии металла и загнивания дерева металлические узлы поставлены на сурике.

Вследствие значительной толщины обшивки и тщательной обработки фюзеляж имеет гладкую поверхность.

На фиг. 28 изображен фюзеляж, у которого носовой отсек до воздухозаборников имеет балочно-обшивочную конструкцию с толстой (около 13 *мм*) обшивкой, а вся остальная часть фюзеляжа имеет балочно-стрингерную конструкцию.

Доступ к двигателю и его агрегатам обеспечивается через большие люки, занимающие около одной трети периметра сечения фюзеляжа и закрытые легкосъемными панелями. Передний люк (между шпангоутами *9—12*) обеспечивает доступ к бакам и трубопроводам топливной системы, а задний люк (между шпангоутами *12—17*) — к отсеку двигателя.

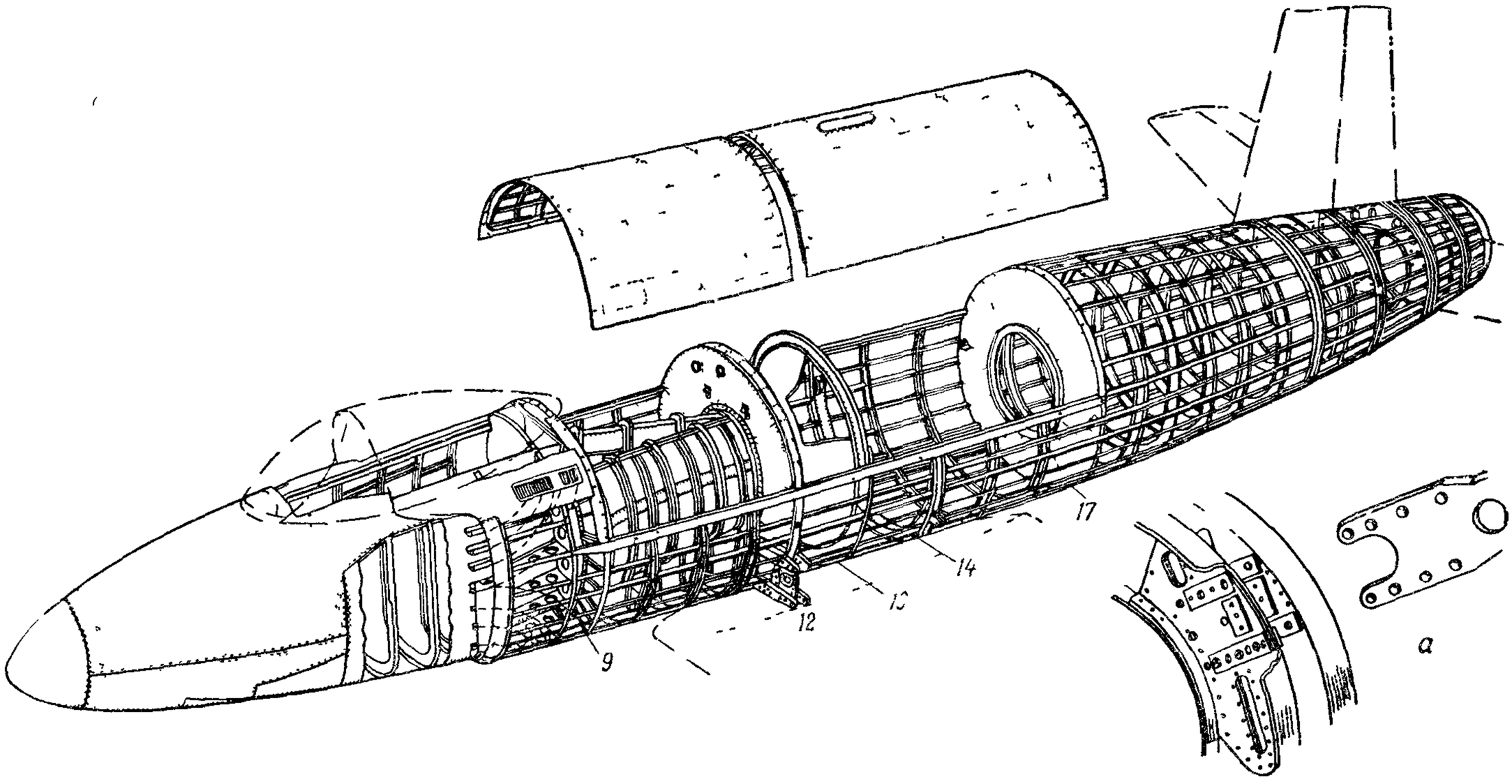


Фиг. 27. Фюзеляж самолета ЛАГГ-3.

а — схема продольного и поперечного наборов; *б* — лафет пулеметов и ферма крепления подкосов моторамы.

Основным силовым шпангоутом фюзеляжа является шпангоут *12*, несущий на себе узлы крепления крыла. Задние узлы крепления крыла расположены на шпангоуте *14*. На фиг. 28,*а* показана схема крепления киля и горизонтального оперения.

Особенностью воздухозаборника является отсасывание пограничного слоя, текущего вдоль носовой части фюзеляжа, которое производится через отдельную полость шириной в 30 *мм*, начинающуюся на входе в воздухозаборник. Гнутые профили поддерживают обшивку, разделяющую полости отсасывания, и образуют каналы, по которым воздух отводится к выходным отверстиям, расположенным вверху и внизу по бокам фюзеляжа.



Фиг. 28. Балочно-стриигерный фюзеляж с балочно-обшивочным носовым отсеком

На фиг. 29 изображена конструкция фюзеляжа также балочно-стрингерного типа. Основной каркас его состоит из шпангоутов, коротких усиленных стрингеров-лонжеронов в передней части и стрингеров в задней части.

Передние стрингеры представляют собой прессованные дуралюминовые уголки с толщиной стенки 4 *мм*, остальные стрингеры коробчатого сечения изготовлены из листового дуралюмина.

Характерно образование шпангоутов хвостовой части отбортовкой с подсечкой листов обшивки *1*. Обшивка раскроена секциями по ширине, равной расстоянию между шпангоутами. Секции стыкуются по длине по верхнему и нижнему стрингерам *2*, которые для этой цели несколько усилены. Стрингеры крепятся к обшивке однорядным заклепочным швом. Внутри стрингеров проложена электропроводка.

В задней части кабины летчика установлена броневая плита, являющаяся одновременно силовым шпангоутом.

На фиг. 30 изображен фюзеляж балочно-стрингерной конструкции, за исключением передней части. Передняя часть его является продолжением моторной рамы и выполнена из стальных труб, соединенных в пространственную ферму на болтах. Эта ферма крепится к переднему силовому шпангоуту фюзеляжа и к лонжерону крыла.

Шпангоуты, за исключением усиленных, имеют Z-образные сечения В хвостовой части, в местах крепления оперения, шпангоуты выполнены в виде двух стенок с отбортованными краями. Между стенками вклепаны трубы, которые и являются силовыми элементами для крепления горизонтального и вертикального оперения.

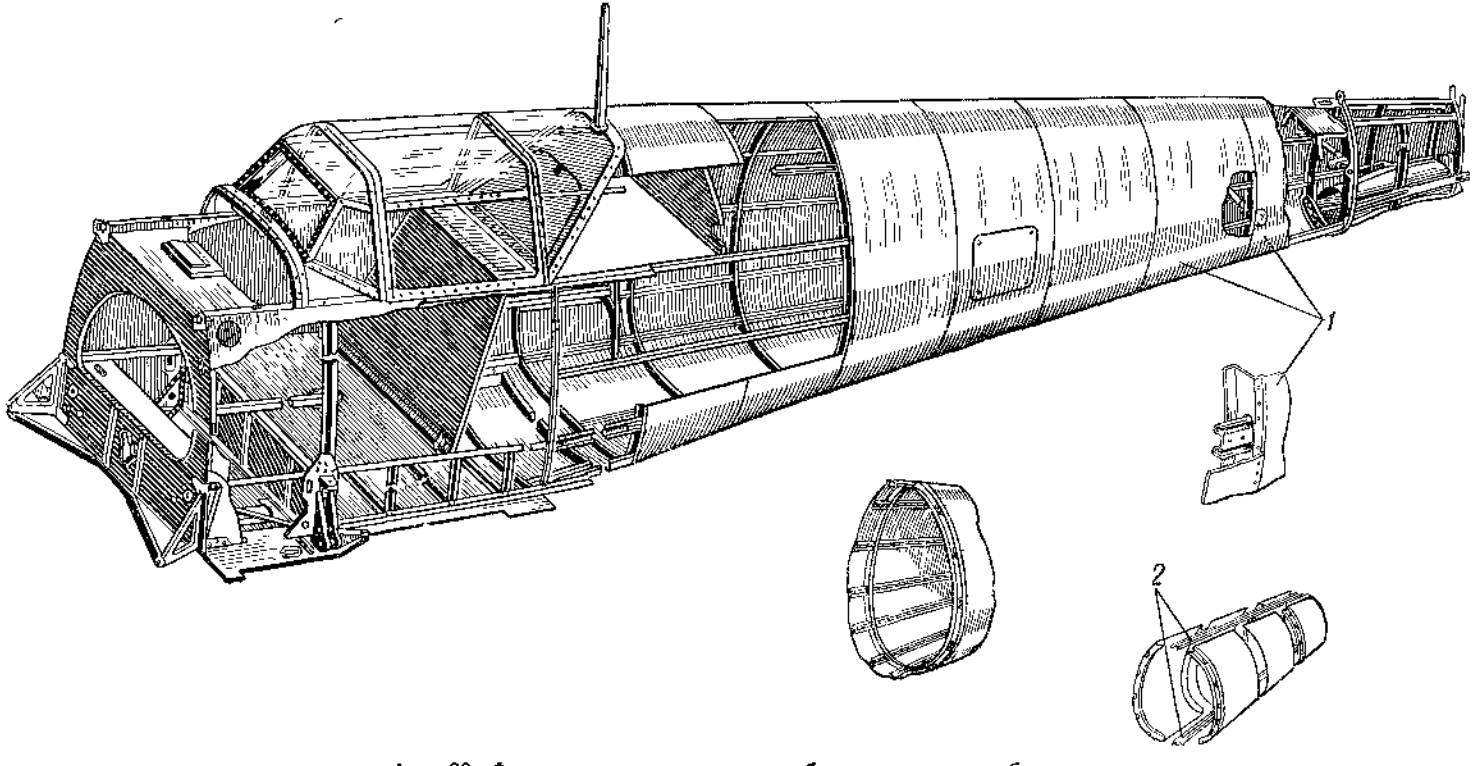
В местах вырезов для кабины летчиков установлены два лонжерона, которые одновременно служат элементами, усиливающими конструкцию в местах крепления фермы.

Характерно образование стрингеров путем рихтовки длинных дуралюминовых полос, для чего обшивка раскроена полосами шириной, равной расстоянию между стрингерами. Образованные таким образом стрингеры не требуют специального крепления их к шпангоутам.

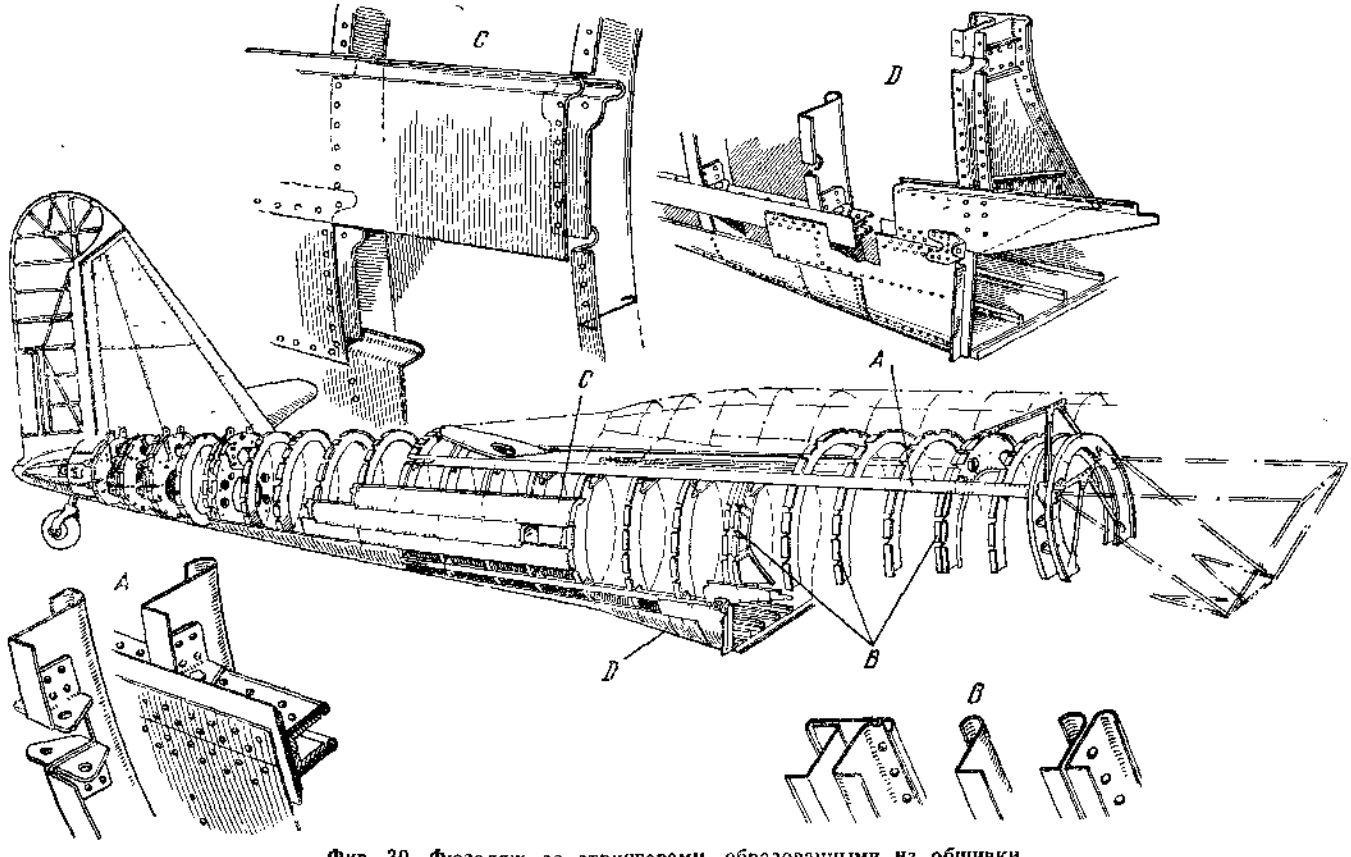
Фюзеляж самолета Ли-2 (фиг. 31) — балочно-стрингерного типа. По длине фюзеляж разделен перегородками на отдельные кабины. Средняя часть фюзеляжа имеет постоянное сечение. В хвостовой части фюзеляжа имеется вырез-гнездо для стабилизатора, сделанный по форме профиля дужки стабилизатора и окантованный штампованными профилями *13* углового сечения.

Каркас фюзеляжа состоит из набора шпангоутов, скрепленных продольными стрингерами из дуралюминовых прессованных бульбовых профилей, и каркаса пола. Стрингеры вложены в вырезы шпангоутов, к которым они крепятся одной заклепкой, поставленной на языке *2* шпангоута. Стрингеры *5* стыкуются при помощи уголка (накладки) из того же профиля (показан отдельно). Размещение стрингеров позволяет изгибать профиль лиш в одной плоскости. Стрингеры, окантовывающие окна, сделаны из гнутого профиля швеллерного сечения; стрингеры, окантовывающие главную входную дверь, усилены присоединением к ним дополнительного швеллера и уголка.

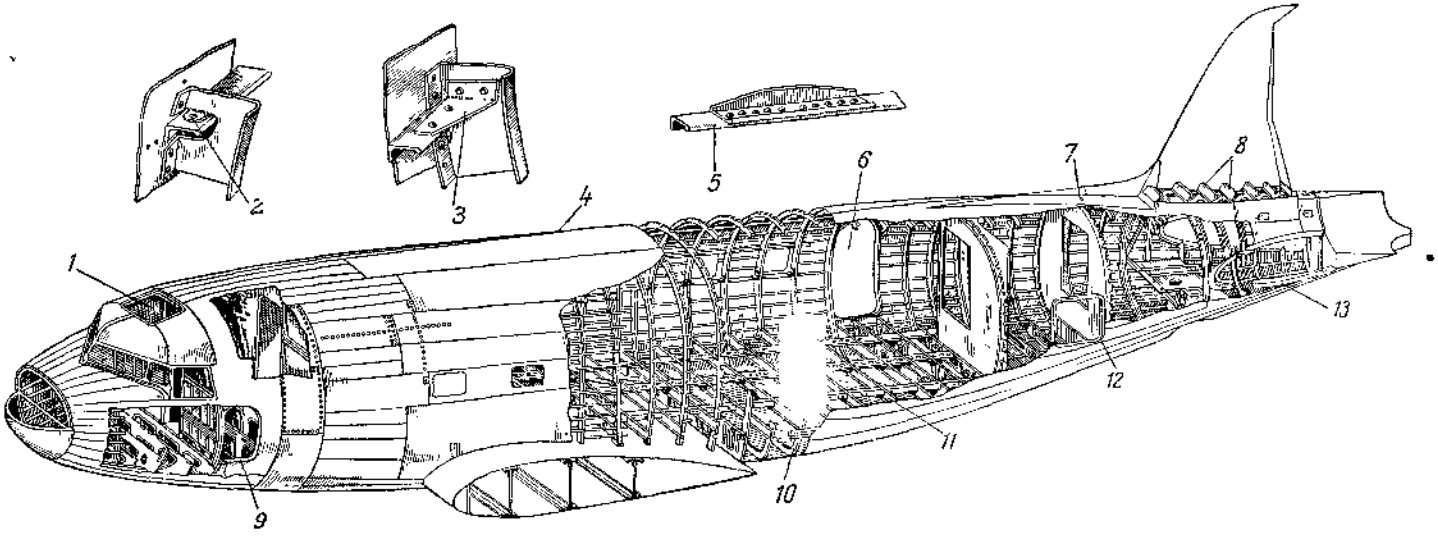
Шпангоуты фюзеляжа изготовлены из отдельных штампованных дуг швеллерного сечения; большинство шпангоутов изготовлено из материала толщиной 0,8 и 1,0 *мм*. Шпангоуты, на которых установлены узлы крепления фюзеляжа к центроплану, сделаны из алюминиевого сплава толщиной до 2,5 *мм*.



Фиг. 29. Фюзеляж со шпангоутами, образованными из обшивки.

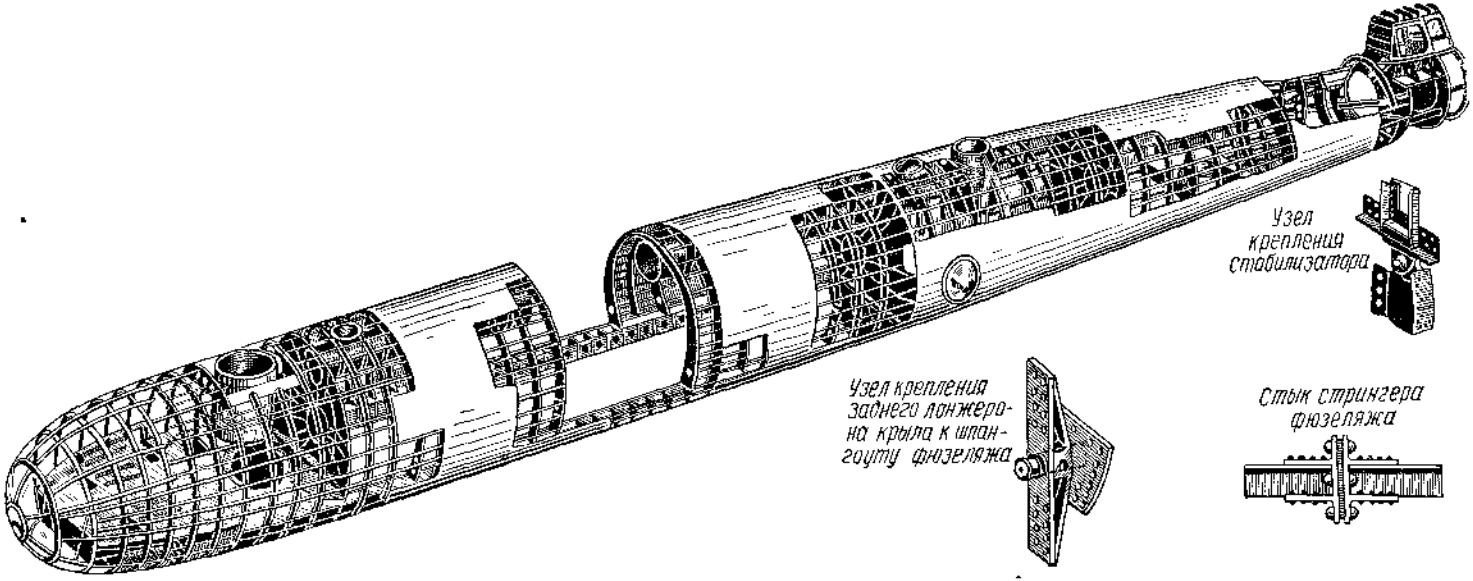


Фиг. 30. Фюзеляж со стрингерами, образованными из обшивки.



Фиг. 31. Фюзеляж самолета Ли-2.

1—люк летчика; *2*—язычок шпангоута; *3*—косынка; *4*—обшивка; *5*—стрингер; *6*—главная дверь; *7*—обтекатель; *8*—килевые шпангоуты; *9*—передняя грузовая дверь; *10*—типовой шпангоут; *11*—каркас пола; *12*—грузовая дверь; *13*—окантовка выреза под стабилизатор.

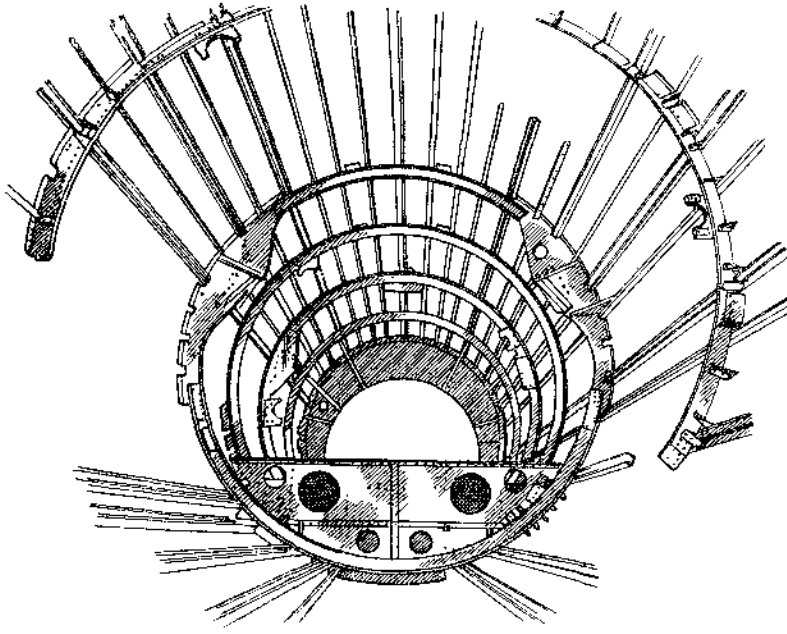


Фиг. 32. Фюзеляж тяжелого бомбардировщика.

Каркас пола состоит из продольных и поперечных балок, причем поперечные балки входят в конструкцию шпангоутов, а продольные — устанавливаются при сборке каркаса.

Дуралюминовая обшивка фюзеляжа, толщина которой подобрана в соответствии с требованиями прочности, является силовым элементом конструкции. Листы обшивки стыкуются внахлест, без подсечки, так что каждый передний лист перекрывает задний.

На фиг. 32 показан балочно-стрингерный фюзеляж тяжелого бомбардировщика с круглым поперечным сечением (максимальный диаметр 2,9 *мм*). Фонари кабины пилотов и экипажа полностью вписаны в обводы.



Фиг. 33. Каркас фюзеляжа тяжелого бомбардировщика.

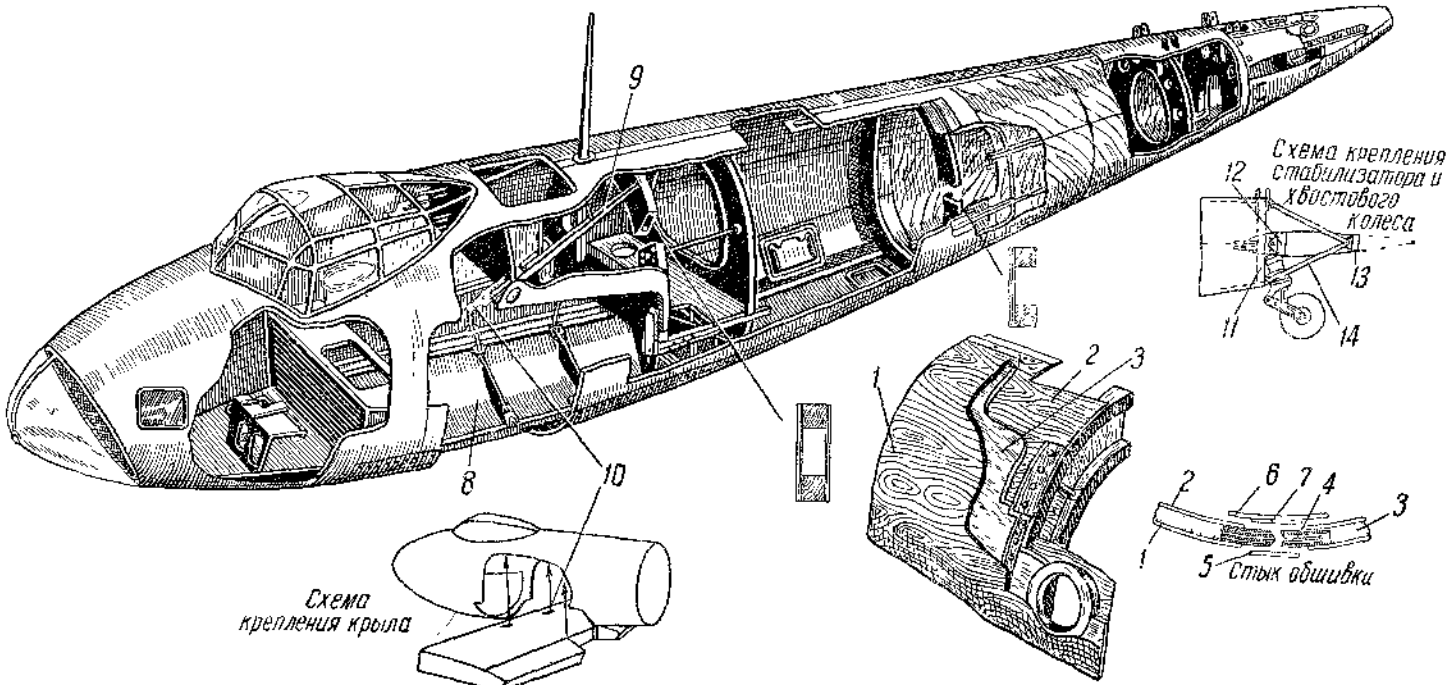
Каркас фюзеляжа состоит из кольцевых шпангоутов и стрингеров (фиг. 33). Часть стрингеров выполнена из прессованных углобульбовых профилей, а часть — из прессованных швеллеров.

Шпангоуты, штампованные из листов алюминиевого сплава, имеют разные сечения. Обшивка переменной по длине фюзеляжа толщины стыкуется впритык и крепится к шпангоутам и стрингерам потайными заклепками.

Внизу, в средней части фюзеляжа, расположен бомболюк, окантованный двумя мощными продольными лонжеронами. Двери бомболюка крепятся на петлях к лонжеронам.

Бомбовый отсек изготовлен зацело с центропланом крыла, который разделяет его на две части. При сборке самолета центроплан накладывают на фюзеляж сверху и крепят болтами к двум усиленным шпангоутам. Вырез в фюзеляже над центропланом закрывается обтекателем, который крепится к фюзеляжу и центроплану на болтах и заклепках.

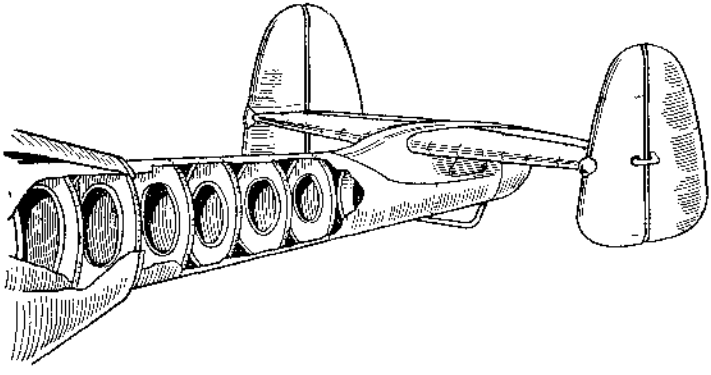
Внутри фюзеляжа расположены три герметические кабины: носовая, средняя и хвостовая (см. фиг. 82). В верхней части бомбоотсека проходит



Фиг. 34. Фюзеляж самолета DH-98 «Москито».

лаз-туннель диаметром 760 *мм*, соединяющий переднюю и среднюю кабины. Конструкция кабин не связана с общесиловой схемой фюзеляжа

Фюзеляж самолета DH-98 «Москито» (фиг 34) — деревянный балочно-обшивочный (монокок) Основная работающая часть фюзеляжа — оболочка (обшивка) — состоит из наружного *1* и внутреннего *2* слоев фанеры с заполнением *3* между ними из древесины бальзы, имеющей удельный вес 0,13—0,16 В местах вырезов (в окантовках люков) и в местах крепления шпангоутов заполнение состоит из спрусовой переклейки. Стенки шпангоутов изготовляют из двух частей с разъемом в вертикальной плоскости. Половину скорлупы вместе с половинами шпангоутов собирают отдельно и устанавливают на них заранее все оборудование правого и левого бортов фюзеляжа. Обшивку стыкуют фанерными прокладками *4* с пазом и тремя накладками одной *5* наружной и двух *6* и *7* внутренних.



Фиг. 35. Хвостовая часть балочно-обшивочного фюзеляжа.

Вырез в оболочке для пропуска крыла совпадает с вырезом бомбового люка *8*. В этом месте от оболочки фюзеляжа остаются лишь две незначительные по высоте стенки над крылом. Для усиления этих стенок служат наклонные брусья *9*, к которым крепятся передние стыковые узлы *10*. Кроме того, на этом участке вместо бальзы между наружной и внутренней фанерными оболочками в направлении оси наклонных брусьев проложены широкие спрусовые прокладки. После установки крыла оболочка замыкается работающими съемными панелями, причем и оболочка и съемные панели крепятся к усиленным нервюрам крыла и, таким образом, через усиленные нервюры верхние части скорлупы соединяются со съемными панелями.

Во избежание ослабления хвостовой части фюзеляжа стабилизатор укреплен к последнему усиленному шпангоуту *11* и закрыт несиловым обтекателем. Передний лонжерон *12* стабилизатора укреплен непосредственно на последнем шпангоуте, а задний лонжерон *13* крепится к этому шпангоуту посредством двух трубчатых кронштейнов *14*. Толщина фанерной обшивки изменяется по длине фюзеляжа в пределах 1,5—3,0 *мм*, толщина заполнителя из бальзы равна 11 *мм*.

Поперечный набор фюзеляжа состоит из семи шпангоутов двутаврового или коробчатого сечения. Все шпангоуты, за исключением хвостового *11*, собираются из двух половин вместе с соответствующими половинами оболочки и стыкуются в плоскости симметрии самолета.

По сравнению с балочно-стрингерными и балочно-лонжеронными фюзеляжами описанный выше деревянный скорлупный фюзеляж с заполнителем имеет следующие преимущества: меньшая суммарная толщина работающих оболочек при большей их устойчивости, сокращение числа элементов поперечного набора, почти полное устранение продольного набора, простота компенсации вырезов, упрощение сборки фюзеляжа и монтажа оборудования, вследствие того что обе половины оболочки соединяют уже после установки всего оборудования.

На фиг. 35 изображена конструкция хвостовой части фюзеляжа, состоящего из дуралюминовой оболочки, образующей трубу круглого сечения, которая сохраняет форму и устойчивость при помощи ряда шпангоутов. Это пока еще редко встречающийся пример балочного фюзеляжа.

Детали балочных фюзеляжей

Основными деталями балочного фюзеляжа являются: лонжероны [1], стрингеры, шпангоуты, обшивка, узлы.

Лонжероны и стрингеры. *По конструктивному выполнению* лонжероны и стрингеры могут быть простыми, т. е. состоящими в сечении из одного конструктивного элемента, или сложными, состоящими из нескольких элементов.

Примером первых может служить деревянная рейка, стальная или дуралюминовая труба, профиль и т. д. Примером вторых — склепанный из двух или нескольких профилей стержень, деревянный лонжерон коробчатого сечения и т. п.

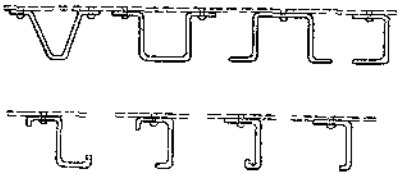
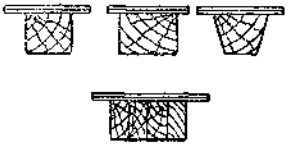
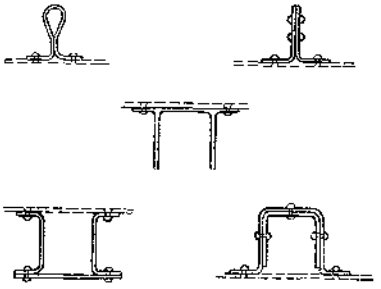
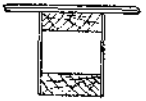
По назначению лонжероны разделяются на основные, воспринимающие нагрузку от внешних сил, и вспомогательные, служащие для местного усиления. Основные лонжероны входят в состав силовой схемы фюзеляжа и воспринимают нормальные силы от изгиба. Вспомогательные лонжероны в стрингерных и обшивочных фюзеляжах ставят в местах установки узлов крепления двигателя, шасси, крыла и служат они для лучшей передачи сосредоточенной силы на тонкую обшивку. Часто вспомогательные лонжероны устанавливают на тех участках фюзеляжей, где имеются вырезы для кабин, бомбоотсеков, дверей.

Стрингеры разделяются на силовые, воспринимающие совместно с обшивкой нормальные силы от изгиба и являющиеся элементами основного силового каркаса (обычно они проходят по всей длине фюзеляжа), и вспомогательные, служащие для различных вспомогательных целей: для окантовки окон, люков и т. д.

В табл. 5. III показаны наиболее употребительные сечения металлических профилей и деревянных реек, применяемых для лонжеронов и стрингеров. Некоторые профили могут быть так склепаны с обшивкой (показана пунктиром), что образуют замкнутый контур. Такие профили называют закрытыми. Долгое время им отдавали предпочтение вследствие их большей жесткости. Однако подверженность дуралюмина коррозии и невозможность обнаружения ее внутри закрытых профилей, а также необходимость применения двухрядного заклепочного шва постепенно сократили их применение.

[1] При большом числе продольных элементов различного сечения лонжеронами считают лишь те элементы, которые явно служат для восприятия основной части нагрузки при изгибе. Продольные элементы, не отвечающие этому условию, называют усиленными стрингерами.

Таблица 5 III

Характер сечения	Металлические	Деревянные
Простой		
Сложный		

В настоящее время большое распространение получили весьма жесткие прессованные и катаные профили.

Деревянные лонжероны фюзеляжей обычно бывают сплошного прямоугольного сечения. Для удешевления заготовок и для повышения прочности такие лонжероны склеивают по сечению и по длине из нескольких реек.

Шпангоуты фюзеляжей можно аналогично лонжеронам характеризовать по силовому признаку, определяющему конструктивное оформление, и по назначению.

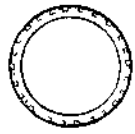
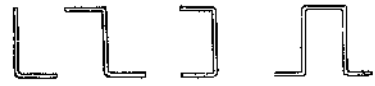
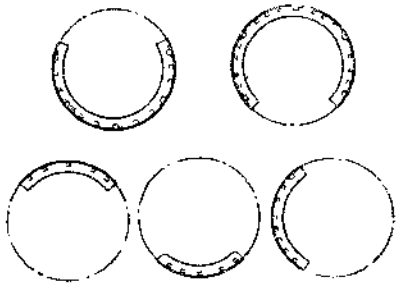
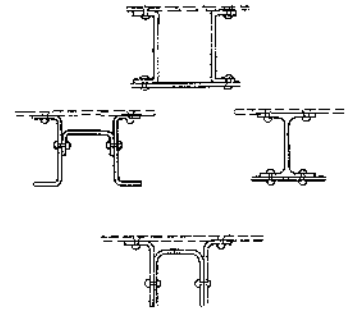
По силовому признаку различают шпангоуты, имеющие схему рамы, ферменные (стержневые), составленные из стержней, и шпангоуты, представляющие собой сплошную стенку по форме сечения фюзеляжа (типа диафрагмы) иногда с вырезами для облегчения.

По назначению различают шпангоуты нормальные, обеспечивающие форму сечения фюзеляжа и подкрепляющие обшивку, и усиленные, выполняющие то же назначение, что и нормальные, но служащие еще и для местного усиления конструкции. Нормальные шпангоуты составляют основной поперечный набор фюзеляжа. Усиленные шпангоуты ставят у краев вырезов в обшивке (например, кабины летчика), к ним крепят узлы крепления агрегатов (крыла, оперения, шасси, моторамы, хвостовой или передней опоры), элементов управления, сидений, различных грузов и т. д. Усиленные шпангоуты часто имеют лишь местное усиление.

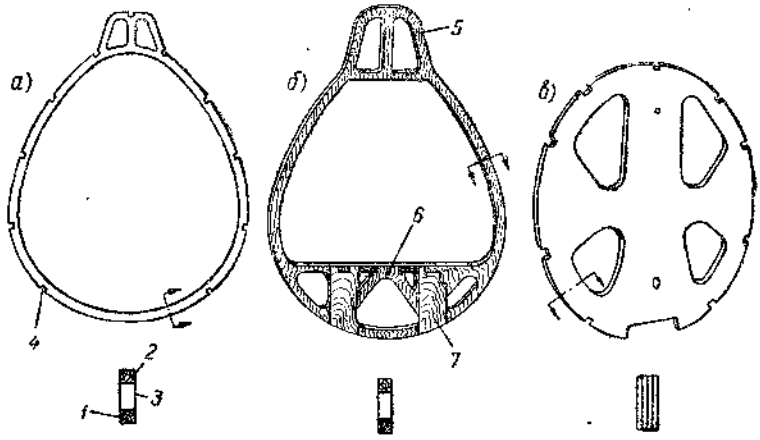
Шпангоуты обычно охватывают весь периметр сечения фюзеляжа. В местах же вырезов (для кабин, бомбоотсеков и пр.) шпангоуты охватывают лишь часть периметра; такие шпангоуты принято называть *полушпангоутами*.

В табл. 6. III показаны основные разновидности сечений шпангоутов и наиболее часто встречающееся расположение полушпангоутов.

Таблица 6. III

Наименование	Расположение по обводу фюзеляжа	Характерные сечения
Шпангоуты		
Полушпангоуты		

Расположение шпангоутов различного типа вдоль по фюзеляжу можно проследить на рассмотренных конструкциях фюзеляжей. Нормальные рамные металлические шпангоуты более часто встречаются в балочных конструкциях. Как правило, они представляют собой профиль, изогнутый

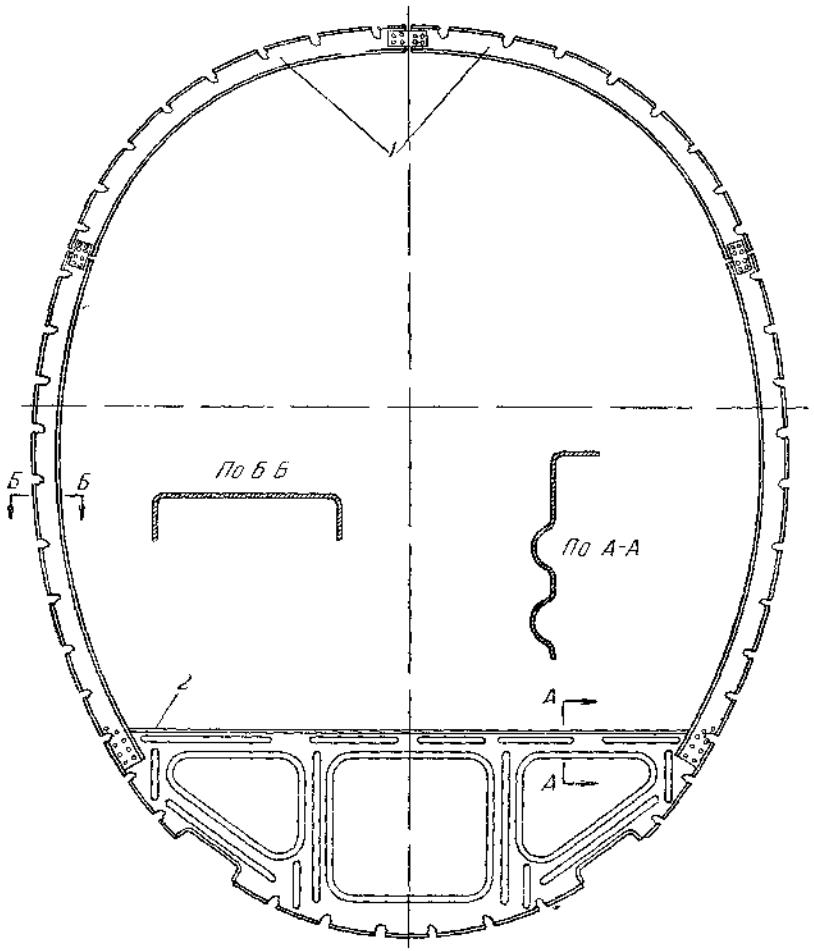


Фиг. 36. Шпангоуты фюзеляжа самолета И-16.

по форме сечения фюзеляжа. В деревянных фюзеляжах такой шпангоут может быть выполнен в виде цельной изогнутой рейки, хотя чаще встречаются шпангоуты составные. На фиг. 36 показано несколько шпангоутов. Нормальный шпангоут (*а*) самолета И-16 имеет коробчатое сечение и состоит из двух ободков — внешнего соснового *1* и внутреннего ясеневого *2*, которые с боков обшиты березовой фанерой *3*; по окружности

шпангоута сделаны пазы *4* для стрингеров. Усиленный шпангоут (*б*) того же самолета в верхней части образует выступ *5* под гаргрот, а в нижней части усилен легкой стержневой системой *6* для установки пола кабины и фанерными накладками *7* для установки узлов подъемника шасси.

Сплошной силовой деревянный шпангоут (*в*) изготовлен из березовой переклейки толщиной 21 *мм*. Для облегчения в нем сделаны четыре отверстия, в которые пропускают тяги и тросы управления рулями.

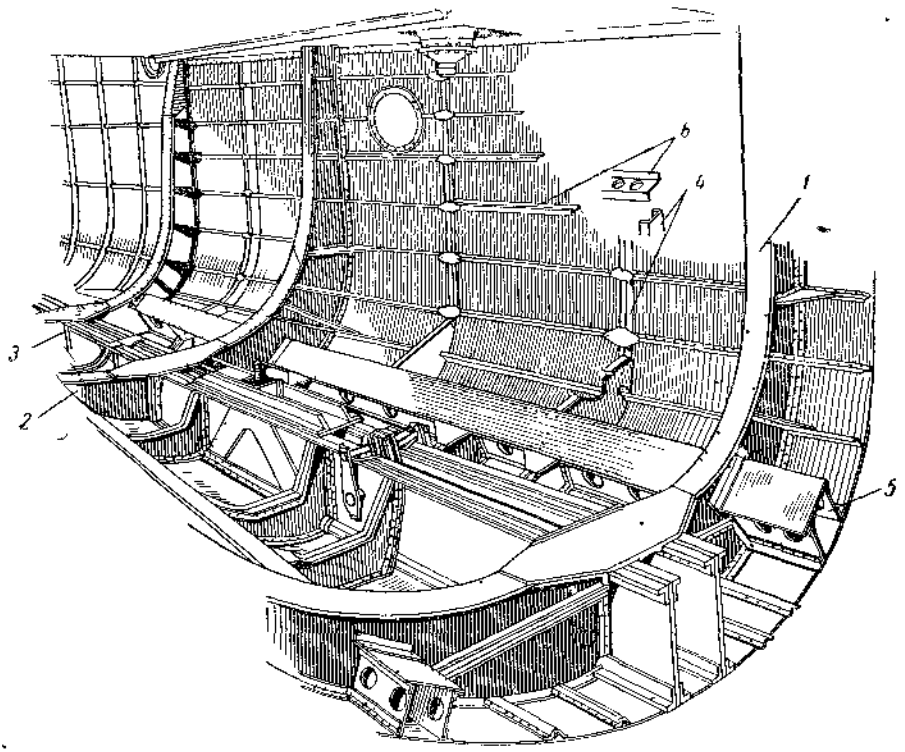


Фиг. 37. Нормальный шпангоут самолета Ли-2

На фиг. 37 показан нормальный шпангоут самолета Ли-2, составленный из дуг *1* швеллерного сечения, к которым в нижней части приклепаны штампованные днища *2*, служащие опорой для пола и являющиеся поперечным элементом жесткости нижней части фюзеляжа.

Характерные шпангоуты приведены на фиг. 38. Усиленные шпангоуты *1, 2, 3* выполнены из дуралюминовых листов и склепаны с обшивкой так, что образуют с ней коробчатое сечение. Особенно усилен низ шпангоутов, являющийся опорой для пола кабины и днища лодки. Между усиленными шпангоутами расположено несколько нормальных шпангоутов *4*, представляющих собой профили швеллерного сечения

Лонжероны *5* составлены из швеллерных профилей и листов, стрингеры *6* — из Z-образного профиля



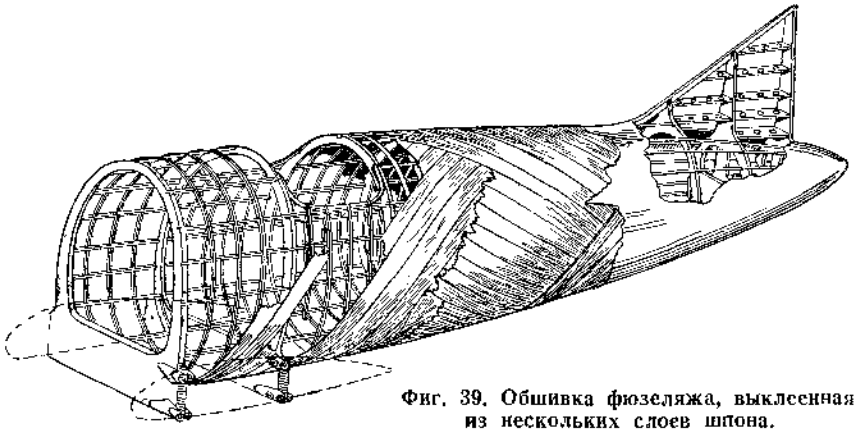
Фиг. 38. Шпангоуты лодки гидросамолета

Обшивка балочных фюзеляжей

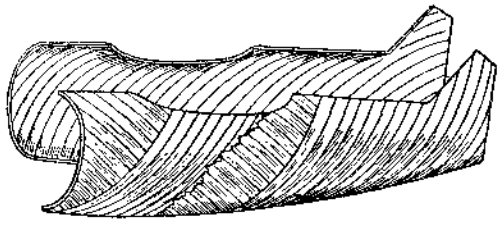
Деревянная обшивка выполняется из трехслойной фанеры только в таких фюзеляжах, криволинейные поверхности которых имеют прямолинейную образующую (одинарная кривизна), так как лишь при этом условии фанерный лист можно изогнуть по форме фюзеляжа. При поверхности двойной кривизны применяется выклейка обшивки из березового тонкого шпона в виде полос шириной 50—60 *мм* и толщиной 0,5—0,8 *мм*. Выклейку ведут на болване, форма которого соответствует форме фюзеляжа. Полосы кладут рядами в несколько слоев под углом 45° к оси фюзеляжа и под углом 90° друг к другу (фиг. 39) Для получения необходимой толщины накладывают нужное число слоев шпона, что позволяет получить обшивку различной толщины по длине фюзеляжа Обычно обшивка готовится из двух половин (фиг 40), которые затем приклеивают к каркасу фюзеляжа и соединяют между собой

Металлическая обшивка балочных фюзеляжей представляет собой дуралюминовые листы, отштампованные по форме поверхности фюзеляжа и приклепанные к каркасу Обшивка выполняется гладкой, чаще с потайной клепкой.

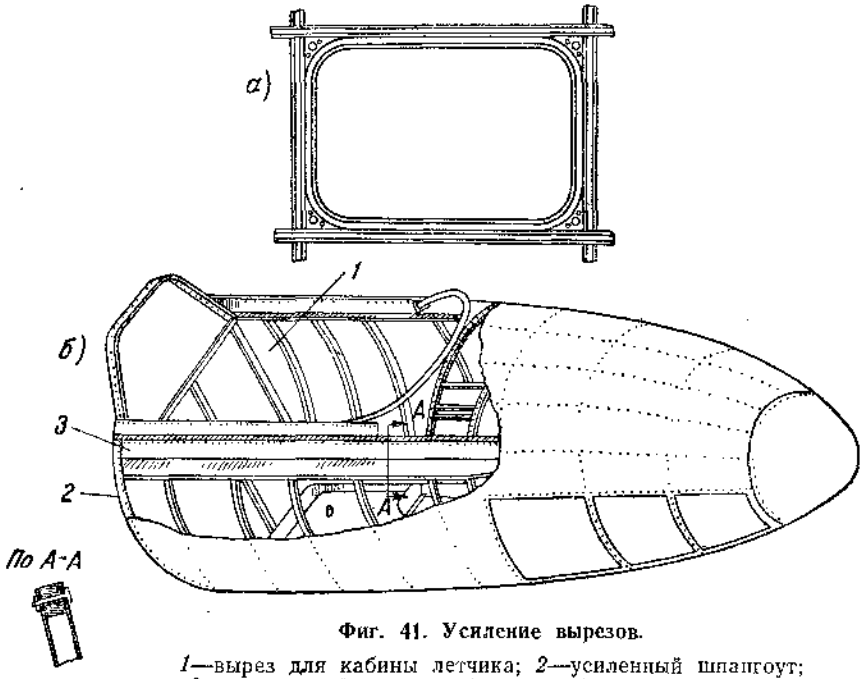
В балочных фюзеляжах обшивка является силовым элементом По этому в местах вырезов (люки, окна, двери) делаются местные подкрепления В лонжеронных и стрингерных фюзеляжах небольшие вырезы, не



Фиг. 39. Обшивка фюзеляжа, выклеенная из нескольких слоев шпона.



Фиг. 40.



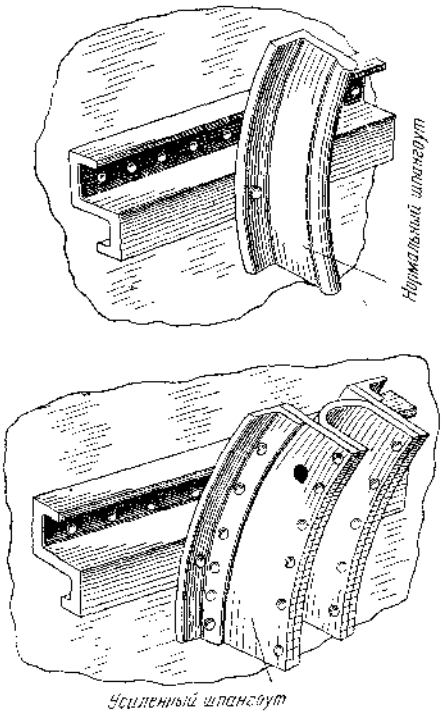
Фиг. 41. Усиление вырезов.

1—вырез для кабины летчика; *2*—усиленный шпангоут; *3*—продольный элемент (лонжерон) усиления выреза.

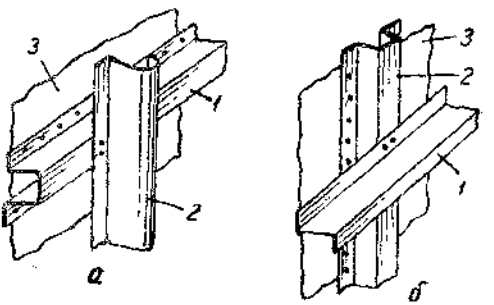
затрагивающие стрингеров и лонжеронов, мало ослабляют сечение, и для усиления их достаточно лишь круговой окантовки отверстия. В скорлупном фюзеляже (монококе) усиление должно быть более мощным. При значительных вырезах, какие требуются, например, для фонаря, для входной двери в пассажирских самолетах и пр., сечения значительно ослабляются, и для усиления выреза приходится ставить усиленные стрингеры, короткие лонжероны и усиленные шпангоуты.

На фиг. 41 показано два случая местных усилений: *а* — окантовка небольшого отверстия; *б* — усиление верхнего выреза лонжеронами и усиленными шпангоутами.

Узлы балочного фюзеляжа можно разделить на две группы: узлы для соединения элементов каркаса фюзеляжа (лонжероны, стрингеры, шпангоуты) и обшивки, и узлы для стыковки отдельных частей фюзеляжа (если он разъемный), а также для присоединения



Фиг. 42. Пример крепления обшивки только к стрингерам.



Фиг. 43. Примеры крепления обшивки только к стрингерам и только к шпангоутам.

а — обшивка крепится только к стрингеру; *б* — обшивка крепится только к шпангоуту. *1*—стрингер; *2*—шпангоут; *3*—обшивка.

к фюзеляжу других частей самолета, например, моторамы, оперения и т. д.

Рассмотрим узлы крепления лонжерона или стрингера со шпангоутом и обшивкой. Различают три типа расположения стрингера (лонжерона) относительно шпангоута и обшивки, а именно:

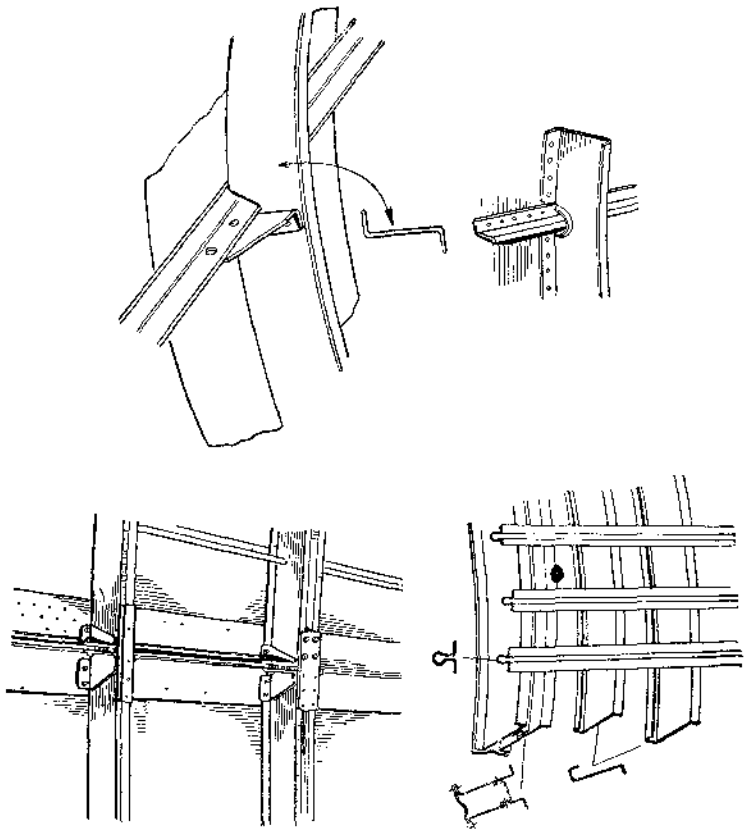
1) стрингеры проходят поверх шпангоутов и обшивка крепится только к стрингерам;

2) шпангоуты расположены сверху стрингеров и обшивка крепится только к шпангоутам;

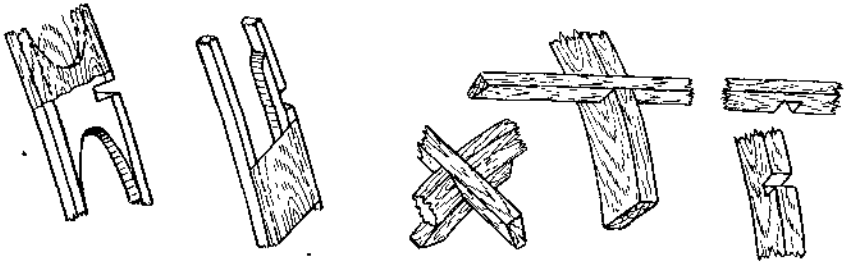
3) стрингеры врезаны в шпангоуты заподлицо и обшивка крепится и к шпангоутам и к стрингерам.

Первый и особенно второй способы образования узлов встречаются сравнительно редко (фиг. 42 и 43); третий способ является самым распространенным (фиг. 44, 47, 48).

На фиг. 45 показаны примеры конструктивных решений, когда обшивка крепится к шпангоутам и стрингерам в случае деревянного фюзеляжа.

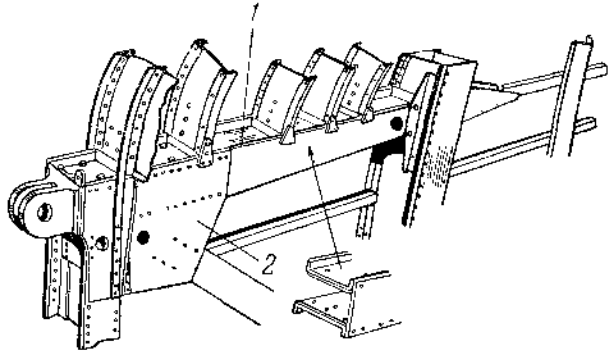


Фиг. 44. Конструкция крепления обшивки к стрингерам и шпангоутам.



Фиг. 45. Взаимное расположение деревянных шпангоутов и стрингеров, обеспечивающее крепление к ним обшивки.

Узлы, служащие для стыковки отдельных частей фюзеляжа, весьма разнообразны, обычно их различают по назначению (узлы моторной рамы, узлы шасси и пр.). На фиг. 46 изображен узел присоединения хвостовой части фюзеляжа к средней, когда стыковка производится в четырех точ

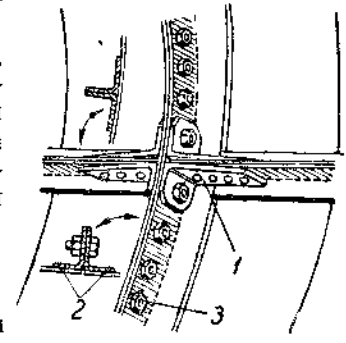


Фиг. 46 Узел для стыковки хвостовой части фюзеляжа к средней.

ках Стрингерный фюзеляж в месте узла усилен коротким лонжероном *1* и накладками *2*

На фиг 47 показана стыковка частей фюзеляжа по контуру Около каждого стрингера поставлены фитинги *1* и, кроме того, торцевые шпангоуты *2* соединены между стрингерами болтами *3*.

На фиг 48 изображен отсек фюзеляжа, где показаны все основные элементы фюзеляжа, их конструктивные узлы и стыковой узел крепления крыла. Ферменный лонжерон крыла своим нижним поясом *1* ложится на усиленный шпангоут *2* и крепится к нему литым кронштейном *3*.



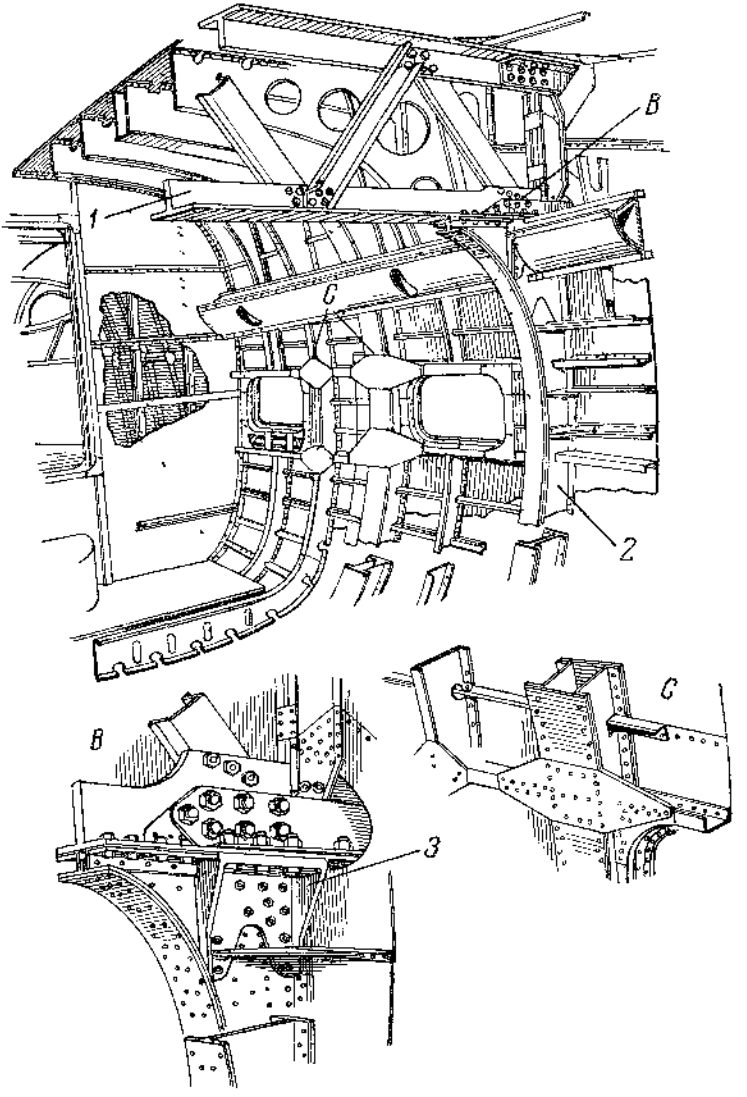
Фиг. 47. Стыковка фюзеляжа по контуру.

Общая характеристика балочных фюзеляжей

Стремление создать достаточно прочную и жесткую конструкцию, в которой материал, целесообразно распределенный по периметру сечения, максимально используется при различных нагрузках (изгиб, кручение), явилось основной предпосылкой развития балочных фюзеляжей Идеальный балочный фюзеляж можно представить в виде тонкостенной круглой или овальной трубы со стенкой переменной толщины, изготовленной по шаблону и образующей обтекаемую форму.

Больше всего к этой идеальной конструкции подходит балочно-обшивочный фюзеляж (монокок), в котором главным силовым элементом является обшивка. Для жесткости обшивки и сохранения формы фюзеляжа ставят шпангоуты, позволяющие получить внешнюю форму любых очертаний и подкрепляющие обшивку при ее работе на устойчивость, что дает возможность более рационально использовать механические свойства материала Внутренний объем в таком фюзеляже свободен и, кроме того, фюзеляжи такого типа обладают хорошей живучестью

Однако создать легкий, прочный и жесткий обшивочный фюзеляж весьма трудно Одни конструкторы ищут преодоления трудностей в создании конструкций с тонкой обшивкой и сильными внутренними подкреплениями (см. фиг. 27—31), а другие — в создании бесстрингерных конструкций с толстой обшивкой (см. фиг 34 и 35)



Фиг. 48. Детали конструкции фюзеляжа.

На смену ферменным фюзеляжам первым пришел балочный лонжеронный фюзеляж. Однако наличие мощных лонжеронов, работающих совместно со слабой обшивкой, не позволяет рационально использовать работу обшивки и это утяжеляет конструкции по сравнению со стрингерным фюзеляжем. С другой стороны, в лонжеронном фюзеляже легче осуществлять усиления под вырезы в обшивке и узлы, что является не-

маловажным преимуществом. В настоящее время обычно применяются балочные фюзеляжи комбинированной схемы, например, балочно-лонжеронный в передней части и балочно-стрингерный в задней части фюзеляжа.

Чтобы получить достаточно жесткий фюзеляж, особенно металлический, требуется значительная толщина обшивки и это утяжеляет конструкцию. Многочисленные неизбежные вырезы, необходимость передавать на обшивку сосредоточенные усилия от узлов крыла, моторных рам, шасси, оперения и пр. требуют местных усилений в виде окантовок профилями и накладок, стрингеров и лонжеронов. Все это вызывает значительное усложнение простой по идее конструкции.

Балочные конструкции без продольного набора не получили широкого распространения именно вследствие упомянутых выше соображений. Для более эффективного использования обшивки конструкторы применяют, кроме шпангоутов, еще и стрингерное подкрепление. При этом, помимо значительного уменьшения толщины обшивки, гораздо легче и с меньшими весовыми затратами можно осуществить подкрепление вырезов и мест постановки узлов, так как сеть стрингеров создает основу для местных подкреплений.

Обладая всеми высокими качествами обшивочной конструкции, стрингерный фюзеляж стал самым распространенным типом балочных фюзеляжей.

7. СРАВНИТЕЛЬНАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА БАЛОЧНЫХ И ФЕРМЕННЫХ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ

В табл. 7. III на основе анализа фюзеляжей различного типа приведена сравнительная оценка балочного и ферменного фюзеляжей по основным показателям.

Таблица 7. III

№ по пор.	Показатель	Тип фюзеляжа	
		Балочный	Ферменный
1	Аэродинамика	Любая форма осуществляется самим силовым каркасом	Хорошая форма достигается лишь при помощи дополнительных надстроек (гаргротов, обтекателей) к силовой части фюзеляжа
2	Прочность	Прочность обеспечивается теми же элементами, которые создают и обтекаемую форму. Таким образом, материал используется рационально	Прочность осуществляется фермой, не участвующей в создании обтекаемой формы Материал используется менее рационально
3	Жесткость	Высокая жесткость создается не только силовыми элементами, но и дополнительными	Меньшая жесткость; расчалочный тип конструкции нуждается в периодической регулировке
4	Вес конструкции	Рациональное разностороннее использование всех элементов (пп. 2 и 3) создает условия для получения конструкции, обладающей малым весом	Большое число деталей, не участвующих в работе на прочность и жесткость, неблагоприятно влияет на вес С увеличением размеров самолета это сказывается сильнее

Продолжение

№ по пор.	Показатель	Тип фюзеляжа	
		Балочный	Ферменный
5	Живучесть	Не разрушается даже при многочисленных пробоинах в обшивке и при местных поломках	Поломка даже одного, а тем более нескольких элементов фермы может привести к общему разрушению
6	Использование внутреннего объема	Внутренний объем может быть использован полностью	Наличие элементов поперечной жесткости затрудняет использование внутреннего объема
7	Доступ к внутренним частям	Затруднен работающей обшивкой Необходимы вырезы с местными усилениями в обшивке	Легко осуществить люки и окна значительных размеров, так как обшивка не работает

Из таблицы видно, что по большинству показателей балочный фюзеляж имеет преимущества перед ферменным. Этим и объясняется его широкое распространение.

8. ФЮЗЕЛЯЖИ СМЕШАННОЙ СИЛОВОЙ СХЕМЫ

Иногда конструкции фюзеляжей изготовляются по смешанной силовой схеме: например, переднюю часть делают ферменной, заднюю — балочной.

Фюзеляж самолета МиГ-3 (фиг. 49) относится к конструкциям смешанной силовой схемы. *Передняя часть* — раскосная ферма — сварена из хромансилевых труб, максимальные размеры сечений которых 40×36 *мм* и минимальных 20×17 *мм*. В верхней горизонтальной ферме сделан вырез для кабины летчика, в нижней ферме в передней панели поставлена съемная решетка *5*, которая крепится к фюзеляжу в трех узлах *4* и образует пол в кабине летчика. Ручное и ножное управление крепится к решетке.

Передняя часть фюзеляжа крепится к крылу в четырех узлах Два передних узла *1* имеют по четыре болта, работающих на разрыв. В задних узлах *2* болты работают на срез. Стык передней и задней половин фюзеляжа выполнен на четырех узлах *3*. К узлам *6* крепятся подкосы мотор рамы.

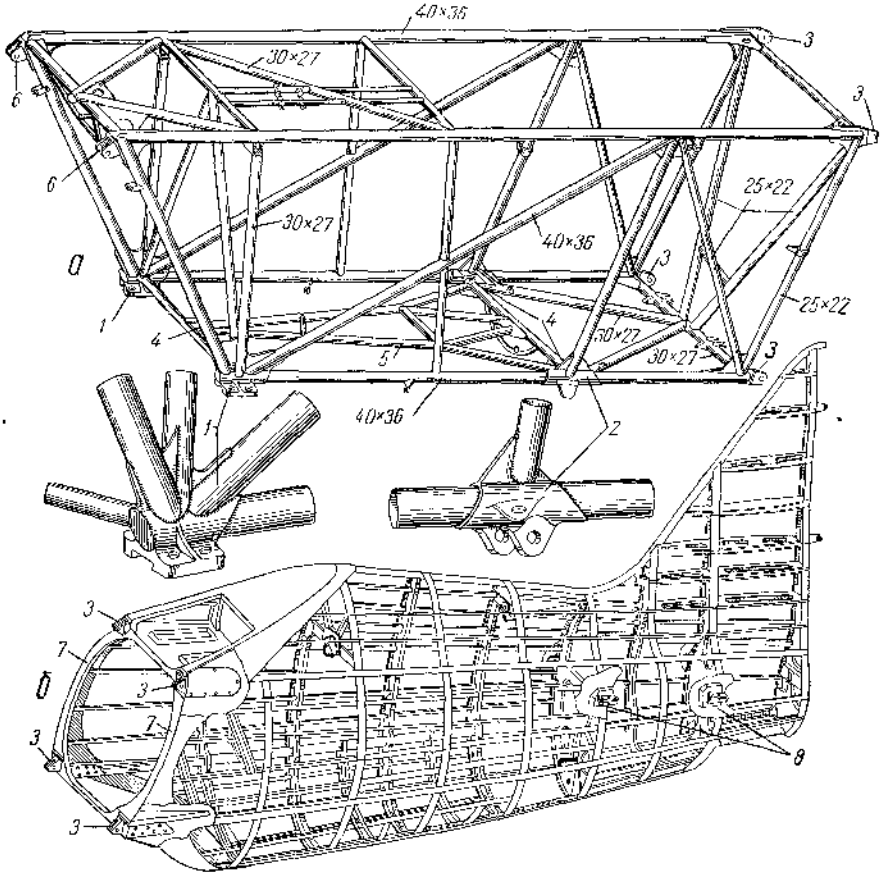
Задняя деревянная часть фюзеляжа — балочно-лонжеронного типа Каркас состоит из четырех лонжеронов, стрингеров и шпангоутов Лонжероны клееные сосновые; в местах крепления стыковых узлов *3* концы лонжеронов усилены накладками из бакелитовой фанеры. Задние шпангоуты образуют верхней своей частью лонжероны киля, выполненного как одно целое с фюзеляжем. В торцевом сечении поставлен усиленный наклонный шпангоут *7*.

Работающая обшивка задней части фюзеляжа выклеена из шпона. Обшивка передней части состоит из боковых и верхних съемных дуралюминовых панелей, крепящихся на винтовых замках к каркасу.

Лонжероны стабилизатора крепятся к узлам *8* двух балок, проходящих сквозь фюзеляж и составляющих одно целое со шпангоутами.

На фиг. 50 изображена конструкция металлического фюзеляжа смешанной конструкции. Передняя часть представляет собою ферму с раско-

сами и стойками из дуралюминовых труб и с лонжеронами из стальных труб. Стержни фермы крепятся в узлах стальными косынками на болтах и заклепках. В местах крепления трубы обжаты на квадрат. Моторная рама изготовлена как одно целое с передней частью фюзеляжа. Стыки переднего и заднего лонжеронов крыла сделаны у бортов фюзеляжа. Для придания фюзеляжу овальной формы на ферме установлен



Фиг. 49. Фюзеляж самолета МиГ-3.

а — передняя стальная часть, *б* — задняя деревянная часть (дана в меньшем масштабе)

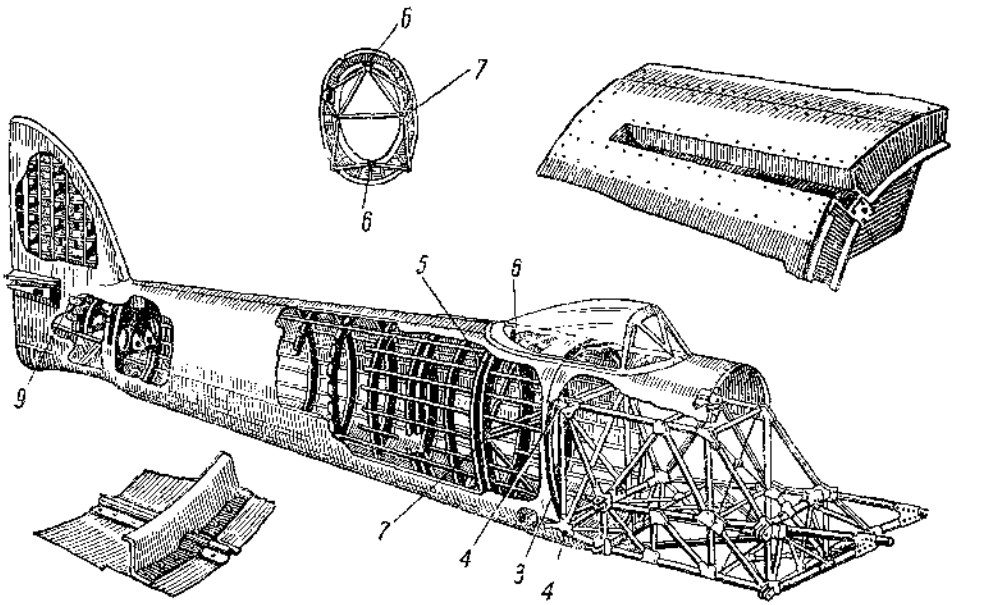
вспомогательный легкий каркас из дуралюминовых стрингеров и поперечных рамок, обшитый сверху тонкими листами дуралюмина.

Дуралюминовая хвостовая часть (включая киль) — балочно-стрингерного типа, причем стрингеры коробчатого сечения образуют с обшивкой замкнутый контур.

Сосредоточенные усилия, передающиеся от ферменной части к балочной, потребовали установки двух усиленных шпангоутов. Первый шпангоут *3* имеет четыре стыковых узла *4* соответственно лонжеронам фюзеляжа. На второй шпангоут *5* посредством труб-раскосов усилия передаются через верхнюю и нижнюю точки *6* и две средние точки *7*.

Нормальные шпангоуты — Z-образного сечения с сильно развитой вертикальной стенкой, имеют прорезы для стрингеров. Стрингеры в местах расположения усиленных шпангоутов — разрезные.

Работающая обшивка хвостовой части фюзеляжа крепится к усиленным шпангоутам и стрингерам двухрядным заклепочным швом, а к нормальным шпангоутам — однорядным швом.



Фиг. 50. Фюзеляж смешанной силовой схемы.

Стыковые узлы *9* стабилизатора вынесены из фюзеляжа наружу. Киль составляет одно целое с фюзеляжем.

9. КАБИНЫ И БАГАЖНЫЕ ПОМЕЩЕНИЯ

Кабинами называют помещения в самолете для экипажа и пассажиров. Багаж в самолете размещают в багажных помещениях. В зависимости от назначения самолета в нем могут быть следующие помещения: кабины летчика, штурмана, радиста, пассажирские кабины, помещения бытового обслуживания пассажиров (буфеты, кухни, уборные, умывальные и пр.), багажные (грузовые) помещения и т. д.

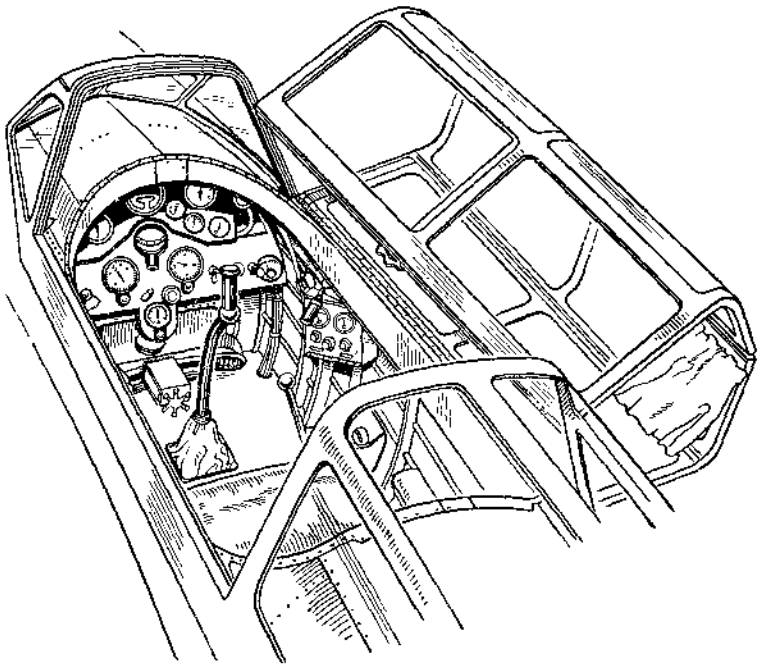
Наружное оформление

Кабина летчика имеется на всех самолетах. Долгое время кабины летчика делали открытыми, и летчик влезал в них сверху, а во избежание сильного задувания перед кабиной ставили козырек.

Для снижения лобового сопротивления самолета конструкторы по мере роста скоростей полета стали уменьшать отверстие для кабины в фюзеляже, и появились открытые кабины с откидывающимися бортами для влезания. При такой кабине в полете остается открытым лишь небольшое отверстие для головы летчика. Это отверстие защищалось спереди небольшим козырьком.

С повышением скорости полета открытая кабина стала затруднять работу летчика вследствие сильного задувания и создавала большое дополнительное лобовое сопротивление. Поэтому она была заменена закрытой кабиной с остекленным верхом (фонарем). Теперь открытые кабины употребляются только на учебных и на легких маломощных и тихоходных самолетах.

Фонарь закрытой кабины для хорошего обзора во все стороны приходится выполнять в виде надстройки, возвышающейся над основным контуром фюзеляжа (фиг. 51). Такой фонарь все еще значительно увеличивает лобовое сопротивление фюзеляжа.



Фиг. 51. Фонарь кабины с откидывающейся вбок средней частью.

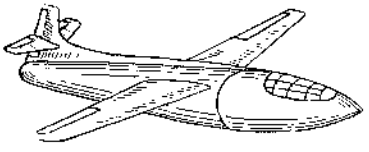
Фюзеляж с фонарем, развитым во всю ширину его и длину кабины, иногда называют «лимузином». Такие фонари применяются часто на самолетах с многоместной кабиной, предназначенной для летчиков и других членов экипажа или пассажиров.

Наилучшим в отношении лобового сопротивления является фонарь кабины, полностью вписанный в наружные обводы фюзеляжа, но устройство таких фонарей встречает много затруднений. В одномоторном самолете с двигателем, расположенным впереди, кабину с таким фонарем осуществить почти невозможно, так как нельзя обеспечить нужного обзора для летчика. Даже если в фюзеляже (фиг. 52) нет впереди двигателя и не требуется обеспечить обзор назад, все же трудно на небольшом самолете так подобрать наклон застекления, чтобы устранить эффект преломления лучей и уменьшение прозрачности. В настоящее время кабины с невыступающим фонарем применяют иногда лишь на больших самолетах (фиг. 53).

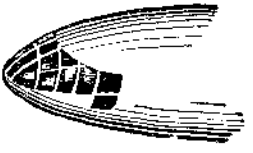
В современных истребителях применяются закрытые кабины с фонарями в виде небольших надстроек, плавно сопрягающихся с контурами фюзеляжа. Среднюю часть фонаря обычно делают сдвигающейся назад (очень редко вперед) для влезания в самолет и вылезания из него. Для того чтобы обеспечить летчику возможность быстро покинуть самолет при аварии, фонарь часто выполняют сбрасываемым в полете.

На фиг. 54 показан фонарь кабины летчика одноместного истребителя. Он состоит из трех основных частей: козырька, т. е. передней неподвижной части; средней сдвижной части, которая в случае аварии может быть сброшена, и задней неподвижной части, являющейся обтекателем фонаря и одновременно служащей для улучшения обзора назад.

Каркас всех трех частей фонаря сварной из стальных труб и профилей швеллерного сечения (сечения *б—б, в—в, г—г*). Каркас козырька и задней части фонаря крепится к фюзеляжу болтами.



Фиг. 52. Фонарь кабины, вписанный в контуры фюзеляжа.



Фиг. 53.

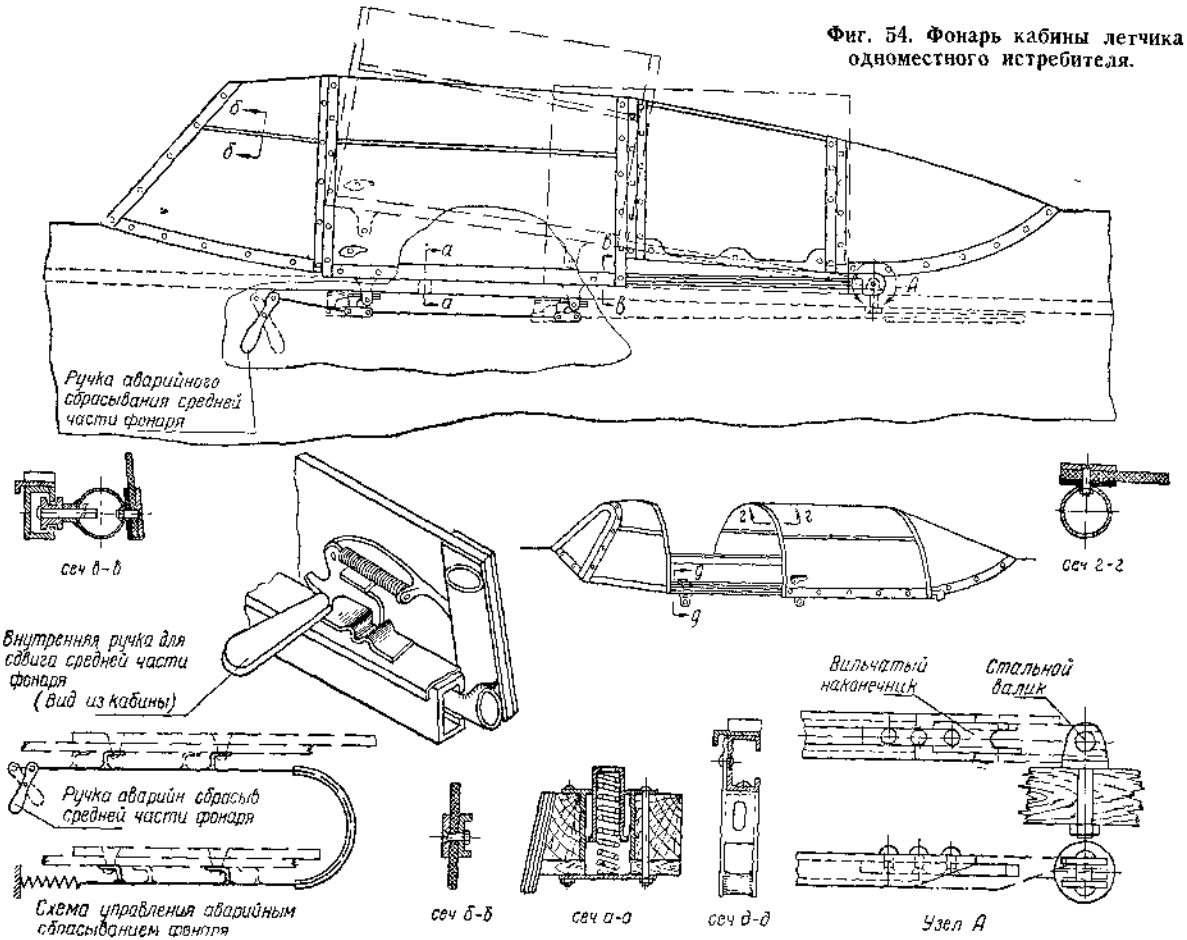
Для остекления фонаря использован плексиглас, который крепится к каркасу при помощи болтиков с потайными головками. Для доступа к гайкам этих болтиков в трубках сделаны отверстия (сечение *г—г*).

Для утапливания головок болтов отверстия наружных дуралюминовых лент раззенкованы. Между каркасом и плексигласом проложены резиновые прокладки. В передней плоской грани козырька установлена прозрачная броня.

Средняя сдвижная часть фонаря имеет два передних и два задних ролика, установленных на нижних трубках каркаса (сечение *в—в*). При движении средней части фонаря назад и вперед ролики катятся по двум дуралюминовым направляющим профилям, установленным по бортам кабины. К левому направляющему профилю сверху приклепана стальная лента с отбортованным краем (сечения *в—в, д—д*). К этой ленте приварены два упора, фиксирующие среднюю часть фонаря в закрытом и открытом положениях. Замок средней части фонаря имеет наружную и внутреннюю ручки.

Пружина замка прижимает собачку ручки к упорам.

В случае аварии средняя часть фонаря может быть сброшена вместе с направляющими профилями. Для этого к каждому направляющему профилю снизу приклепано по два сварных коробчатых узелка с отверстием для запорных штырей, установленных на тросовой проводке системы аварийного сбрасывания (сечение *д—д* и схема аварийного сбрасывания). Узелки направляющих профилей пропущены через отверстия в окантовке кабины и в таком положении закреплены запорными штырями системы аварийного сбрасывания. Задние концы направляющих профилей снабжены вильчатыми наконечниками, упирающимися в задние упорные узелки, представляющие собой два вильчатых болта, установ-



Фиг. 54. Фонарь кабины летчика одноместного истребителя.

ленных на верхней окантовке кабины. В вильчатой головке болта вставлен стальной валик, в который и упирается задний вильчатый наконечник направляющих профилей (узел *А*). Ручка аварийного сбрасывания установлена на правом борту кабины. Тросовая проводка от ручки аварийного сбрасывания с правого борта переходит на левый борт в боуденовской оболочке в задней части фонаря. Система аварийного сбрасывания удерживается в запертом положении пружиной, установленной на левом борту. На окантовке кабины на каждом борту установлено по одному толкателю (сечение *а—а*), которые в нормальном положении находятся под направляющими профилями в утопленном положении.

Для сбрасывания средней части фонаря ручка аварийного сбрасывания отклоняется в положение, показанное пунктиром. При этом запорные штыри освобождают узлы направляющих профилей, толкатели приподнимают среднюю часть фонаря вверх на 25—30 *мм*, и встречным потоком воздуха она отбрасывается назад. Вильчатые наконечники направляющих профилей легко выходят из зацепления с задними упорными узлами.

На величину лобового сопротивления фюзеляжа значительно влияет его *герметизация*, т. е. устранение всевозможных щелей и отверстий, устройство внутренних перегородок, предотвращающих просасывание воздуха через фюзеляж.

На современном самолете в кабине летчика необходимо разместить до 30 различных приборов и до 30 рукояток, штурвалов и кнопок. Для того чтобы обеспечить летчику наилучшие условия наблюдения за приборами и предоставить ему возможность управления всеми агрегатами и устройствами, при проектировании кабины следует выполнить следующие условия:

1) фонарь должен обеспечить летчику достаточно хороший обзор, причем совершенно недопустимы искажения застеклением из-за преломления лучей;

2) габариты кабины и вход в нее должны быть достаточными для удобного влезания и расположения в ней;

3) в кабине не должно быть выступающих острых углов и деталей, могущих ранить летчика или повредить одежду, а все кромки и углы должны быть закрыты мягкой обшивкой;

4) сиденье должно быть удобным, чтобы не утомлять летчика, спинка сиденья должна быть несколько отклонена назад, чтобы летчику легче было переносить перегрузки в полете;

5) размещение оборудования должно обеспечивать удобство пользования всеми приборами и ручками управления;

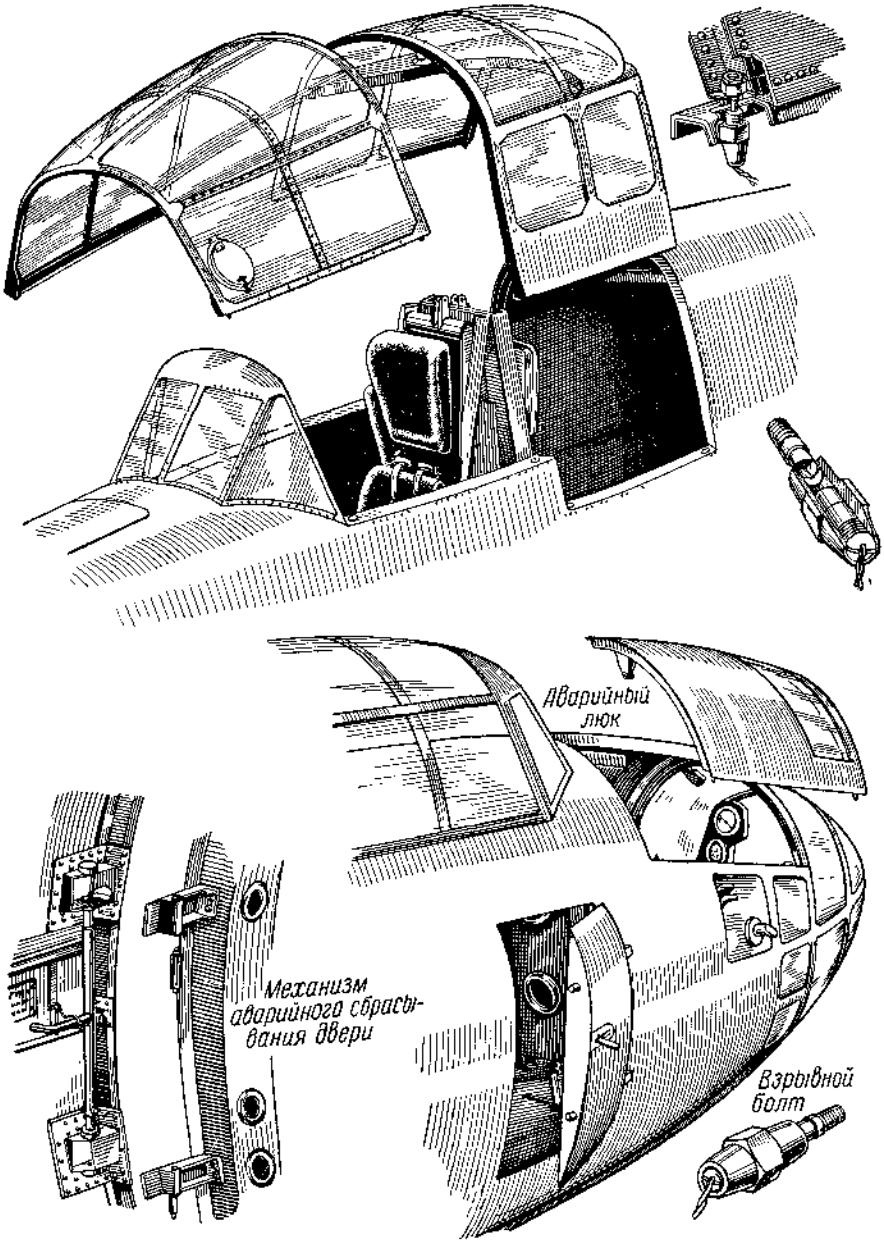
6) на военных самолетах должна быть предусмотрена броневая защита летчика и наиболее важных частей самолета;

7) на случай аварии следует предусмотреть возможность для экипажа быстро покинуть самолет (фиг. 55): сбрасывающийся фонарь, катапультируемые сиденья, аварийный люк и сбрасывающиеся двери.

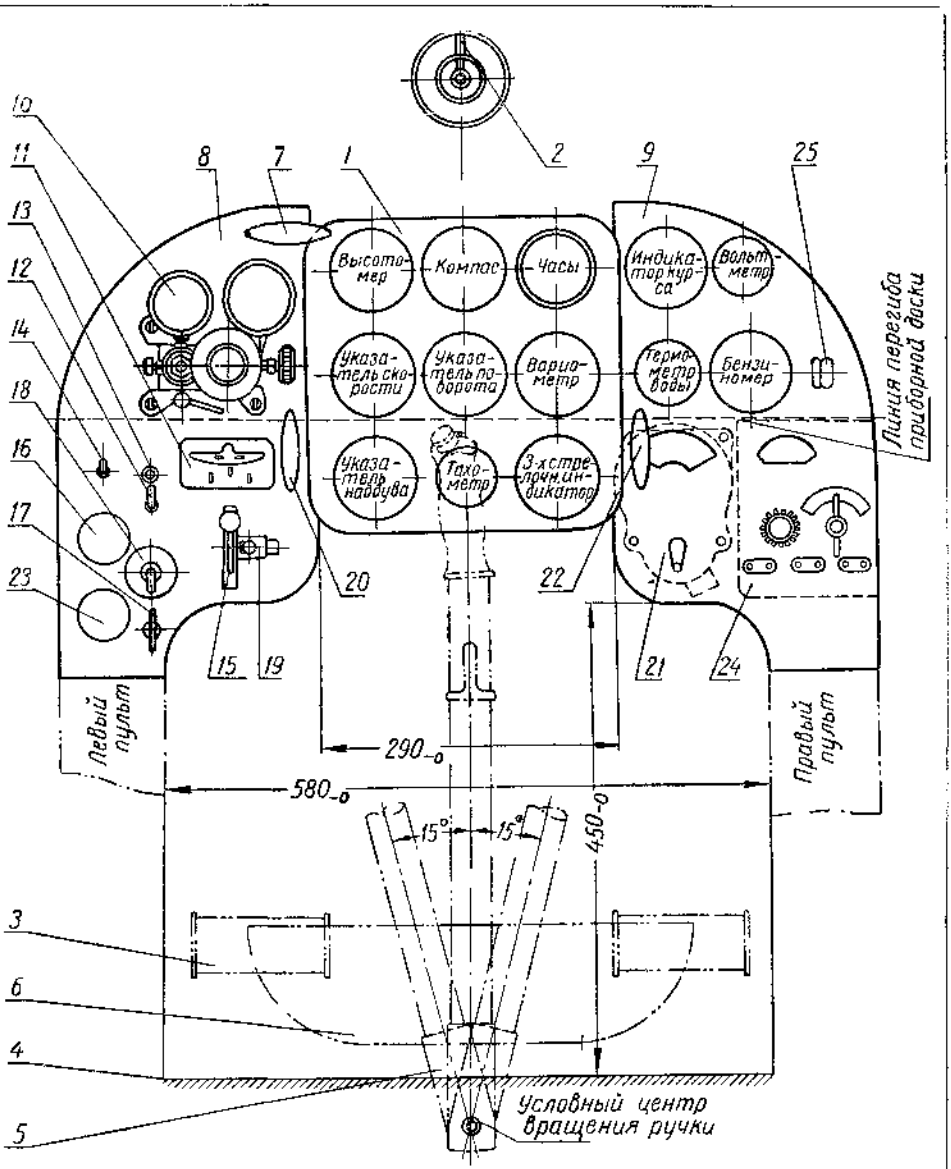
Долголетней практикой выработаны некоторые рекомендации по размерам кабин и по расположению приборов, рукояток и их примерные расстояния от летчика.

На фиг. 56 показано размещение приборов и оборудования на доске кабины истребителя при виде по полету, на фиг. 57 — положение летчика в кабине самолета истребителя и размещение органов управления.

Ширина кабины между боковыми пультами должна быть не менее 550 *мм*, а высота от пола (под педалями) до верха фонаря — не менее 1100 *мм*. Размещение приборов, ручек, рычагов и кнопок управления под-


Аварийный люк
Механизм аварийного сбрасывания двери
Взрывной болт

Фиг. 55.



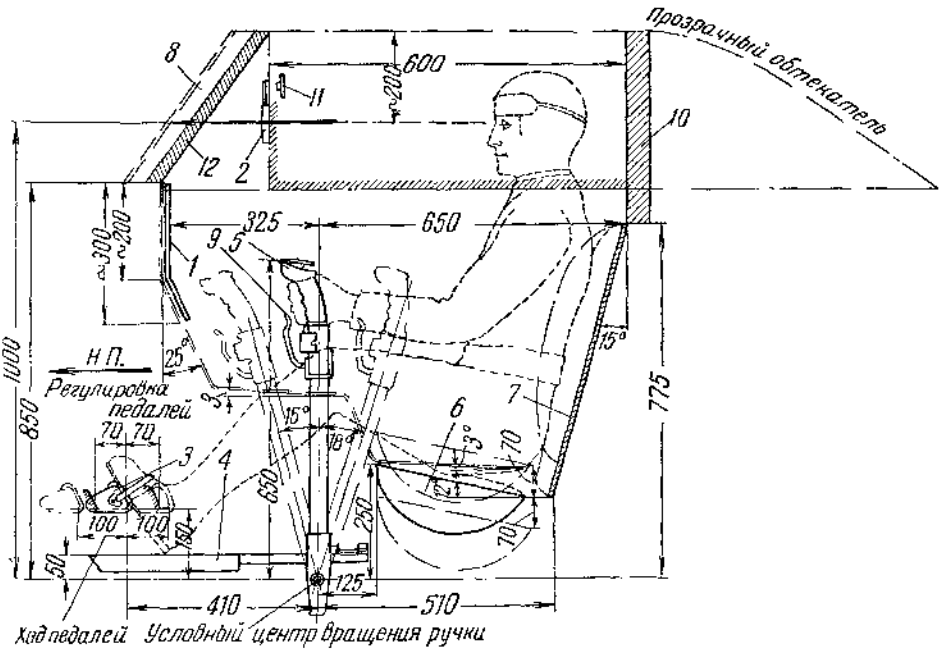
Фиг. 56. Размещение приборов и оборудования на приборной доске кабины истребителя.

Примечание. Нижняя часть доски приборов условно развернута в вертикальное положение.

1—доска приборов (амортизирована); *2*—прицел; *3*—педали; *4*—пол кабины; *5*—ручка управления самолетом; *6*—сиденье; *7*—ручка бомбосбрасывателя; *8*—доска приборов — левая часть; *9*—доска приборов — правая часть; *10*—кислородный прибор; *11*—указатель положения шасси; *12*—выключатель фары; *13*—контрольная кнопка; *14*—выключатель сигнализации шасси; *15*—ручка управления шасси; *16*—манометр сети сжатого воздуха; *17*—пусковая кнопка; *18*—переключатель магнето; *19*—предохранитель управления шасси; *20*—ручка перезарядки; *21*—механизм настройки приемника радиополукомпаса; *22*—ручка перезарядки; *23*—манометр баллона перезарядки; *24*—щиток радиополукомпаса; *25*—переключатель бензиномера.

чинено следующему принципу: все они разделены на группы по степени их важности и применяемости. Ближе к летчику расположены рукоятки, которыми приходится пользоваться чаще. При этом расположение их должно быть таким, чтобы летчик мог управлять ими, не меняя своего положения. Часть приборов и рукояток управления размещают по бортам кабины.

Все рукоятки топливной системы окрашены в желтый цвет, водосистемы — в зеленый и маслосистемы — в коричневый. Все рукоятки аварийных приборов — красные.



Фиг. 57. Положение летчика и размещение органов управления в кабине истребителя.

1—доска приборов; *2*—прицел; *3*—педали; *4*—пол кабины; *5*—ручка управления самолетом; *6*—сиденье; *7*—бронеспинка; *8*—стекло фонаря; *9*—ручка управления тормозами; *10*—бронестекло заднее; *11*—зеркало; *12*—бронестекло фонаря.

Кабина летчика в одномоторном штурмовике мало отличается от кабины летчика в истребителе. Кабина летчиков в многомоторных самолетах сильно отличается от описанной выше. В ней гораздо больше приборов, а рукоятки управления двигателями и другими агрегатами расположены посредине так, чтобы ими могли пользоваться оба рядом сидящих летчика. Расположение рукояток на центральном пульте позволяет не дублировать управления отдельными агрегатами.

На больших самолетах с экипажем в несколько человек каждый из членов экипажа (первый и второй летчики, бортмеханик, штурман, радист, стрелок и др.) выполняет отдельные функции; каждый из них имеет свое рабочее место, снабженное всеми необходимыми приборами и оборудованием. Это рабочее место может занимать или отдельную кабину, например, кабина стрелка, или часть общей кабины.

Комфорт пассажирских кабин

Пассажирская кабина должна быть возможно комфортабельнее, чтобы даже длительное пребывание в ней не утомляло пассажиров. Комфорт пассажирской кабины включает следующие элементы:

1) достаточный удельный объем кабины (объем, приходящийся на одного пассажира);

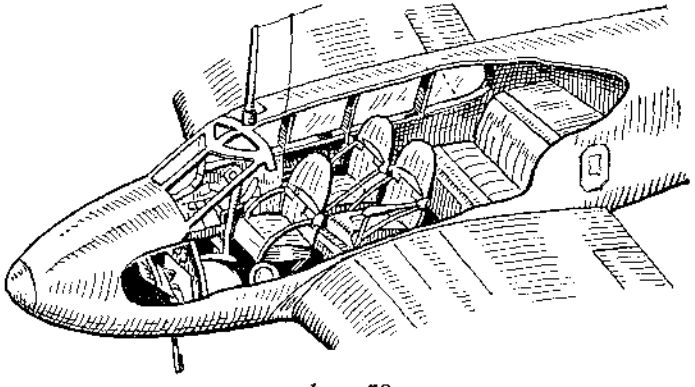
2) удобные сиденья;

3) удобное размещение и надлежащее оборудование буфетов, кухонь, гардеробов, уборных, умывален;

4) эффективное отопление и вентиляция;

5) достаточная звукоизоляция, снижающая шум в кабине до допустимых пределов;

6) питание кислородом и поддержание в кабине нормального давления;



Фиг. 58.

7) достаточное освещение (естественное и искусственное);

8) целесообразная и приятная на вид внутренняя отделка кабины.

В последнее время требования пп. 4 и 6 выполняются одновременно системами кондиционирования воздуха.

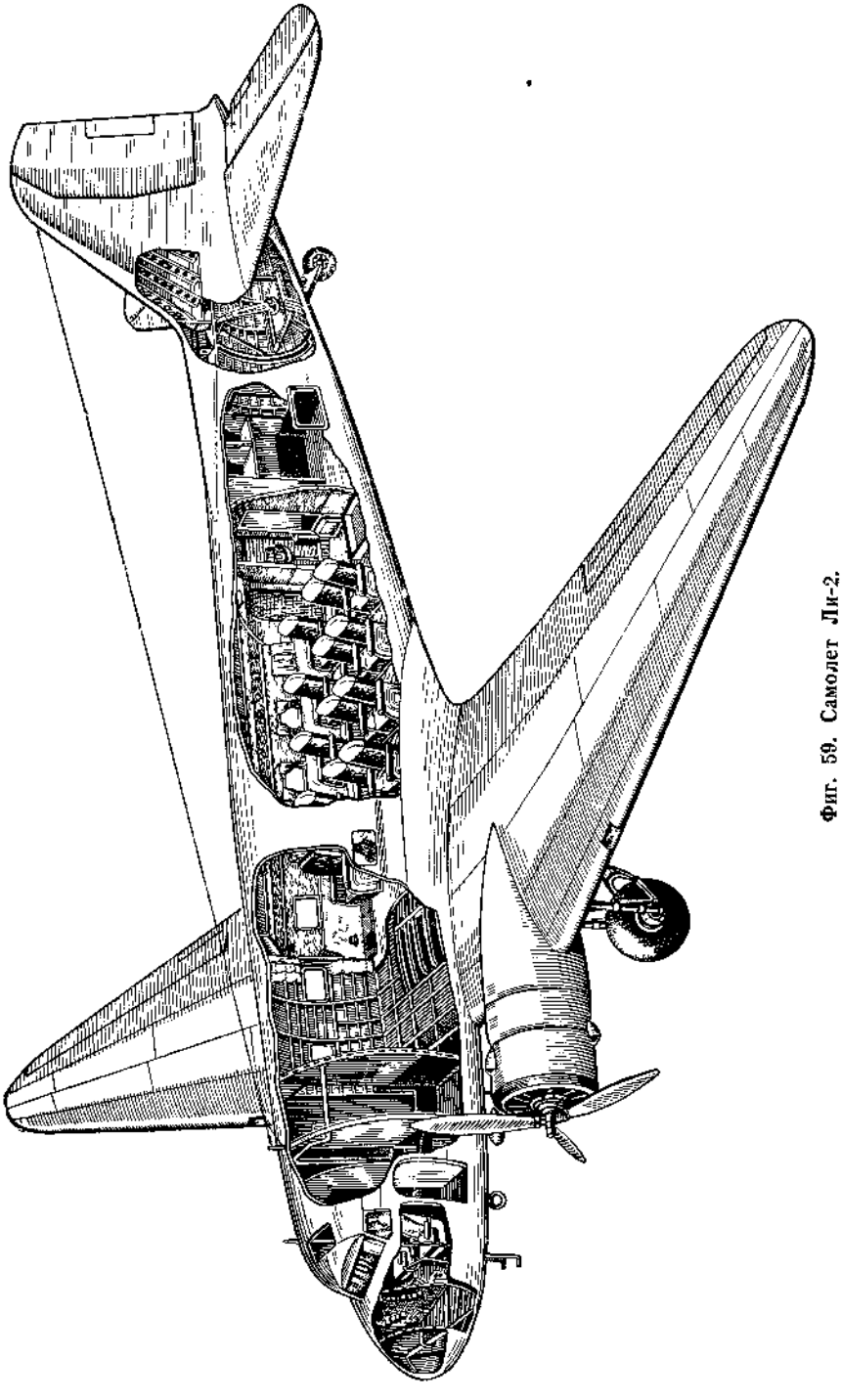
Комфорт для пассажиров обеспечивается только в том случае, когда все перечисленные требования выполняются комплексно.

В туристских самолетах пассажирские кабины рассчитаны на 1—2 пассажиров, в самолетах, обслуживающих местные воздушные линии, на 5—6, а в больших самолетах — на 50—70 пассажиров.

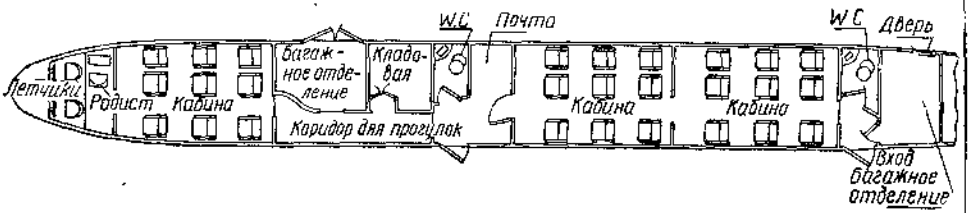
В небольших пассажирских самолетах на 2—4 пассажира пассажирская кабина является непосредственным продолжением кабины летчика (фиг. 58); на больших самолетах пассажирские кабины представляют собой отдельные помещения (фиг. 59, 60).

Размеры пассажирской кабины определяются объемом, приходящимся на одного пассажира. В современных самолетах удельный объем составляет 1,4—2 $м^3$. При таких удельных объемах должны быть обеспечены достаточная высота кабины, ширина прохода и такое размещение кресел, чтобы доступ к ним был свободен, а сидящий в кресле человек мог удобно поместить ноги.

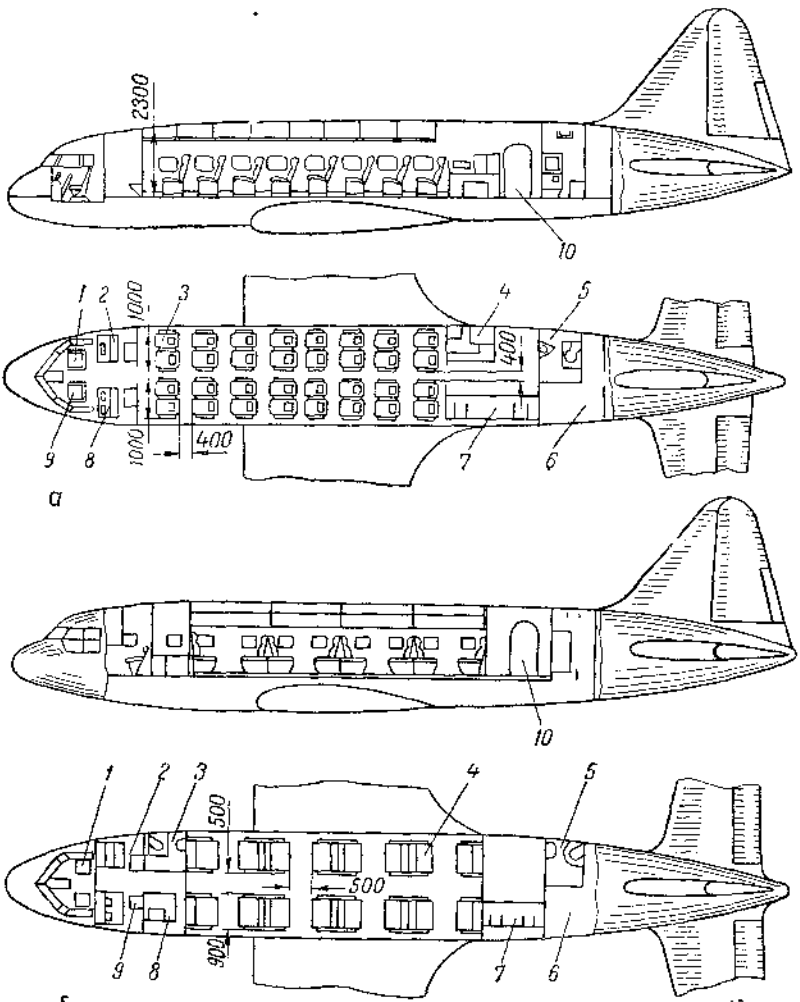
На фиг. 61 показаны различные варианты размещения кресел и приведены основные размеры, но если самолет предназначен для длительных рейсов, то желательно некоторое увеличение этих размеров. В больших самолетах следует также предусматривать дополнительные помещения —



Фиг. 59. Самолет Ли-2.



Фиг. 60.



Фиг. 61. Размещение кресел в кабине.

а) *1*—кресло второго летчика; *2*—место бортрадиста; *3*—пассажирское кресло; *4*—буфет; *5*—туалетная комната; *6*—багажное отделение; *7*—гардероб; *8*—место штурмана; *9*—кресло первого летчика; *10*—входная дверь.

б) *1*—кабина летчиков; *2*—место бортрадиста; *3*—передняя туалетная комната; *4*—кресло; *5*—задняя туалетная комната; *6*—багажное отделение; *7*—гардероб; *8*—буфет; *9*—место штурмана; *10*—входиая дверь.

салон, ресторан или буфетную. На самолетах, совершающих почные рейсы, предусматривают спальные места или устанавливают раздвижные кресла, на которых можно лежать.

В пассажирских самолетах должны быть предусмотрены: 1) гардероб для хранения верхней одежды пассажиров, 2) буфет и особое помещение для хранения буфетного инвентаря (на самолетах для дальних рейсов желательно иметь ресторан), 3) туалетная комната с раздельно расположенными умывальником и уборной, 4) место для хранения постельного белья (для самолетов со спальными местами).

В пассажирской кабине и кабине летчиков не должны ощущаться вибрации. Частоты собственных колебаний агрегатов самолета (моторная рама, оперение, фюзеляж, крыло, тяги управления) должны отличаться по крайней мере на 150 колебаний в минуту и лежать вне резонансных областей силовой установки.

Багажные отделения. По техническим требованиям почти на всех транспортных самолетах полагается перевозить, кроме пассажиров, определенное количество груза, который нужно удобно разместить без затраты лишнего времени на загрузку и разгрузку. При неполном числе пассажиров или при коротких рейсах пассажирские самолеты могут брать дополнительный груз и почту. Загружать пассажирскую кабину недопустимо, так как это может вызвать порчу отделки и сидений, поэтому и для дополнительного груза должны быть предусмотрены багажные отделения.

В зависимости от типов самолетов нужно придерживаться следующих объемов для этих отделений: для туристских и для одномоторных самолетов областных линий — 1 $м^3$, для двухмоторных самолетов внутриреспубликанских воздушных линий — 2,5 $м^3$, для двухмоторных магистральных самолетов — 5—10 $м^3$, для четырехмоторных магистральных самолетов — 20 $м^3$, исходя из расчета 1 $м^3$ на 100—120 *кг* груза.

10. ОБОРУДОВАНИЕ И ДЕТАЛИ КАБИН

Двери, окна, кресла

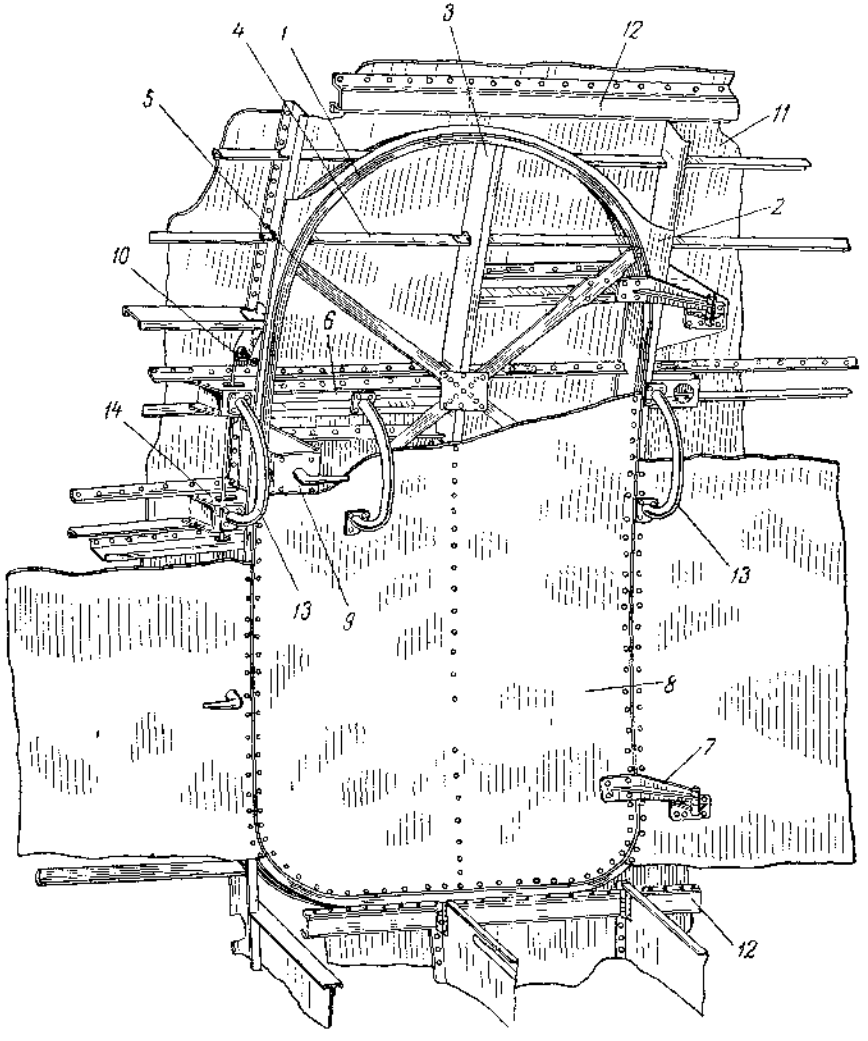
Входы и выходы в кабинах выполняются в зависимости от размеров и типа кабин. В открытых кабинах вход и выход происходит через верхнее открытое отверстие.

В одноместных кабинах с фонарем вход и выход происходит через сдвигаемый или откидываемый фонарь, причем у небольших самолетов часто часть фонаря для этой цели открывается вверх или вбок. Фонари или их откидные крышки иногда делают сбрасывающимися (см. фиг. 54—55) на случай аварии.

На больших самолетах (бомбардировщиках, пассажирских, грузовых) делаются особые входные двери[1] и люки. На фиг. 62 показана обычная дверь в боковине дуралюминового фюзеляжа. Двери и крышки люков должны плотно закрываться и не иметь выступающих наружу частей.

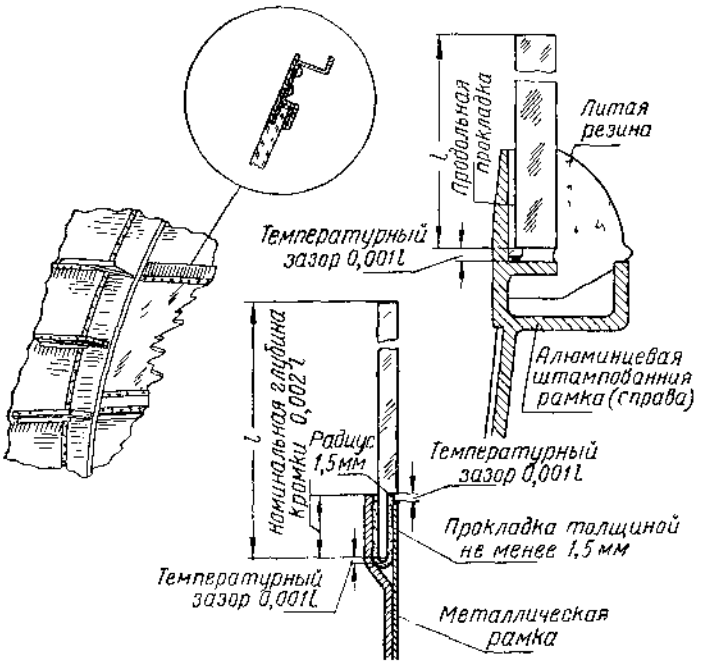
Окна кабины делаются обычно прямоугольной, а иногда круглой формы. В рамку окна на резиновой прокладке (фиг. 63) вставляется пластинка плексигласа, причем между плоскостью плексигласа и наружной обшивкой не должно быть уступа. Иногда вместо отдельных окон делают сплошное застекление на некоторой части фюзеляжа.

[1] По требованиям НИИ ГВФ входные двери следует располагать с левой стороны фюзеляжа.

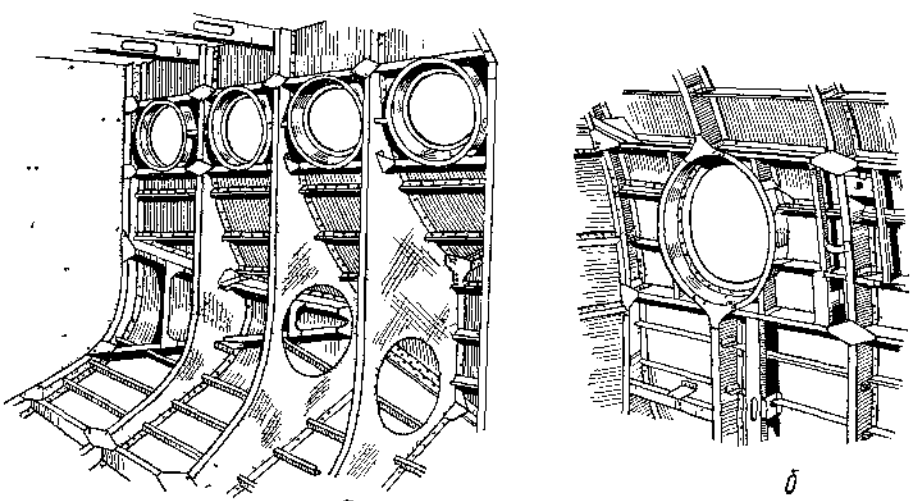


Фиг. 62 Установка главной двери

1—рама двери, *2*—притолока двери, *3*—вертикальный швеллер, *4*—стрингер, *5*—ленты стяжки, *6*—швеллеры крепления замка и ручки, *7*—кронштейн навески двери, *8*—внутренняя обшивка двери, *9*—замок, запирающийся на ключ, *10*—замок, запирающий дверь в двух точках, *11*—обшивка фюзеляжа, *12*—швеллеры, усиливающие вырез под главную дверь, *13*—поручни, *14*—кронштейн крепления поручня

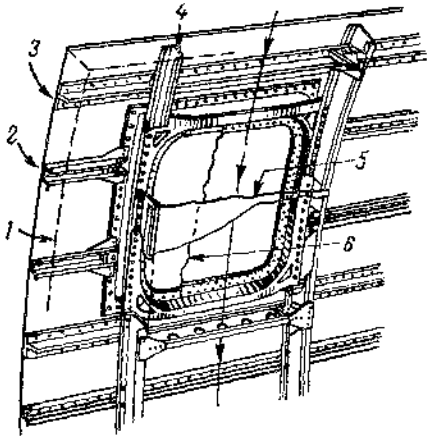


Фиг 63 Способы заделки плексигласа



Фиг 64 Конструкция иллюминаторов.

На фиг. 64 показаны окна-иллюминаторы круглой формы. Окна располагаются обычно между элементами набора фюзеляжа или лодки (фиг. 64,*а*). Более редко окно перерезает силовые элементы (фиг. 64,*б*), и в этом случае окантовка окна делается более мощной.

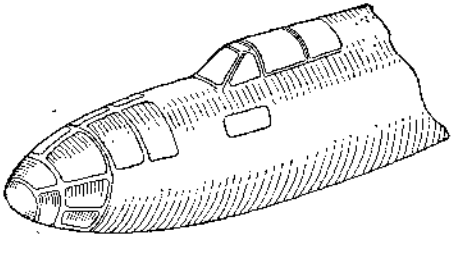


Фиг. 65. Конструкция рамы окна пассажирского самолета.

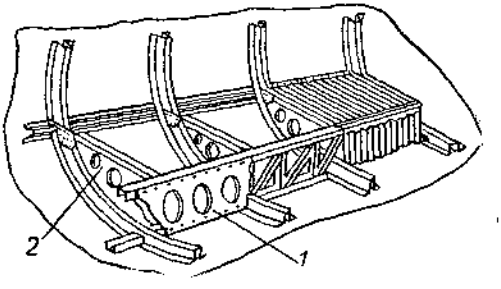
1—контур внутренней обшивки; *2*—стрингер; *3*—усиленный стрингер (сверху и снизу окна); *4*—шпангоут; *5*—внутреннее стекло; *6*—внешнее стекло.

На фиг. 65 показана характерная конструкция рамы окна на современном пассажирском самолете. Окна расположены между шпангоутами и усиленными стрингерами и облицованы рамками с усиливающими косынками. На фиг. 66 показано застекление больших участков поверхности фюзеляжа.

Пол в кабинах, выдерживающий значительную нагрузку, требует местного усиления основного каркаса фюзеляжа (фиг. 67). Усиливающими элементами обычно служат нижние части шпангоутов *2* и продольные балки *1*, которые используются как основание пола. Часто шпангоуты усиливаются специальными поперечными балками *5* (фиг. 68), к которым крепятся продольные балки *6* и *7*. При фюзеляже овальной формы, особенно в небольших самолетах, пол делается с уступчатым понижением посредине в проходе между креслами. Этим выигрывается высота в проходе и ширина кабины на уровне пола. Некоторые панели пола необходимо делать съемными для осмотра различных проводок.



Фиг. 66. Застекление передней части фюзеляжа.

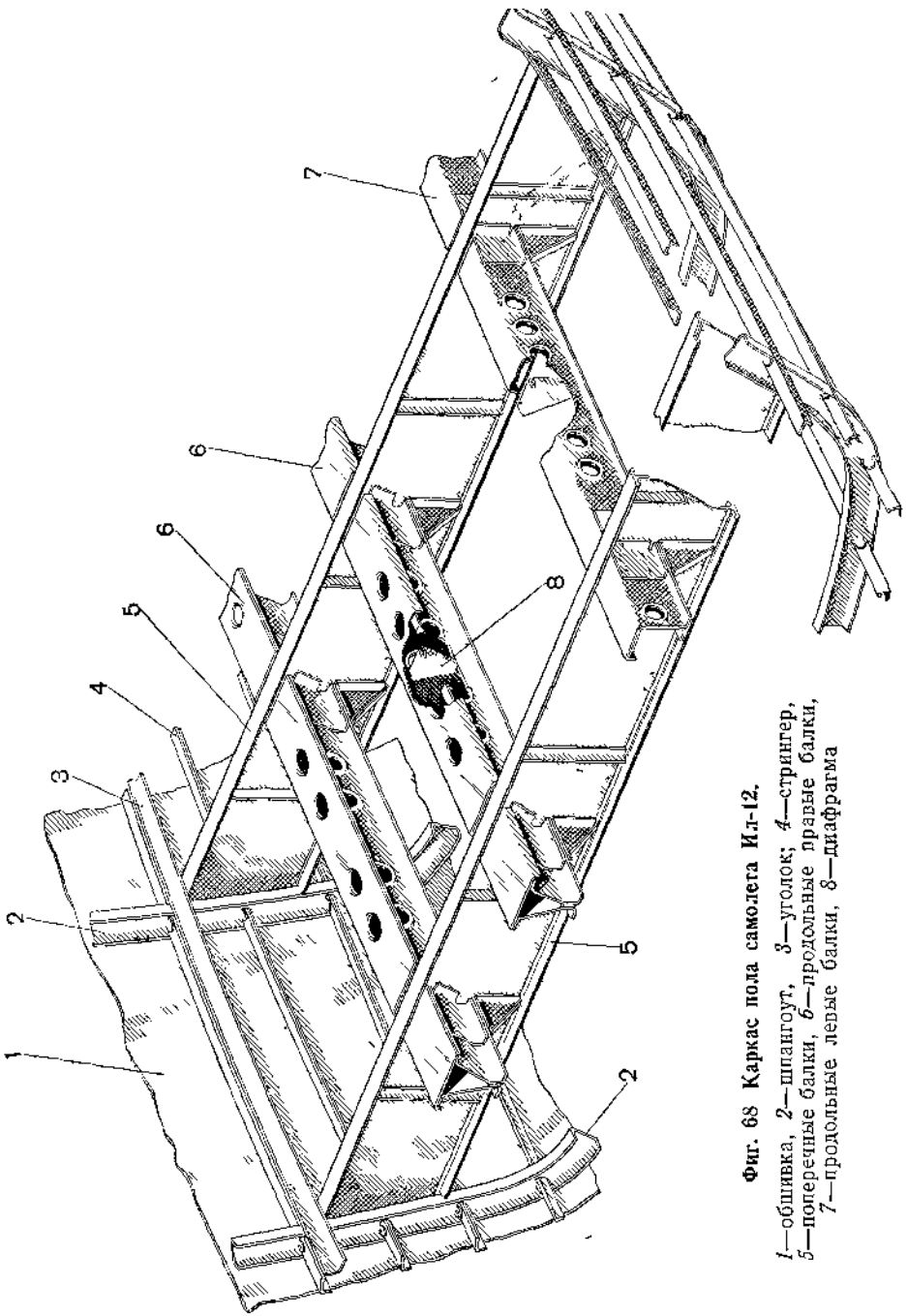


Фиг. 67. Основание пола кабины.

Кабины для экипажа и пассажиров оборудуются удобными сиденьями.

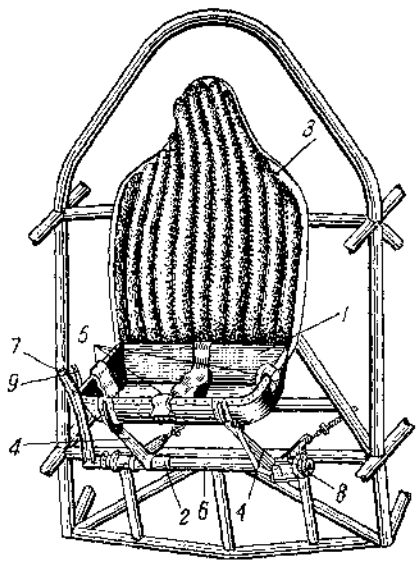
Сиденье летчика должно предоставить ему такую посадку, чтобы независимо от роста летчика глаза его всегда находились на уровне нормального обзора. Для соблюдения этого требования приходится сиденья регулировать по росту летчика.

На фиг. 69 показано сиденье летчика самолета Як-1. Чашка *1* сиденья при помощи двух качалок *4* шарнирно крепится к горизонтальной трубе *6*, могущей поворачиваться в подшипниках. Вращая трубу при



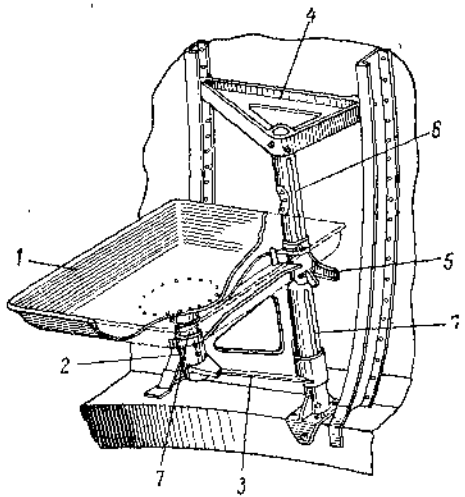
Фиг. 68 Каркас пола самолета Ил-12.

1—обшивка, *2*—шпангоут, *3*—уголок; *4*—стрингер, *5*—поперечные балки, *6*—продольные правые балки, *7*—продольные левые балки, *8*—диафрагма



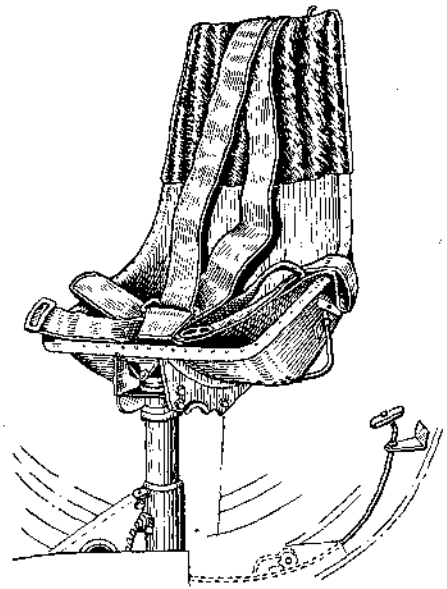
Фиг. 69. Сиденье летчика самолета Як-1.

1—чашка; *2*—подъемное устройство; *3*—бронеспинка; *4*—качалки подъемника; *5*—ремни; *6*—труба подъемника; *7*—ручка подъема сиденья; *8*—стопор; *9*—рычаг ручки.



Фиг. 70. Сиденье штурмана на самолете Пе-2.

1—чашка; *2*—втулка; *3*—кронштейн сиденья; *4*—кронштейн стойки; *5*—ручка стопора; *6*—стойка; *7*—шпонки.



Фиг. 71. Вращающееся сиденье.

помощи рычага *7*, можно устанавливать сиденье на необходимой высоте.

Штурман и радист обычно одновременно являются и стрелками, и поэтому их сиденья большей частью делают вращающимися, а иногда и откидными к борту, чтобы дать им возможность работать стоя.

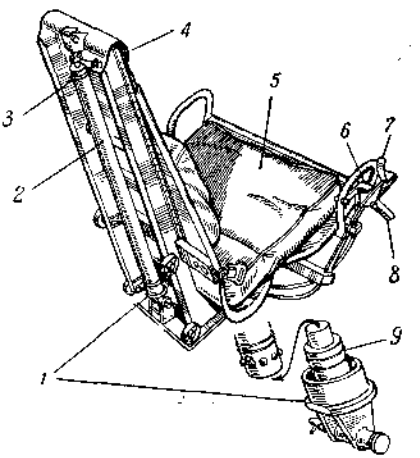
На фиг. 70 изображено сиденье штурмана самолета Пе-2. Сиденье-чашка *1* установлено так, что может вращаться около своей оси и поворачиваться около створки. При отводе сиденья к борту чашка может откидываться в вертикальное положение.

На фиг. 71 показана одна из конструкций вращающегося сиденья.

Известно, что на больших скоростях полета экипаж не имеет возможности своими силами покинуть самолет при его аварии. Поэтому на скоростных самолетах стали применять сиденья, которые при аварии выбрасываются вместе с членами экипажа из кабины специальной катапультой. На фиг. 72 изображено катапультируемое сиденье. В верхней части сиденья сзади шарнирно укреплен трубчатый поршень *3*, перемещающийся в цилиндре *2*, внутрь которого вставляется пиропатрон.

На задней стенке кабины установлены две наклонные направляющие, по которым при сбрасывании сиденья перемещаются четыре ролика, расположенные на спинке сиденья.

Путь разгона сиденья ограничен высотой кабины, а его скорость к моменту отделения от самолета должна быть достаточно большой, чтобы при дальнейшем движении не было столкновения с оперением. Вследствие этого приходится применять большие *кратковременные* перегрузки (равные примерно 15—18).



Фиг. 72. Катапультируемое сиденье.

1—узел крепления цилиндра; *2*—цилиндр; *3*—головка поршня, пиропатрон и ударник; *4*—место установки подголовника; *5*—парашют; *6*—спусковой рычаг; *7*—предохранительный рычаг; *8*—подножка; *9*—поршень, запираемый шариковым замком, находящимся под действием пружины (при воспламенении пиропатрона газы сжимают пружину и отпирают шариковый замок).

Пассажирское кресло. Утомляемость неподвижно сидящего человека сильно зависит от площади соприкосновения его тела с креслом. Поэтому кресло должно быть мягким и легко обминаться по контуру человеческого тела. Крепление кресла к полу должно быть упругим для поглощения вибраций.

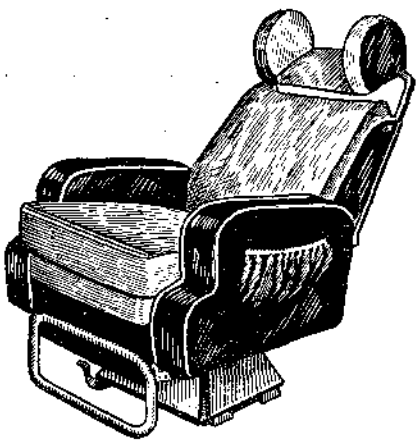
На фиг. 73 показано кресло с выдвижной подставкой для ног. Это кресло может наклоняться и поворачиваться (что обычно не является необходимым). Вес такого кресла около 22 *кг*.

Некоторые кресла не имеют регулируемой спинки, но зато у них тщательно подобраны формы спинки и сиденья. На фиг. 74 показано парное кресло. Средний подлокотник таких кресел часто делают убирающимся, что позволяет превращать парное сиденье в диван.

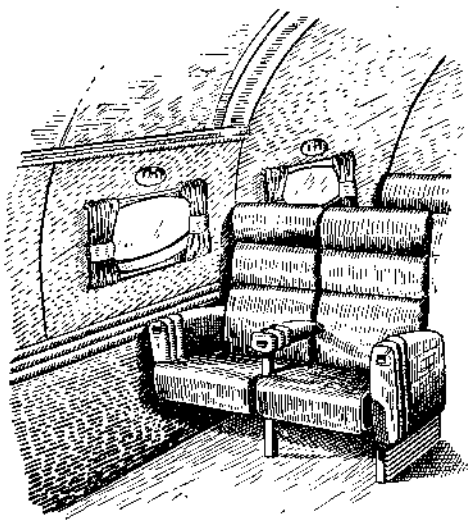
На самолетах дальних рейсов кресла должны легко переоборудоваться в спальные места. Для этого целесообразно пассажирскую кабину разбить на отдельные купе и установить в них кресла одно против другого. Тогда верхняя койка может быть образована, например, подъемом

спинок кресла, а нижняя — раскладыванием сидений или заполнением промежутка между ними съемной частью.

На кресле или на борту около него должны располагаться лампочка для чтения, прибор индивидуальной вентиляции, кнопка для вызова обслуживающего персонала, пепельница, карман для пакетов и карман для газет и журналов.



Фиг. 73. Пассажирское вращающееся кресло.



Фиг. 74. Пассажирское парное кресло.

Внутренняя отделка кабины. Общая цветовая гамма отделки кабины должна быть подобрана так, чтобы создавать спокойное и приятное впечатление. Следует избегать использования в кабинах узорчатых тканей и отдавать предпочтение нейтральным оттенкам. При этом потолок следует делать несколько светлее стен, так как от этого кабина будет казаться выше.

Отделочный материал кабины должен иметь малый вес и быть негорючим, немарким, звукопоглощающим, невыгорающим и допускающим чистку и дезинфекцию.

Акустика и звукоизоляция

Шум на самолете вызывает преждевременное утомление экипажа и пассажиров, временную глухоту и затрудняет работу экипажа и особенно радиста.

Уровень силы звука измеряется в беллах, а в технических расчетах применяется величина, в 10 раз меньшая,— децибелл (*дб*). Один децибелл — такое изменение силы звука, которое улавливает человеческий слух. По данным лаборатории акустики Академии архитектуры СССР разговор шепотом дает громкость примерно 30 *дб*, шум при перелистывании книги — 45 *дб*, нормальный разговор — 65 *дб*, громкий разговор — 70—80 *дб*.

Громкость шума в пассажирской кабине современного самолета дальнего следования не должна превышать 70 *дб*. На самолетах, предназначенных для более коротких рейсов, может быть допущен шум до 80 *дб* и в совсем небольших самолетах — до 90 *дб*. Длительный шум интен-

сивностью свыше 90 *дб* сильно утомляет, а свыше 120—130 *дб* вызывает болевые ощущения.

Основные источники шума на самолете — двигатели и винты. При обдувании крыльев винтом шум винта увеличивается. В кабину самолета шум передается через элементы конструкции и проникает через щели в фонарях, дверях и через вентиляционные каналы. Кроме того, шум создают корпус самолета и его оборудование вследствие вибраций, вызываемых неуравновешенностью двигателей и винтов. Вибрации заставляют звучать обшивку самолета, стенки шпангоутов, неплотные соединения, плохо закрепленные агрегаты оборудования и пр.

Громкость шума, создаваемого его основными источниками на самолете, можно принимать следующей (в *дб*):

шум винта	100—110
выхлоп двигателей	100—105
стук двигателя	90—100
аэродинамический шум . . .	80—85

Не следует полагать, что если к источнику, создающему шум, добавить еще один такой же источник, то громкость шума увеличится вдвое. Громкость шума изменяется по логарифмическому закону, т. е. увеличение силы звука, например вдвое, повышает громкость шума на 0,3[1] белла, или на 3 децибелла.

Для уменьшения шума необходимо бороться со всеми источниками его одновременно, ибо даже полное уничтожение хотя бы одного из них лишь незначительно снизит общий шум.

Шум винта уменьшают, понижая его число оборотов применением редукторов, что может снизить шум на 10—16 *дб*. Увеличение числа лопастей также уменьшает шум: при переходе от двухлопастного винта к трехлопастному шум снижается на 10 *дб*. Шум выхлопа можно понизить установкой глушителей, но они мало применяются, так как увеличивают противодавление, вследствие чего снижают мощность двигателя на 5—7%.

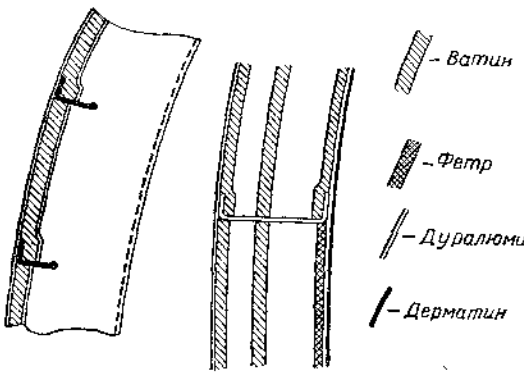
Для уменьшения шума внутри кабин необходимы эластичное крепление двигателей (снижает шум на 2—3 *дб*), звукоизоляция вентиляционных каналов, стенок, пола и потолка, устранение щелей и неплотностей всех соединений. Во все соединения, где это возможно, следует помещать амортизирующие прокладки. Стекла во избежание образования щелей и дребезжания ставят на резиновых прокладках. Двери для плотного прилегания также окантовывают резиновыми прокладками. Так как стенки сплошных шпангоутов, воспринимая вибрации корпуса, представляют собой мембраны, производящие значительный шум, то их усиливают или разгружают от усилий эластичными креплениями к продольному набору.

На современном самолете, где двигатели снабжены упругой подвеской и глушителями, винты вынесены из зоны кабины, а кабина не пересечена силовыми элементами, борьба с шумом идет в основном по линии звукоизоляции. Звукоизоляция должна поглощать шумы и препятствовать проникновению их в кабину. Звукоизоляция должна одновременно быть и теплоизоляцией.

Тепло-звукоизоляционный материал должен отличаться высокой звукопоглощаемостью, малой теплопроводностью, а также малым весом, огнестойкостью и малой влагопоглощаемостью. Кроме того, он должен легко монтироваться на самолете.

[1] Десятичный логарифм двух примерно равен 0,3.

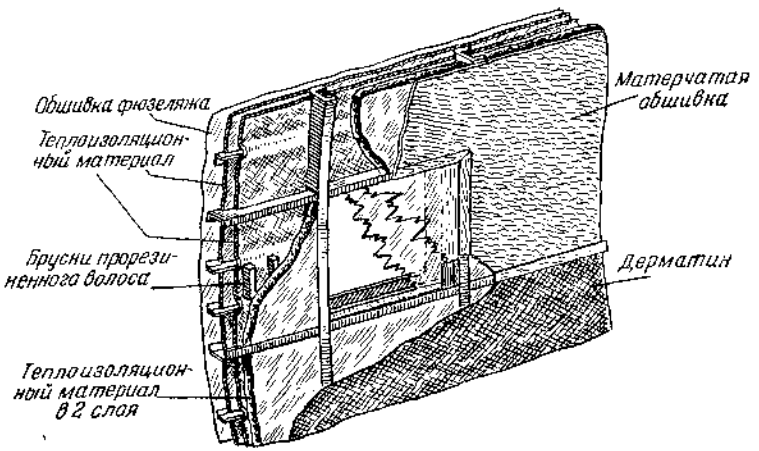
В качестве звукоизолирующих материалов применяли войлок, фетр, различные ткани, пробку, бальзу. Однако звукоизоляция, выполненная из этих материалов, получается тяжелой. Специальными тепло-звукоизолирующими материалами малого удельного веса являются пенопласты или материал, изготовляемый из морской травы, волокна которой укладываются между слоями марли или бумаги. За последние годы таких материалов появилось большое количество.



Фиг. 75. Разрез стенки со звукоизоляцией.

Удельный вес хороших тепло-звукоизоляционных материалов составляет всего 0,02 *г/см³* (плита толщиной 50 *мм* и площадью 1 *м²* весит 1 *кг*), тогда как удельный вес пробки равен 0,24 *г/см³*.

На фиг. 75 приведены примеры звукоизоляции стенок кабин. Для гашения звука, проходящего в окна, плексиглас следует ставить толщиной 5—8 *мм*, а еще лучше делать окна двойными с небольшим воздушным промежутком.



Фиг. 76. Расположение и крепление изоляционного материала на самолете Ли-2.

Расположение изоляционного материала в стенке фюзеляжа самолета Ли-2 показано на фиг. 76.

Для уменьшения шума винты следует располагать так, чтобы концы их лопастей были удалены от обшивки фюзеляжа на расстояние не менее 350—400 *мм*.

Вентиляция и отопление

Авиационная медицина ставит перед конструктором ряд требований, связанных с созданием в герметических кабинах жизненных условий летчику, экипажу и пассажирам. Одним из важных требований является

создание в кабине необходимого температурного режима, который заключается в том, что температура воздуха в кабине, температура внутренней стенки кабины, разность температуры воздуха по длине кабины, разность температур между полом и потолком и скорость движения воздуха в кабине должны находиться в заданных пределах, независимо от температуры внешней обшивки, которая может меняться в больших пределах в зависимости от высоты полета, времени года, суток и скорости полета. Кроме того, к воздуху в кабине предъявляются следующие требования, связанные с кондиционированием воздуха:

	Желательно	Допустимо
Относительная влажность в %	40—60	15—80
Содержание CO_2 в %	0,5	до 1

При продолжительности полета более 10 час. относительная влажность воздуха в кабинах самолетов должна быть не менее 40%; для самолетов с продолжительностью полета 6—10 час. относительная влажность должна быть не менее 20% и при кратковременном полете — не менее 15%.

Поступающий в кабину воздух должен быть предварительно очищен и подогрет, а попадание выхлопных газов или паров бензина и масла должно быть полностью исключено.

В настоящее время кабины самолетов преимущественно обогреваются конвективно. Принцип конвективного отопления состоит в том, что непосредственно в кабину подается подогретый воздух, который, отдавая тепло внутренним стенкам кабины и нагревая их до определенной температуры, одновременно вентилирует кабину.

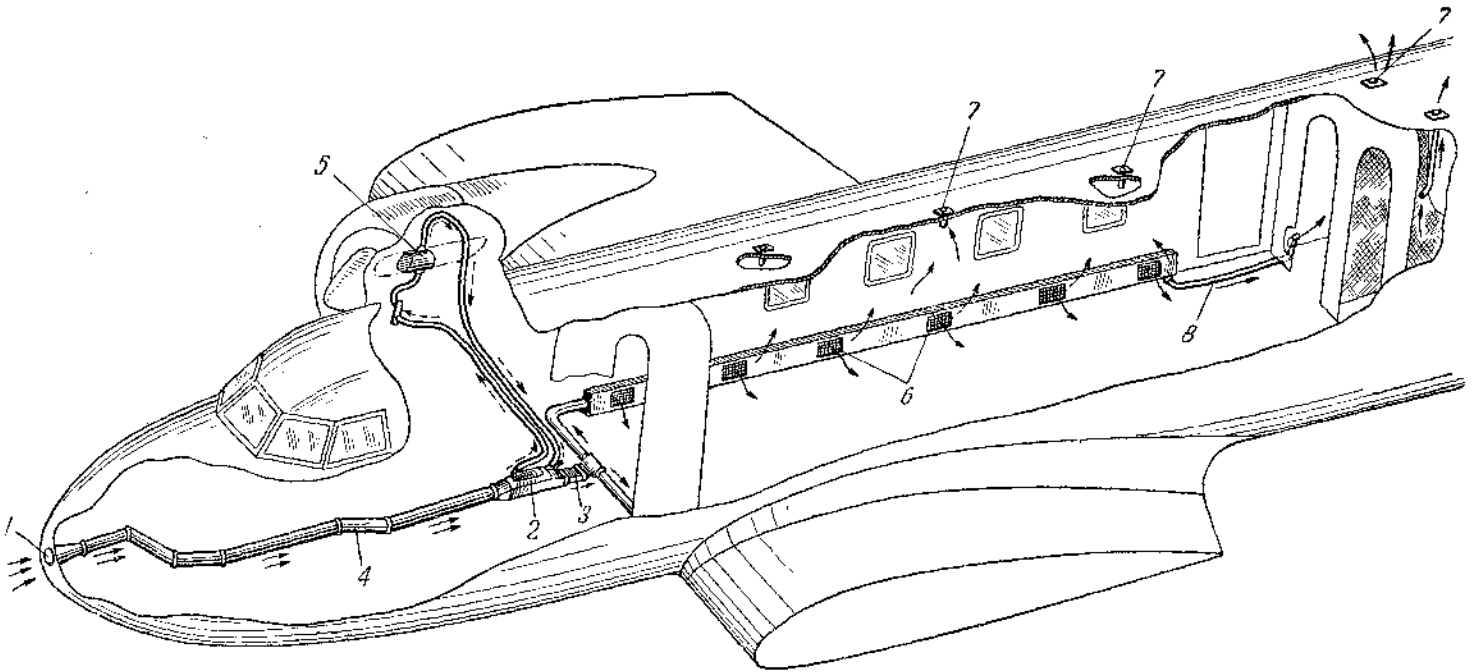
На фиг. 77 приведена схема конвективного обогрева пассажирской кабины. Через заборное отверстие *1* воздух поступает в теплообменник *2*, где подогревается до заданной температуры (50—80°); пройдя через фильтр *3*, горячий воздух из распределительных воздуховодов поступает в кабину для обогрева и вентиляции. Через выводы *7* воздух из кабины отводится в атмосферу. Основным недостатком этого вида обогрева является то, что он не обеспечивает заданные авиационной медициной температурный режим и кондиционирование воздуха.

Более прогрессивной схемой обогрева является панельный обогрев кабин самолетов. Сущность этого способа состоит в том, что между двумя стенками пропускается горячий воздух. Наружная стенка служит термическим сопротивлением, уменьшающим потери тепла, внутренняя же — является компенсационной поверхностью, уменьшающей температурный перепад по высоте кабины. Панельная система (где тепло- и хладоносителем является воздух) во время полета обеспечивает обогрев или охлаждение кабины в пределах, диктуемых авиационной медициной.

Идея панельного обогрева не нова. В 1874 г. генерал-майор военный инженер М. Фролов разработал оригинальный и экономичный в эксплуатации способ панельного обогрева пороховых складов.

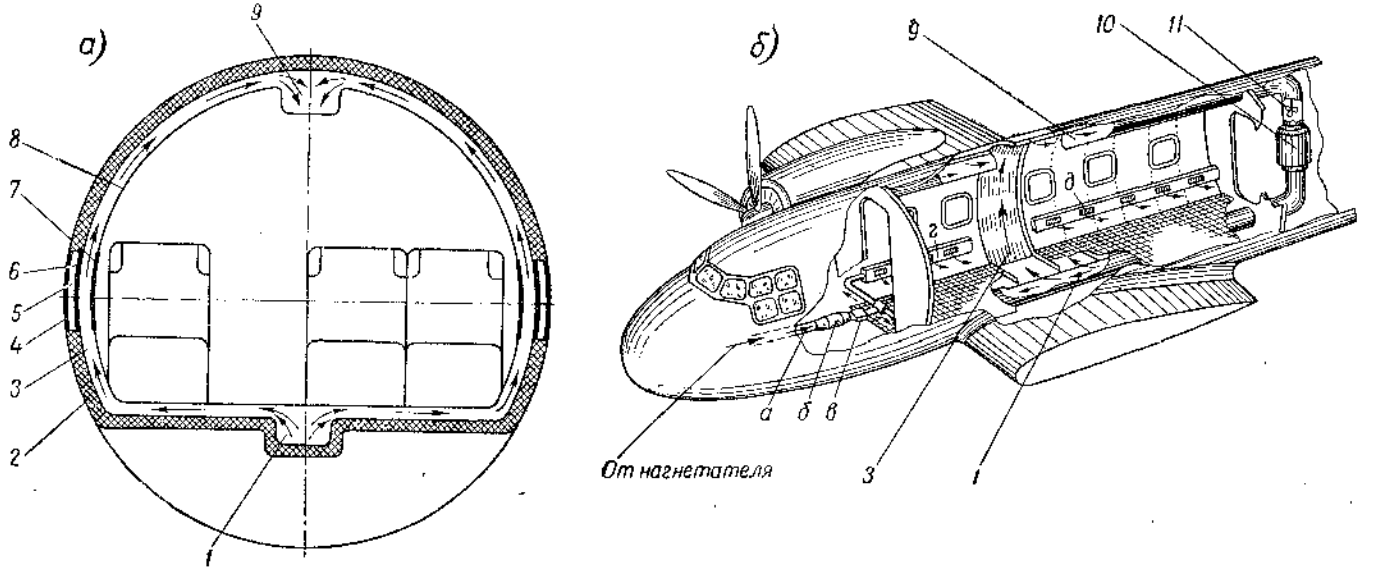
На фиг. 78,*а* показана схема циркуляции теплого воздуха в панелях обогрева кабин самолета. На фиг. 78,*б* показана схема вентиляции и закрытая система панельного обогрева пассажирской кабины. Обогрев кабины происходит при помощи панельной системы, отдельной от вентиляции.

Теплый воздух подается в панели из распределительного воздуховода *1*, расположенного под полом. Расположение распределительного воздухо-



Фиг. 77. Схема вентиляции и отопления пассажирской кабины.

1—заборное отверстие; *2*—подогрев воздуха; *3*—фильтр; *4*—труба ввода свежего воздуха; *5*—нагрев воды; *6*—вводы в кабину свежего воздуха; *7*—выводы использованного воздуха; *8*—труба подводки свежего воздуха в обслуживающие помещения.



Фиг. 78. Схема панельного обогрева кабин.

а — схема циркуляции теплого воздуха в панелях; *б* — схема вентиляции и панельного обогрева пассажирской кабины.

вода под полом обусловливается необходимостью иметь температуру пола на 3—4° С выше температуры потолка. Внешняя теплозвукоизоляционная стенка *2* (фиг. 78,*а*) ставится для уменьшения потерь тепла в атмосферу. Теплый воздух проходит по воздуховоду панели *3*, нагревая до требуемой температуры (16—20° С) внутреннюю стенку *8*, термическое сопротивление которой выбирается из условия получения заданного перепада температуры по высоте кабины. Отдав тепло панели, воздух поступает в отводящий воздуховод *9* и направляется в теплообменник *10*, где он нагревается до температуры 20—30° С и направляется в распределительный воздуховод *1*. Необходимая скорость в панелях обеспечивается вентилятором *11*.

Для *охлаждения* может быть применена эта же панельная система, но в этом случае съем тепла с внешней теплозвукоизоляционной стенки *2* осуществляется холодным воздухом, проходящим по воздуховоду панели *3*. По отводящему воздуховоду *9* воздух поступает в холодильник *10*, где охлаждается до +10 или +15° С и направляется в распределительный воздуховод *1*. Замкнутая система панельного обогрева или охлаждения может полностью удовлетворить всем требованиям комфорта в кабине самолета и выгодна с энергетической точки зрения.

Возможны и другие системы панельного обогрева: открытая и смешанная. Принципиальная работа панели обогрева при открытой и смешанной системе та же, что и при замкнутой системе. Разница же заключается в том, что при открытой системе воздух, отдавший тепло, отводится в атмосферу. Эта система требует большей мощности для своей работы, чем замкнутая система.

При смешанной системе часть воздуха после выхода из панели используется для вентиляции кабины, а другая часть отводится в атмосферу. При данной системе осложняется кондиционирование воздуха в кабине.

Конструктивная оценка любой панельной системы обогрева производится по энергетическому методу. По имеющейся методике можно найти оптимальное значение основных параметров системы (толщина внешней и внутренней теплозвукоизоляции, ширина воздуховода, скорость теплого воздуха в панели, его температура). Потребная дополнительная мощность, затрачиваемая на преодоление дополнительного лобового сопротивления, вызванного установкой всей системы панельного обогрева, на преодоление гидравлических потерь в системе и на провоз дополнительного веса благодаря установке этой системы должна быть минимальной. Панель обогрева хорошо удовлетворяет требованиям звукоизоляции благодаря воздушной прослойке — воздуховоду панели.

Прослойка *сухого* воздуха *5* является хорошим термическим сопротивлением и одновременно устраняет возможность выпадения росы из этой воздушной прослойки на поверхности силового и дефлекторного стекла.

Для обеспечения дневного света в пассажирских кабинах установлены наружное силовое стекло *4* и внутренние стекла *6* и *7*.

Для того чтобы стекло *6* не нагружалось вследствие разности давления между воздушной прослойкой сухого воздуха *5* и давления воздуха в кабине, необходимо поставить компенсационную грушу или сделать дренажные отверстия с установкой в них силикагелевых патронов. Так как силикагелевые патроны требуют частой замены, то лучше применять компенсационные груши.

Вентиляция кабины происходит при помощи вентиляционной системы (фиг. 78,*б*). Воздух от нагнетателя по воздуховоду *а* подается в теплообменник *б*, где нагревается до 16—20°. Пройдя через фильтр *в*, воздух поступает из распределительного воздуховода *г* через отверстия *д* в кабину. Через обратные воздуховоды воздух отводится в атмосферу или поступает в регенерационную установку, где очищается от всех запахов, излишней влаги и углекислого газа и снова подается для вентиляции кабины.

Применительно к самолету Ил-12 можно привести некоторые рациональные параметры панельной системы, которая удовлетворяет требованиям авиационной медицины (температура обшивки—минус 50°):

1. Толщина внешней теплозвукоизоляции .	15 *мм*
2. Толщина внутренней теплозвукоизоляции	3 „
3. Ширина воздуховода теплозвукоизоляции	40 „
4. Скорость теплого воздуха в воздуховоде панели	4 *м/сек*
5. Средняя температура теплого воздуха в панели	24° С
6. Количество тепла, теряемое в панели . .	1800 *кал/час*
7. Толщина воздушной прослойки остекления	9 *мм*
8. Потребная мощность на транспортировку и эксплуатацию панельной системы обогрева	130 *л. с.*

Если на данном самолете установить конвективную систему обогрева, то для создания такого же температурного режима в кабине потребная мощность на провоз и эксплуатацию системы должна быть почти в 2 раза увеличена.

Отопление кабин необходимо как для гражданских, так и для военных самолетов. В многоместных боевых самолетах, где трудно установить системы отопления кабин, применяют электрообогрев одежды экипажа: комбинезонов, стелек и перчаток. На одноместных военных самолетах иногда обогревают кабину теплым воздухом, прошедшим через водяной или масляный радиатор. Кроме экипажа, на самолете необходимо обогревать ряд приборов и механизмов: часы, прицелы, приемники воздушного давления (ПВД), вооружение, фотоаппараты и т. д.

11. ГЕРМЕТИЧЕСКИЕ КАБИНЫ

Метеорологические условия полета на больших высотах более благоприятны, чем на малых: незначительная облачность, постоянство направления и силы ветров, меньшая опасность обледенения повышают безопасность и обеспечивают регулярность полетов в соответствии с графиком.

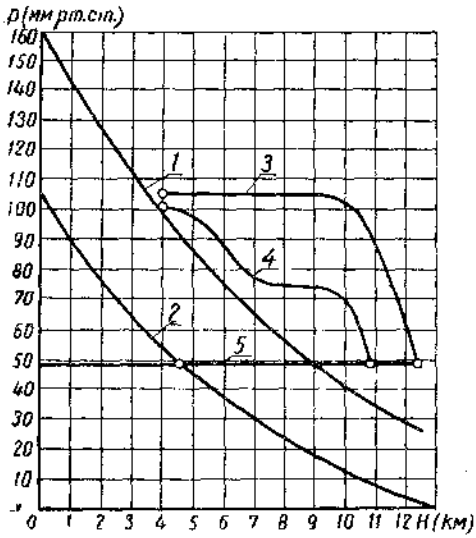
На больших высотах при той же тяге двигателя, что и на малых, горизонтальная скорость полета значительно больше.

Полет на больших высотах стал возможен только после того, как был создан высотный двигатель и были найдены средства, гарантирующие нормальную жизнедеятельность экипажа и пассажиров.

Организм человека требует определенного минимума кислорода и определенного парциального давления кислорода в альвеолах легких. При нормальном давлении 760 *мм* рт. ст. парциальное давление кисло-

рода в легких равно 105 *мм* рт. ст. Минимальное парциальное давление, при котором наступают явления кислородного голодания, равно 46—50 *мм* рт. ст. и соответствует высоте 4500 *м*. С этой высоты, а лучше несколько ранее (3000—4000 *м*) необходимо переходить на кислородное питание.

На фиг. 79 приведены кривые парциального давления (ПД) кислорода: *1* — в атмосфере, *2* — в альвеолах легких без применения кислородного питания, *3* и *4* — то же, но с применением кислородных масок различных типов. Кривые показывают, что допустимое парциальное давление в легких (48 *мм* рт. ст.— горизонтальная линия *5*) можно поддерживать питанием с помощью масок лишь до высоты 12 000 *м*. Причиной этого является слишком низкое на этой высоте общее атмосферное давление. Именно из-за этого даже при достаточном содержании кислорода во вдыхаемом воздухе (и при вдыхании чистого кислорода) появляются признаки высотной болезни: боли в суставах, в животе, ослабление зрения и пр. В данном случае явления кислородного голодания наступают вследствие того, что давление, под которым кислород поступает в альвеолы легких, ниже того давления, при котором кислород может усваиваться альвеолами.



Фиг. 79. Зависимость парциального давления кислорода в атмосфере и в альвеолах легких от высоты.

1—парциальное давление O_2 в атмосфере; *2*—ПДO_2 в альвеолах легких; *3*—ПДO_2 в альвеолах легких при пользовании легочными автоматами; *4*—ПДO_2 в альвеолах легких при пользовании прибором КПА-3 бис; *5*—допускаемая величина ПДO_2 в альвеолах.

При длительных полетах на большой высоте должно быть обеспечено следующее парциальное давление кислорода:

при очень длительном полете	125 *мм* рт. ст.
при полете продолжительностью 2—3 часа	110 *мм* рт. ст.
при полете продолжительностью до 30 мин.	100 *мм* рт. ст.

Общее атмосферное давление для этих трех случаев должно соответствовать высотам 2000, 3000 и 4000 *м*.

Наиболее распространенным способом поддержания жизнеспособности людей на больших высотах является *кислородная аппаратура*, автоматически добавляющая кислород в нужном на данной высоте количестве к вдыхаемому воздуху. Однако, как сказано выше, даже самые совершенные кислородные приборы не могут обеспечить требуемых для человека условий кислородного питания на высотах более 12 *км*. На этих высотах приходится применять авиационные скафандры или герметические кабины, в которых искусственно создаются повышенное давление и повышенное содержание кислорода.

Авиационный скафандр — это воздухонепроницаемый костюм, снабженный специальной аппаратурой, которая может до значительной высоты поддерживать необходимое для жизни давление воздуха и необходимое содержание в нем кислорода. Сложность изготовления скафандра и большая стесненность движений в нем не позволяют широко применять его даже в военной авиации, не говоря уже об использовании его для пассажиров.

Наилучшим средством обеспечения безопасности и удобства в высотном полете является *герметическая кабина.*

Впервые в истории самолетостроения герметические кабины были разработаны в СССР советскими конструкторами.

Существуют три типа герметических кабин: вентиляционные, регенерационные и кислородно-вентиляционные.

В вентиляционных кабинах создается постоянный приток воздуха, обеспечивающий повышенное давление, вследствие чего их часто называют кабинами «с наддувом». Процентное содержание кислорода в воздухе кабины то же, что и в наружной атмосфере. Давление поддерживается нагнетателем, приводимым в действие от двигателя самолета или от специального двигателя. Иногда используется наддув непосредственно от турбокомпрессора или от нагнетателя двигателя.

Если абсолютное давление, которое можно создать в вентиляционной кабине нагнетателем, не обеспечивает минимально необходимого парциального давления кислорода, то можно использовать нормальные кислородные приборы, что позволит несколько повысить практическую высоту полета.

Регенерационная кабина не имеет сквозной вентиляции.

Кислород подается в нее из баллонов со сжатым кислородом или из приборов, содержащих жидкий кислород. Продукты дыхания удаляются из кабины пропусканием воздуха через регенеративную установку, поглощающую CO_2 и водяные пары. Необходимое парциальное давление кислорода в кабине создается частично повышением общего давления, а частично увеличением концентрации кислорода в воздухе кабины.

Кислородно-вентиляционная кабина отличается тем, что имеет сквозную вентиляцию (наддув) и, кроме того, дополнительную подачу кислорода из баллонов. Такие кабины очень неэкономичны по расходу кислорода, вследствие чего применяются редко и лишь для кратковременного полета на большой высоте.

Кроме обеспечения нормальных условий дыхания, в герметических кабинах должны быть предусмотрены: достаточная теплоизоляция, в военных самолетах — протектирование[1], в регенерационных кабинах — пожарная безопасность при повышенной концентрации кислорода. Наконец, все типы кабин должны удовлетворять требованиям прочности и герметичности.

Теплоизоляция осуществляется при помощи тех же материалов, что и звукоизоляция.

Во избежание пожарной опасности содержание кислорода в воздухе регенерационной кабины допускается не свыше 40%.

---

[1] Под протектированием резервуаров в авиации подразумевается защита их вязким или эластичным слоем (оболочкой), который при прострелe затягивается и не допускает утечки жидкости или воздуха.

Герметическая кабина должна быть достаточно прочной для того, чтобы выдерживать внутреннее избыточное давление. При возрастании этого давления сверх 0,3—0,4 *кг/см²* приходится сильно увеличивать толщину стенки (оболочки) кабины, а следовательно, и ее вес. Вентиляционные кабины требуют сравнительно высокого избыточного давления для получения необходимого парциального давления кислорода и поэтому в весовом отношении невыгодны.

Чтобы не перетяжелять кабину, выгодно не доводить на больших высотах абсолютное давление в кабине до требуемой нормы, но зато пользоваться дополнительным кислородным питанием, обеспечивая этим нужное парциальное давление кислорода.

При продолжительности полета 1—1,5 часа (высотный истребитель) можно установить избыточное давление в 0,2 *кг/см²*, и тогда при полете на высоте 7000 *м* давление в кабине будет соответствовать высоте 4000 *м*, а при полете на 20 000 *м* — высоте 10 170 *м*, что позволит при пользовании кислородным прибором поддерживать парциальное давление кислорода в допустимых пределах.

Для самолета с большой продолжительностью полета (например для бомбардировщика) избыточное давление в кабине на высоте 10 000—12 000 *м* должно быть около 0,45—0,50 *кг/см²*. Это будет соответствовать высоте (в кабине) 3500—4000 *м*, т. е. позволит обходиться без кислородных масок.

Для пассажирских самолетов следует устанавливать давление в кабине, соответствующее высоте не более 2500 *м*. Для этого потребуется избыточное давление в 0,4 *кг/см²* при полете на высоте 8300 *м*, т. е. на той высоте, которая является нормальным рабочим потолком для современных транспортных субстратосферных самолетов.

Указанные избыточные давления, помноженные на коэффициент безопасности ($f=1{,}5$), служат исходными данными для расчета прочности герметических кабин. Принимать в расчет бо́льшие избыточные давления нецелесообразно, так как это влечет за собой значительное перетяжеление кабин.

На самолетах с герметическими кабинами при некоторых условиях может создаться положение, когда в кабине образуется вакуум. При вакууме стенки кабины начинают вминаться внутрь и могут потерять устойчивость с образованием вмятин. Во избежание этого кабина должна быть дополнительно рассчитана на вакуум; расчетное значение вакуума принимают в 38 *мм* рт. ст. (500 *кг/м²*).

Степень герметичности кабины характеризуется величиной утечки воздуха. За норму утечки можно считать потерю кабиной (при испытании) половины объема в час при избыточном давлении 0,3—0,5 *кг/см²*.

На случай быстрой потери кабиной избыточного давления (авария, прострел) предусматривается второй агрегат для дополнительного наддува и аварийное кислородное питание от кислородных приборов и масок или обогащение воздуха кабины кислородом. За последнее время на боевых самолетах наиболее эффективным средством спасения экипажа при повреждении герметических кабин на больших высотах считается использование специальных спасательных авиационных скафандров.

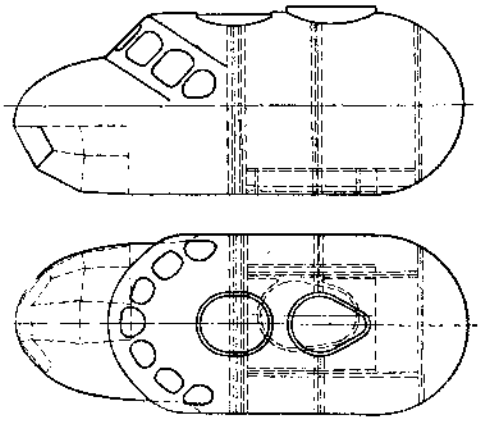
Конструктивно герметическая кабина может представлять собой совершенно самостоятельный агрегат, имеющий вид герметичного сосуда, расположенного внутри фюзеляжа на месте кабины (фиг. 80). Такие герметические кабины обычно называют вставными; они воспринимают

нагрузки только от внутреннего или внешнего избыточного давления воздуха.

При проектировании специального высотного самолета герметическую кабину выгоднее в весовом отношении выполнить заодно с основной силовой частью фюзеляжа, так как в этом случае кабина будет воспринимать, кроме избыточных давлений, все нагрузки, действующие на фюзеляж.

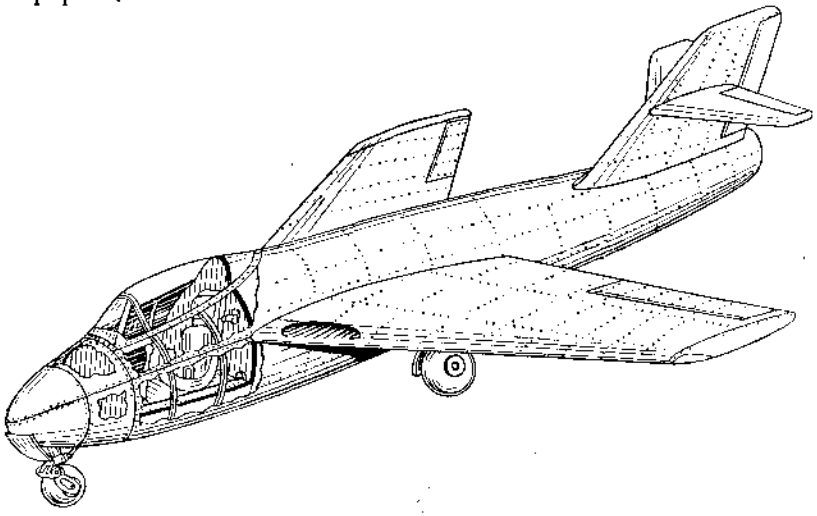
На фиг. 81 изображен высотный истребитель с герметической кабиной, выполненной заодно с основной силовой частью фюзеляжа.

На фиг. 82 показано расположение трех герметических кабин на тяжелом бомбардировщике. В передней кабине сосредоточено управление самолетом, в средней — управление вооружением, в задней помещается хвостовой стрелковый пост. Передняя и средняя кабины соединены тунелем-лазом. Все кабины вентиляционного типа.



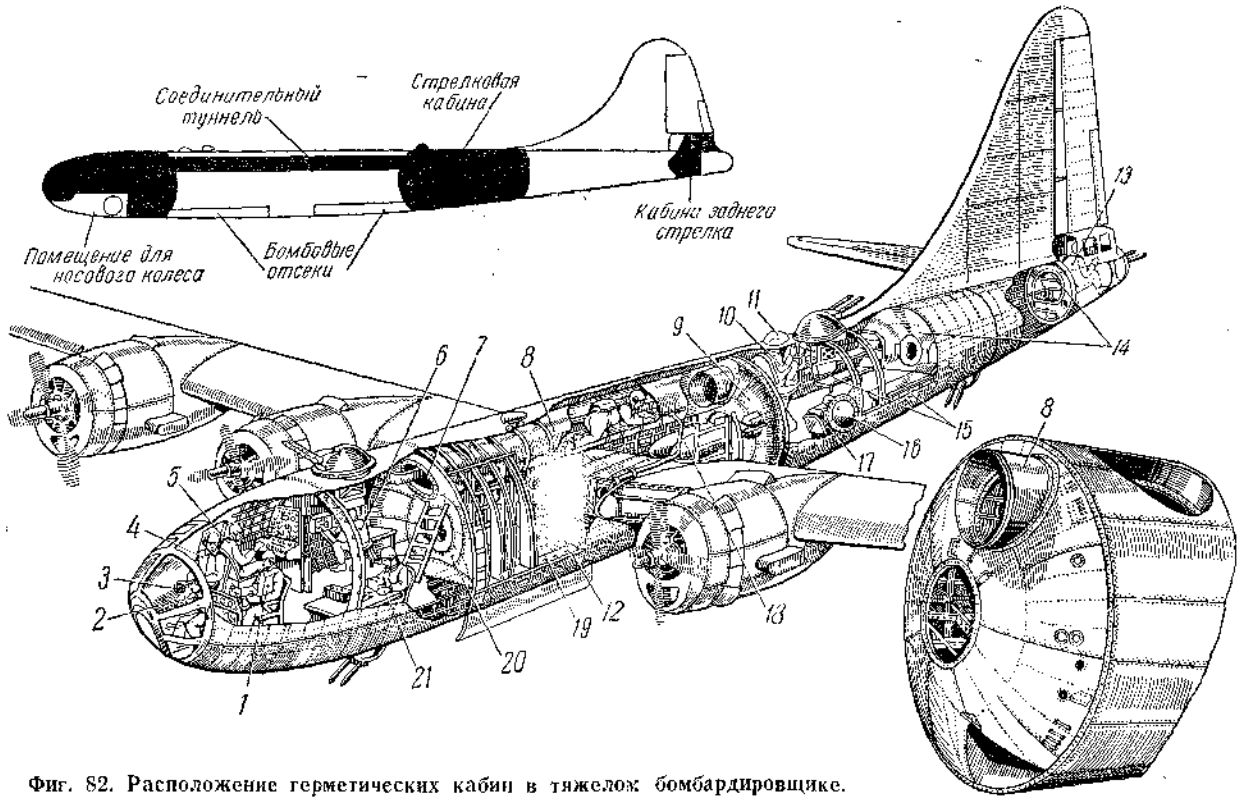
Фиг. 80. Герметическая кабина, представляющая самостоятельный агрегат.

Наиболее целесообразной формой для кабины, подверженной внутреннему давлению, с точки зрения прочности является круглый цилиндр со сферическими днищами. Однако из соображений компоновки самолета приходится в большей или меньшей степени отступать от этой наивыгоднейшей формы.



Фиг. 81. Герметическая кабина в высотном истребителе.

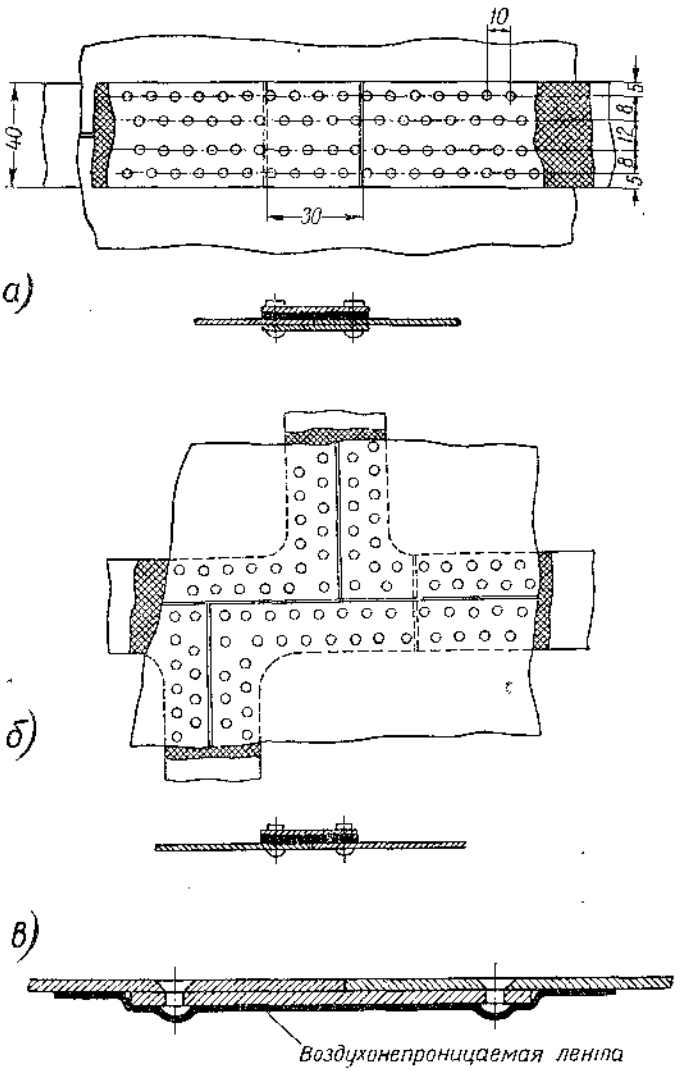
Герметические кабины современных самолетов преимущественно представляют собой клепаные конструкции. Для воздухонепроницаемости в местах крепления и соединения обшивки ставят воздухонепроницаемые заклепочные швы. Для этого под швы прокладывают полотняные ленты,



Фиг. 82. Расположение герметических кабин в тяжелом бомбардировщике.

1—летчик; *2*—бомбардир; *3*—носовая прицельная станция; *4*—второй летчик; *5*—бортмеханик; *6*—радист; *7*—люк туннеля; *8*—соединительный туннель; *9*—герметизированная перегородка; *10*—верхний стрелок; *11*—верхняя прицельная станция; *12*—негерметизированный отсек фюзеляжа, в котором размещено различное оборудование; *13*—задний стрелок и задняя прицельная станция; *14*—герметизированные перегородки; *15*—койки для экипажа; *16*—левая блистерная прицельная станция; *17*—левый бортовой стрелок; *18*—задний бомбовой отсек; *19*—передний бомбовой отсек; *20*—герметизированная перегородка; *21*—штурман.

пропитанные тиоколом, морским клеем или другими аналогичными составами; кроме того, применяют многорядные швы (не менее двух) и малый шаг заклепок.

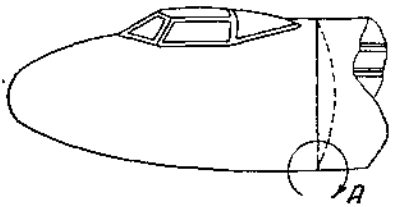


Фиг. 83. Воздухонепроницаемые заклепочные швы.

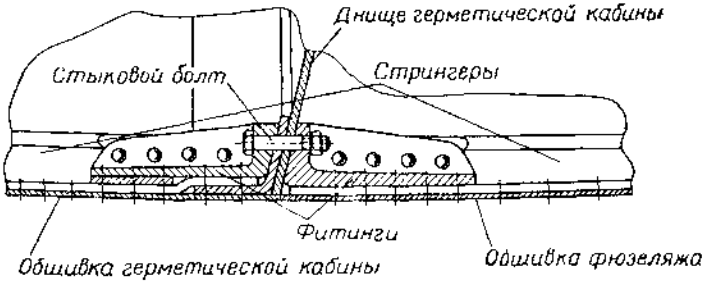
а — двухрядный заклепочный шов с двойной накладкой; *б* — двухрядный заклепочный шов с одной накладкой; *в* — герметизация шва с наклейкой воздухонепроницаемой ленты.

На фиг. 83 даны заклепочные швы герметических кабин. На фиг. 84 изображены три типа конструктивных решений соединения герметической кабины с фюзеляжем.

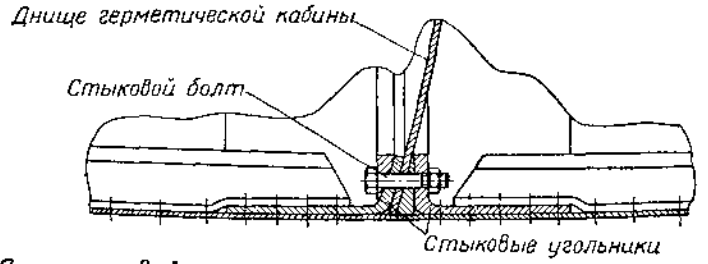
Особенностью герметических кабин являются герметизированные окна, двери и люки, а также специальные герметизированные выводы наружу из кабины деталей управления. Герметичность окон достигается



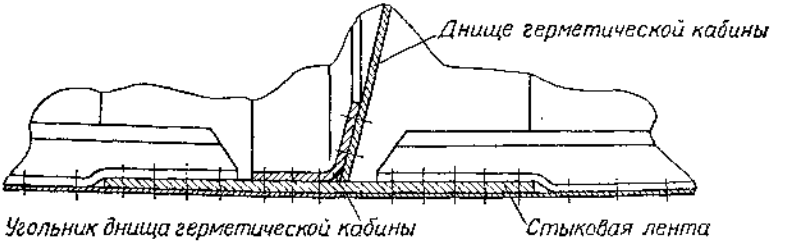
Узел A_1 - фитинговый стык



Узел A_2 - фланцевый стык

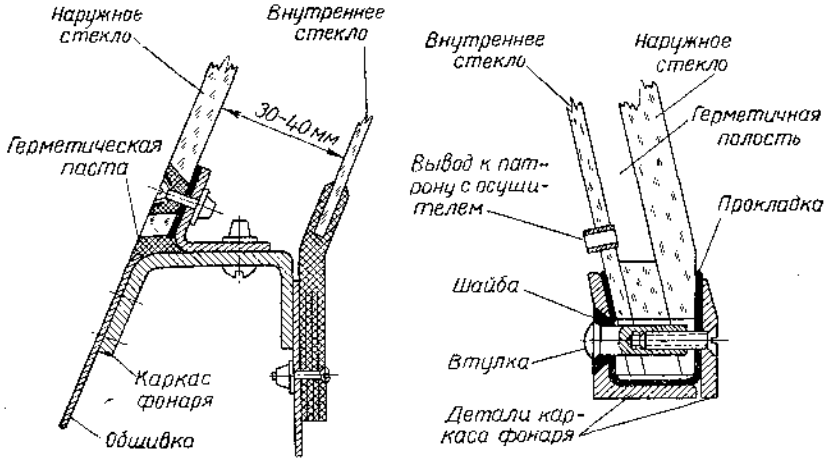


Узел A_3 - листовой стык



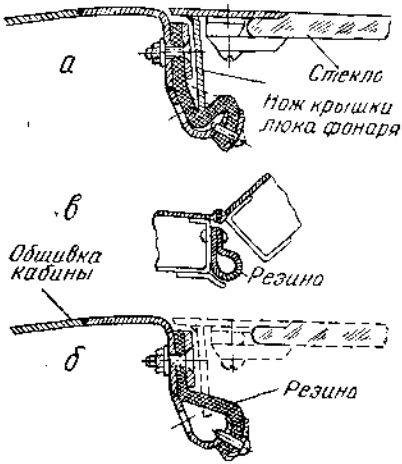
Фиг. 84. Типы поперечных соединений фюзеляжа с герметической кабиной (по днищу герметической кабины).

применением резиновых прокладок и зажатием стекла в раме. Во избежание запотеваемости требуется подогревать стекла до температуры выше точки росы в кабине. При температуре 12° С и относительной влажности 50% внутри кабины температура точки росы равна 2° С. До этой



Фиг. 85. Способы установки двойного остекления герметических кабин.

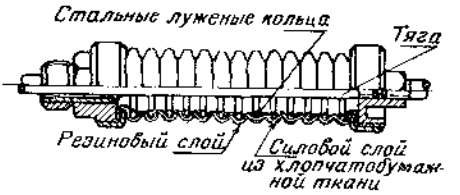
температуры и необходимо подогревать стекла. Подогрев при одинарных стеклах производится обдувкой их теплым воздухом со стороны кабины, а при двойных стеклах (фиг. 85) — пропусканием теплого воздуха через промежуток между стеклами.



Фиг. 86.

а, б — герметизация крышек люка фонаря; *в* — герметизация бомболюков, створок шасси и пр.

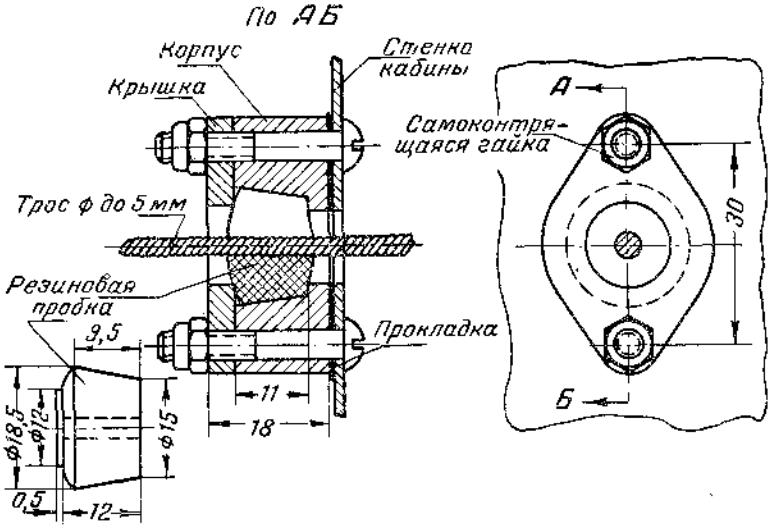
Крышки люков и двери герметизируют обычно резиновыми прокладками. Иногда для этой цели применяются резиновые трубки. Крышки люков и двери рекомендуется делать открывающимися внутрь, так как тогда внутреннее давление прижимает крышку или дверь к раме и улучшает уплот-



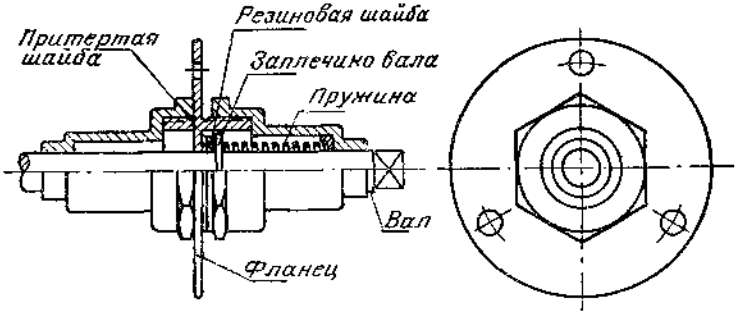
Фиг. 87. Вывод с гофрированным шлангом для передачи поступательного движения.

нение. Крышки фонарей, сбрасывающиеся при аварии, делают открывающимися наружу (фиг. 86), а герметичность достигается принудительным притягиванием крышки к уплотнителю.

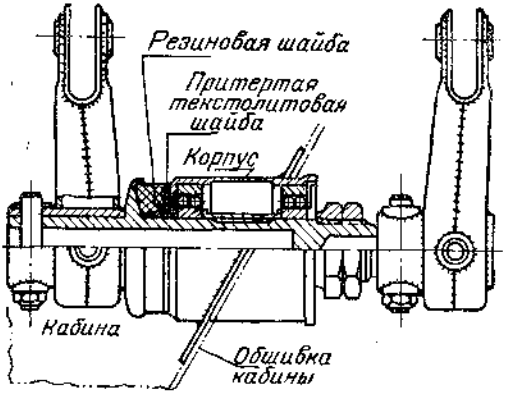
Конструкция выводов для тяг управления должна удовлетворять следующим условиям:



Фиг. 88. Вывод с резиновым уплотнением для троса с любым ходом.

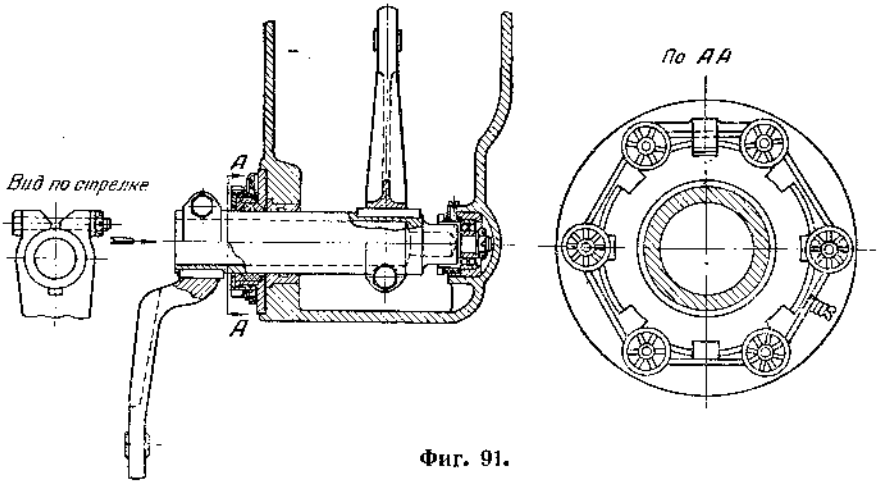


Фиг. 89.



Фиг. 90.

1) достаточная герметичность (для кабин с наддувом утечка не должна превышать 0,5 *л/мин*, для регенерационных — 0,05 *л/мин*);
2) безотказность в работе;
3) отсутствие необходимости в регулировке;

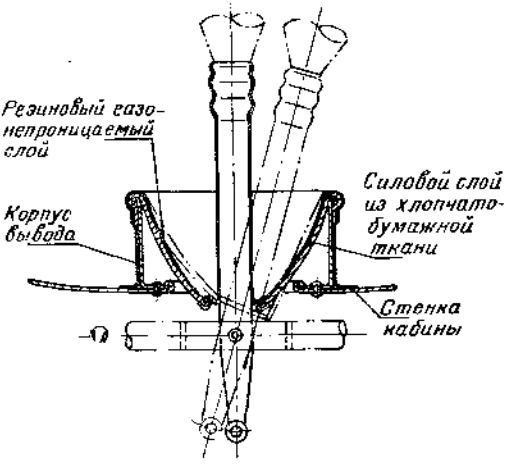


Фиг. 91.

4) незначительное увеличение усилий для управления по сравнению с негерметической системой (не более чем на 0,5 *кг*);
5) независимость усилий при управлении от температуры;
6) доступность при осмотре и ремонте.

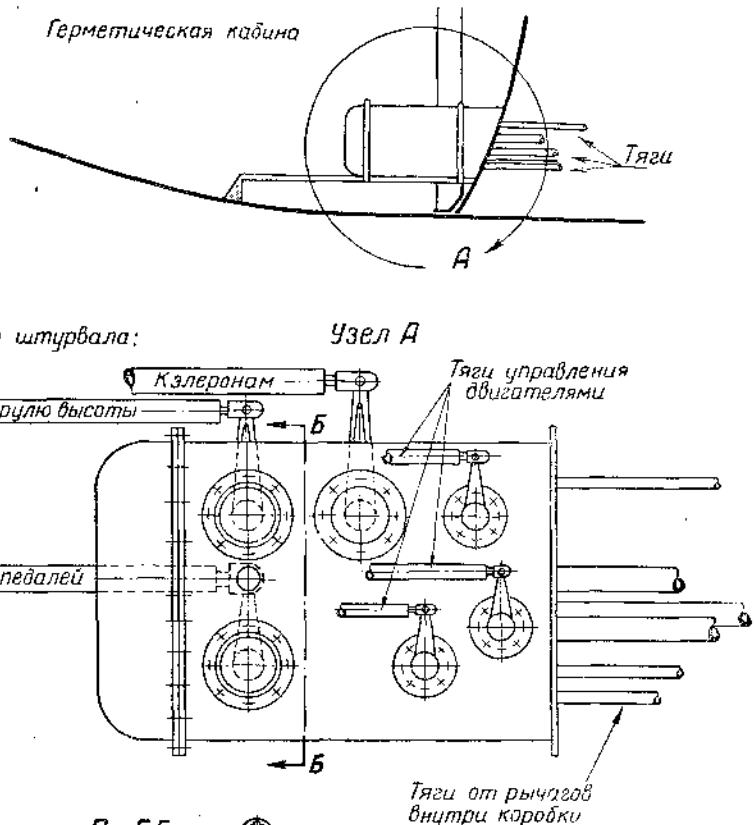
Для тросов и тяг с поступательным движением с успехом применяется вывод с гофрированным шлангом (фиг. 87). Внутрь шланга вставляются жесткие кольца, препятствующие сдавливанию его избыточным давлением. Такой вывод абсолютно герметичен.

Для очень больших ходов троса иногда применяют вывод через резиновую пробку с отверстием (фиг. 88) и с густой незамерзающей смазкой. Такой вывод дает большую утечку и может быть допущен только для вентиляционных кабин.



Фиг. 92.

Для валов с вращательным движением применяют выводы с притертыми поверхностями, прижимаемыми друг к другу спиральной пружиной (фиг. 89) или толстой резиновой шайбой (фиг. 90). Для трущихся поверхностей рекомендуются следующие материалы: текстолит по стали; фибра по стали без смазки, а также каленая сталь по некаленой. Для вращательного движения применяют также выводы с сальниковым уплотнением (фиг. 91). Такой вывод требует морозостойкой смазки.



Фиг. 93. Схема герметической коробки выводов управления самолетом.

Герметизация вывода ручки управления может быть выполнена при помощи конуса из хлопчатобумажной ткани, обклеенной резиной (фиг. 92). На фиг. 93 показана схема герметической коробки выводов управления самолетом.

ЗАДАНИЕ ПО ФЮЗЕЛЯЖУ

Составить описание конструкции фюзеляжа самолета.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

1. Составить эскиз фюзеляжа в боковой проекции (с размерами) с сечениями типовых элементов: лонжеронов, стрингеров, нормальных и усиленных шпангоутов.
2. Определить тип конструкции фюзеляжа и его основных элементов (лонжерона, стрингеров и шпангоутов) по принятой классификации и указать материал.
3. Сделать эскизы типовых соединений элементов конструкции: обшивки со стрингерами, лонжеронами и шпангоутами; листов обшивки между собой; стрингеров и лонжеронов со шпангоутами.
4. Сделать эскизы конструкции разъемов крыла, крепления крыла к фюзеляжу, крепления оперения.
5. Сделать эскизы вспомогательных элементов конструкции: крепления проводки управления рулями, сидений, специального оборудования, крышек люков.
6. Дать критическую оценку конструкции фюзеляжа.
7. Указать возможные пути улучшения конструкции данного фюзеляжа с точки зрения прочности, веса, технологии и эксплуатации (удобства сборки, ремонта и обслуживания).

ГЛАВА IV

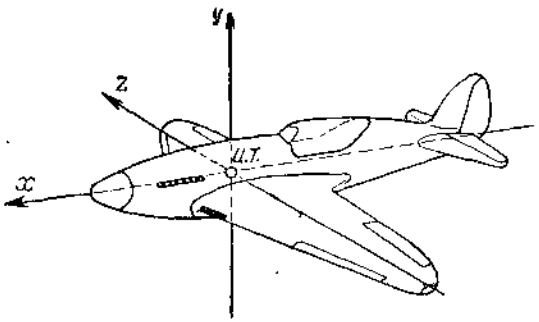
ОРГАНЫ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ

1. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Определения

Устойчивость есть способность самолета сохранять заданный летчиком режим полета и возвращаться к нему, если самолет выведен из него какой-либо внешней причиной.

Устойчивость самолета рассматривается трех видов (фиг. 1): продольная (относительно оси *oz*), путевая (относительно оси *oy*) и поперечная (относительно оси *ox*).



Фиг. 1.

Продольная устойчивость обеспечивается горизонтальным оперением, путевая устойчивость — вертикальным оперением, поперечная устойчивость — поперечным V крыла.

Управляемостью самолета называется его способность отвечать на перемещения рычагов управления рулями соответствующими перемещениями в пространстве, или, как обычно выражаются летчики,— «ходить за рулями». Управление самолетом в этом смысле имеет целью заставить самолет выйти из существующего режима полета и перейти в другой режим.

Маневренностью самолета называется его способность изменять за определенный промежуток времени скорость, высоту и направление полета.

Мера устойчивости и характеристика управляемости

Для того чтобы самолет в полете был нормально устойчив, необходимо, чтобы органы, обеспечивающие его устойчивость, достаточно быстро и эффективно реагировали на возникающие в полете нарушения режима. Для количественной оценки устойчивости введены особые критерии устойчивости. При этом рассматриваются два случая: устойчивость с фиксированными рулями (ручка и педали зажаты) и устойчивость со свободными рулями (ручка и педали брошены).

Для оценки управляемости также введены особые количественные критерии.

Параметрами, определяющими работу оперения и рулей, являются площади горизонтального и вертикального оперения (в том числе отдельно площади стабилизатора, киля и рулей), площадь элеронов, а также расстояния от центра тяжести самолета до центров давления горизонтального и вертикального оперения и элеронов (в последнем случае центр давления принимается в центре тяжести элерона как плоской фигуры).

Кроме этих основных параметров, непосредственно определяющих силу, возникающую на оперении, и момент ее относительно центра тяжести самолета, важное значение имеют: удлинение оперения, его форма и расположение относительно фюзеляжа и крыла.

Для определения размеров оперения и рулей нет точных методов расчета. Обычно ими задаются на основе имеющихся статистических данных и технических условий и затем проверяют эти размеры, пользуясь установленными опытом критериями мер устойчивости и управляемости. Такими критериями служат:

1) отношение площади оперения к площади крыла;

2) статические моменты (точнее, коэффициенты этих моментов площадей оперения и рулей относительно центра тяжести самолета);

3) отношение площади руля к площади всего оперения (вертикального или горизонтального) или отношение площади элерона к площади крыла;

4) производные моментов, сил или их коэффициентов по соответствующему аргументу (например, производная момента по углу атаки крыла как критерий продольной устойчивости).

Эти производные характеризуют нарастание момента или силы при нарушении нормального режима, т. е. при изменении аргумента. Оценка выбранных размеров площадей оперения и рулей по производным является более точной. Однако для этого необходимо иметь результаты специальных продувок моделей или испытания самолета в натуру.

Выбор площадей оперения по коэффициентам статических моментов наиболее часто практикуется при эскизном проектировании.

Для горизонтального оперения коэффициент статического момента имеет вид

$$k_{\text{г. о}}=\frac{S_{\text{г. о}}L_{\text{г. о}}}{S_{\text{кр}}b_{\text{САХ}}},$$

где $S_{\text{г. о}}$ — площадь горизонтального оперения;
$S_{\text{кр}}$ — площадь крыла;
$L_{\text{г. о}}$ — плечо горизонтального оперения, равное расстоянию от шарниров рулей высоты до центра тяжести самолета;
$b_{\text{САХ}}$ — средняя аэродинамическая хорда крыла.

Для вертикального оперения

$$k_{\text{в. о}}=\frac{S_{\text{в. о}}L_{\text{в. о}}}{S_{\text{кр}}l},$$

где $S_{\text{в. о}}$ — площадь вертикального оперения;
$L_{\text{в. о}}$ — плечо вертикального оперения, равное расстоянию от шарниров руля направления до центра тяжести самолета;
l — размах крыла.

Статический коэффициент для элерона

$$k_{эл}=\frac{S_{эл}L_{эл}}{S_{кр}\frac{l}{2}},$$

где $S_{эл}$ — площадь элеронов;

$L_{эл}$ — плечо, равное расстоянию от центра тяжести площади элерона до плоскости симметрии самолета.

Площади горизонтального и вертикального оперений зависят от типа самолета, величин $\frac{G}{S_{кр}}$, $\frac{N}{S_{кр}}$, V_{max}, плеча оперения, характера механизации и др. Вследствие этого наблюдается довольно большой диапазон относительных площадей оперений современных самолетов:

$$\frac{S_{г.о}}{S_{кр}}=0,15\div 0,25;$$

$$\frac{S_{в.о}}{S_{кр}}=0,08\div 0,20.$$

С увеличением удельной нагрузки на крыло самолета $G/S_{кр}$ площадь крыла уменьшается более значительно, чем размеры других частей самолета. Это приводит к некоторому увеличению площади оперения. Кроме того, по условиям компановки современные скоростные самолеты часто имеют удлиненную носовую часть фюзеляжа (характерно для реактивных самолетов), что значительно увеличивает дестабилизирующий момент его, для погашения которого приходится увеличивать относительную площадь вертикального оперения, доводя $S_{в.о}/S_{кр}$ до 0,15÷0,20.

При разнесенном вертикальном оперении площадь горизонтального оперения вследствие увеличения его эффективности может быть уменьшена на 25—30%, а площадь вертикального оперения увеличена на 15—20%. На величину площади горизонтального и вертикального оперений сильно влияют соответственно $L_{г.о}$ и $L_{в.о}$; обычно $L_{г.о}=2,6\div 3,2\,b_{САХ}$.

Более точно величину потребной площади оперения и элеронов можно определять, пользуясь коэффициентами статических моментов горизонтального и вертикального оперения и элеронов. Для современных самолетов с механизацией крыла можно принимать при простых щитках или закрылках $k_{г.о}=0,45\div 0,60$, при выдвижных закрылках $k_{г.о}=0,55\div 0,65$.

Коэффициент статического момента вертикального оперения для самолетов с неудлиненной носовой частью фюзеляжа $k_{в.о}=0,040\div 0,055$; для самолетов с удлиненной носовой частью фюзеляжа $k_{в.о}=0,06\div 0,08$, а иногда и выше.

Статический коэффициент для нормальных элеронов обычно равен $k_{эл}=0,055\div 0,070$.

Относительные площади руля высоты и руля направления зависят от скоростных характеристик самолета. Так, для современных боевых самолетов с поршневыми силовыми установками относительные площади рулей колеблются в пределах: $\frac{S_{р.в}}{S_{г.о}}=0,30\div 0,40$ и $\frac{S_{р.н}}{S_{в.о}}=0,35\div 0,55$. Для современных реактивных самолетов относительная площадь рулей берется $\frac{S_{р.в}}{S_{г.о}}=0,25\div 0,30$, $\frac{S_{р.н}}{S_{в.о}}=0,25\div 0,30$.

Уточнение выбора площади оперения и рулей производится на основании расчетов устойчивости и управляемости самолета и последующих испытаний в аэродинамических лабораториях и летных испытаний.

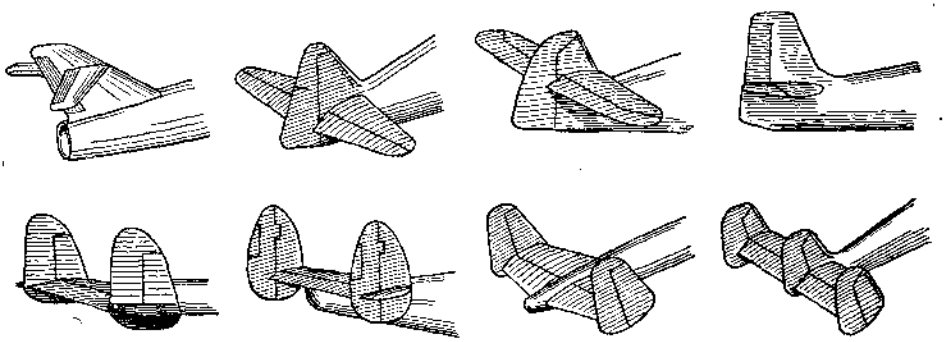
2. ОПЕРЕНИЕ САМОЛЕТА

Элементы оперения и их назначение

Общим названием *оперение самолета* определяют устройства, предназначенные для образования дополнительных аэродинамических сил, необходимых для устойчивости и управляемости самолета.

У самолета нормальной схемы горизонтальное и вертикальное оперения размещаются в хвостовой части фюзеляжа (фиг. 2).

Отступлением от нормальной схемы является самолет «утка», у которого горизонтальное оперение расположено впереди крыльев, и самолеты типа «летающее крыло», у которых все оперение размещается на крыльях.



Фиг. 2. Типы хвостового оперения.

В табл. 1. IV указано назначение элементов оперения.

Таблица 1. IV

Горизонтальное оперение	Стабилизатор / Руль высоты	Продольная устойчивость и управляемость
Вертикальное оперение	Киль / Руль направления	Путевая устойчивость и управляемость
Элероны		Поперечная управляемость

Хвостовое оперение

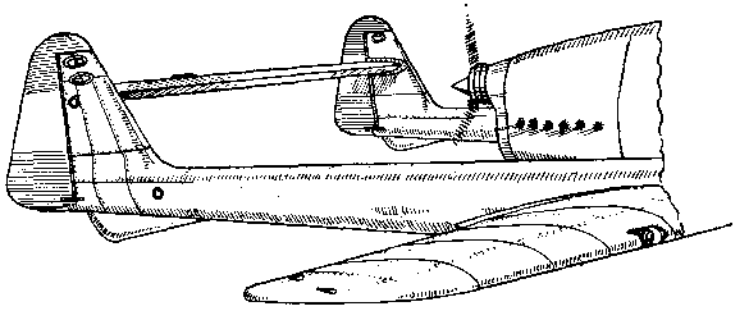
Для хвостового оперения можно применять классификацию, приведенную в гл. I для крыльев, по признаку их числа (монопланное, бипланное), их расположения на фюзеляже (верхнее, среднее, нижнее) и способу крепления (свободнонесущее, подкосное, расчалочное).

У самолетов-двухвосток горизонтальное оперение представляет собой двухопорную балку (фиг. 3) и поэтому может быть выполнено большего удлинения, в результате чего снижается его индуктивное сопротивление и увеличивается эффективность. При такой схеме площадь горизонтального оперения может быть на 25—30% меньше, чем при свободнонесущей схеме.

Бипланное горизонтальное оперение в современных самолетах не встречается, а для вертикального оперения оно принимает форму «разнесенного оперения» в виде самостоятельных двух килей с рулями направления. Иногда встречаются самолеты и с тройным разнесенным вертикальным оперением.

Вертикальное оперение у одномоторных самолетов обычно бывает монопланным; у двух- и многомоторных самолетов иногда устанавливают разнесенное оперение. Оно имеет ряд преимуществ перед монопланным, а именно:

1) увеличивается эффективное удлинение горизонтального оперения и уменьшается индуктивное сопротивление вследствие наличия концевых шайб-килей;

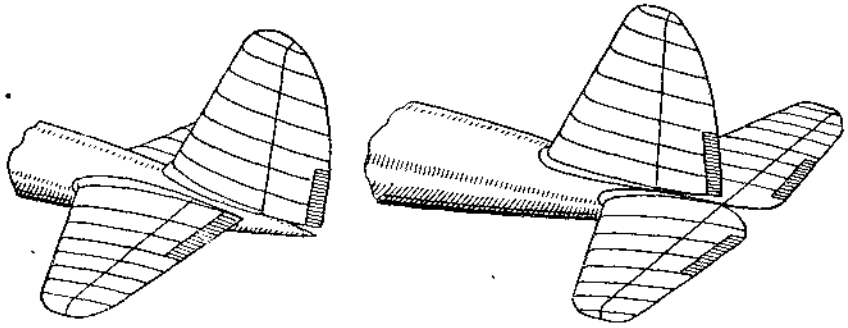


Фиг. 3. Хвостовое оперение на двух балках.

2) понижается расположение центра давления вертикального оперения относительно оси фюзеляжа, что уменьшает крутящий момент фюзеляжа;

3) получается лучший обстрел назад;

4) для двухмоторных самолетов с поршневыми или турбовинтовыми двигателями разнесенные кили и рули направления оказываются в струе винтов, что повышает их эффективность. Такое размещение оперения



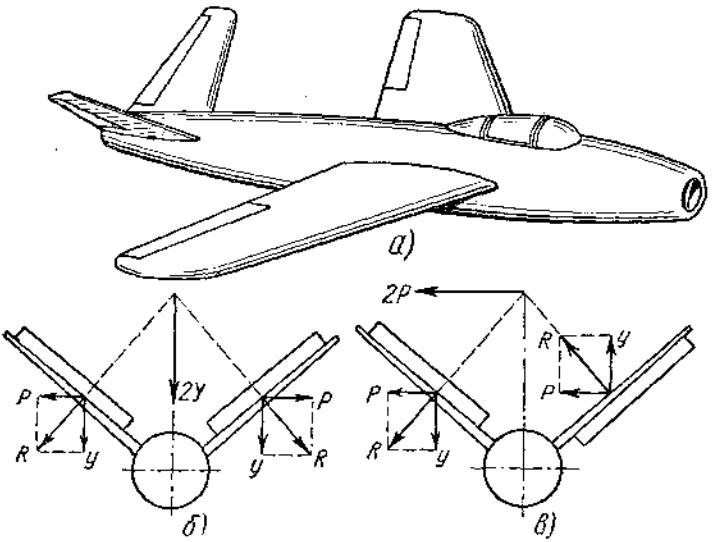
Фиг. 4. Взаимное расположение горизонтального и вертикального оперений.

важно при остановке одного двигателя, когда необходимо гасить завоэрачивающий момент при помощи вертикального оперения.

В некоторых условиях полета (особенно на больших углах атаки) вертикальное и горизонтальное оперения могут затенять одно другое (аэродинамическое затенение). Во избежание этого вертикальное и горизонтальное оперения обычно несколько смещают по горизонтали (фиг. 4), а иногда и полностью выдвигают вперед одно относительно другого, причем с аэродинамической точки зрения безразлично, какое оперение выдвигать вперед. Часто вместо смещения оперений увеличивают хорду вертикального оперения у фюзеляжа, что значительно уменьшает его затенение, наиболее опасное при штопоре.

В начале 30-х годов появились конструкции V-образного хвостового оперения (фиг. 5,*а*).

В СССР впервые такое оперение было испытано конструктором Д. П. Григоровичем на самолете Р-5. Оно представляет собой две несущие поверхности, расположенные наклонно по бокам хвостовой части фюзеляжа. Эти поверхности состоят из неподвижной части — стабилизирующей и подвижной — рулей. При отклонении рулей в одну сторону (*или* только вверх или только вниз) они действуют как руль высоты (фиг. 5,*б*). Возникающие при этом дополнительные аэродинамические силы R дают вертикальную составляющую Y и горизонтальную P. Горизонтальные составляющие взаимно уравновешиваются, а вертикальные направлены в



Фиг. 5. V-образное хвостовое оперение.

одну сторону и создают продольный момент самолета относительно его центра тяжести. При отклонении рулей в разные стороны (подобно элеронам) они действуют, как руль направления (фиг. 5,*в*). В этом случае горизонтальные составляющие P направлены в одну сторону и создают заворачивающий момент, а вертикальные составляющие Y направлены в разные стороны и создают, таким образом, момент относительно оси самолета, закручивающий фюзеляж. Значительные моменты, закручивающие фюзеляж, и являются большим недостатком V-образного оперения. Кроме того, такое оперение требует более сложной кинематики управления и уменьшает маневренность самолета, особенно при вираже. Однако это оперение имеет преимущества и прежде всего — хороший обзор и обстрел назад, простой вывод оперения из спутной струи крыла и выхлопных газов двигателей.

Элероны

Поперечное управление самолетом обеспечивается элеронами, которые бывают нескольких типов (фиг. 6):

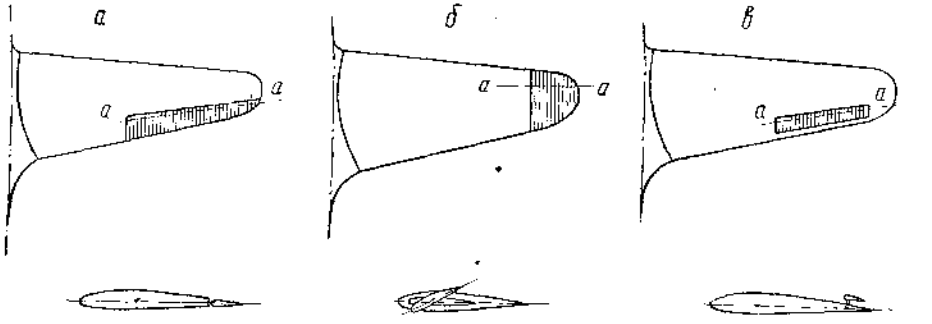
1. Нормальные элероны (*а*), расположенные вдоль задней кромки крыла, при одновременном отклонении которых в разные стороны возникает поперечный момент.

2. Концевые элероны (*б*), представляющие собой концы крыла, вращающиеся около оси *а—а*.

3. Внешние элероны (*в*), представляющие собой самостоятельные несущие поверхности, расположенные вне крыла около задней кромки и составляющие с ним своеобразную бипланную схему.

На современных самолетах устанавливают почти исключительно нормальные элероны. Эти элероны занимают значительную часть задней кромки крыла по размаху. Относительный размах элерона $l_{эл}/l_{кр}$ для малых самолетов составляет 0,30—0,35, а для больших 0,35—0,40.

Такие элероны теряют эффективность при срыве потока (на больших углах атаки), а элерон, отклоняющийся вниз, может сам вызвать преждевременный срыв потока, в особенности на крыле большого сужения. Для предотвращения этих явлений существуют особые схемы нормального элерона, а также специальные приспособления, улучшающие поперечное управление.



Фиг. 6. Различные типы элеронов.
(*а—а* — ось вращения).

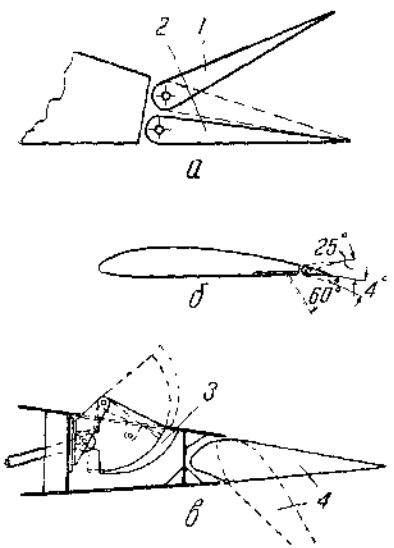
При элеронах нормального типа, занимающих большую часть размаха крыла, механизация крыла ограничена, так как закрылки получаются короткими и приращение подъемной силы крыла $\Delta c_{y\,max}$ значительно меньше, чем при закрылках, занимающих весь размах крыла. Это ограничение конструкторы иногда обходят, применяя вместо обычных элеронов элероны-закрылки (зависающие элероны), которые могут одновременно отклоняться вниз как закрылки и работать как элероны. В горизонтальном полете они ничем не отличаются от обычных элеронов. При одновременной работе их в качестве закрылков и элеронов необходимо, чтобы суммарное отклонение их как закрылков и как элеронов вниз не привело к превышению критического угла атаки, при котором подъемная сила крыла начинает падать и начинается срыв потока.

Элерон-щиток (фиг. 7,*а*) представляет собой элерон *1*, расположенный у задней кромки крыла над щитком *2*. Такой элерон-щиток при нейтральных щитках может отклоняться только вверх и поэтому значительно менее эффективен, чем обычный элерон. Шарнирные моменты у этих элеронов приблизительно в 3 раза больше, чем у нормальных. Разновидностью элерона-щитка является очень узкий элерон обычного типа (фиг. 7,*б*). Когда щиток убран, такой элерон ничем не отличается от обычного элерона нормального типа. Когда же щиток отклонен, такой элерон работает как элерон-щиток.

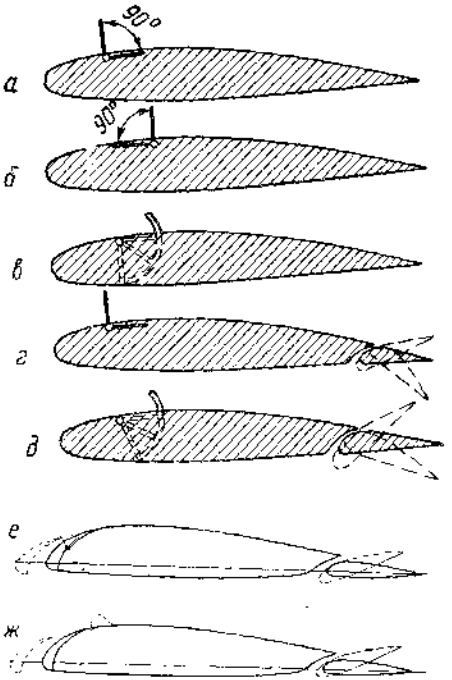
Совершенно особый вид элерона представляет собой *выдвижной элерон* (фиг. 7,*в*). Он имеет вид изогнутой по дуге окружности пластинки *3*, помещаемой внутри крыла перед закрылком *4*. При выдвигании элерон выступает наружу, как показано пунктиром. Крупными недостатками такого элерона являются малая эффективность и отсутствие шарнирного момента.

В бесхвостых самолетах и в самолетах типа «летающее крыло» применяются *элевоны*, т. е. такие элероны, которые, кроме своей основной функции, выполняют еще и функции руля высоты.

К специальным приспособлениям, применяемым для улучшения поперечной управляемости на больших углах атаки, относятся *концевые предкрылки* и *интерцепторы*.



Фиг. 7. Элерон-щиток.



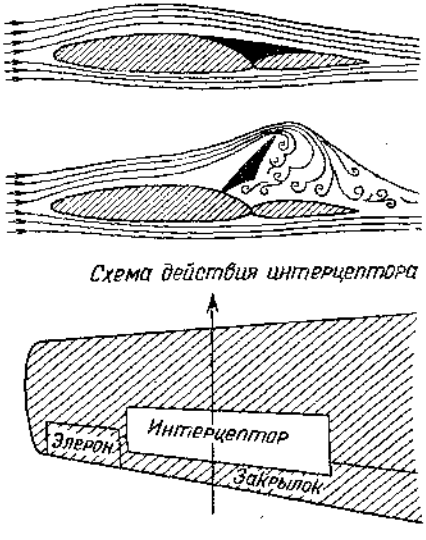
Фиг. 8. Типы интерцепторов.

Концевой предкрылок (см. гл. II, разд. «Механизированные крылья») обычно делается автоматическим и располагается на передней части крыла против элеронов. Открываясь на больших углах атаки, предкрылок затягивает срыв потока. Если оценивать влияние предкрылка на эффективность работы элеронов, то предкрылок оказывается выгодным только на той стороне крыла, где элерон опущен вниз; на той же стороне крыла, где элерон поднят, предкрылок вреден. Из-за этого приходится делать предкрылки или не автоматическими, связывая их управление с элеронами, или предусматривать такое дополнительное устройство, которое не позволяло бы предкрылку открываться на той стороне крыла, где элерон поднят кверху.

Интерцептор представляет собой щиток, находящийся на верхней поверхности крыла и в нерабочем положении лежащий заподлицо с внешним обводом профиля крыла (фиг. 8). Этот щиток поворачивается около своей передней *а* или задней *б* кромки или крепится на рычажках *в* и убирается внутрь крыла. С помощью особого привода интерцептор

может быть поставлен нормально к поверхности крыла и тогда он будет создавать срыв потока и понижение c_y. Таким образом, при помощи интерцепторов можно получать поперечный момент для управления самолетом.

Однако интерцепторы, выполненные по схемам *а*, *б* и *в*, имеют крупный недостаток — запаздывание в действии: в первый момент после их открытия поток обтекает интерцептор без срыва, отклоняясь кверху, причем c_y даже несколько увеличивается. Вследствие этого недостатка интерцепторы не получили распространения как самостоятельный агрегат, а применяются лишь в комбинации с элеронами или автоматическими предкрылками. На схемах *г* и *д* показано сочетание интерцепторов с элеронами, причем интерцептор открывается только на том конце крыла, где элерон отклонен кверху.



Фиг. 9. Расположение интерцептора, элерона и закрылка.

Иногда (схемы *е* и *ж*) интерцепторы открываются только на больших углах атаки (при действии предкрылков) и лишь с той стороны, где элерон поднят; при этом интерцептор, закрывая щель предкрылка, прекращает его ненужное в данном случае действие.

Для уменьшения длины элеронов и увеличения длины посадочных устройств (механизации крыла) применяют интерцепторы, работающие совместно с элеронами. Такой интерцептор (фиг. 9) представляет



Фиг. 10. Внешние элероны.

собой жесткую пластину, установленную на верхней поверхности крыла перед закрылком. При нейтральном положении элеронов интерцепторы убраны заподлицо с обшивкой, при отклонении же элеронов интерцептор крыла, *элерон которого отклонен вверх*, также отклоняется вверх. Действие интерцептора, таким образом, аналогично действию элеронов и суммируется с ним.

Управление интерцепторами в этих случаях должно автоматически включаться при отклонении элеронов и действовать согласованно с их движением.

Внешние элероны (фиг. 10) в осуществленных конструкциях располагаются редко впереди крыла (*1*), чаще сверху (*2*) или снизу (*3*), ближе к задней кромке. Эти элероны при любой их установке увеличивают лобовое сопротивление самолета в неотклоненном положении. Наивыгоднейшими с точки зрения сопротивления являются элероны *3* (фиг. 10). Поперечный момент элеронов *2* уменьшается при увеличении углов атаки, в особенности при отклоненных щитках, расположенных по всему размаху.

Ко всем органам поперечного управления можно предъявлять следующие требования:

1) эффективность на всем диапазоне скоростей и в особенности на малых скоростях;

2) малые шарнирные моменты и малые усилия на ручке или на штурвале;

3) минимальные моменты рысканья при создании поперечных моментов;

4) минимальное увеличение лобового сопротивления в нейтральном положении и при малых углах отклонения;

5) полная весовая компенсация при минимальном дополнительном грузе;

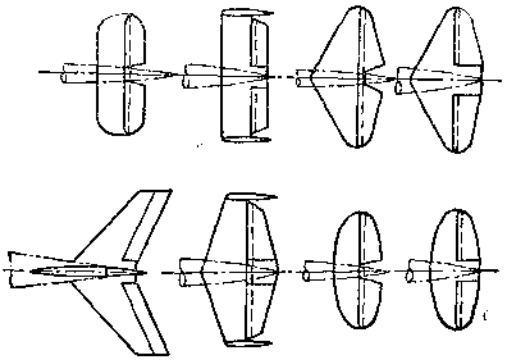
6) максимальная жесткость на кручение;

7) отсутствие заеданий в шарнирах при деформациях крыла в полете.

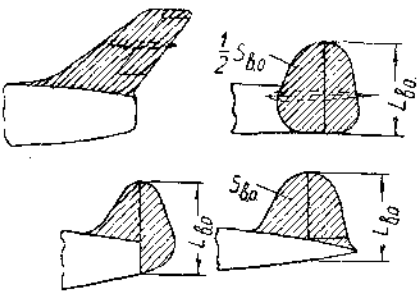
Формы оперения

Формы горизонтального оперения определяются формой в плане и видом спереди, а вертикального оперения — видом сбоку.

Форму оперения в плане обычно делают аналогичной форме крыла, т. е. прямоугольной, трапецевидной и эллиптической. На фиг. 11 показаны



Фиг. 11. Формы горизонтального оперения в плане.



Фиг. 12. Формы вертикального оперения.

характерные формы в плане горизонтального оперения, применяемые в современных самолетах. Наиболее широкое распространение получила трапецевидная форма.

Форма вертикального оперения чаще всего образуется сочетанием эллипса и трапеции с закругленными углами (фиг. 12). В разнесенном вертикальном оперении нередко применяется эллиптическая форма.

Размах и удлинение хвостового оперения значительно меньше, чем крыла. Для горизонтального оперения нормальное удлинение λ равно 3—4, для вертикального $\lambda = 1{,}5 \div 2$. Это объясняется тем, что обычно оперение работает на небольших углах атаки и величина индуктивного сопротивления для него не играет столь большой роли, как для крыла. С другой стороны, при небольших размерах площадей оперения и большом относительном размахе органы управления получились бы тонкими и мало жесткими, т. е. тяжелыми и подверженными выбрациям. При определении удлинения вертикального оперения в его площадь $S_{в.о}$ включается лишь чистая площадь киля (без фюзеляжа) и за размах принимается величина $l_{в.о}$, показанная на фиг. 12. Удлинение вычисляют по формулам:

для однокилевого оперения

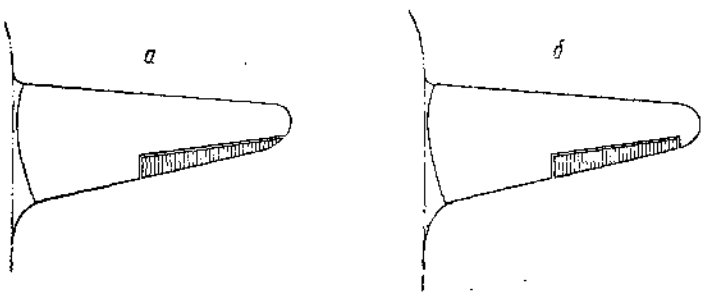
$$\lambda = 0{,}65\frac{l^2_{\text{в. о. эфф}}}{S_{\text{в. о}}},$$

где $l_{\text{в. о. эфф}} = 0{,}8l_{\text{в. о}}$;

для двухкилевого оперения

$$\lambda = \frac{l^2_{\text{в. о}}}{\frac{1}{2}S_{\text{в. о}}}.$$

Шайбы разнесенного вертикального оперения обычно размещают относительно горизонтального оперения так, чтобы отношение высоты верхней части к нижней составляло 1,5—2. В этом случае для достаточного расстояния между нижними краями шайб и поверхностью земли (при стоянке на шасси с хвостовым колесом или при посадке на главные колеса шасси с носовым колесом) горизонтальному оперению придают поперечное V.



Фиг. 13.

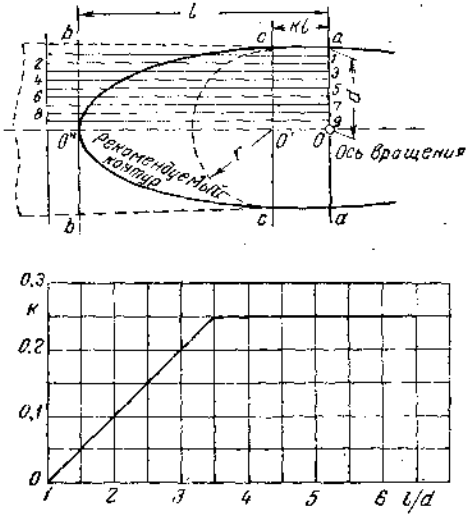
В самолетах двухбалочной схемы вертикальное оперение (шайбы) располагают на балках (см. фиг. 3).

Форма элеронов в плане обычно трапецевидная, реже — прямоугольная; при этом хорда элерона берется 0,20—0,25 хорды крыла. Элерон может доходить до конца крыла (фиг. 13,*а*) или заканчиваться несколько раньше (фиг. 13,*б*). Последняя форма предпочтительнее, так как элерон, доведенный до конца крыла, при его отклонении способствует возникновению срыва потока у конца крыла, что увеличивает лобовое сопротивление и уменьшает эффективность работы элерона.

Для вертикального и горизонтального оперений применяют, как правило, симметричные профили. Для вертикального оперения несимметричные профили иногда применяют при двукилевых разнесенных системах, причем выпуклость профиля обращается внутрь, к оси симметрии.

Профиль руля представляет собой продолжение профиля всего оперения. Форма носовой части руля и величина щели сильно влияют на шарнирные моменты, а следовательно, и на эффективность рулей, а также на величину предельно возможных углов отклонения. Очень тупая и сильно заостренная формы одинаково вредны. ЦАГИ рекомендует для очертания носков рулей форму, которая получается в результате построения, показанного на фиг. 14. Построение заключается в следующем. Проводят три прямые линии, нормальные к хорде оперения: одна линия проходит через ось вращения руля *Oa*, другая — через крайнюю часть носка

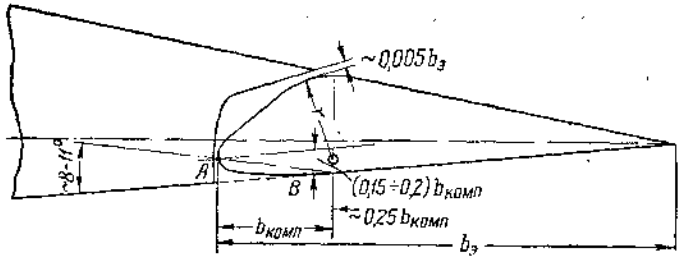
$O''b$ руля и третья — через точку O', отстоящую от O (ось вращения) на расстоянии $OO'=kl$, где l — длина носовой части руля, а величина k — коэффициент, определяемый по графику (внизу на фиг. 14) в зависимости от отношения l/d, где d — половина толщины профиля руля у шарнира. Отрезки прямых Oa и $O''b$ делят на 10 равных частей и соответствующие деления соединяют прямыми. Далее, на отрезке cc, как на диаметре, строят полуокружность; отрезки линий деления между полуокружностью и диаметром умножают на отношение $\frac{l(1-k)}{r}$ (r — радиус полуокружности) и откладывают вдоль тех же прямых; полученные точки соединяют плавной линией. Таким образом, носовая часть руля образуется эллиптическим контуром, примыкающим к линии cc.



Фиг. 14. Способ построения контура носовой части руля.

Носок элерона выполняется несимметричной формы. Рекомендуемые ЦАГИ очертания носков элеронов показаны на фиг. 15.

При отклонении рулей их носки не должны выходить за пределы общих очертаний профиля всего оперения при углах поворота до 20°. Это требование нужно иметь в виду при выборе очертаний носка и относительной толщины профиля. Для выполнения этого требования



Фиг. 15. Способ построения контура носовой части элерона ЦАГИ. Очертание контура между A и B — по эллипсу.

целесообразно отношение хорды руля к хорде всего оперения делать постоянным по всему размаху.

Сочетание руля с неподвижной частью оперения или элерона с крылом может быть выполнено несколькими способами.

1. Симметричное очертание носка руля и подвеска на шарнире по середине высоты профиля (фиг. 14) применяется особенно часто у рулей высоты и направления, как обеспечивающее одинаковую работу руля при отклонениях в обе стороны.

2. Элероны отклоняются одновременно — один вверх, а другой вниз. Поэтому при симметричном носке элерона и симметричной его подвеске

лобовое сопротивление на той части крыла, где элерон опущен, будет значительно больше, чем на той части крыла, где элерон поднят. Это вызовет заворачивающий момент в сторону, противоположную крену (на виражах), в то время как обычно требуется создать поворот в сторону крена.

Несимметричное очертание носка элерона и смещенная вниз подвеска (фиг. 15) компенсируют вредный заворачивающий момент моментом от поднятого кверху элерона, образующимся в результате срыва потока, вызванного выдвиганием за габарит крыла носка отклоненного вверх элерона.

3. Поперечное управление самолетом при помощи элеронов, составляющих часть несущей поверхности, обладает существенным недостатком. При полете на больших углах атаки отклонение элерона вниз может перевести крыло в закритическую область, где c_y падает, и при этом может оказаться, что на части крыла с отклоненным вниз элероном подъемная сила станет меньше, чем на части крыла с отклоненным вверх элероном. В этом случае возникнет очень опасное обратное действие элеронов.

Для увеличения критического значения угла атаки на участке крыла с опущенным вниз элероном применяют так называемые *щелевые элероны* с дифференциальным управлением. Современные щелевые элероны (фиг. 15) выполняются так, что в нейтральном положении имеют вверху лишь небольшой зазор (0,005 от хорды элерона), необходимый для предотвращения трения, а щель открывается только при отклонении элерона вниз. Проходящий через суживающуюся щель поток увеличивает скорость воздуха над крылом и повышает эффективность элерона при больших углах отклонения. *Элероны с дифференциальным управлением отклоняются,* как и обычные, *в разные стороны, но не на одинаковые углы: вверх больше, чем вниз.*

При выборе формы оперения следует учитывать требования строительной механики. Например, для свободнонесущего хвостового оперения выгодна трапецевидная форма с большим сужением. Исходя из тех же соображений, относительную толщину профиля у корня принимают в 8—10% хорды горизонтального оперения при сужении в 2—2,5. Трапецевидная форма рулей и элеронов выгодна, потому что она уменьшает крутящий момент.

При очень длинных по размаху рулях или элеронах и при трех и более шарнирах подвески изгиб стабилизатора или крыла может привести к смещению осей шарниров с прямой, на которой они расположены, и вследствие этого к заеданию руля или элерона. Единственной мерой предотвращения такой опасности является разделение руля (элерона) на две независимые, но синхронно работающие части, и подвеска каждой части не более чем на двух шарнирах. Особенно часто этот метод применяется к элеронам.

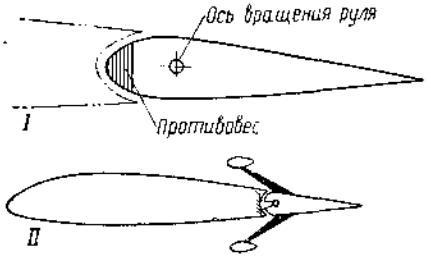
Хвостовое оперение затеняет обзор и мешает обстрелу задней полусферы. Этот недостаток можно иногда устранить, применяя разнесенное вертикальное оперение или V-образное хвостовое оперение.

Устранение вибраций оперения

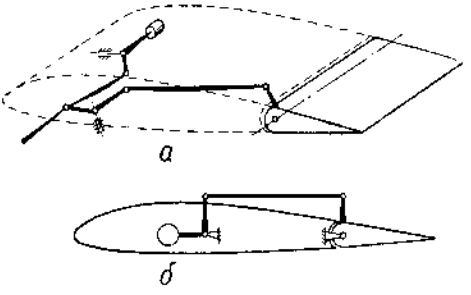
Хвостовое оперение подвержено вибрациям двух типов: флаттер и бафтинг. Флаттер оперения возникает в основном по тем же причинам и подчиняется тем же закономерностям, что и флаттер крыла. Поэтому

предупреждать его следует теми же мерами в отношении аэродинамики, жесткости и распределения масс, что и у крыла.

Одна из причин возникновения элеронного или изгибно-рулевого флаттера заключается в том, что собственный вес руля или элерона, создавая момент относительно шарнира вращения при случайно начавшемся колебании, дает инерционную силу и момент, вращающий руль. Так как подвески руля и проводка управления не абсолютно жестки, то руль отклоняется и создает аэродинамическую силу, действующую попеременно вверх и вниз по ходу уже возникших колебаний. Так возникает периодическая сила, вызывающая флаттер.



Фиг. 16. Весовая балансировка рулей.



Фиг. 17. Весовая балансировка рулей.

Для того чтобы руль (элерон) не поворачивался около своих шарниров под действием инерционных сил, необходимо центр тяжести руля совместить с осью вращения (фиг. 16). Такое устройство носит название *весовой балансировки руля.*

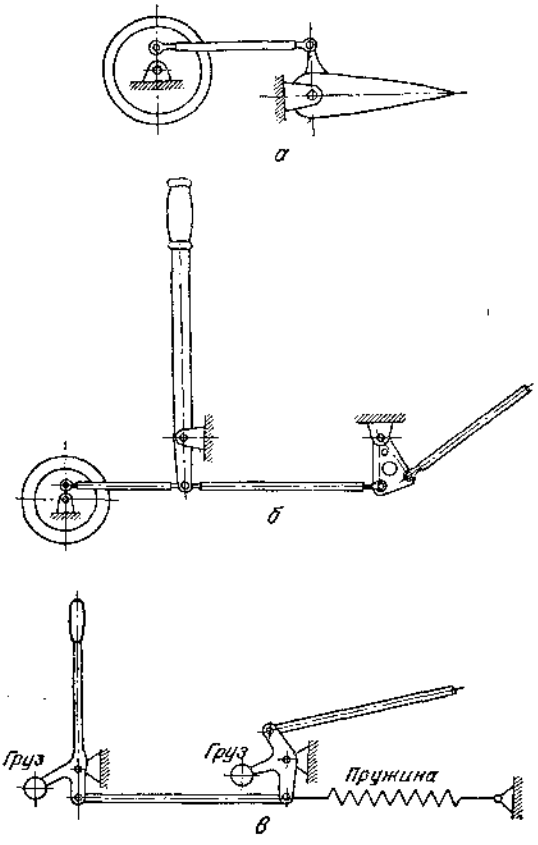
Весовая балансировка может быть выполнена по нескольким схемам. Наиболее простое устройство противовеса изображено на фиг. 16. Груз может располагаться или на специальных кронштейнах (схема *II*), впереди оси шарниров, или в носке руля (схема *I*) в осевом или роговом компенсаторе. При первом способе создается дополнительное лобовое сопротивление, при втором же способе вследствие малости плеча требуется груз большего веса. Непосредственное расположение противовеса на руле нерационально, потому что смещает назад центр тяжести всего оперения или крыла, а это вредно сказывается на общевибрационных свойствах оперения (крыла). Более рациональна подвеска балансира посредством системы рычагов и тяг (фиг. 17,*б*). На фиг. 17,*а* показан случай, когда балансир включен в общую систему проводки управления руля.

Другим средством борьбы с вибрациями типа флаттер служат инерционные демпферы, представляющие собой грузы, включенные в кинематическую цепь проводки управления так, что они, не создавая статического момента относительно оси вращения руля, изменяют момент инерции системы руль—проводка относительно оси вращения руля. Инерционные демпферы (фиг. 18) могут иметь вид маховичка *а,* соединенного с рулем тягой или всей системой проводки управления *б,* или состоять из системы двух балансиров *в,* подвешенных так, что их статические моменты относительно оси руля взаимно уничтожаются.

Весовой балансир в системе проводки имеет еще одно назначение. Как было указано ранее, устойчивость самолета рассматривается в двух случаях — со свободными и с фиксированными рулями, и обычно степень устойчивости самолета со свободными рулями значительно меньше, чем

с фиксированными, тогда как желательно иметь одинаковую устойчивость и со свободными и с фиксированными рулями.

Для увеличения степени устойчивости самолета с брошенной ручкой и служит балансир в соединении с пружиной (фиг. 18,*в*). Подобная система создаст как бы искусственную защемленность ручки.



Фиг. 18. Инерционные демпферы в системе управления.

Для предотвращения бафтинга горизонтального оперения можно наметить ряд мероприятий.

1. Устранение (уменьшение) причин, вызывающих бафтинг. Для этого сопряжения крыла с фюзеляжем или гондол двигателей с крылом выполняют плавными, т. е. с зализами; формы башен, фонарей, выходной части туннелей радиаторов делают также плавными и не допускают выступов, особенно на верхней поверхности крыла.

2. Расположение горизонтального оперения вне аэродинамической тени крыла при больших углах атаки. В этом отношении благоприятно более высокое расположение горизонтального оперения.

3. Отклонение сорванного потока вниз так, чтобы он не попадал на оперение, а проходил ниже. Современная механизация крыльев даст возможность значительно отклонять поток вниз.

3. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПЕНСАЦИЯ И СРЕДСТВА БАЛАНСИРОВКИ

Назначение и типы компенсации

При управлении самолетом летчик затрачивает мускульную энергию на отклонение рулей. Кроме того, во все время полета шарнирный момент рулей от аэродинамических сил должен уравниваться давлением руки или ноги летчика на соответствующие рычаги управления. Таким образом, сила, которую необходимо развить летчику, зависит от величины шарнирного момента.

В нормальном горизонтальном полете и при спокойном воздухе давление на ручку управления и на педали обычно незначительно. Но при плохих метеорологических условиях (в так называемую «болтанку»), а также при маневрах усилия эти могут возрасти до значительной величины, особенно на самолетах с большими рулями.

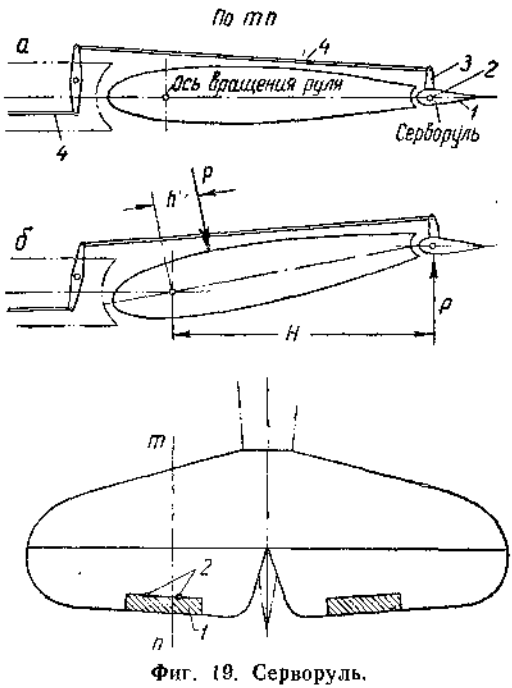
Давление на ручку и педали можно уменьшить применением сервомеханизмов. При таких устройствах летчик управляет не непосредственно рулями, а механизмом, который в свою очередь управляет уже рулями. Такая система при всех своих достоинствах имеет и крупный недостаток: она резко снижает то «чувство» управления самолетом, т. е. передачи всех изменений в движении самолета на руку летчика в виде давления, которое помогает летчику управлять самолетом.

Серворуль. Из различных систем сервомеханизмов, снижающих давление на ручку, рассмотрим систему, представленную на фиг. 19. У задней кромки руля на шарнирах *2* подвешивается небольшая рулевая поверхность *1*. Это устройство носит название *серворуля*. Серворуль имеет рычажок *3*, от которого идут тяги *4* в кабину летчика. Действуя ими, летчик поворачивает серворуль, а образующийся шарнирный момент серворуля pH поворачивает весь руль до тех пор, пока на нем не возникнет аэродинамическая сила, дающая такой же шарнирный момент:

$$Ph = pH.$$

Таким образом, управляя серворулем, летчик управляет всем рулем, а следовательно, и самолетом.

Серворуль нашел применение в несколько измененном виде, как *сервокомпенсатор* (см. стр. 311).



Фиг. 19. Серворуль.

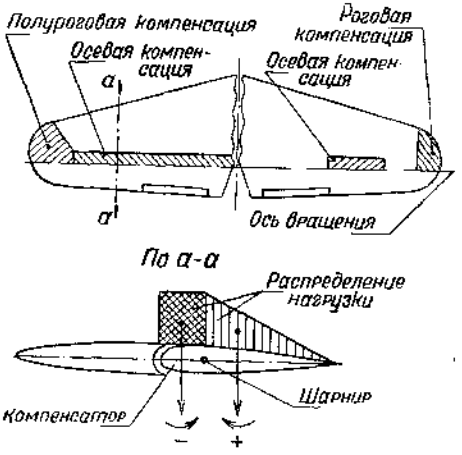
Аэродинамическая компенсация. Вторым способом уменьшения давления на ручку и педали является устройство различных *аэродинамических компенсаторов*. Их действие основано на том, что относительно шарниров рулей и элерона создается момент обратного знака.

В настоящее время применяются несколько видов аэродинамической компенсации: роговая, осевая, внутренняя и сервокомпенсация.

Роговой компенсатор представляет собой часть рулевой поверхности, вынесенную перед осью шарниров (фиг. 20) и расположенную у края руля или элерона наподобие «рога». Нагрузка, действующая на компенсатор (рог), дает относительно шарниров момент, знак которого противоположен знаку момента основной части руля. Обычно площадь рога составляет 6—12% площади руля.

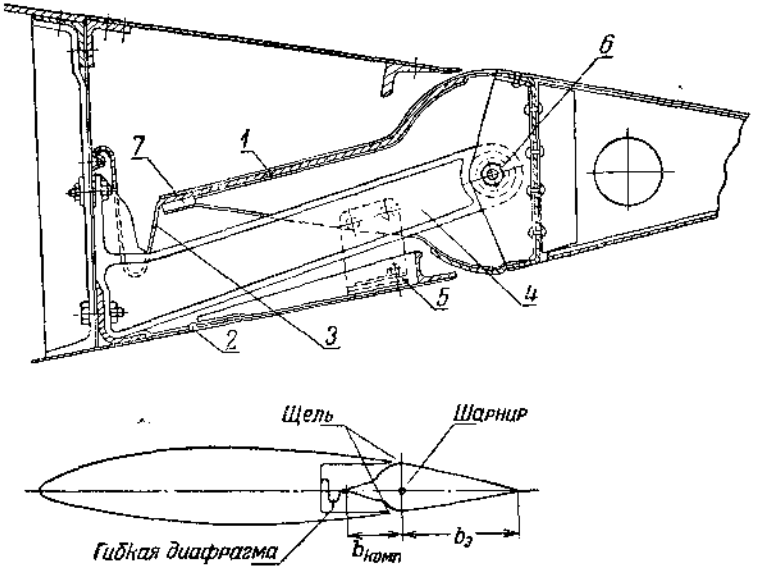
Недостатком роговой компенсации является ее расположение у края руля, что из-за образующейся при отклонении руля щели вызывает значительные завихрения и увеличение лобового сопротивления. Тем не менее в виду простоты конструкции роговые компенсаторы до сих пор иногда применяются на нескоростных самолетах.

Осевая компенсация расположена впереди шарниров рулей или элерона и занимает по длине всю переднюю кромку или часть ее (фиг. 20). Размеры осевых компенсаторов весьма различны: от совсем незначительных до 25% площади руля. Дальнейшее увеличение площади компенсаторов быстро приводит к 100%-ной компенсации (равенство моментов руля и компенсатора) и даже к «перекомпенсации», которая недопустима, так как крайне затрудняет управление.



Фиг. 20. Осевая, роговая и полуроговая компенсации.

При больших углах отклонения руля с осевой компенсацией компенсатор может выйти за пределы очертания профиля стабилизатора, и при этом возникнет значительный дополнительный компенсирующий момент и тем резче, чем острее носок компенсирующей части рулевой поверхности. Этого нежелательного явления можно избежать только правильным подбором очертаний носка руля и общей толщины профиля. Нормальной



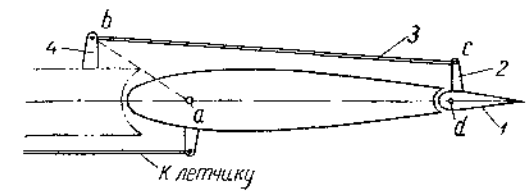
Фиг. 21. Внутренняя компенсация элерона.

1—обшивка носка элерона; *2*—петля; *3*—гибкая диафрагма; *4*—кронштейн; *5*—болт с анкерной гайкой; *6*—болт с гайкой; *7*—свинцовая пластина.

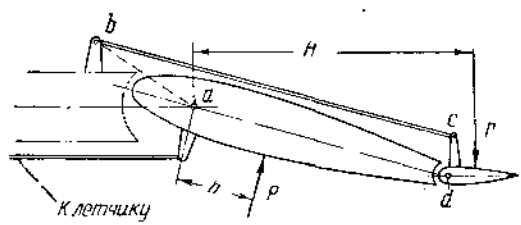
считается такая конфигурация руля, при которой его носок, как уже было упомянуто, не выходит за пределы очертания профиля при углах отклонения до 20°.

Осевая компенсация является сейчас наиболее распространенным видом компенсации.

Внутренняя компенсация. За последнее время большое распространение получила так называемая «внутренняя компенсация» элеронов (фиг. 21). Этот вид компенсации представляет собой осевой компенсатор большой относительной величины, помещенный в камеру с узкими щелями. Камера разделена герметической *гибкой* перегородкой, прикрепленной с одной стороны к носку элерона, а с другой — к стенке камеры (продольной стенке или стенке лонжерона). Носок элерона не обтекается потоком, как при осевой компенсации, а находится под действием разности статических давлений, которые устанавливаются на данном режиме полета в обеих полостях камер. Для необходимой степени компенсации площадь компенсатора приходится делать до 50% от площади элерона, что уменьшает диапазон углов его отклонения. Преимуществом подобного типа элеронов является ничтожный прирост лобового сопротивления крыла.



Сервокомпенсатор (фиг. 22) представляет собой серворуль, не управляемый летчиком, но автоматически поворачивающийся при отклонении рулей. Серворуль *1* имеет рычаг *2*, который тягой *3* соединен с неподвижным кронштейном *4*. Получается шарнирный четырехзвенник *abcd*, который при отклонении руля меняет свою конфигурацию, причем серворуль поворачивается в сторону, противоположную повороту руля. На руле развивается момент Ph, а на серворуле — pH, причем момент сервокомпенсатора является компенсирующим.



Фиг. 22. Сервокомпенсатор.

Площадь сервокомпенсатора обычно составляет 4—7% площади руля при удлинении 4—5. Угол отклонения сервокомпенсатора относительно руля берется таким, чтобы его отношение к углу отклонения основного руля было равно 0,5—0,6, а максимальное отклонение — не более 15°. Для выполнения этого требования соответствующим образом подбирают сторону cd четырехзвенника, т. е. вычисляют нужное расстояние от шарнира на рычаге до оси вращения компенсатора.

При хороших компенсационных свойствах и отсутствии добавочного лобового сопротивления (рычажки и тяги обычно удается поместить в профиль) сервокомпенсатор имеет и недостатки:

1) уменьшение эффективности руля, так как сила, развивающаяся на компенсаторе, противоположна силе на основном руле;

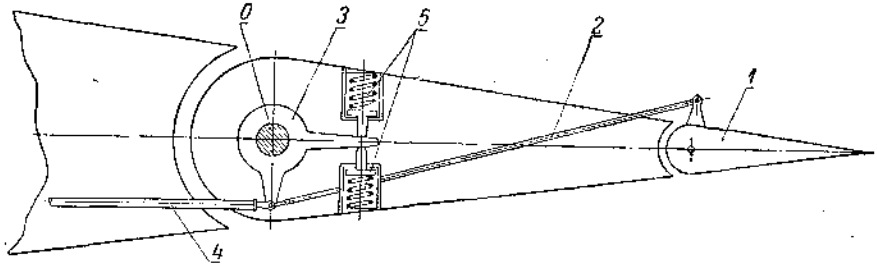
2) падение степени устойчивости при наличии у рулей только сервокомпенсации, которое при свободной ручке получается весьма значительным.

Кроме того, сервокомпенсатор может служить источником вибраций, что может потребовать специальных предохранительных мер.

Из-за этих недостатков сервокомпенсаторы обычно не применяют в качестве единственного способа компенсации руля, но рационально

применять их как дополнительную компенсацию, когда требуется увеличить компенсацию, например, на больших самолетах. В этом случае применяется осевая компенсация (до 18÷20%) с небольшой сервокомпенсацией.

Оригинальной разновидностью сервокомпенсации является *пружинная сервокомпенсация*. Компенсатор *1* (фиг. 23) тягой *2* соединен с двуплечим рычагом *3*, к которому присоединена тяга управления *4*. Рычаг *3* имеет возможность проворачиваться относительно оси *О*. Эта ось является одновременно и осью вращения руля или элерона. К одному плечу рычага *3* присоединена тяга *4*, идущая к ручке (педалям) управления, а второе плечо рычага зажато между двумя пружинами *5*, имеющими некоторую предварительную затяжку. Таким образом, пока усилие в тяге *4* не превышает усилия предварительной затяжки пружин, двуплечий ры-



Фиг. 23. Пружинный сервокомпенсатор.

чаг *3* проворачиваться не будет, и компенсатор *1* отклоняется одновременно с рулем на тот же угол, что и руль. Когда же усилие в тяге превысит усилие предварительной затяжки пружин, двуплечий рычаг провернется, тяга *2* отклонит компенсатор в сторону, противоположную отклонению руля, и тем самым уменьшит шарнирный момент руля.

Разгрузка, создаваемая пружинным сервокомпенсатором, пропорциональна не углу отклонения руля, а усилию в системе управления. Это и есть ценное качество такой компенсации для скоростных самолетов, у которых усилия на ручке сильно возрастают с увеличением скорости полета даже при малых углах отклонения рулей и элеронов. Недостатком такого компенсатора является возможность возникновения вибрации оперения при недостаточной затяжке пружин.

Из рассмотренных типов аэродинамической компенсации ни один не является достаточно совершенным.

Средства балансировки

Под балансировкой самолета понимают равновесие моментов в исходном установившемся режиме полета.

На современных самолетах используются следующие средства балансировки:

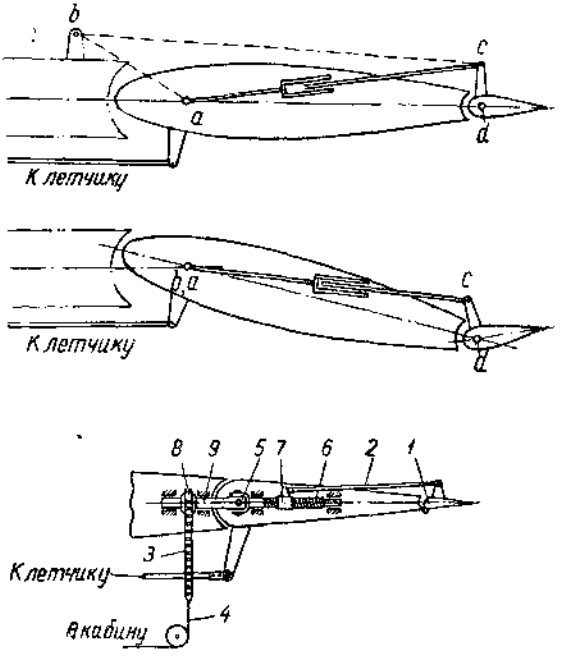
1) изменение угла установки стабилизатора (балансировка относительно оси *OZ*);

2) отклонение рулей при помощи триммеров (балансировка относительно всех трех осей).

Обратим внимание на то, что управление равновесием самолета характеризуется длительным действием постоянной силы на соответствующий орган управления. Поэтому если балансировка осуществляется

«вручную» летчиком, действующим на рули, то к ручке должно быть приложено постоянное давление. Приводя в действие специальные балансировочные средства, это давление устраняют, или, как говорят, приводят к нулю давление на ручку или педали.

Первый способ — изменение установочного угла стабилизатора — относится только к продольному равновесию. До начала 30-х годов он был единственным средством продольной балансировки. В настоящее время этот способ балансировки применяется реже, так как появился более совершенный способ — установка *триммеров*.



Фиг. 24. Триммер.

Триммер отличается от описанного ранее сервокомпенсатора (см. фиг. 22) тем, что он управляется не от ручки летчика, а от самостоятельного штурвала или рукоятки. Будучи отклонен относительно руля, триммер сам отклоняет руль и держит его в отклоненном положении при нулевом давлении на ручку управления.

Кинематическая схема триммера (фиг. 24) непосредственно получается из схемы сервокомпенсатора, однако при условии, что при повороте руля угол между рулем и сервокомпенсатором не меняется. Для соблюдения этого условия необходимо шарнирный четырехзвенник *abcd* превратить в трехзвенник совмещением шарниров *a* и *b*. Отклонение триммера от оси руля может быть выполнено путем изменения длины звена *a—c* шарнирного трехзвенника.

В реальных конструкциях совмещение точки *b* с осью вращения руля *a* обычно осуществляется расположением шарнира *b* в свободном промежутке между двумя шарнирами подвески руля на уровне их оси. Изменение длины звена *b—c* производится большей частью червячным механизмом.

Одна из возможных конструкций, показанная на фиг. 24, состоит из вала *9* с подшипниками, укрепленными в крыле, на стабилизаторе или килс: на валу *9* насажено зубчатое колесо *8*, через которое перекинута цепь *3*, переходящая затем в тросы *4*, проведенные в кабину и закрепленные на катушке специального штурвала. Вал *9* карданом *5*, установленным на оси вращения рулей или элеронов, соединен с винтом *6*, вращающимся в подшипниках, укрепленных в рулях или элеронах. На винте *6* имеется гайка *7* с ушком, к которому крепится тяга *2* управления триммером *1*.

Триммеры устанавливаются на рулях высоты, на рулях направления и на элеронах. Размеры триммеров зависят от величины сил, которые должны быть сбалансированы.

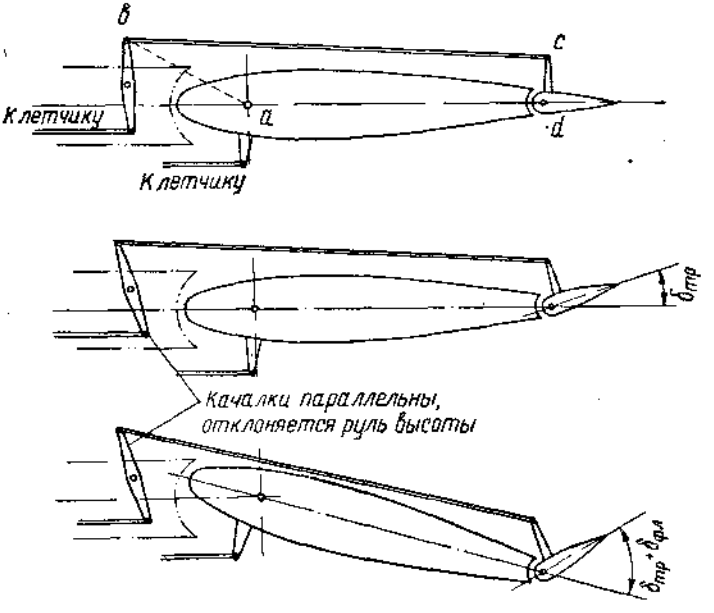
Для истребителей площади триммеров руля высоты принято брать 3—4% площади руля, для бомбардировщиков — 4—5%.

На рулях направления триммер, кроме того, используется для отклонения руля, чтобы погасить момент, возникающий вследствие закручивания струи винта; у двух- и многомоторных самолетов триммером погашают момент, появляющийся при остановке одного из двигателей.

Площадь триммера у руля направления составляет на одномоторных самолетах 3—5%, на многомоторных — 6—10% площади руля.

Триммеры на элеронах предназначены уравновешивать реактивный момент винтомоторной группы, а на многомоторных самолетах облегчают полет при остановке двигателя (одного или нескольких при симметричном их расположении). Размеры можно брать (в процентах площади элерона):

для одномоторных самолетов	4—6
для многомоторных „	6—8



Фиг. 25. Схема сервотриммера.

Разработан также сервотриммер, представляющий собой комбинированную систему из триммера и сервокомпенсатора. Схема такого устройства (фиг. 25) получена из обычной схемы сервокомпенсатора, в которой шарнир b сделан передвижным по хорде стабилизатора. Перемещая шарнир b вперед или назад и фиксируя его в этом положении, можно получить постоянное отклонение сервокомпенсатора относительно руля или элерона и необходимую балансировочную силу. В дальнейшем при отклонении рулей или элеронов компенсирующее устройство работает как сервокомпенсатор. При пользовании механизмом, управляемым из кабины, сервотриммер работает как триммер, а при отклонении руля сервотриммер работает как сервокомпенсатор.

4. КОНСТРУКЦИИ ОПЕРЕНИЯ

Оперение нагружается аэродинамическими силами, которые изгибают и закручивают его. Таким образом, помимо геометрического сходства оперения с крылом, сходны и нагрузки, воспринимаемые ими. Поэтому и принципы построения оперения, и конструкция его элементов и деталей почти те же, что и для крыла.

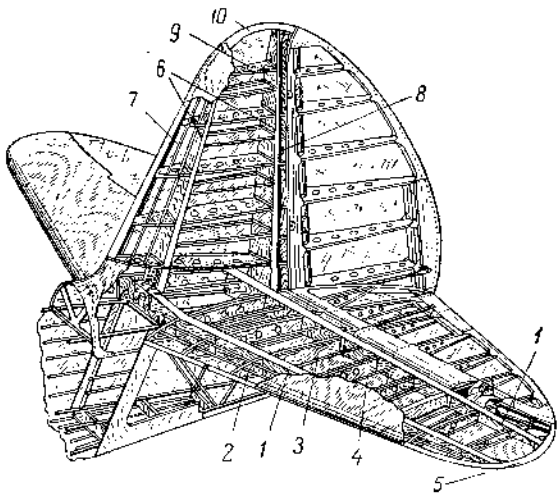
Силовая схема оперения состоит из продольного и поперечного наборов и обшивки. При классификации конструкций оперения можно пользоваться классификацией и терминологией, разработанными для крыла и его деталей.

Стабилизаторы и кили

Стабилизаторы и кили преимущественно делают двухлонжеронными, так как при такой конструкции сравнительно просто обеспечить достаточные прочность и жесткость передней их части и удобство подвески рулей в задней части. Иногда вместо заднего лонжерона ставится продольная стенка. Рассмотрим в качестве примеров несколько конструкций.

Стабилизатор самолета Як-1 (фиг. 26) — неразрезной; деревянный каркас состоит из двух коробчатых лонжеронов *1*, трех стрингеров *2* в носовой части и нервюр *3*.

Лонжероны имеют сосновые пояса переменного сечения и фанерные стенки. В местах расположения узлов крепления к фюзеляжу, кронштейнов подвески рулей и крепления концевого обода поставлены бобышки.



Фиг. 26. Хвостовое оперение самолета Як-1.

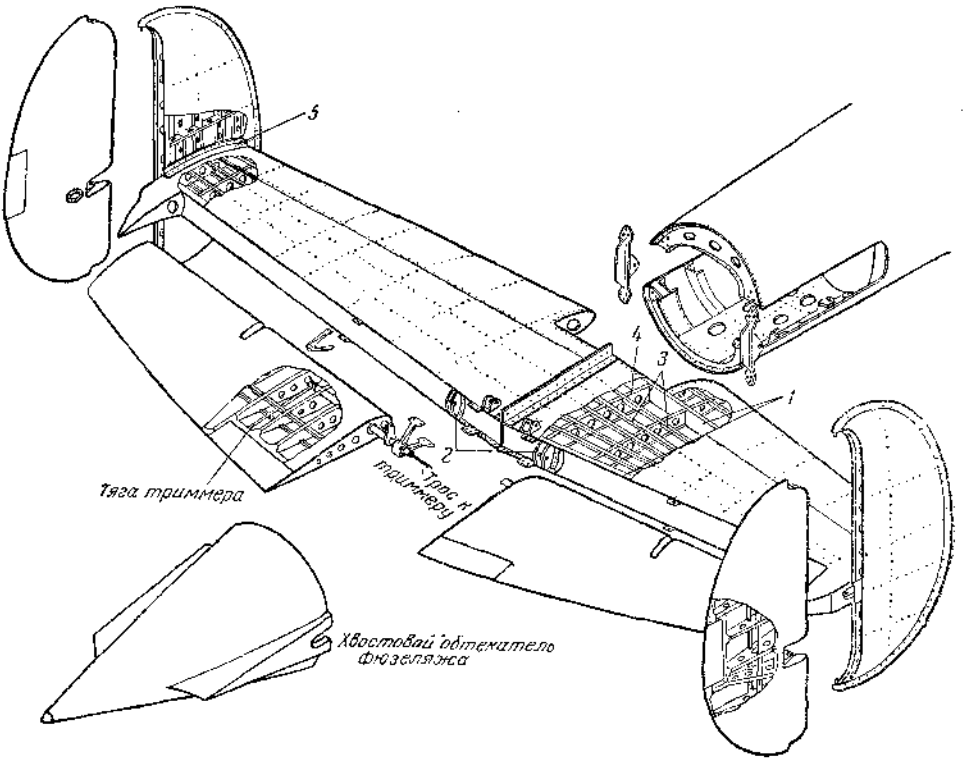
Стрингеры из сосновых реек повышают устойчивость обшивки в носовой части. Стрингер, идущий по ребру атаки, врезан в носки нервюр; остальные стрингеры разрезаны. Основные нервюры, состоящие из носка, средней и хвостовой частей, изготовлены из сосновых полок и фанерных стенок. Полки промежуточных нервюр *4*, предназначенные для поддержания обшивки, не связаны между собой и установлены только в средней межлонжеронной части стабилизатора.

Концевые ободы *5* выклеены из гнутых сосновых реек. Нервюры и концевые ободы крепятся к лонжеронам на клею и гвоздях с помощью липовых уголковых вставок. Стабилизатор обшит березовой фанерой толщиной 2,5 *мм*, причем носовая часть обшивается 2,5-*мм* скорлупой, выклеенной на специальном болване из 0,5-*мм* шпона.

По оси симметрии стабилизатора на переднем лонжероне установлен узел крепления переднего лонжерона киля. К фюзеляжу стабилизатор крепится в четырех точках, для чего на переднем и заднем лонжеронах установлено по два сварных узла. На заднем лонжероне по оси симметрии стабилизатора установлен центральный кронштейн подвески руля направления.

Стабилизатор самолета Пе-2 (фиг. 27) — цельнометаллический двухлонжеронный с гладкой работающей обшивкой, подкрепленной стрингерами. Лонжероны *1* швеллерного сечения образованы поясами из прессованных бульбовых профилей и стенкой из листового материала с отверстиями облегчения. Каждый лонжерон состоит из двух симметричных половин, стыкующихся по оси симметрии стабилизатора.

На переднем лонжероне установлены два передних узла крепления оперения к фюзеляжу и узлы крепления качалок управления рулем на-



Фиг. 27. Хвостовое оперение самолета Пе-2.

правления. На заднем лонжероне установлены задние узлы *2* крепления оперения к фюзеляжу и кронштейны крепления подвески руля высоты.

Неразрезные дуралюминовые стрингеры *3* представляют собой прессованные бульбовые профили. Нервюры *4* отштампованы из листа с отверстиями облегчения. Вся обшивка приклепана к каркасу впотай.

В носке стабилизатора проходят тяги управления рулем направления; для подходов к качалкам в обшивке сделаны лючки.

На верхней и нижней поверхностях стабилизатора по его концам приклепаны угольники *5*, к которым на болтах крепятся кили.

Деревянный съемный киль самолета Як-1 (см. фиг. 26) состоит из двух лонжеронов *6*, носовых стрингеров *7*, угольников *8*, нервюр *9* и концевого обода *10*.

Лонжерон киля — коробчатого сечения; в местах подхода нервюр установлены фанерные диафрагмы с отверстиями облегчения. В местах установки узлов и кронштейнов в лонжеронах имеются бобышки. Нер-

вюры — основные и промежуточные — выполнены так же, как нервюры стабилизатора. Каркас задней песиловой заделки (аналогичный гаргроту фюзеляжа) обшит корытообразным листом миллиметровой фанеры.

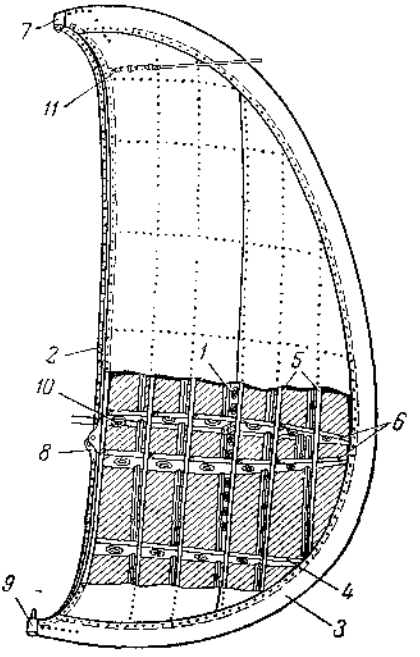
Обшивка в носовой части выклеена из шпона общей толщиной 2,3 *мм*, в остальной части — из фанеры толщиной 2 *мм*.

На фиг. 28 показан металлический съемный киль самолета Пе-2. Каркас киля состоит из двух лонжеронов *1* и *2* швеллерного типа, выштампованных из листа с отверстиями облегчения, набора нормальных *4* и усиленных *6* нервюр, носка-обода *3*, подкрепленного дуралюминовым штампованным швеллером и стрингерами *5*.

Литые из алюминиевого сплава верхний *7* и нижний *9* узлы подвески руля направления вклепаны в «рога» киля. Для подвески руля в узлы вставлены стальные штыри. Средний узел *8* подвески руля вклепан в задний лонжерон и расположен в сечении стыка киля со стабилизатором. В обшивке киля с наружной стороны имеются лючки для подхода к узлам крепления киля со стабилизатором, а также к среднему узлу подвески руля направления.

Примерами килей, выполненных зацело с фюзеляжем, могут служить кили самолетов ЛАГГ-3, МиГ-3 и др. (см. фиг. 27, 49, гл. III).

В этих самолетах шпангоуты в хвостовой части фюзеляжа развиваются кверху, образуя продольный набор каркаса киля. Поперечный набор каркаса киля образован нервюрами, носок киля делается жестким и иногда усиливается диафрагмами.



Фиг. 28. Киль самолета Пе-2.

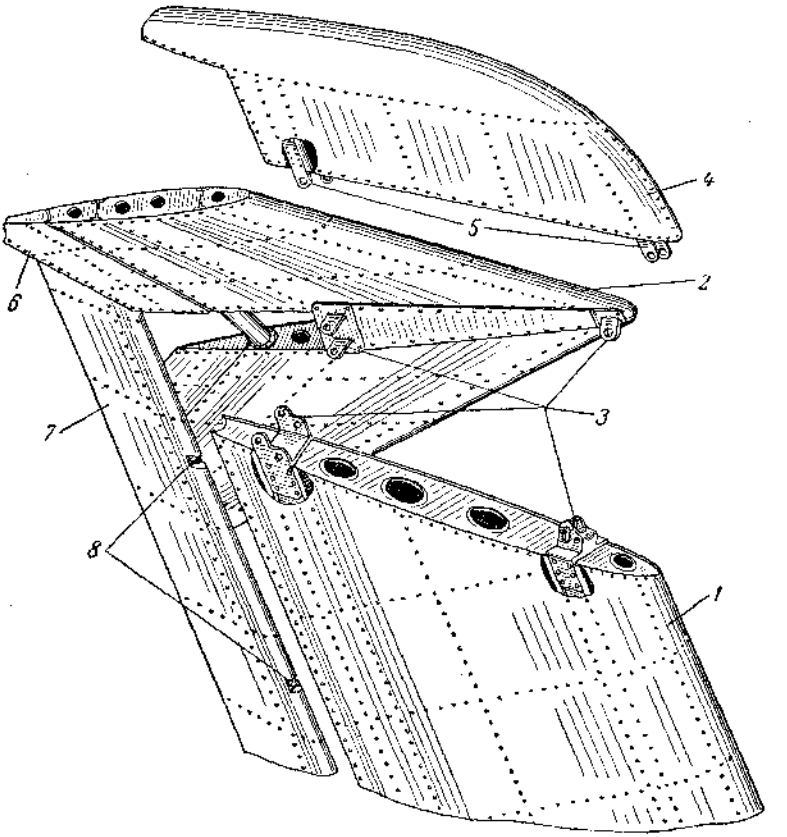
1, 2 — лонжероны; *3*—обод; *4*—нормальные нервюры; *5*—стрингеры; *6*—усиленные нервюры; *7, 8, 9* — узлы подвески руля направления; *10*—кронштейны с роликами для проводки тросов управления триммерами рулей направления; *11*—крепление антенны.

На гидросамолетах, а также на современных скоростных сухопутных самолетах горизонтальное оперение часто устанавливается на вертикальном оперении выше фюзеляжа. На фиг. 29 приведен пример одного из характерных конструктивных решений при таком расположении горизонтального оперения.

Рули и элероны

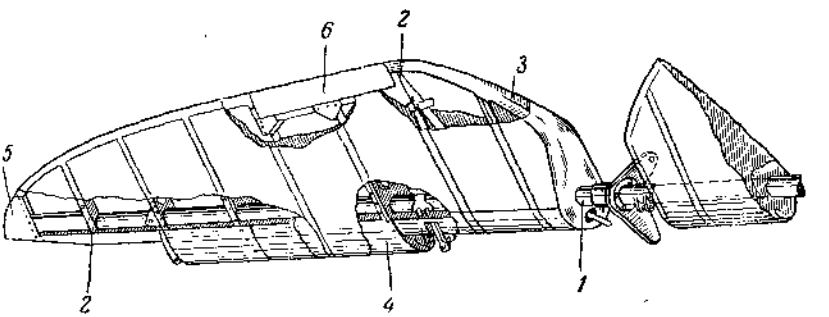
Рули высоты, рули направления и элероны отличаются от стабилизатора и киля тем, что их лонжероны работают на изгиб и кручение. Часто лонжерон выполняется в виде балки и в этом случае он вместе с носком образует замкнутый контур, воспринимающий кручение.

Рули и элероны для нескоростных самолетов выполняются обычно однолонжеронными, почти исключительно из дуралюмина с полотняной



Фиг. 29. Горизонтальное оперение, установленное на вертикальном оперении.

1—киль; *2*—стабилизатор; *3*—узлы крепления стабилизатора к килю; *4*—верхняя часть киля; *5*—узлы крепления верхней части киля к стабилизатору; *6*—рули высоты; *7*—руль направления; *8*—узлы подвески руля направления.



Фиг. 30. Руль высоты самолета Як-1.

1—лонжерон; *2*—нервюра; *3, 5*—концевые обтекатели; *4*—лобовой обтекатель; *6*—триммер.

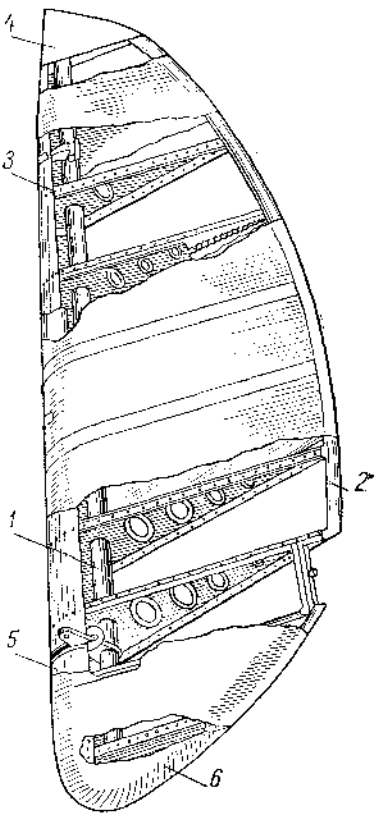
обшивкой, а для скоростных самолетов — с жесткой обшивкой. Такое сочетание материалов дает наиболее легкую по весу конструкцию и способствует более переднему расположению центра тяжести всей системы (крыло—элерон или стабилизатор—руль), что благоприятно в отношении вибраций, а также несколько упрощает весовую балансировку руля.

Типичные конструкции рулей с лонжеронами, работающими на кручение, изображены на фиг. 30, 31 и 32. Эти рули и элероны имеют трубчатые дуралюминовые лонжероны. К лонжерону прикреплены с помощью муфт и фланцев дуралюминовые штампованные нервюры. Носок обшивается тонким (0,5—0,6 *мм*) дуралюминовым листом, а весь каркас обтягивается полотном.

Задняя кромка руля или элерона представляет собой гнутый дуралюминовый профиль, приклепываемый к хвостикам нервюр. В элеронах или рулях больших самолетов между лонжероном и задней кромкой иногда ставятся стрингеры.

Примерами рулей, у которых кручение воспринимается контуром, образованным лонжероном и носком, могут служить руль высоты самолета Пе-2 (фиг. 27 и 33) и элероны, изображенные на фиг. 34 и 35. Во всех этих конструкциях лонжерон представляет собой дуралюминовую швеллерную балку, расположенную на 15—25% хорды. Носок руля зашивается дуралюминовым листом, а внутри располагается весовой балансир.

Расположение лонжерона впереди оси вращения является рациональным, так как в этом случае уменьшается весовой балансир.



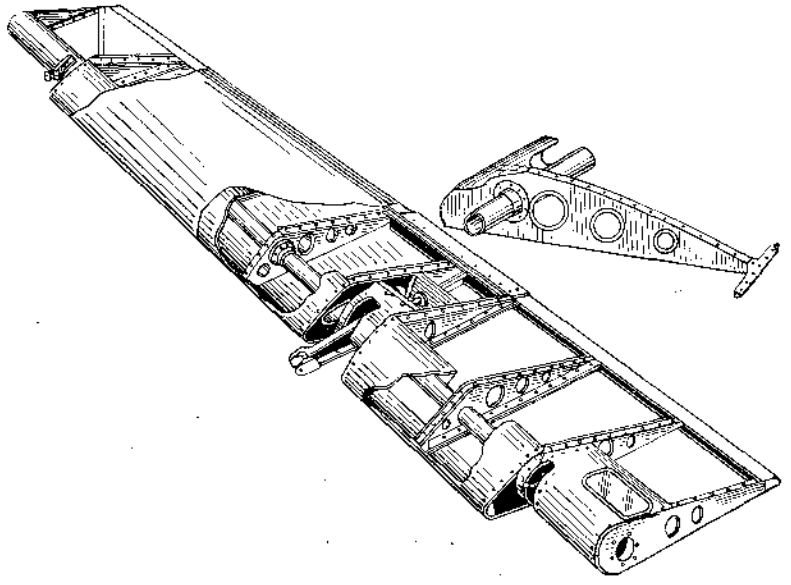
Фиг. 31. Руль направления самолета Як-1.

1—лонжерон; *2*—хвостовой обод; *3*—нервюра; *4, 6*—концевые обтекатели; *5*—обшивка носка.

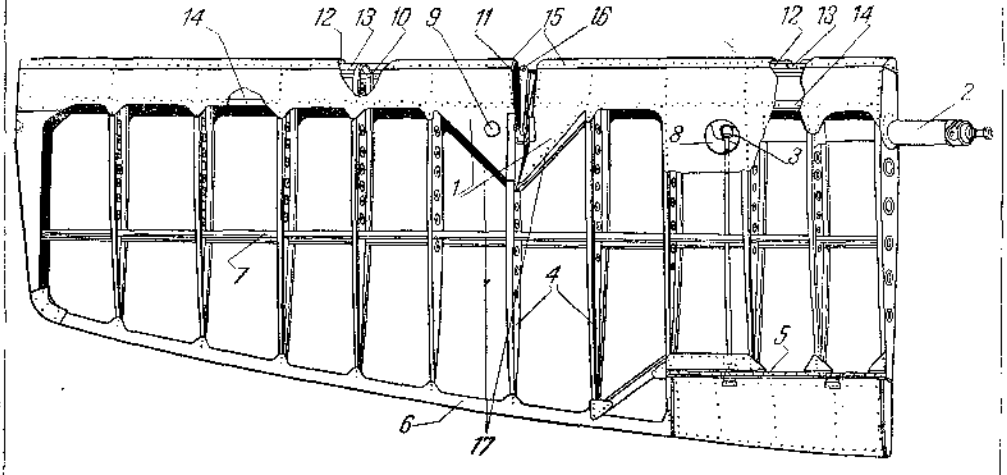
Для крепления кронштейнов в носке руля сделаны разрезы. Разрез нарушает контур, воспринимающий кручение, и, чтобы сохранить способность конструкции сопротивляться кручению, в этом месте создают дополнительный контур, располагая его позади лонжерона. Для этого конструкция в этих местах усиливается косыми нервюрами с зашивкой получившегося треугольника листовым дуралюмином. Полученные таким образом жесткие треугольники компенсируют вырезы в носке и обеспечивают хорошую работу конструкции на кручение.

Деревянные элероны применяются редко, так как по весу они получаются тяжелее дуралюминовых.

Элероны и рули монтируются на кронштейнах, укрепленных на нервюрах и лонжеронах. Кронштейны должны возможно меньше выступать в поток, причем выступающая в поток часть должна иметь обтекаемую форму.

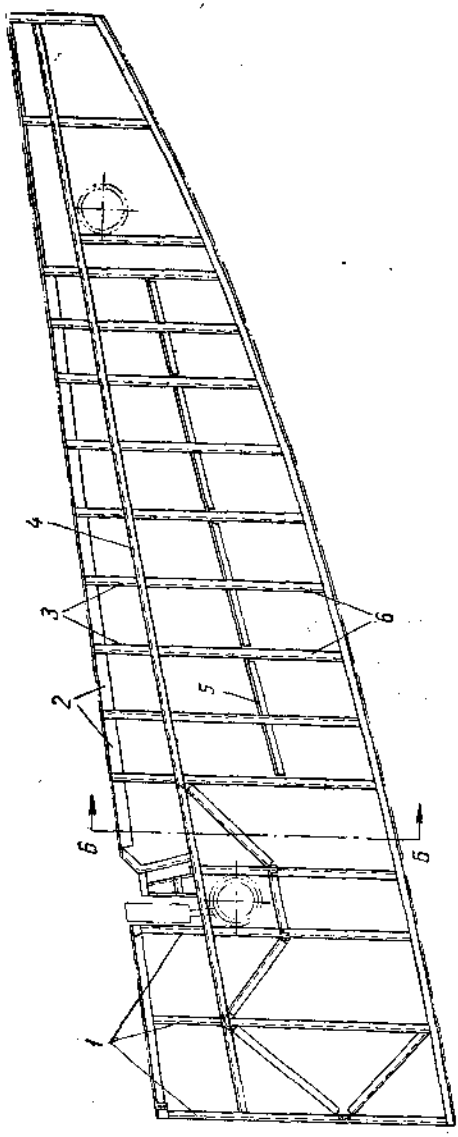


Фиг. 32. Конструкция элерона.

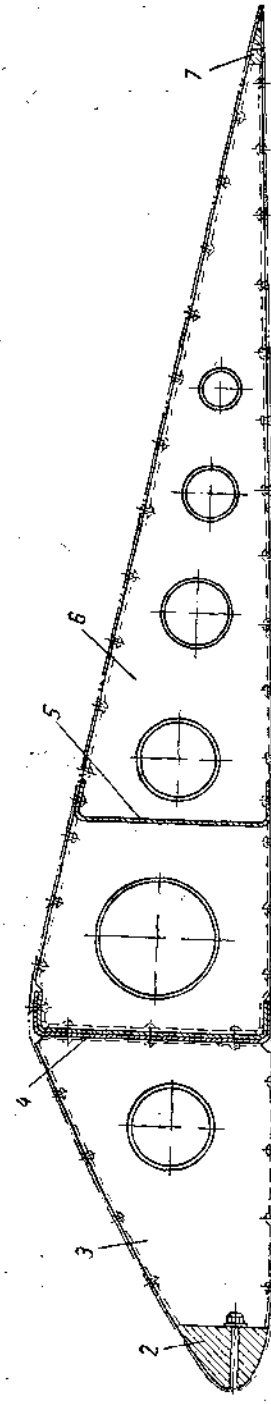


Фиг. 33. Руль высоты самолета Пе-2.

1—разрезная балка; *2*—осевая труба; *3*—кронштейн винтового механизма управления триммерами; *4*—нервюры; *5*—дополнительный стрингер крепления триммера; *6*—обод; *7*—стрингер; *8*—лючок; *9*—смотровой глазок; *10*—мембраны или нервюры между лонжеронами; *11*—кронштейн средней опоры руля высоты; *12*—контргрузы (весовой балансир); *13*—передний лонжерон; *14*—задний лонжерон; *15*—обойма носка; *16*—вырез для крепления кронштейна; *17*—косая нервюра.



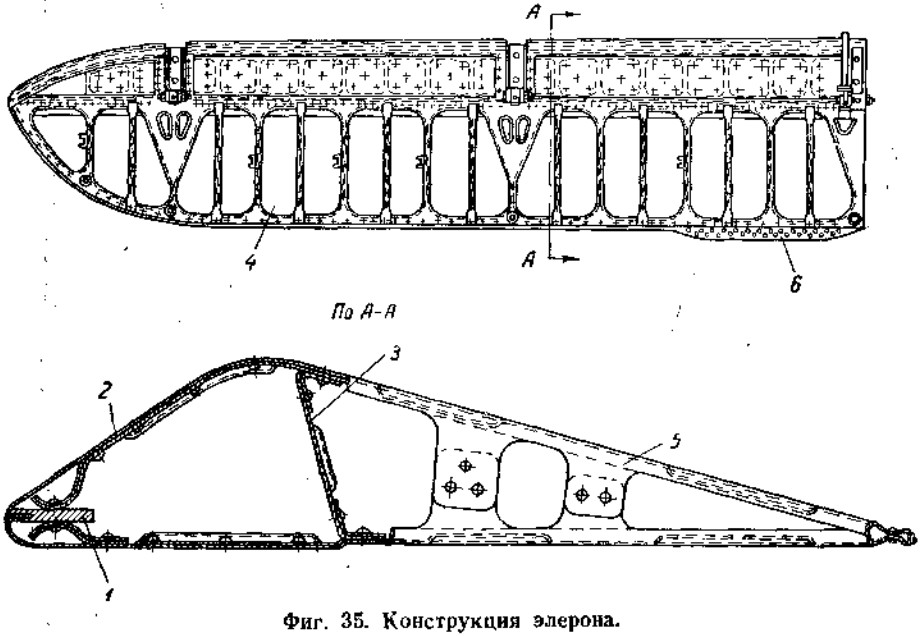
По Б-Б



Фиг. 34. Конструкция элерона.

1—нервюры; *2*—противовес (свинец); *3*—носок нервюры; *4*—лонжерон; *5*—профильная стенка; *6*—хвостовая часть нервюры; *7*—хвостовой обод.

На современных самолетах часто устанавливают взаимозаменяемые рули высоты. Взаимозаменяемость правой и левой половин руля высоты дает большие преимущества в производстве и при эксплуатации самолета. Так как для хвостового оперения самолета применяется симметричный профиль, то взаимозаменяемость двух половин руля высоты конструктивно осуществляется весьма просто.



Фиг. 35. Конструкция элерона.

1—противовес (сталь); *2*—обшивка (дюралюмин); *3*—лонжерон; *4*—обшивка (полотно); *5*—хвостовая нервюра; *6*—компенсатор.

Расположение рычага и тяги управления триммером на одной половине руля высоты сверху, а на другой снизу никаких осложнений не вызывает.

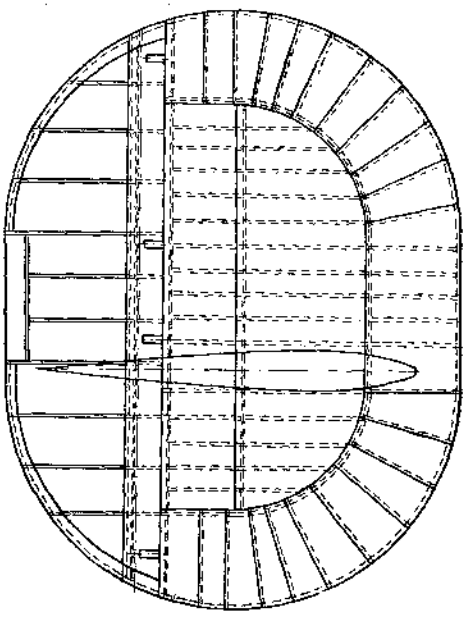
Детали оперения

Лонжероны и нервюры оперения имеют много общего с одноименными деталями крыла. В конструкции рулей, обычно более легкой, часто можно встретить лонжероны в виде трубы или замкнутого легкого цельного или составного профиля. Характерны также лонжероны килей, образующиеся из шпангоутов хвостовой части фюзеляжа.

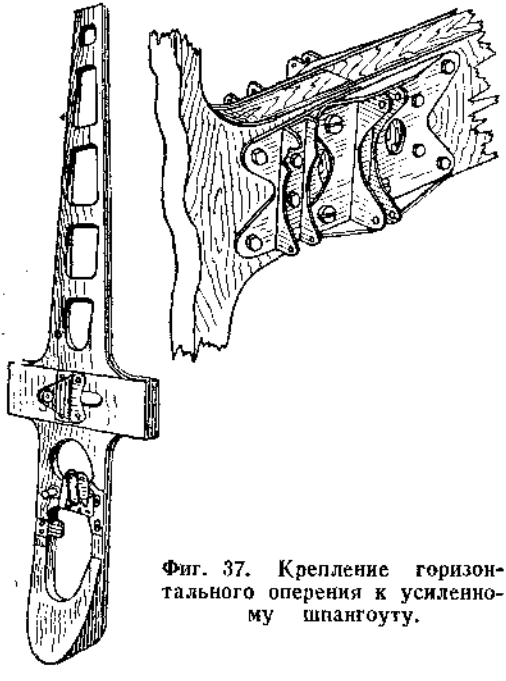
Поперечные наборы, как правило, представляют собой неполные по хорде нервюры нормального и усиленного типа обычно симметричного профиля. У килей часто вместо нервюр со стенками ставят только полки нервюр, имеющие то же назначение, что и стрингеры. Своеобразным является расположение нервюр: часто оси нервюр направлены не по полету, а перпендикулярно к наружным кромкам или лонжеронам (фиг. 36), что технологически выгодно.

Стыковочные узлы крепления к фюзеляжу килей и стабилизаторов употребляются тех же типов, какие были описаны при рассмотрении крыльев. При этом в местах крепления стабилизатора к фюзеляжу внутри последнего ставятся усиления в виде короткого лонжерона или усиленного шпангоута (фиг. 37, 38). Довольно широко применяется неразрезной, цельный по всему размаху стабилизатор.

Стыковка стабилизатора с фюзеляжем всегда происходит на малой базе (расстояние между правым и левым узлами крепления), и это вызывает значительные местные усилия в фюзеляже и заставляет применять довольно мощные узлы крепления. Стабилизатор для возможности переставки его в полете на нужный угол устанавливается на фюзеляже так, что одно из креплений (переднее или заднее) делается шарнирным, а другое — подвижным, по вертикали (фиг. 39).

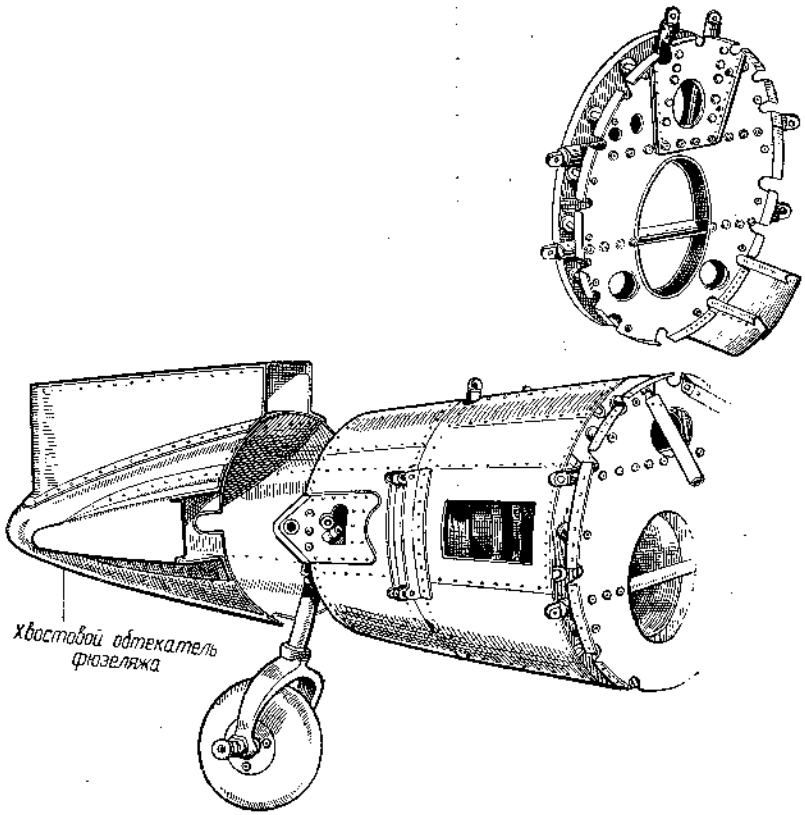


Фиг. 36. Схема набора разнесенного вертикального оперения.

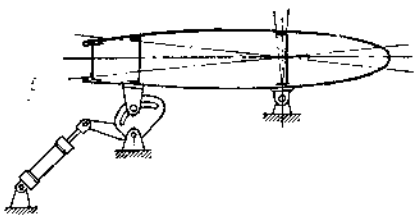


Фиг. 37. Крепление горизонтального оперения к усиленному шпангоуту.

Рули и элероны соединяются со стабилизаторами, килями и крылом при помощи сферических шариковых подшипников, которые ставятся по концам рулей или элеронов (торцевые шарниры) и в нескольких местах по размаху. Торцевые шарниры применяются только в жестких (коротких и толстых) или очень гибких (длинных и тонких) рулях; обычно выгоднее делать разгружающие консоли. Количество шарниров определяется размахом руля или элерона. При трех и более шарнирах рекомендуется руль (элерон) делать разрезным из двух частей, как это указывалось выше, так как несколько расположенных по размаху шарниров могут при деформации крыла или стабилизатора быть сдвинуты от прямой линии, соединяющей их оси, что приведет к заклиниванию руля. Выполнение же руля (элерона) из двух половин при наличии двух шарниров на каждой половине исключает заклинивание.



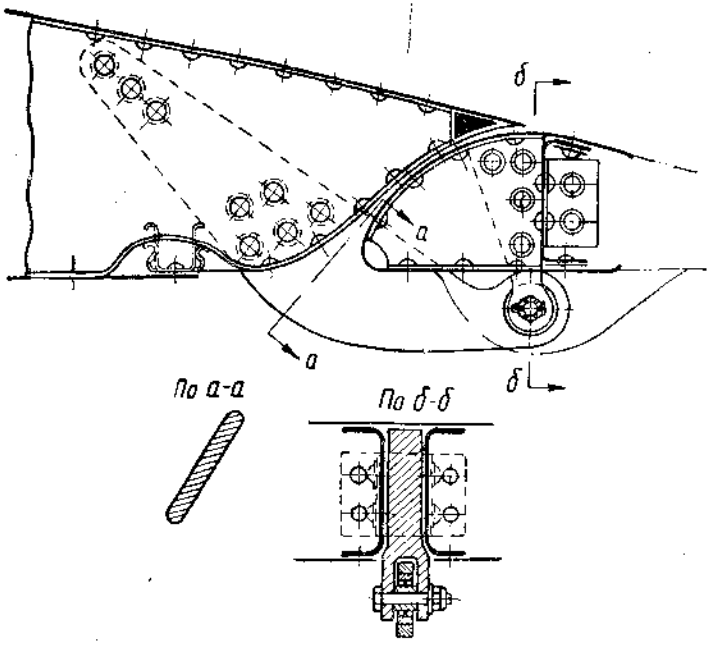
Фиг. 38. Усиленные шпангоуты для крепления хвостового оперения.



Фиг. 39. Схема изменения угла установки стабилизатора.

Конструкции и размеры *кронштейнов*, несущих шарниры, весьма различны и зависят от высоты профиля, места установки (лонжерон, нервюра), наличия и размеров щелей и компенсации.

На фиг. 40, 41, 42 показано несколько кронштейнов подвески. Кронштейн *элерона* (фиг. 40) установлен на лонжероне элерона, имеющем вертикальную стенку. На фиг. 41 приведен кронштейн с расположением шарнира позади лонжерона для снижения веса балансира. На фиг. 42 показана симметричная подвеска руля высоты с ограничительными упорами.

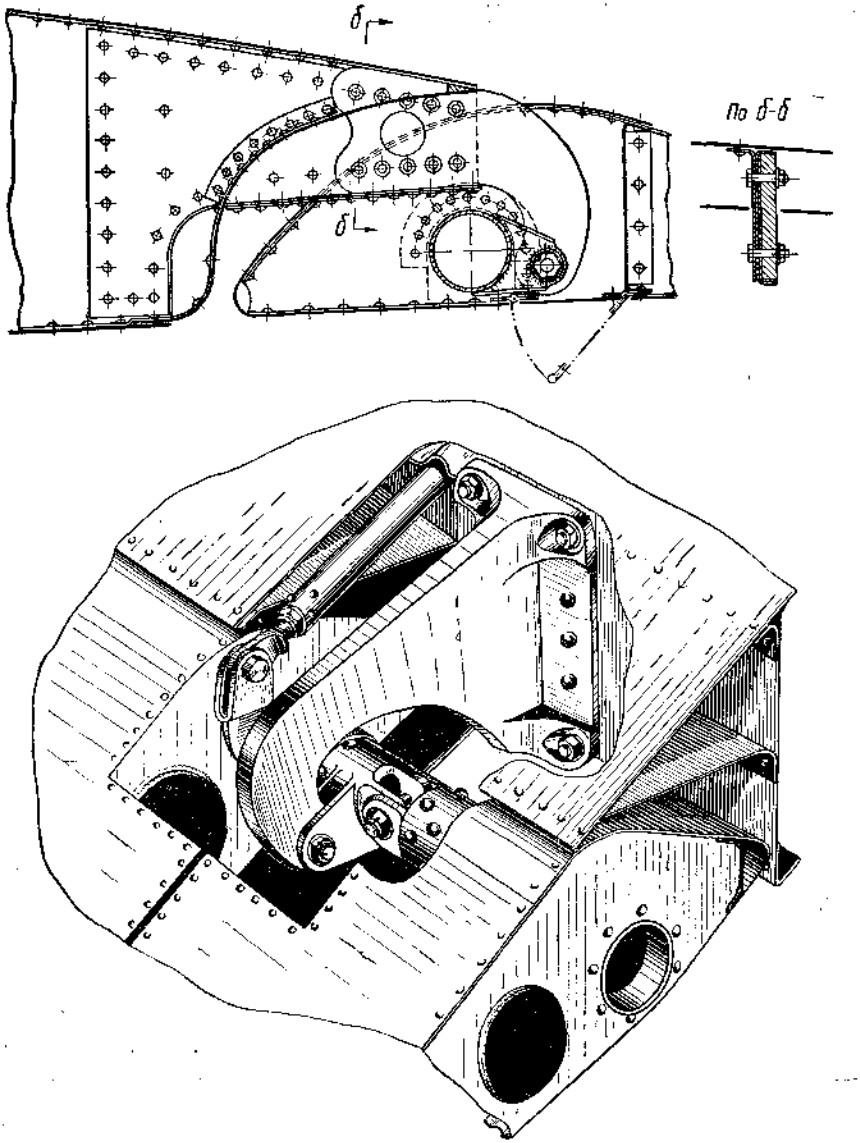


Фиг. 40. Кронштейн элерона.

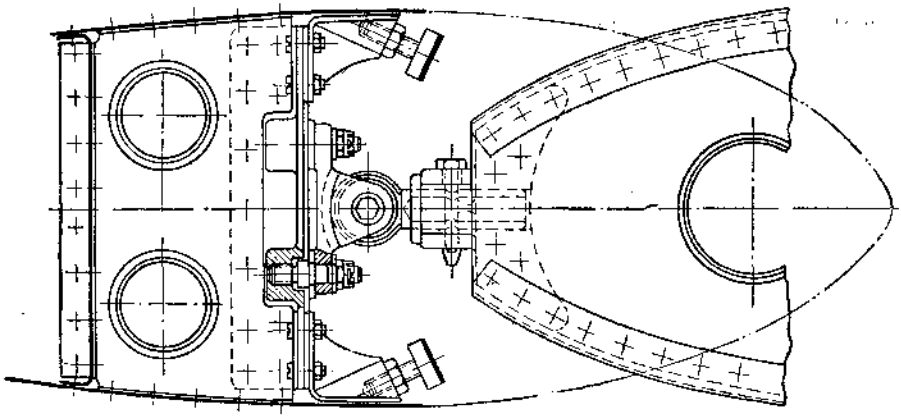
Крайний (торцевой) шарнир руля высоты изображен на фиг. 43. Он имеет обычный двухрядный шарикоподшипник. Для облегчения сборки при трех и более шарнирах иногда применяется специальный шарнир (фиг. 44), имеющий два эксцентриковых кольца, подбирая нужное взаимное положение которых, можно смещать шарнир в разные стороны в пределах круга радиусом 4 *мм*, что вполне достаточно для устранения любой неточности производства.

Для взаимозаменяемости рулей часто применяют подвеску шарниров на ориентирующихся по размаху кронштейнах (фиг. 45). В этом случае для предупреждения свободного смещения руля в сторону одна подвеска должна быть сделана жесткой.

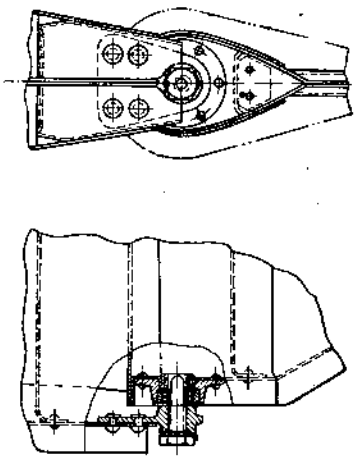
Роговые и осевые *компенсаторы* составляют часть площади руля и входят в набор его конструкции. Серворули, сервокомпенсаторы и триммеры являются самостоятельной конструкцией. Конструкции этих устройств очень просты. Каркас их обычно состоит из расположенного по длине легкого дуралюминового профиля и нескольких диафрагм-нервюр. Обшивка — дуралюминовая или полотняная. На фиг. 46 показана конструкция сервокомпенсатора, состоящего из согнутого дуралюминового листа с диафрагмами.



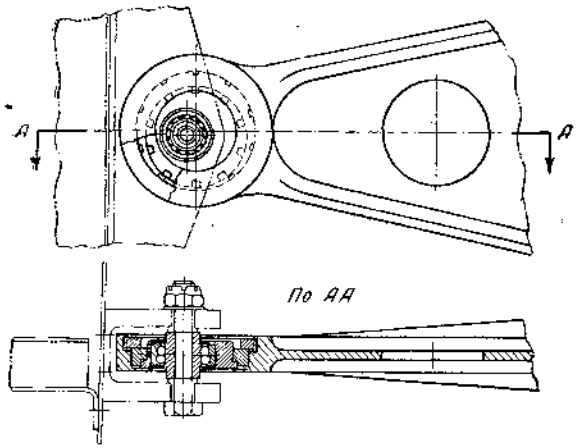
Фиг. 41. Кронштейн элерона с расположением шарнира позади лонжерона.



Фиг. 42. Симметричная подвеска руля высоты с ограничительными упорами.

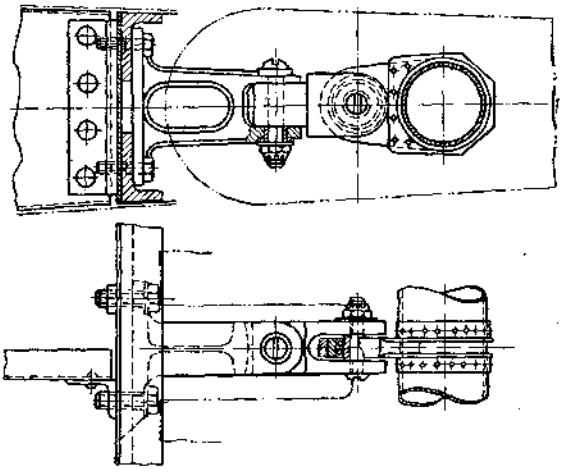


Фиг. 43. Торцевой шарнир руля высоты.



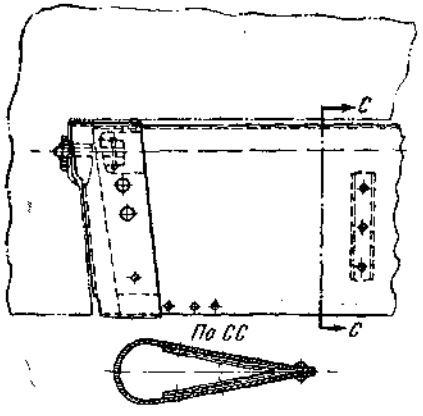
Фиг. 44. Шарнир с эксцентриковыми кольцами.

На фиг. 47 изображен *триммер* из пластмассы. Он изготовлен из нескольких слоев ткани, пропитанной феноловыми пластиками, и весит

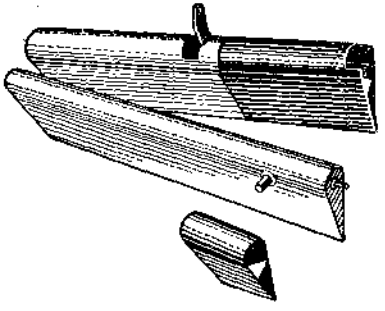


Фиг. 45. Подвески шарниров на ориентирующихся кронштейнах.

значительно меньше, чем металлический. Для повышения прочности и жесткости внутри триммера имеется продольная стенка. Поверхность триммеров из пластмассы получается значительно более гладкой, чем у металлических.



Фиг. 46. Конструкция сервокомпенсатора.



Фиг. 47. Триммеры из пластмассы.

Серворули, сервокомпенсаторы и триммеры подвешиваются на обычных шарнирах или на петлях с шомполом.

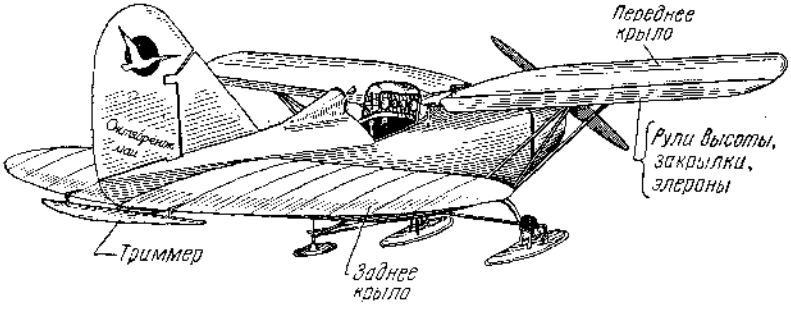
5. ОСОБЫЕ ТИПЫ ОПЕРЕНИЯ

Ниже приведем несколько примеров оперения самолетов, выполненных по схемам «утки», бесхвостых самолетов и др.

Переходным типом от самолета так называемой нормальной схемы к самолету типа «утка» является биплан-тандем. В самолете этой схемы роль горизонтального оперения выполняет одно из крыльев. Если эту роль выполняет переднее крыло, которое должно быть управляемым,

то самолет получает схему, подобную «утке». Оригинальный самолет был разработан и построен в Московском авиационном институте конструктором П. Д. Грушиным. Этот самолет (фиг. 48) имел два крыла, расположенных одно за другим; на переднем крыле имелись закрылки (они же рули высоты и элероны).

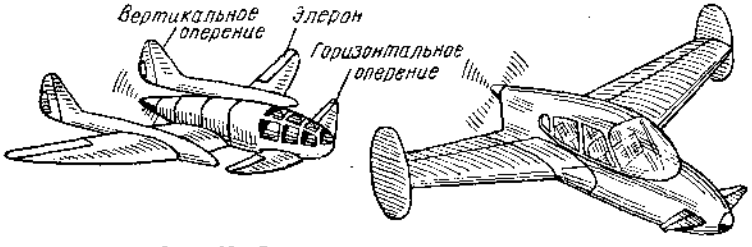
Для балансировки на заднем крыле был установлен подвесной триммер.



Фиг. 48. Самолет «Октябренок».

Из современных самолетов типа «утка» можно отметить проекты скоростных самолетов с толкающими винтами сзади (фиг. 49). Горизонтальное оперение «утки» выполняется несущим.

Преимущество самолета схемы «утка» заключается в невозможности срыва потока на крыле, так как при увеличении угла атаки срыв потока наступает прежде всего на горизонтальном оперении, вследствие чего самолет автоматически опускает нос и переходит на малые углы атаки. Продольная управляемость осуществляется изменением подъемной силы горизонтального оперения.

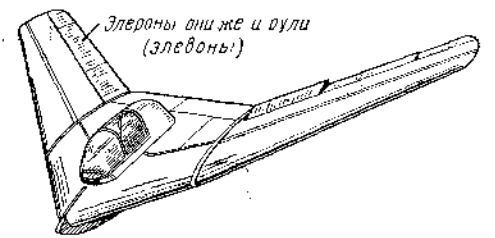


Фиг. 49. Схемы самолетов типа «утка».

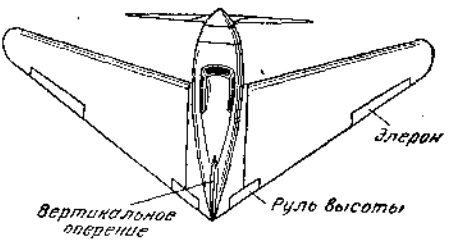
Вертикальное оперение «утки» по площади несколько больше, чем у самолета нормальной схемы, вследствие малого плеча (расстояния от центра тяжести самолета до центра давления оперения), элероны обычные. В свое время эта схема самолета сильно интересовала авиационных конструкторов и исследователей, затем на довольно длительный промежуток времени она перестала быть в сфере внимания и лишь в самое последнее время внимание конструкторов снова обращено к ее изучению.

У бесхвостых самолетов и самолетов «летающее крыло» все оперение размещается на крыле. На фиг. 50 изображен планер «Осоавиахимовец», построенный в Харьковском авиационном институте в 1933—1934 гг. На этом планере впервые были установлены элероны, они же рули высоты,

получившие позднее название элевонов. Большая стреловидность крыла позволила устранить вертикальное оперение.



Фиг. 50. Планер «Осоавиахимовец».



Фиг. 51. Одна из схем расположения оперения на бесхвостом самолете.

При наличии вертикального оперения у таких самолетов оно может располагаться в плоскости симметрии самолета (фиг. 51) или по концам крыла. В обоих случаях, при отсутствии стреловидности крыла, размеры вертикального оперения должны быть значительно больше, чем у нормального самолета, вследствие малого плеча относительно центра тяжести.

ЗАДАНИЕ ПО ОРГАНАМ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ

1. Перечислить, из каких элементов состоит оперение и каково их назначение. Дать характеристику основных типов оперений.
2. Дать краткий обзор:
а) по аэродинамической компенсации,
б) по средствам балансировки,
в) по конструктивным мероприятиям для устранения вибрации (флаттера, бафтинга).
3. Сделать эскиз поперечного сечения горизонтального оперения одного из современных самолетов и указать, что общего в нем с конструкцией крыла.
4. Указать различия между триммером, сервокомпенсатором, сервотриммером и серворулем.
5. Указать основные способы крепления оперения к фюзеляжу и рулей (включая элероны) к агрегатам конструкции.

ГЛАВА V

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ И ТРЕБОВАНИЯ

На самолете имеется много установок, агрегатов, механизмов и устройств, которыми управляют члены экипажа или различные автоматы. Это — двигатели с их сложными системами, винты, шасси, механизация крыла, вооружение и т. д. Однако термином «управление самолетом» называют управление лишь органами устойчивости и управляемости самолета [1].

В комплекс управления любой рулевой поверхностью входят: командный рычаг или иное аналогичное устройство в кабине летчика, система проводки от командного рычага к рулю и рычаг на руле, при помощи которого поворачивается руль.

Управление рулями самолета разделяется на две совершенно независимые системы — ручное управление и ножное управление.

Ручное управление включает управление рулем высоты и управление элеронами, осуществляемое ручкой или штурвалом, расположенными в кабине летчика и приводимыми в действие руками летчика.

Ножное управление предназначено для воздействия на руль направления и осуществляется педалями, на которые летчик действует ногами.

Движения рук и ног при управлении самолетом соответствуют естественным рефлексам человека при сохранении равновесия. Это сильно облегчает обучение пилотажу. При движении руки вперед — «от себя» — рули высоты отклоняются вниз (при нормальной схеме), и самолет опускает нос (появляется пикирующий момент относительно оси z). При движении руки назад — «на себя» — рули высоты отклоняются вверх, и самолет поднимает нос (появляется кабрирующий момент). Движение руки направо вызывает крен на правое крыло (вокруг оси x), движение налево — левый крен.

Аналогично в ножном управлении движение левой ноги вперед вызывает отклонение руля направления и самолета налево, а движение вперед правой ноги вызывает отклонение руля и самолета направо.

Наряду с общими для всех частей самолета требованиями — достаточная прочность и жесткость, малый вес и малое сопротивление (отсутствие выступающих в поток деталей), простота производства и ремонта, удобство эксплуатации и достаточная живучесть проводки управления —

[1] В этой главе рассмотрено также и управление средствами балансировки самолета.

к управлению следует предъявить еще ряд специфических требований.

1. При отклонении рулей или элеронов усилия на ручке, штурвале и педалях должны возрастать плавно и быть направлены в сторону, противоположную движению ручки, штурвала и педалей. Кроме того, величины усилий не должны превышать пределов, предусмотренных нормами.

2. Должна быть предусмотрена независимость действия рулей высоты и элеронов: отклонение ручки или колонки штурвала управления в продольном направлении не должно вызывать отклонения элеронов и наоборот.

3. При деформациях крыла и фюзеляжа должна быть исключена возможность заедания и зажима проводки и механизмов управления.

4. Ручки, штурвалы и педали, все рычаги и тяги управления должны быть расположены в кабине так, чтобы не стеснять движений летчика при работе, а также не мешать ему войти в кабину и выйти из нее. Кроме того, механизм ножного управления в кабине должен допускать регулировку под рост летчиков. Двойное управление должно быть удобным при смене летчиков, а в учебных самолетах — выключающимся.

5. Углы отклонения механизмов управления должны обеспечивать запасы рулей и элеронов с учетом неустановившихся движений относительно всех осей, т. е. несколько больше того, что получается из расчета или продувок. Механизмы управления должны иметь стопоры предельных углов отклонения.

6. Кинематика системы проводки должна действовать надежно при всех положениях полета.

7. Тяги или тросы проводки не должны попадать в резонансные колебания.

8. Вся система проводки управления должна иметь минимальное трение в сочленениях, минимальный износ трущихся частей и не допускать люфтов (под люфтом здесь подразумевается возможность движения ручки, штурвала, колонки и педалей без отклонения рулей или элеронов вследствие слабины в проводке).

9. Детали проводки управления, находящиеся в пассажирских и других кабинах, а также багажниках, должны быть предохранены от порчи и зажима.

Одним из основных критериев, по которому летчик оценивает качество управления самолета, являются усилия, которые приходится прикладывать в полете к ручке и педалям. Приводим рекомендуемые ЦАГИ максимальные величины давления на ручку при управлении рулями высоты:

при пикировании для истребителей — 4—9 *кг*, для бомбардировщиков — 6—14 *кг*;

при посадке (V_{min} и $c_{y\,max}$) для истребителей — 2 *кг*, для бомбардировщиков — 4 *кг*.

Соотношения между давлением на ручку при управлении рулями высоты, давлением на ручку при управлении элеронами и давлением на педали при управлении рулем направления рекомендуются следующие: элерон: руль высоты: руль направления = (1):(2):(5—8).

Углы отклонения рулей устанавливаются обычно по статистическим данным и в большинстве случаев лежат в следующих пределах:

Таблица 1. V

Тип самолета	Руля высоты		Руль направления	Элероны	
	вверх	вниз	в обе стороны	вверх	вниз
Истребитель	30—35°	15—20°	25—30°	20—30°	8—12°
Тяжелый самолет	20—25°	15—20°	20—25°	15—20°	8—20°

Примечание. Большее отклонение рулей высоты вверх вызвано необходимостью получить больший эффект рулей при посадке. Различные отклонения элеронов вверх и вниз (одного вверх, другого вниз) являются мерой улучшения поперечной управляемости (см. гл. IV).

2. ТИПЫ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Классификация

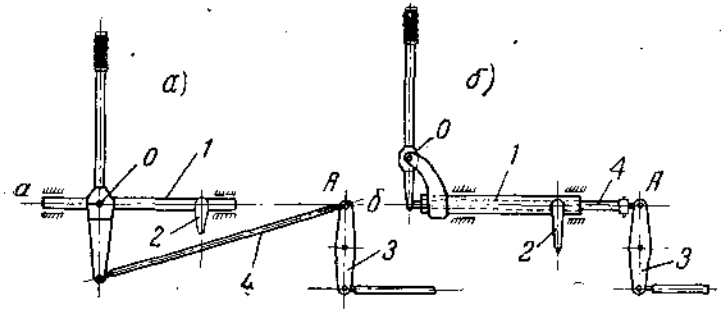
Управление рулями самолета удобно классифицировать по двум признакам: по типу командного рычага управления и по типу проводки.

По первому признаку для систем ручного управления различают управление ручкой, управление штурвалом и управление ручкой на колонке, а для систем ножного управления — рычажное и педальное. Ручное и ножное управления, сохраняя основной признак по типу командного рычага, имеют ряд конструктивных решений, которые будут рассмотрены ниже.

По второму признаку различают гибкое (тросовое), жесткое (стержневое) и смешанное управление.

Типы командных рычагов

Ручка или рукоятка управления представляет собой вертикально расположенный рычаг, имеющий две степени свободы. Шарнирное крепление нижней части ручки позволяет ей отклоняться вперед—

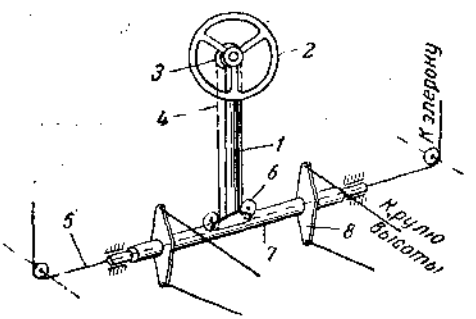


Фиг. 1. Схемы приводов ручного управления самолетом.

назад при управлении рулями высоты и вправо—влево при управлении элеронами. На фиг. 1 показаны возможные схемы управления, где командный рычаг выполнен по типу «ручки». В продольном направлении ручка вращается относительно шарнира *O*, а в поперечном — вместе с трубой *1* — относительно оси *аб*. На трубе *1* укреплен рычаг *2* управления элеронами. Независимость работы рулей и элеронов достигнута расположением крепления тяги *4* к рычагу *3* управления рулями высоты на продолжении оси *аб*.

Штурвальное управление (фиг. 2) состоит из колонки *1* и штурвала *2*; при этом колонка может отклоняться только вперед—назад для управления рулями высоты. Элероны управляются вращением штурвала, который жестко соединен с зубчатым колесом *3*. На зубчатое колесо надета цепь *4*, концы которой соединены с тросами *5*. Тросы через ролики *6* подводятся к элеронам. Колонки обычно крепят внизу к горизонтально расположенной трубе *7*, несущей рычаги *8* управления рулями высоты.

«Ручка на колонке» (фиг. 3) является комбинацией ручки и штурвала. В верхней части этот командный рычаг выполнен, как ручка *1*. На некотором расстоянии от верхнего конца ручка переламывается и с нижней частью соединяется шарниром, позволяющим верхней части ручки вращаться в поперечной плоскости (вправо-влево) для управления элеронами подобно штурвальному управлению, т. е. при помощи цепи и троса или рычагов. Нижняя часть ручки может только отклоняться вперед — назад подобно штурвальной колонке и управляет рулями высоты.



Фиг. 2. Схема приводов ручного штурвального управления.

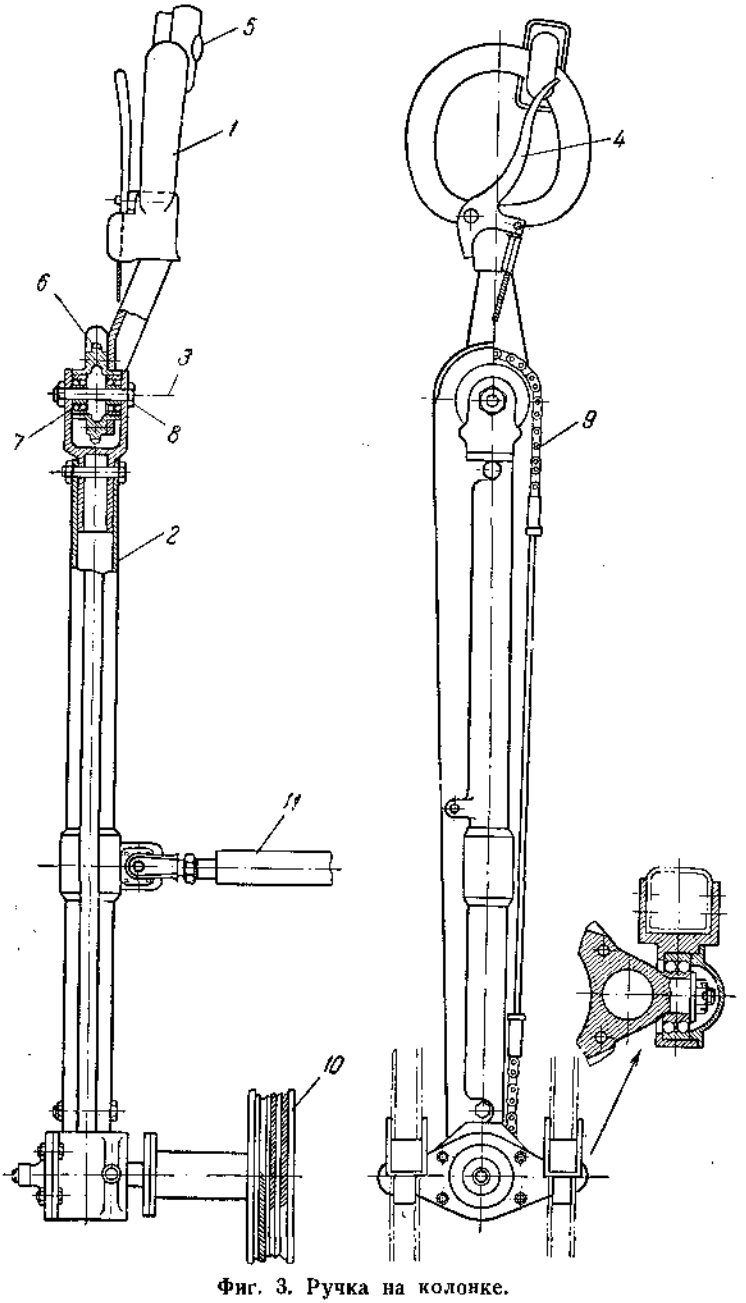
Ручка и штурвал с вертикальной колонкой применяются одинаково часто. Ручка ставится на истребителях и небольших самолетах, управление которыми не требует больших усилий и в то же время должно обладать возможно более высокой чувствительностью. Штурвал ставится на более тяжелых самолетах.

Элероны можно использовать в качестве рулей высоты на бесхвостых самолетах и на самолетах типа «летающее крыло». Такие элероны, которые могут, кроме своей основной функции, выполнять и функции рулей высоты, будем называть *элевонами или элеронами — рулями высоты* [1]. В этом случае кинематика передачи от командного рычага (ручки) должна позволять, не нарушая основных правил движения ручки управления, осуществлять отклонение элеронов одновременно вверх и вниз (рули высоты) и в разные стороны (элероны). На фиг. 4 изображены две достаточно простые схемы рычажного механизма ручного управления элевонами.

Рычажное ножное управление с горизонтальным расположением рычагов (фиг. 5). Двуплечий рычаг *3* (коромысло) с поступательно движущимися педалями *1* на концах установлен на вертикальной оси *6*. Горизонтальное расположение рычага требует для получения достаточного плеча довольно широкой расстановки ног, что необходимо и для того, чтобы ноги не мешали ручке управления отклоняться в стороны. Сочетание рычажного ножного управления с ручкой ручного управления широко применяется.

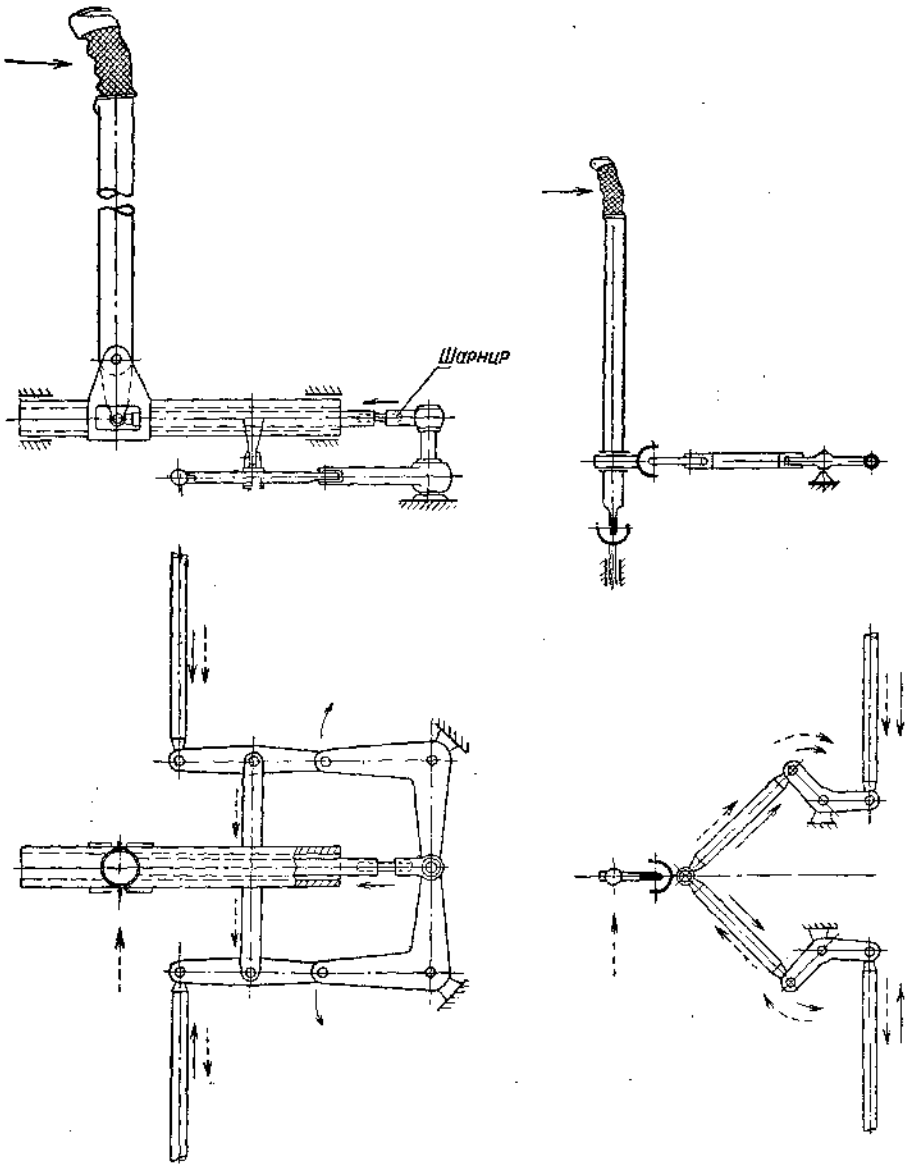
Рычажное ножное управление с вертикальным расположением рычагов (фиг. 6). На трубе *1* расположены

[1] В 1933—1934 гг. конструкторским коллективом ХАИ был разработан механизм управления элевонами и применен на планере типа «летающее крыло».



Фиг. 3. Ручка на колонке.

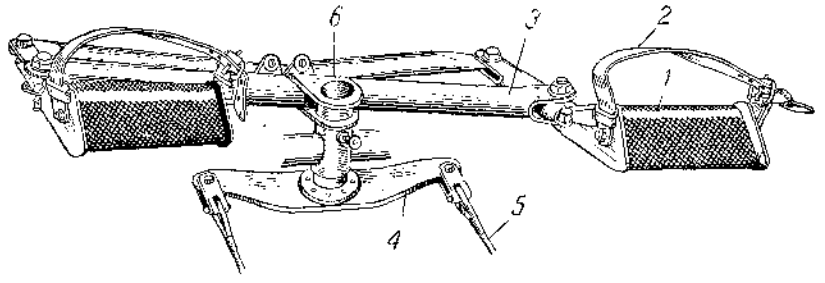
1—ручка; *2*—труба; *3*—ось вращения ручки; *4*—рычажок управления тормозами колес; *5*—кнопка управления огнем пушек и пулеметов; *6*—зубчатое колесо передачи управления элеронами; *7*—шариковые подшипники; *8*—болт; *9*—цепь Галля; *10*—сектор тросовой передачи к элеронам; *11*—тяга проводки к рулю высоты.



Фиг. 4. Схемы ручного управления элевонами.

ушки для подвески педали. Педали крепятся ниже (или выше) общей оси вращения *аб* на рычагах, свободно вращающихся относительно этой оси. Педали связаны тягами *4* с трубой *2*, несущей рычаги *3*. Вертикальное расположение рычагов позволяет ставить педали близко друг к другу, что экономит место в кабине и хорошо сочетается со штурвальным управлением.

Ножное управление со скользящими педалями показано на фиг. 7. При таком управлении педали перемещаются по прямолинейным направляющим *1* и соединены с гибкой проводкой посредством двойных сережек *2*. Спереди правые сережки соединены с левыми через два ролика *3* тросом *4*. Между сережками установлены пластины *5* с ушками, прижатые пружинами *6* вниз. В пластинах *5* снизу имеются



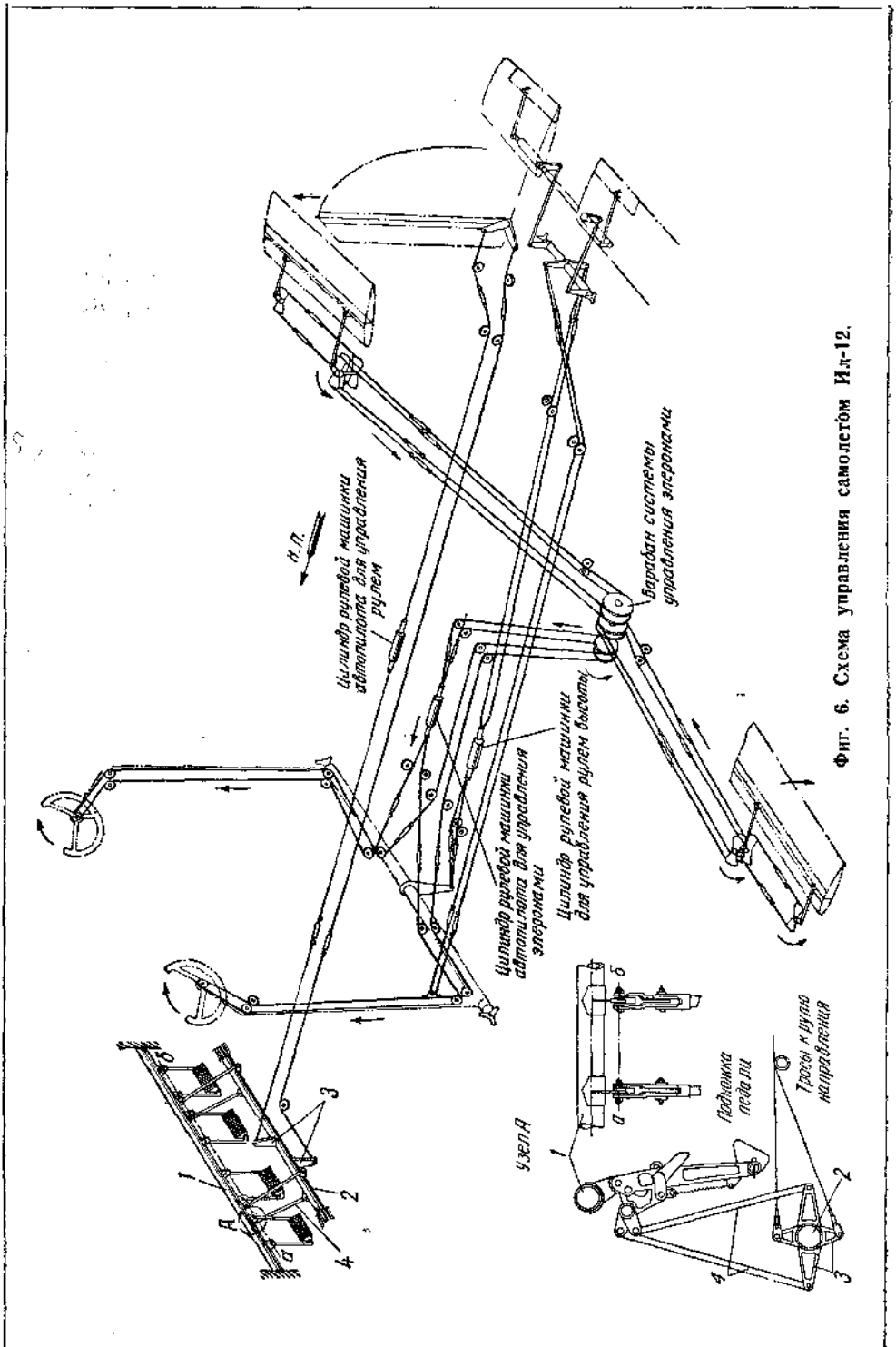
Фиг. 5. Схема рычажного ножного управления с горизонтальным расположением рычага.

1—педаль; *2*—ремешок; *3*—основной рычаг; *4*—кронштейн; *5*—трос; *6*—ось.

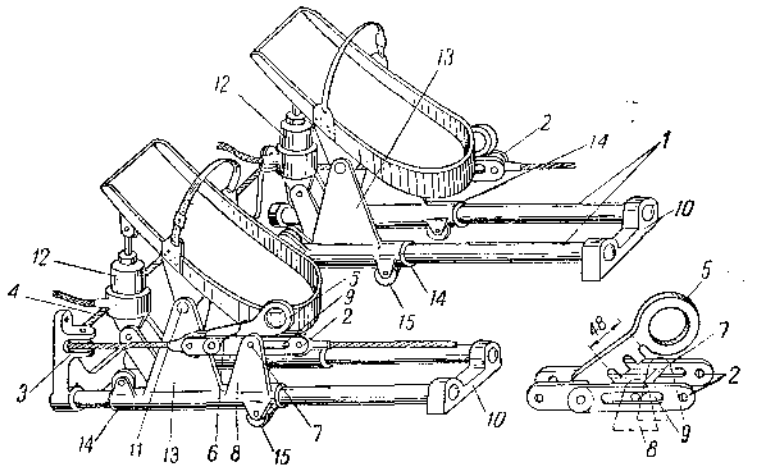
три прямоугольных выреза, в которых болты *7*, проходящие через кронштейны *8* и вырезы *9* в сережках *2*, могут быть переставлены при регулировке управления под рост летчика в три различных положения, соответствующие переднему, среднему и заднему положениям педалей. Направляющие *1* установлены на кронштейнах *10*, края которых находятся на разной высоте, для создания развала педалей наружу в соответствии с естественным и удобным положением ступней ног. Педали вращаются вокруг шарнира *11*. Носки педалей соединены со штоками цилиндров *12* управления тормозами. Кронштейны *13* крепления педалей и цилиндров отлиты за одно целое в виде моста с ползунами *14*, имеющими направляющие ролики *15*.

В случае применения V-образного хвостового оперения (см. фиг. 5, гл. IV) специфика механизма заключается в том, что ручное и ножное управление соединено с рулями, состоящими из двух самостоятельно управляемых половин. При движении ручки назад «на себя» и вперед «от себя» обе половины руля одновременно отклоняются вверх или вниз, а при движении педалей — в разные стороны (фиг. 8). При вращении в стороны ручка поворачивается относительно оси *ab*. Тяги *1* и *2* проводки к элеронам проходят внутри трубы *3*, имеющей вырез и кронштейны *4* сверху для крепления ручки.

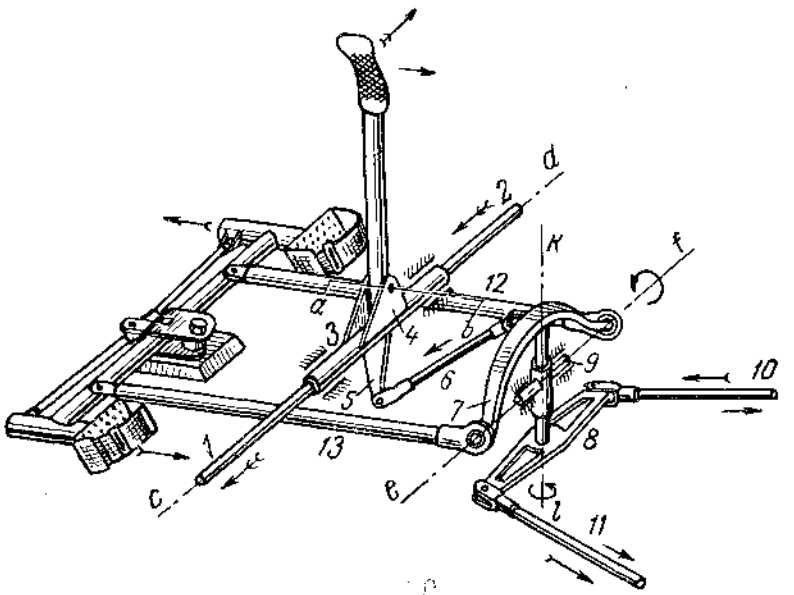
Управление рулями при одновременном отклонении их вверх и вниз осуществлено вращением трубы *3* и ручки относительно оси *cd*. Снизу на трубе *3* укреплен рычаг *5*, соединяющийся тягой *6* с кривым двуплечим



Фиг. 6. Схема управления самолетом Ил-12.



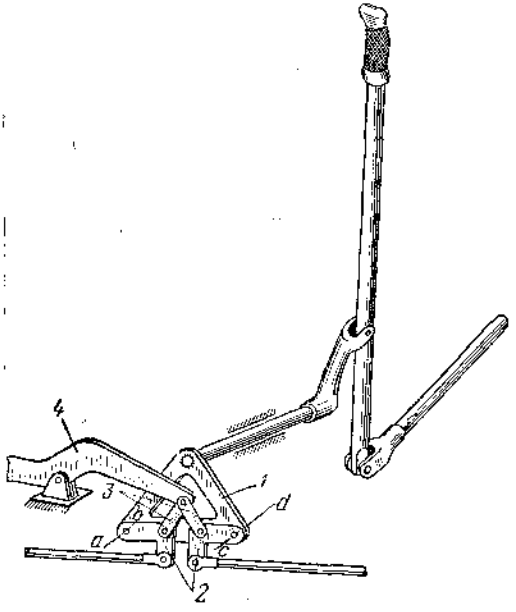
Фиг. 7. Механизм педалей, перемещающихся по направляющим.



Фиг. 8. Схема управления для V-образного оперения.

рычагом *7*. Рычаг *7* жестко соединен трубой с двуплечим рычагом *8*. Соединительная труба проходит внутри наружной трубы и может вращаться внутри нее и, кроме того, вместе с ней на цапфах *9*. От рычага *8* идут тяги управления правым *10* и левым *11* рулями. Движение ручки вперед и назад соответствует перемещению рычагов *7* и *8* относительно оси *ef*. При одновременном отклонении вниз и вверх рули служат рулями высоты. При отклонении в разные стороны они работают как руль направления.

Концы рычага *7* связаны тягами *12* и *13* с параллелограмом ножного управления и перемещаются в горизонтальной плоскости. При движении педалей рычаги *7* и *8* вместе с соединяющей их внутренней вертикальной трубой вращаются относительно оси *kl* и отклоняют рули в разные стороны.



Фиг. 9. Схема расположенного в кабине механизма управления элеронами-закрылками.

Иногда для большего увеличения $c_{y\,max}$, кроме щитков, расположенных между элеронами, используют и элероны, применяя *элероны-закрылки*. Такие элероны после их отклонения специальным механизмом вниз как закрылков должны продолжать действовать и как элероны при отклонении ручки управления в стороны. При этом следует применить такую дифференциальность, чтобы элерон, отклоняющийся вверх, переходил в область отрицательных углов, так как если оба отклоненных элерона будут иметь положительные углы, но разные по величине, то неизбежно заворачивание самолета в сторону элерона, имеющего бо́льший угол отклонения. Самолет в этом случае на вираже получит неблагоприятный момент рысканья, т. е. поднятое крыло будет затормаживаться вследствие большего c_x. Усиление дифференциальности особенно важно для увеличения поперечного момента на малых скоростях при открытой механизации крыла.

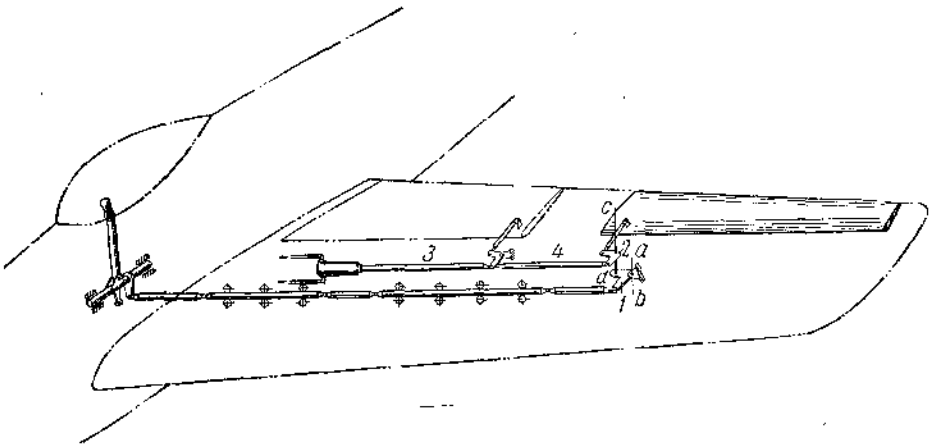
На фиг. 9 изображена схема механизма управления элеронами-закрылками, расположенного в кабине. На рычаге *1* управления элеронами укреплены два двуплечих угловых рычага *2* с осями вращения *ab* и *cd*. Эти рычаги раздвигаются стержнями *3* и тем самым отклоняют элероны-закрылки одновременно вниз. Для работы элерона как закрылка поворачивают рычаг *4*, к которому имеется специальная проводка гидравлического, электрического или механического управления закрылками, подкрылками, щитками и т. д.

На фиг. 10 представлена схема управления элеронами-закрылками; при этом механизм в кабине и проводка сохраняются нормальными, а добавляется два специальных механизма для правого и левого крыльев в отдельности. Специальные механизмы состоят из пары двуплечих рычагов, из которых основной рычаг *1* с осью вращения *ab* несет на себе дополнительный рычаг *2*, ось вращения которого *cd* укреплена на первом рычаге.

При работе элерона как закрылка поворачивают только дополнительный рычаг *2*, к которому имеется проводка *3*. Когда же ручку отклоняют в стороны, то поворачивается основной рычаг *1*, в месте с ним и ось *cd* дополнительного рычага *2*. Дополнительный рычаг совершает сложное движение, зависящее, с одной стороны, от поворота основного рычага, а с другой стороны, от длины и отклонения тяги *4*, относящейся к проводке управления элеронами как закрылками.

Проводка управления

Гибкая проводка управления осуществляется при помощи тросов (см. фиг. 6). На прямых участках иногда вместо тросов ставят ленты или толстую проволоку. Применение троса позволяет при помощи роликов менять направление проводки управления с резкими поворотами и вести проводку в конструктивно удобных и безопасных местах (например, под полом, по борту и т. д.). Гибкая проводка имеет малый вес, недостатком же ее является трение в местах перегиба тросов и вытяжка троса, неизбежно возникающая, несмотря на предварительное вытягивание тросов, перед установкой. Кроме того, даже вытянутый трос при большой длине проводки «пружинит» и вследствие упругой деформации дает на рычаге управления ощущение «упругого» люфта (движение ручки без поворота руля), что снижает чувствительность управления.



Фиг. 10. Схема управления элеронами-закрылками со специальным механизмом в проводке.

С последним недостатком можно бороться, увеличивая диаметр троса, но это приводит к увеличению диаметров роликов, утяжелению всей проводки и увеличению трения. Чаще вместо одного толстого троса проводку ведут двумя параллельными тросами, чтобы уменьшить диаметр роликов, общий вес проводки и снизить трение. Кроме того, при этом повышается живучесть проводки, что особенно важно для военных самолетов. К числу недостатков гибкой системы следует отнести необходимость частого контроля тросов и их смену.

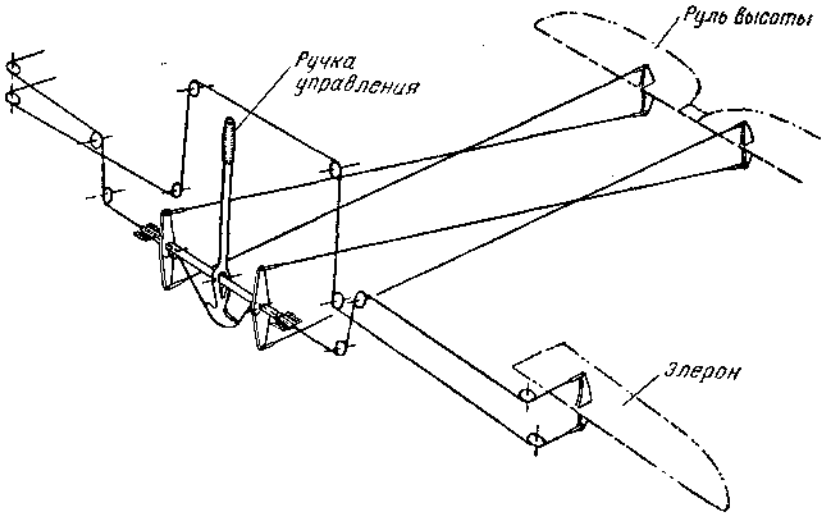
Тросовая проводка широко применяется в ножном управлении самолетов всех типов и в управлении триммерами.

Жесткая проводка управления обычно выполняется из тонкостенных дуралюминовых труб, которые в этом случае часто называют *тягами*.

Жесткая проводка не вытягивается, имеет меньшее трение в сочленениях и более живуча (по сравнению с тросовой), не пружинит и не дает «упругого люфта», что делает управление более чувствительным. С другой стороны, жесткая проводка, как правило, тяжелее и более трудоемка, чем тросовая.

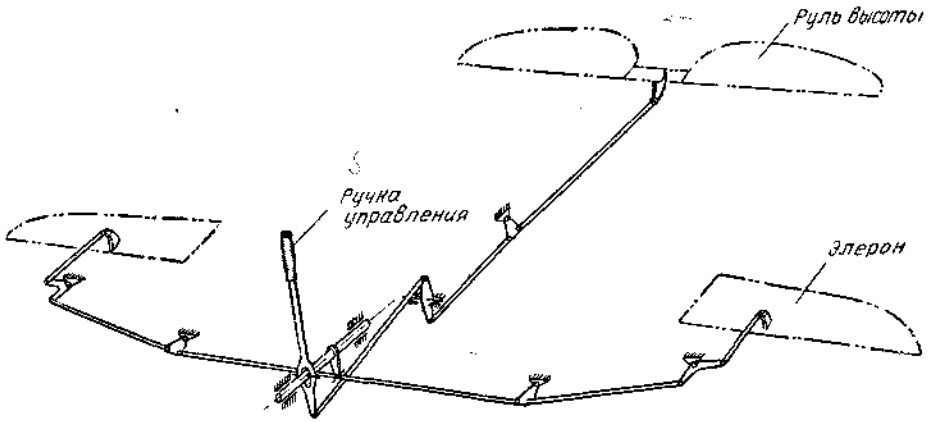
Жесткая проводка применяется на истребителях и вообще на скоростных самолетах.

Смешанная проводка представляет собой сочетание жесткой и гибкой проводок. Все вращающиеся части (качалки, втулки, шарниры и пр.) как при гибкой, так и при жесткой проводках ставятся на шарикоподшипниках, чтобы снизить трение, получить легкое управление, устранить износ и появление люфтов.



Фиг. 11. Схема тросовой проводки ручного управления самолетом.

Для предохранения всей системы от вибраций, связанных с рулевым флаттером, ставят *демпферы* (см. гл. IV, фиг. 17). Во избежание вибрирования отдельных тяг следует сокращать их свободную длину путем более частой расстановки опор или установки добавочных (промежуточных) опор, например, роликовых направляющих (см. ниже).



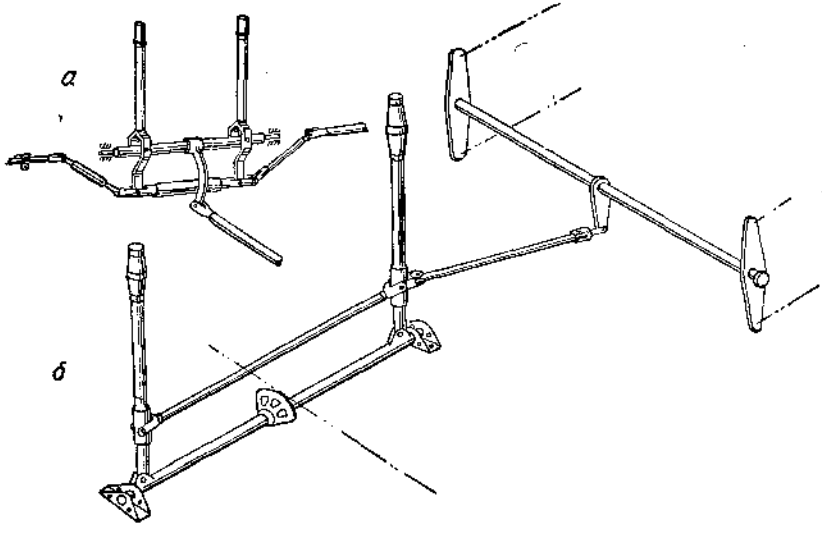
Фиг. 12. Схема жесткой проводки ручного управления самолетом.

Пример гибкой проводки ручного управления приведен на фиг. 11. Так как трос может работать только на растяжение, а усилия должны передаваться в обоих направлениях, то вся проводка состоит из двух тросов, попеременно служащих один ведущим, а другой ведомым.

Иногда в смешанной проводке жесткие элементы ставятся на последнем звене проводки — при подходе к рулю (см. фиг. 6, управление рулями высоты).

Ручное управление (фиг. 12) рулями высоты и элеронами обычно сочетается с ручкой и характерно для истребителей (например, самолеты ЛАГГ-3, Як-1); проводка при этом большей частью бывает жесткая. При применении штурвала часть проводки к элеронам выполняется с помощью цепи и тросов.

Ножное управление часто выполняется с гибкой проводкой.



Фиг. 13. Двойное ручное управление.

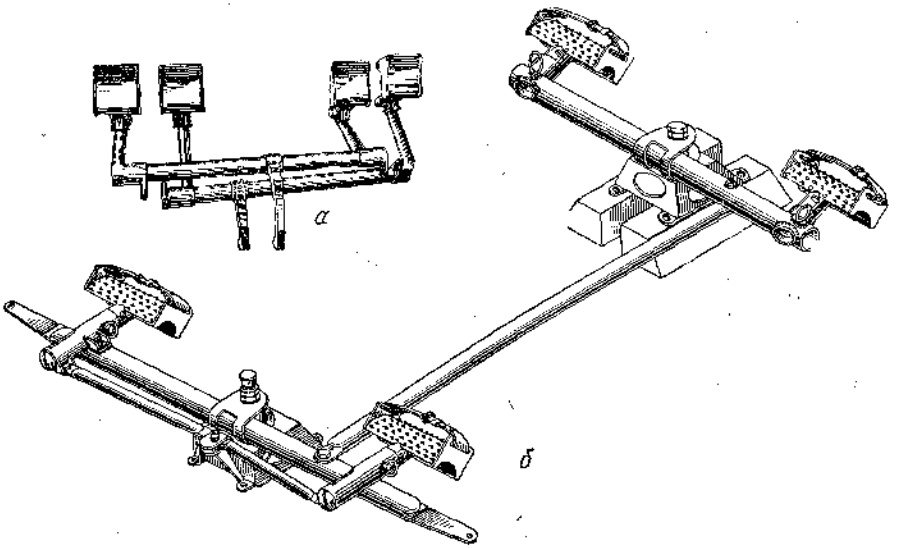
На больших, а также на учебных самолетах устанавливается *двойное управление,* при котором имеются два командных поста управления. При двойном управлении проводка и механизм управления значительно сложнее. На небольших самолетах командные рычаги двойного управления располагают обычно один за другим (фиг. 13,*б*). На самолетах первоначального обучения командные рычаги ручного и ножного управления, расположенные в кабине ученика, делают выключающимися в полете. Иногда на таких самолетах для наглядности ручки управления ставят рядом (фиг. 13,*а*).

Примеры схем двойного ножного управления даны на фиг. 14,*а, б.* На больших самолетах двойное управление располагают в одной кабине рядом по ширине кабины и в этом случае обычно применяют штурвальное ручное управление и ножное управление с качающимися педалями.

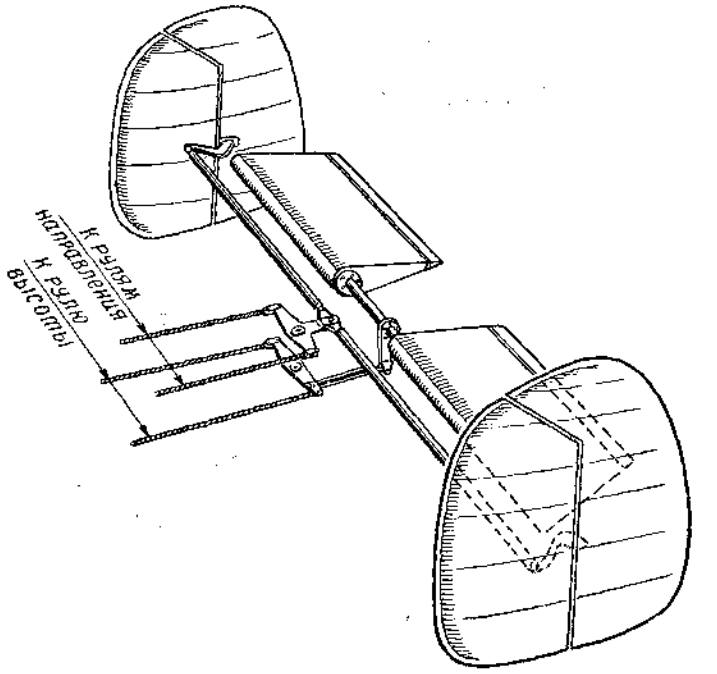
Проводка двойного управления, как правило, выполняется по смешанной схеме.

На фиг. 15 показано управление рулями направления в случае разнесенного вертикального оперения.

Присоединение тросов к ручке или колонке управления должно удовлетворять ряду условий. На фиг. 16,*б* показано неправильное присоединение, при котором ведомый трос будет провисать, потому что он не подходит к своему рычагу под прямым углом. В таких случаях применяется секторный рычаг (*а* на фиг. 16), гарантирующий в любом положении сохранение прямого угла между тросом и радиусом сектора.

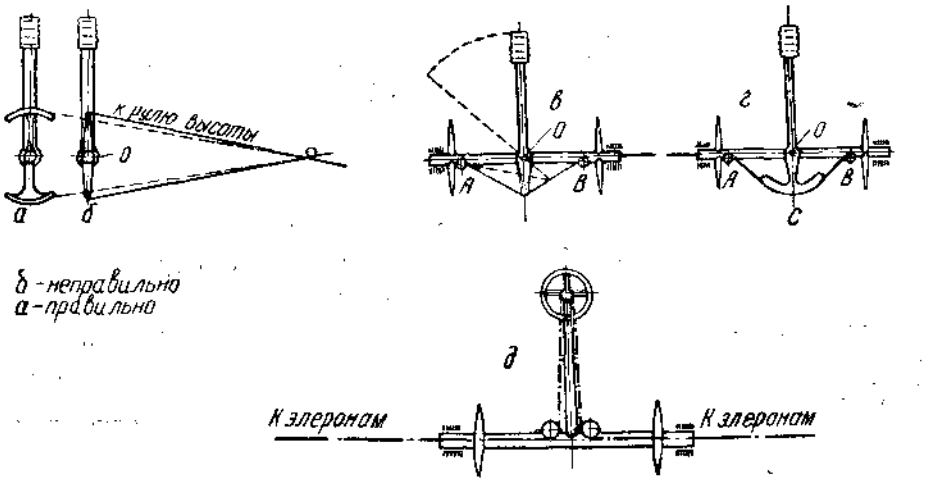


Фиг. 14. Двойное ножное управление.



Фиг. 15. Схема проводки управления к разнесенному хвостовому оперению.

Тросы управления элеронами также требуют применения секторного рычага. Без него (*в* на фиг. 16) трос будет натягиваться. Помимо применения сектора, необходимо ролики *А* и *В*, принимающие тросы с сектора, располагать так, чтобы их канавки находились на линии оси попе-

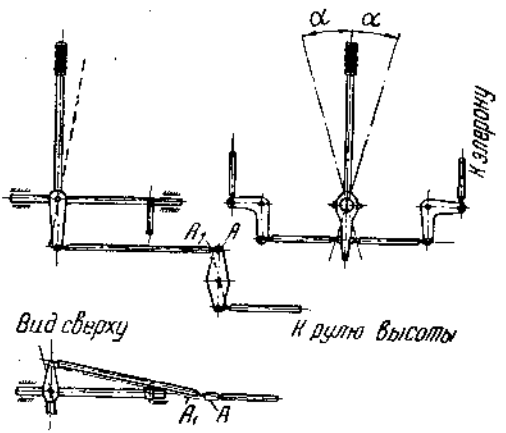


Фиг. 16. Схемы присоединения тросов к ручке и штурвалу управления.

речной трубы управления (*г* на фиг. 16). В штурвальной колонке тросы, идущие к элеронам, располагаются на оси вращения поперечной трубы (*д* на фиг. 16).

При жесткой проводке неправильная кинематика может привести к тому, что при работе элеронами будет одновременно отклоняться и руль высоты. Действительно, на фиг. 17 видно, что при отклонении ручки в сторону на некоторый угол α тяга, идущая к рулю высоты, несколько сдвинется, ее конец *А* (см. вид сверху) перейдет в положение A_1, и руль высоты отклонится.

Для того чтобы избежать этого, необходимо точку *А* располагать на линии оси продольной трубы управления (см. фиг. 1,*а*). В варианте *а* (см. фиг. 1) тяга к рулю высоты должна иметь универсальные шарниры на обоих концах, а в варианте *б*—только на конце *А*. Иногда с отмеченным выше явлением мирятся, но смягчают его, устанавливая более длинную тягу, ведущую к рулю высоты.



Фиг. 17.

Управление всеми рулями должно быть снабжено стопорами предельных положений, препятствующими дальнейшему движению элементов управления. Это экономит место, занимаемое управлением, и предохраняет детали управления от излишних нагрузок.

Компоновка управления в кабине летчика и расположение командных рычагов должны удовлетворять требованиям комфорта и удобства пилотирования.

Управление рулем, как любой механизм, служащий для передачи механической энергии, характеризуется *передаточным числом.*

Каждая пара рычагов в системе проводки управления имеет свое передаточное число, равное отношению плеч этих рычагов. Полное передаточное число всей системы, очевидно, равно произведению всех передаточных чисел каждой пары рычагов.

Если обозначим через P давление на ручку (или педали), а через Q усилие, развивающееся на рычаге руля, то

$$P=(n_1n_2n_3\ldots\ n_k)\,Q=nQ,$$

где n_1, n_2, n_3 и т. д.— передаточные числа отдельных пар рычагов;
n — общее передаточное число.

У современных самолетов передаточное число для ручного управления назначается в пределах 1/3—1/6, а для ножного управления — в пределах 1/1,5—1/2.

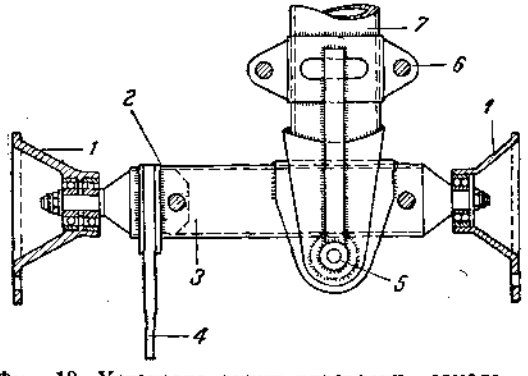
Передаточное число влияет на величину давления, приходящегося на командные рычаги.

3. КОНСТРУКЦИЯ ЭЛЕМЕНТОВ УПРАВЛЕНИЯ

Ручки

Ручка в кабине летчика чаще всего устанавливается на поперечной или продольной трубе.

Так, на самолете Як-1 (фиг. 18) горизонтальная поперечная труба (вал ручного управления) *3* закреплена в шарикоподшипниках на двух кронштейнах *1*. На этой трубе при помощи шарнира *5* установлена ручка управления *7*. На вал ручного управления насажен фланец *2* с рычагом *4*, к которому крепится тяга проводки управления рулем высоты. К ушкам *6* обоймы присоединяются тяги управления элеронами.



Фиг. 18. Установка ручки управления самолетом Як-1.

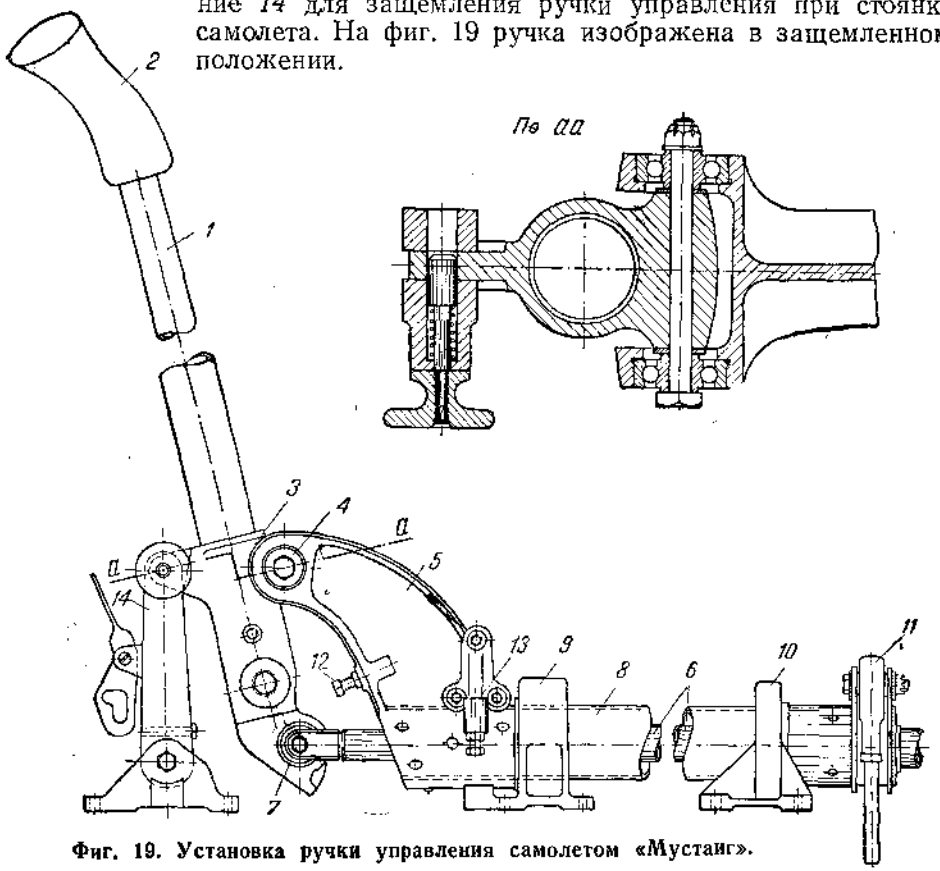
На самолете «Мустанг» ручка установлена на продольной трубе (фиг. 19). Ручка состоит из трех основных деталей: специально профилированной дуралюминовой трубки *1* с резиновой рукояткой *2* в верхней части и башмака *3* из алюминиевого сплава. Посредством болта *4*, установленного на подшипниках, ручка крепится к кронштейну *5*, который связывает ручку с управлением элеронами. С тягой *6* управления рулем высоты ручка шарнирно соединяется болтом *7*.

Продольная труба *8* управления элеронами устанавливается на двух штампованных кронштейнах *9* и *10* из алюминиевого сплава. Вращается

труба *8* на шарикоподшипниках. На одном конце трубы *8* приклепан вильчатый кронштейн *5*, на другом — двойной рычаг *11*, к концам которого крепятся тросы управления элеронами.

Для ограничения угла отклонения ручки при управлении рулем высоты на кронштейне *5* установлен регулируемый упор *12* и аналогично для управления элеронами — упоры *13*.

Конструкция ручного управления имеет специальное приспособление *14* для защемления ручки управления при стоянке самолета. На фиг. 19 ручка изображена в защемленном положении.

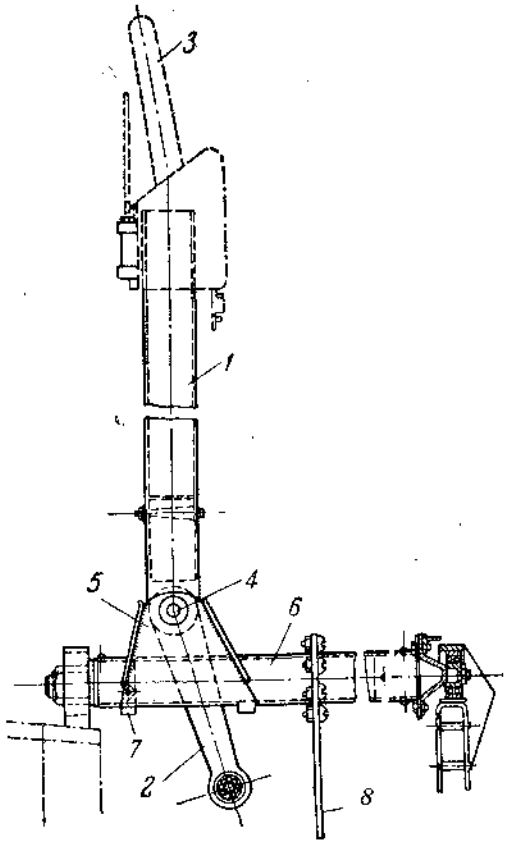


Фиг. 19. Установка ручки управления самолетом «Мустанг».

Ручка управления самолетом ЛАГГ-3 (фиг. 20) также расположена на продольной трубе. На верхнем конце ручки установлена кольцеобразная рукоятка *3*. К нижнему концу ручки *2* крепится тяга управления рулем высоты, а к рычагу *8* на продольной трубе — тяги управления элеронами.

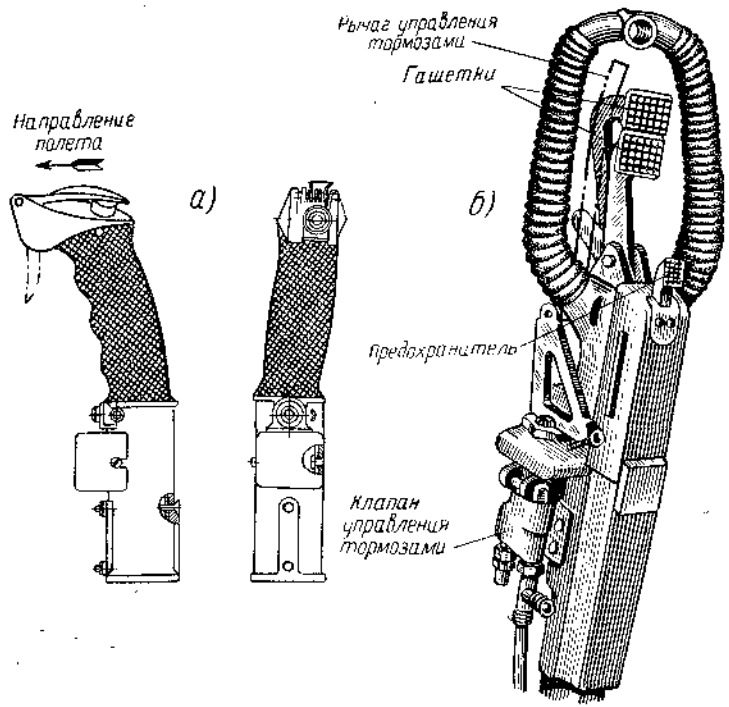
Все ручки представляют собой неравноплечие рычаги первого рода, выполненные обычно из дуралюминовых труб. В нижней части эти трубы входят в башмаки, чаще всего стальные, при помощи которых ручки устанавливаются на горизонтальной трубе-валу. В верхней части ручка заканчивается удобной рукояткой (фиг. 21). Существуют два типа рукояток: простая (*а* на фиг. 21) и в виде баранки (*б* на фиг. 21).

На рукоятке часто устанавливают гашетки и кнопки для управления пулеметно-пушечным вооружением, тормозами колес, а иногда и триммерами.



Фиг. 20. Установка ручки управления самолетом ЛАГГ-3.

1—труба; *2*—рычаг; *3*—рукоятка; *4*—болт; *5*—коробка; *6*—продольная труба (ось вращения ручки); *7*—ограничитель хода ручки; *8*—рычаг элеронов.



Фиг. 21. Рукоятки.

Штурвальные колонки

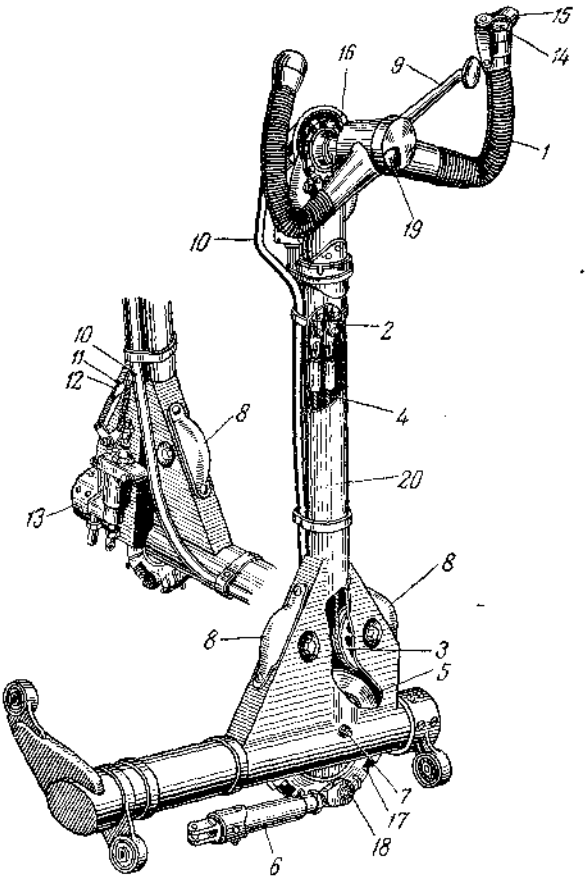
Штурвальные колонки ручного управления самолетов (фиг. 22 и 23) состоят из колонки, штурвальной головки со штурвалом и основания.

Колонка выполняется из трубы или сварного и клепаного корпуса алюминиевого или магниевого сплава. Верхняя часть, на которой установлена головка со штурвалом, часто делается литой из легкого сплава.

Колонка крепится обычно к основанию, представляющему собой трубу, установленную на шарикоподшипниках на полу кабины летчика.

Система передачи от штурвала обычно применяется механическая и может быть осуществлена с помощью цепи Галля или конических зубчатых шестерен.

Штурвал ручного управления самолетом Пе-2 (фиг. 22) установлен на вертикальной колонке. Штурвальное управление состоит из головки штурвала *16*, баранки штурвала *1* и нижней части — колонки *20*. Последняя представляет собой вертикальную стойку, сваренную с горизонтальной трубой. В головке штурвала установлено зубчатое колесо, на которое надета цепь *2* с выводом ее концов внутрь трубы стойки. Концы цепи соединены с двумя тросами *4*. В нижней части стойки установлены ролики, через которые тросы выводятся на сектор *5* и закрепляются на этом секторе, для чего на нижних концах тросов имеются специальные наконечники *17* с резьбой. Наконечники служат также для регулировки натяжения тросов и цепи. Движение сектора передается тягой *6* системе проводки к элеронам.

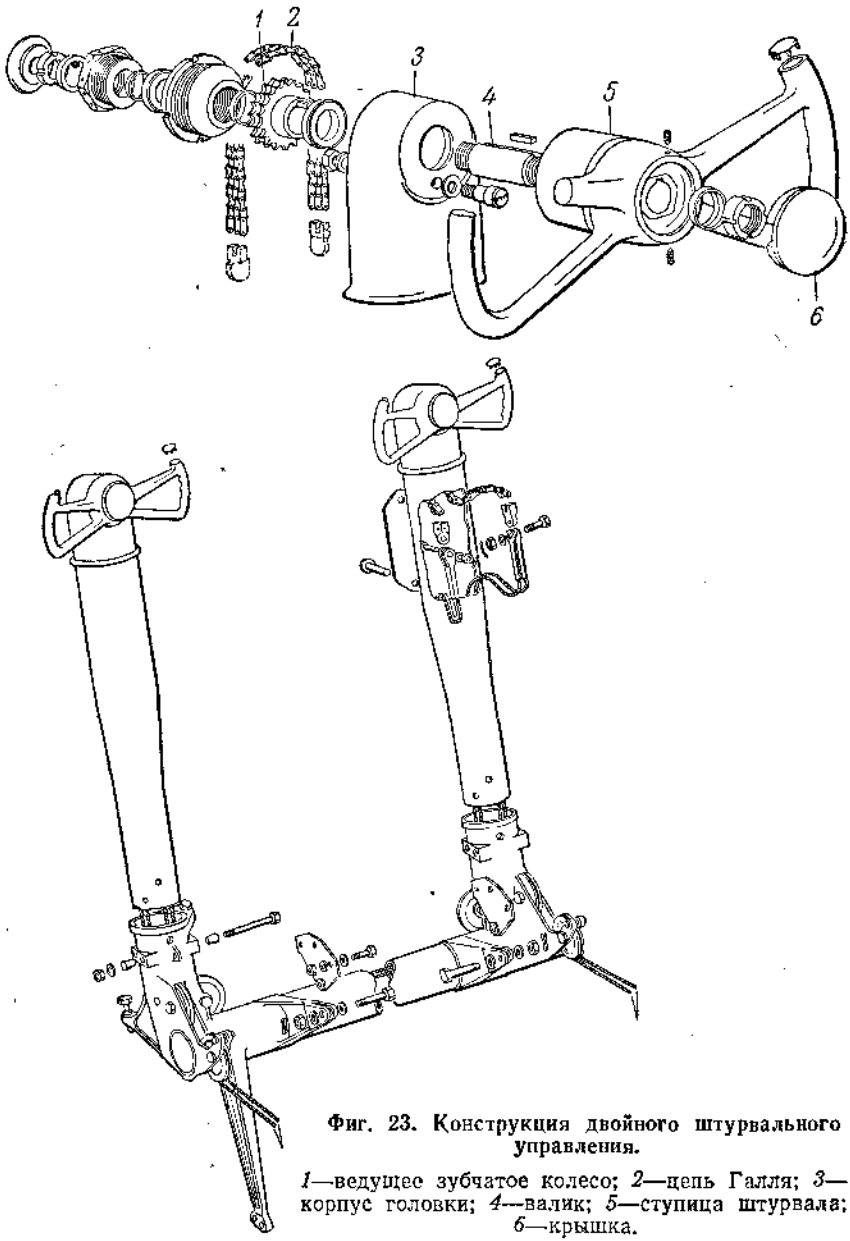


Фиг. 22. Штурвал ручного управления самолетом Пе-2.

1—баранки штурвала; *2*—цепь; *3*—оттяжной ролик; *4*—трос; *5*—ролик-сектор; *6*—тяга; *7*—ось вращения ролика-сектора; *8*—кожух оттяжного ролика; *9*—гашетка управления тормозами; *10*—электропровод; *11*—боуденовская оболочка; *12*—трос управления редуктором тормозов; *13*—редуктор тормозов; *14*—кнопка сбрасывания; *15*—предохранительная скоба; *16*—головка штурвала; *17*—наконечник троса; *18*—консольный болт; *19*—кнопка электроуправления огнем; *20*—колонка штурвала.

К горизонтальной трубе приварены рычаг управления рулем высоты и ушки крепления колонки.

На фиг. 23 изображена конструкция двойного штурвального управления с устройством головки. Основания обеих колонок этого управления соединены общим валом, установленным на полу кабины летчиков. На валу имеется рычаг для крепления проводки управления рулем высоты.



Фиг. 23. Конструкция двойного штурвального управления.

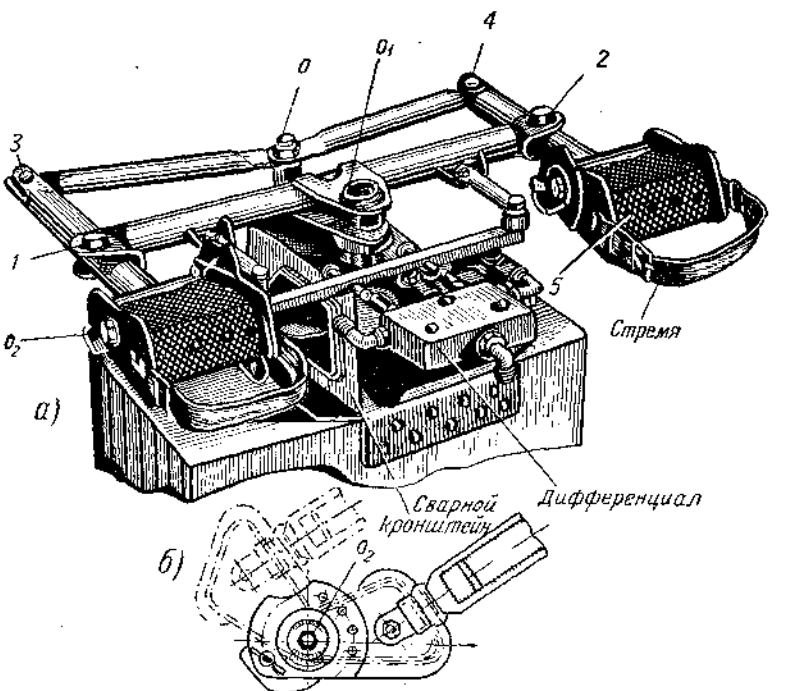
1—ведущее зубчатое колесо; *2*—цепь Галля; *3*—корпус головки; *4*—валик; *5*—ступица штурвала; *6*—крышка.

Штурвальные колеса редко делаются с полным по окружности ободом. Обычно часть обода вырезается, чаще всего сверху, чтобы летчику были лучше видны приборы, расположенные непосредственно против штурвала.

Конструкция управления ручкой, установленной на колонке, изображена на фиг. 3. Управление рулями высоты производится тягой, присоединенной шарнирно непосредственно к нижней части ручки, так же, как это делается и при управлении обычной ручкой. Управление элеронами подобно штурвальному начинается от зубчатого колеса с цепью, приводимой в движение верхней частью ручки. В нижней части ручка заканчивается обоймой, в которой поставлено зубчатое колесо, ведомое верхним зубчатым колесом. Обойма вращается на цапфах в шарикоподшипниках. Вал зубчатого колеса соединен карданом с валом, несущим секторный рычаг троса управления элеронами. Литая из алюминиевого сплава верхняя рукоятка имеет форму баранки. На ней смонтированы рычажок для управления тормозами колес.

Педали

Ножное управление в кабине летчика состоит из рычага и подножек. Расстояние между сиденьем летчика и подножками должно соответствовать росту летчика, поэтому вся педаль или только подножки делаются переставными.

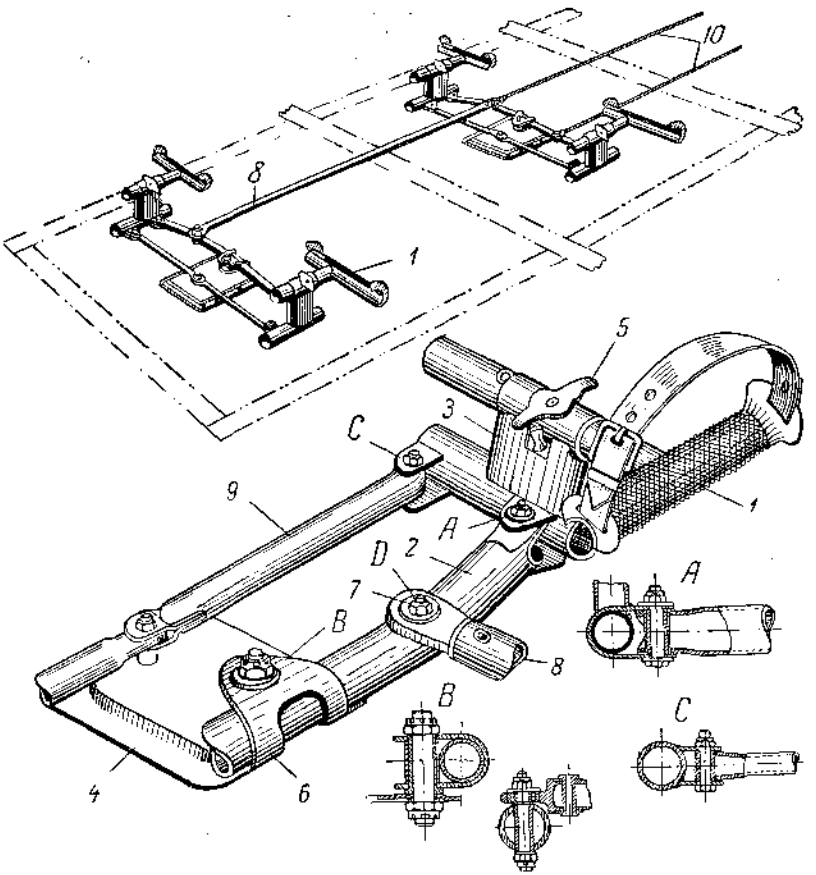


Фиг. 24. Рычаги ножного управления с вертикальной осью вращения.

Рычаги с вертикальной осью вращения обычно выполняются в виде параллелограма (фиг. 24,*а*). Шарнирный четырехзвенник *1—2—3—4* имеет две оси вращения O и O_1. Подножки *5* прикреплены к продолжению сторон *1—3* и *2—4* четырехзвенника. Таким образом, при вращении всей системы подножки перемещаются параллельно самим себе. Подножки укреплены на горизонтальных осях O_2 и при регулировании могут быть на них повернуты (фиг. 24,*б*) для приближения или удаления от сиденья.

Рядом с рычагами смонтирован дифференциал управления тормозами колес.

Двойное управление самолетом УТ-2 (фиг. 25) выполнено по такой же схеме, но система перестановки подножек иная: труба педали *1* входит в трубу, закрепленную параллельно звену *AC* параллелограма, и может фиксироваться защелкой *5* в нужном положении. Передняя и задняя системы управления связаны между собой жесткой тягой *8*. Проводка *10* к рулю — тросовая.

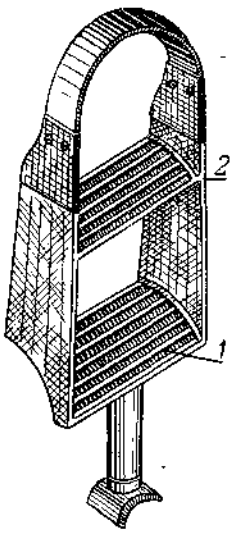


Фиг. 25. Двойное управление самолетом УТ-2.

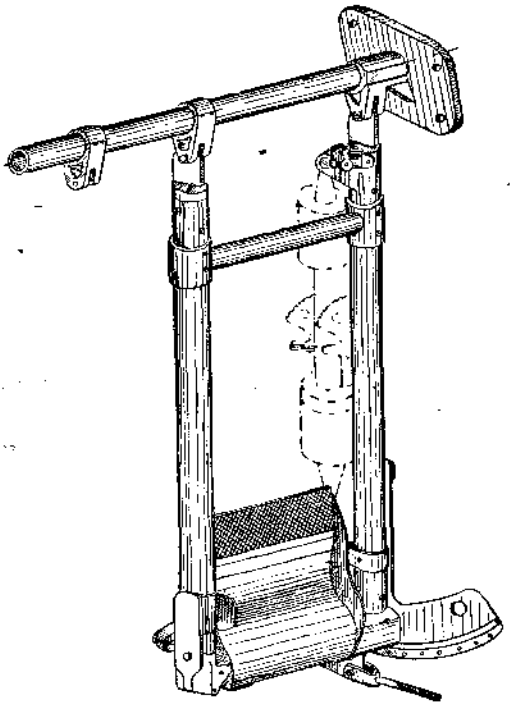
1—педаль; *2*—рычаг; *3*—кронштейн; *4*—крепление ножного управления; *5*—стопор; *6*—скоба рычага; *7*—штырь; *8*—соединительная тяга; *9*—звено параллелограма; *10*—трос.

Оригинальная двухступенчатая подножка изображена на фиг. 26: она имеет две опоры *1* и *2* для ног. Нижними опорами летчик пользуется во время спокойного полета, верхними — при выполнении резких маневров, когда давления на педаль сильно возрастают.

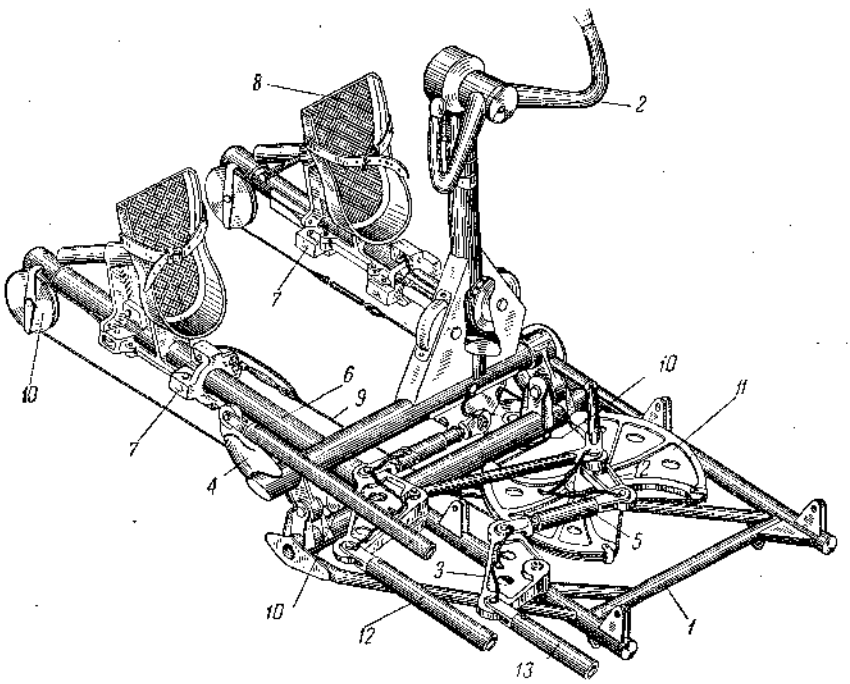
Ножное управление подвесного типа с горизонтальной осью вращения встречается часто. Педаль, показанная на фиг. 27, очень проста и представляет собой стремя с подножкой. Сбоку смонтирован агрегат для управления тормозами колес, который приводится в действие вращением педали вокруг горизонтальной оси.



Фиг. 26. Двухступенчатая педаль.



Фиг. 27. Педаль управления подвесного типа с горизонтальной осью вращения.



Фиг. 28. Мостик управления самолетом Пе-2.

На самолете Пе-2 (фиг. 28) применена конструкция ножного управления со скользящими педалями. Все управление смонтировано на так называемом «мостике» и является законченным агрегатом, что представляет известные технологические выгоды. Мостик *1* управления сварен из хромансилевых труб. К мостику укреплен на двух шарнирах штурвал *2*, на горизонтальной оси вращения которого расположен рычаг *4* руля высоты. Две каретки *7* на роликах скользят по трубчатым направляющим *6*. Движение кареток координируется тросами, переброшенными через ролики *10* и связывающими обе каретки в одну кинематическую цепь. На каретках установлены подножки (педали) *8*, закрепленные во втулках, в которых они могут перемещаться для регулирования под рост летчика. От кареток отходят тросы *9* проводки, заканчивающиеся на секторном рычаге *11*. Рычаг *12* сектора соединен с тягой *5* управления качалкой *3*, к которой прикреплена тяга *13* проводки управления рулем направления.

Детали проводки управления

К деталям проводки управления относятся: тяги, тросы, рычаги, секторы, качалки, направляющие, ролики и подшипники.

Тяги обычно выполняются из дуралюминовых труб. Изредка для тяг используются стальные трубы, лишь при небольшой длине тяг; тяги не должны быть длинными во избежание вибраций. Практически не применяются тяги длиннее 2 *м*.

Тяги на концах имеют заделки для шарнирного присоединения. Наиболее простыми являются заделки, у которых ушко или вилка получаются из материала самой трубы путем сварки. Дуралюминовые трубы требуют применения стаканов с вилкой или ушком. Заделки концов могут быть жесткие и регулирующиеся, представляющие собой стакан, в котором имеется осевое отверстие с нарезкой для ввинчивания ушкового или вильчатого болта. Таким образом, получается возможность в известных пределах изменять расстояние между центрами шарнирных концов тяги, что упрощает регулирование проводки. Каждый участок проводки между соседними рычагами или качалками должен иметь одну регулируемую заделку. В проводках на скользящих направляющих одна регулируемая тяга достаточна для всей проводки.

Так как тяги имеют в некоторых случаях не только поступательное движение, но также отклоняются в стороны и вращаются, то шарнирные концы делают трех типов:

1) простой шарнир — с одной степенью свободы;

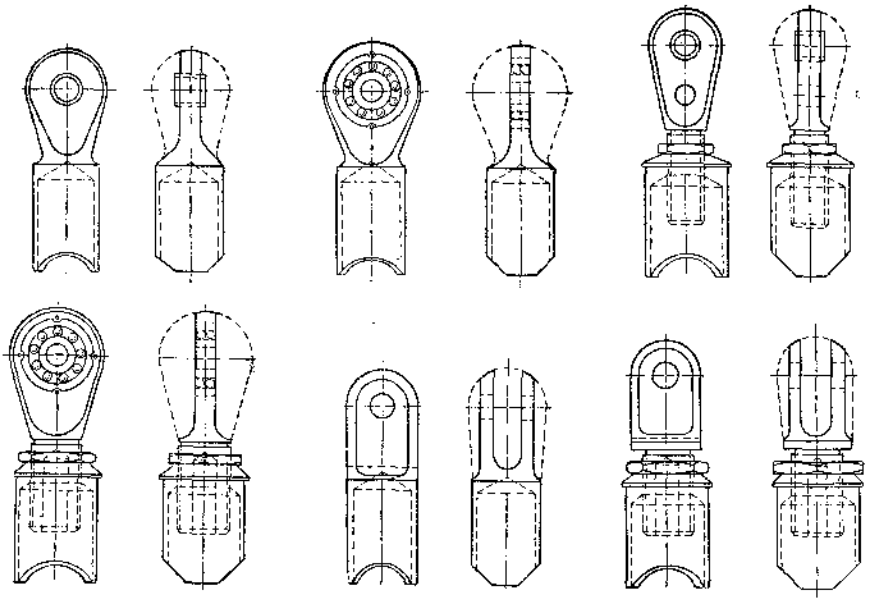
2) двойной шарнир — с двумя степенями свободы (вращение в плоскости тяг и по оси тяги);

3) универсальный шарнир — с тремя степенями свободы, обычно выполняемый в виде шарового шарнира.

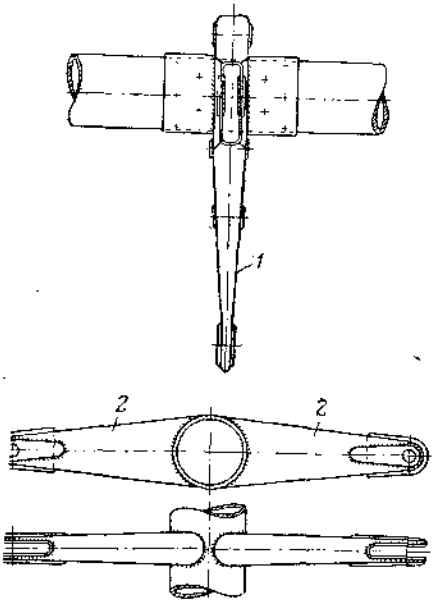
На фиг. 29 показаны различные заделки концов тяг.

Для гибкой проводки применяют тросы, реже ленты или стальную проволоку. В качестве соединительных и регулировочных элементов применяются коуши, туроны, тандеры, муфты и наконечники. Все эти детали стандартизированы.

Рычагом в системе управления называется звено в кинематической цепи, работающее на изгиб (фиг. 30 и 31). Рычаг *1* называется одноплечим, рычаг *2* — двуплечим.

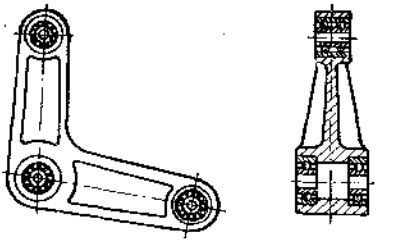


Фиг. 29. Конструктивные формы наконечников для трубчатых тяг управления.

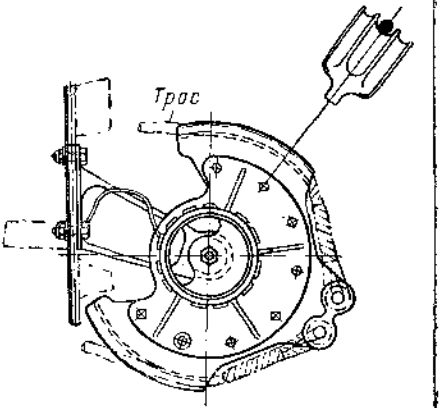


Фиг. 30.

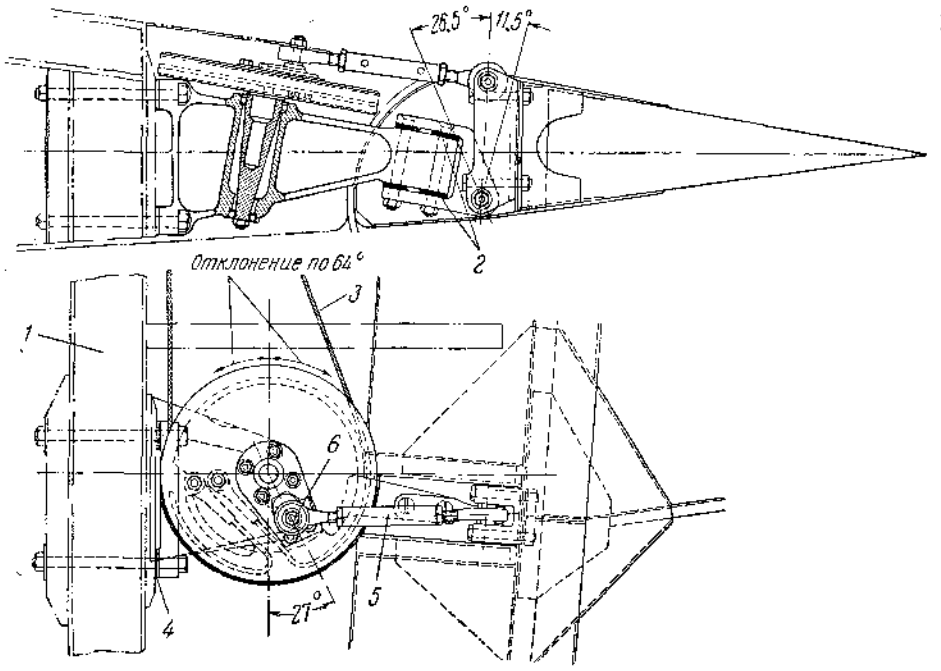
1—одноплечий рычаг; *2*—двуплечий рычаг.



Фиг. 31. Двойной рычаг.

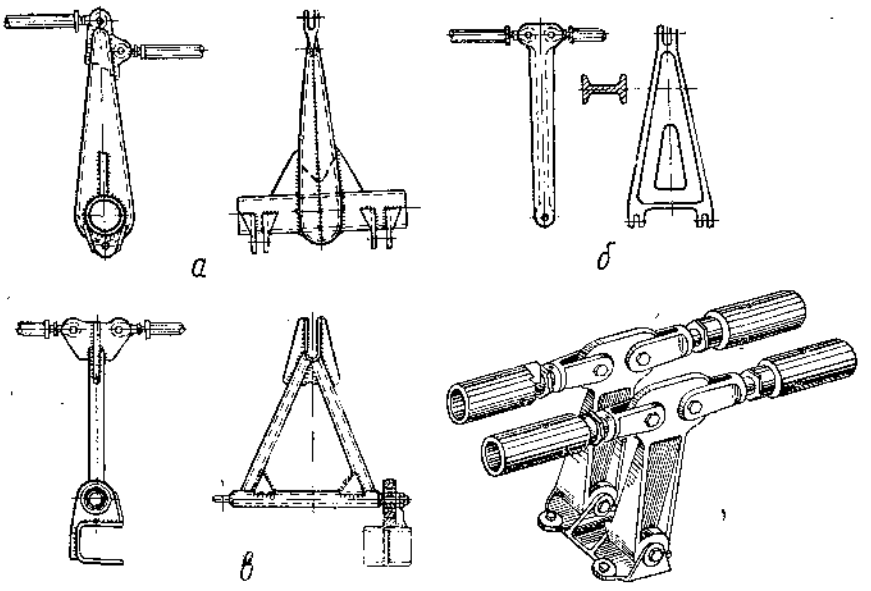


Фиг. 32. Сектор.



Фиг. 33. Узел подвески и управления элероном самолета «Москито».

1—задний лонжерон; *2*—прокладки; *3*—трос; *4*—прокладки; *5*—тяга; *6*—штырь.

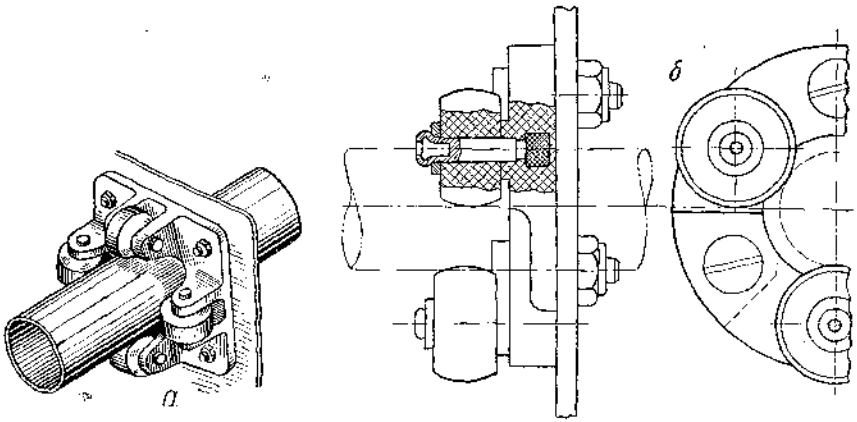


Фиг. 34. Качалки для тяг управления самолетом.

а — сварная из двух половин; *б* — штампованная; *в* — сварная из труб.

Сектором (фиг. 32) называется рычаг, представляющий собой часть колеса с прорезью или канавкой на ободе для троса. При повороте сектора трос, располагаясь в канавке, всегда сбегает по касательной к окружности канавки в одной и той же точке (относительно самолета), если угол сектора сделан несколько больше полного углового движения рычага. Этим обеспечивается правильность кинематики тросового управления.

Угол сектора делают различным. Если необходимый угол получается очень большим, то конструктивно проще применить ролик вместо секторного рычага. Такая система встречается в дифференциальном управлении элеронами, например, на самолете «Москито» (фиг. 33). Концы тросов *3*



Фиг. 35. Роликовые направляющие.

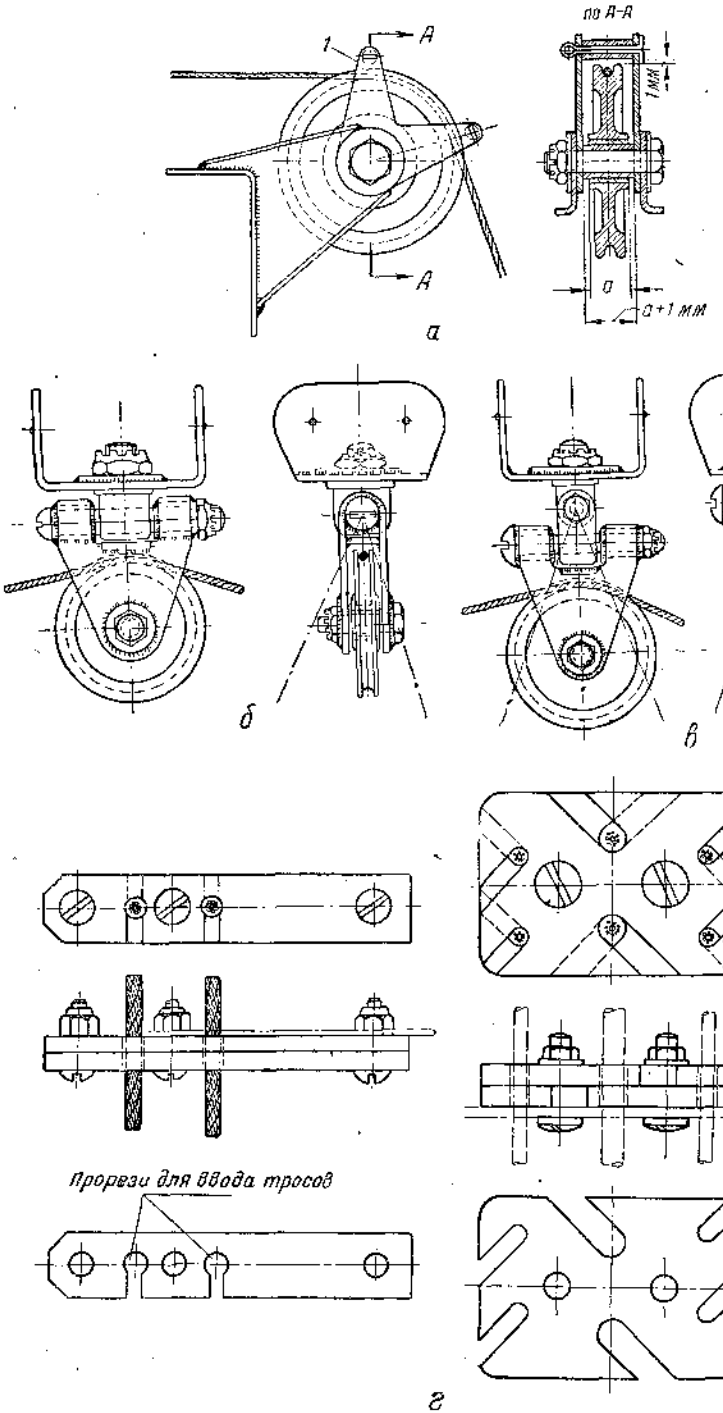
укладываются по канавке ролика, пропускаются внутрь его и закрепляются на диске ролика. Тяга *5* устанавливается на штыре *6* ролика. Сам ролик поставлен на кронштейне, служащем для подвески элерона.

Направляющие для проводки бывают нескольких типов. Для трубчатых тяг применяются качалки (поводки) и скользящие направляющие. Качалка по внешнему виду напоминает рычаг (фиг. 34). Принципиальное отличие качалки от рычага заключается в том, что качалка не передает момента, а лишь поддерживает конец тяги. Ведущая и ведомая тяги соединяются с качалкой либо на одной оси, либо их оси располагают рядом так, что усилие от одной тяги непосредственно передается к другой. Если ведомая и ведущая тяги образуют между собой угол (обычно небольшой), то на качалку действует некоторое усилие, направленное к ее оси.

На фиг. 35 показаны роликовые направляющие. Они состоят из обоймы с тремя или четырьмя роликами, которые поддерживают трубу тяги. Роликовые направляющие (фиг. 35,*а*) нужно располагать как можно ближе к концам тяги. При роликовых направляющих угол между двумя соседними тягами должен быть минимальным, так как при наличии такого угла тяга нагружается поперечным изгибом. Направляющие увеличивают *собственную частоту колебаний тяг.*

Иногда проводку выполняют из труб, работающих на кручение; в этом случае роликовую опору делают, как показано на фиг. 35,*б*.

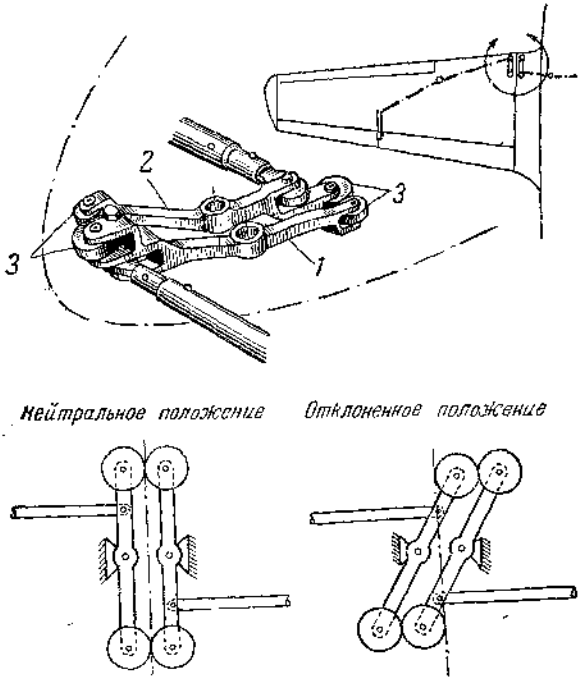
Для тросовой проводки в качестве направляющих применяют *ролики и втулки.* Установка роликов (фиг. 36) может быть неподвижной *а*, ори-



Фиг. 36. Ролики и направляющие тросовой проводки управления.

ентирующейся в одной плоскости *б* и карданной на двойном шарнире *в*. Диаметр роликов выбирают по стандарту в зависимости от диаметра троса и угла охвата. Для того чтобы трос при случайном ослаблении не сбежал с ролика, ставят предохранитель (*1* на фиг. 36,*а*).

В случаях когда нет перегиба троса, но требуется поддержать трос на длинном прямолинейном участке проводки, вместо ролика ставят направляющие втулки. На фиг. 36,*г* изображена втулка для тросовой проводки, состоящая из двух одинаковых текстолитовых пластин. Тросы через прорези заводят в отверстия одной пластины, затем другой, и обе пластины крепят болтами между собой и к конструкции самолета.



Фиг. 37. Рычаги с роликами.

На одном из самолетов в проводке управления элеронами в разъеме крыла (центроплана и отъемной части крыла) были установлены специальные узлы (фиг. 37), не требующие дополнительных соединений проводки. В местах стыка проводка как в отъемной части крыла, так и в центроплане заканчивается рычагами *1* и *2*, несущими на концах ролики *3*. При стыковке крыльев ролики рычагов, установленные в центроплане и в отъемной части крыла, упираются один в другой и этим замыкают проводку.

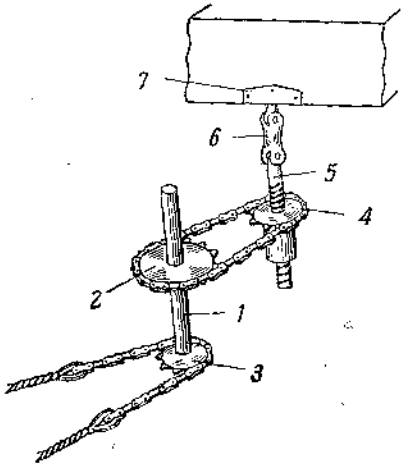
4. КОНСТРУКЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ ТРИММЕРАМИ И СТАБИЛИЗАТОРОМ

В отличие от рулей триммеры и стабилизатор, будучи поставлены в нужное положение, должны сохранять его и после того, как летчик перестанет действовать на командный рычаг управления ими. Никакие силы, действующие на триммер или стабилизатор, не должны возвращать их в первоначальное положение. Это достигается специальными стопорными

устройствами или применением самотормозящих механизмов (червяк, винт, гидравлический цилиндр).

Системы управления триммерами и стабилизаторами бывают механические, электрические, гидравлические.

Механическая проводка в большинстве случаев делается тросовой. Это объясняется удобством конструктивного сочетания самотормозящего механизма — червяка или винта — с барабаном и тросом или зубчатым колесом и цепью, в которую переходит трос на концевом участке в случае применения зубчатого колеса. Жесткая проводка применяется очень редко.



Фиг. 38. Схема механизма перестановки стабилизатора.

Схема *управления подъемом стабилизатора состоит* из трех основных элементов: штурвала или рукоятки у летчика, проводки и подъемника.

Стабилизатор с переменным в полете углом установки крепится к фюзеляжу так, что один лонжерон его закреплен шарнирно, а другой крепится к подъемнику. Для увеличения жесткости желательно крепить стабилизатор к фюзеляжу в четырех точках, из которых две должны быть на подъемнике. Крепление стабилизатора в трех точках с установкой подъемника в одной из них нежелательно при свободнонесущем оперении.

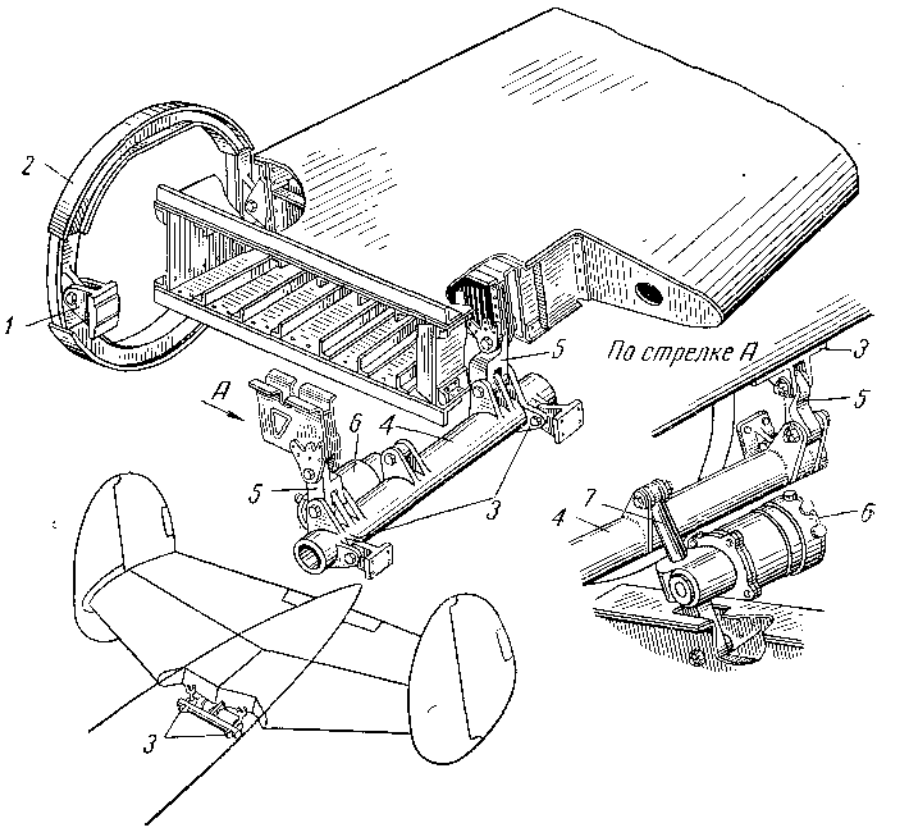
На фиг. 38 показана одна из схем механического подъемника стабилизатора. Механизм подъема состоит из вертикального вала *1* с укрепленными на нем зубчатыми колесами *2* и *3*. Верхнее зубчатое колесо *2* соединено цепью с зубчатым колесом *4* меньшего диаметра, сидящим на гайке, могущей вращаться вокруг своей оси, но не способной перемещаться в осевом (вертикальном) направлении.

При вращении гайки самотормозящий винт-подъемник *5* перемещается в вертикальном направлении и через сережку *6* изменяет угол установки стабилизатора. Сережка необходима потому, что винт перемещается прямолинейно, а укрепленный на переднем лонжероне узел *7* — по дуге окружности с центром в шарнире узла заднего крепления стабилизатора к фюзеляжу.

Как известно, перестановка стабилизатора в полете служит для продольной балансировки самолета в любом режиме полета. Иногда эта задача суживается, и стабилизатору задают всего два положения — для нормального полета и для посадочного режима.

Стабилизатор самолета Пе-2 (фиг. 39) имеет электромеханический привод, автоматически устанавливающий стабилизатор в положение, необходимое для нормального полета и посадки. Стабилизатор крепится к фюзеляжу на четырех шарнирах, из которых шарниры *1* установлены непосредственно на шпангоуте *2*. Передние шарниры *3* связывают стабилизатор с фюзеляжем через подъемник. Подъемник состоит из поперечной трубы *4*, связанной двумя сережками *5* с передним лонжероном стабилизатора. Силовая установка состоит из электромеханизма *6*, ходовой винт *7* которого связан шарнирно с трубой *4* и фюзеляжем.

Угол установки стабилизатора в полете (+1°15′), а при посадке (—2°30′). При углах отклонения выдвижного закрылка от нуля до 23° стабилизатор неподвижен, а после отклонения их на угол, превышающий 23°, включается электромеханизм, и стабилизатор в течение 4—6 сек. отклоняется вниз и устанавливается автоматически под углом (—2°30′).



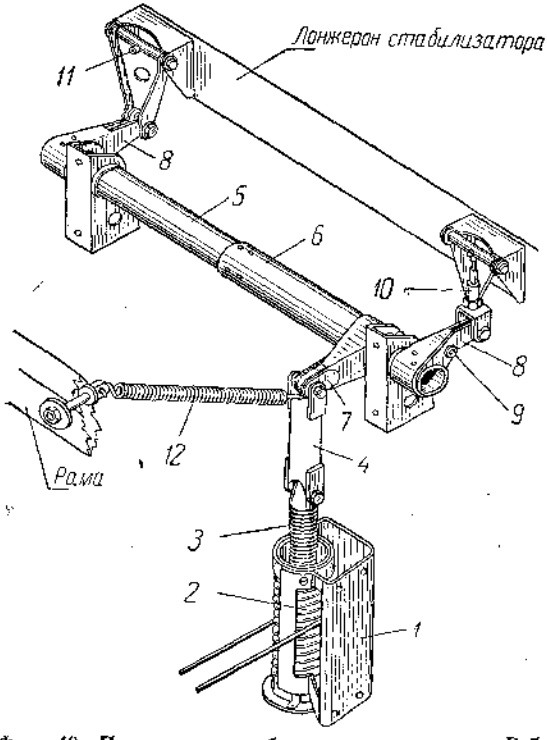
Фиг. 39. Кинематическая схема перестановки стабилизатора самолета Пе-2.

На фиг. 40 показана схема подъема стабилизатора с тросовой проводкой. Трос вращает катушку *2*, внутри которой двигается по вертикали винт *3*. Винт соединен через шатун *4* с рычагом *7* поперечной трубы, а рычаги *8* связаны шарнирно с узлами, установленными на лонжероне стабилизатора. При вращении поперечной трубы *5* угол установки стабилизатора изменяется.

Управление триммерами принципиально аналогично управлению стабилизатором, различие состоит лишь в действующих силах. Размеры триммера во много раз меньше размеров горизонтального оперения, и вследствие этого силы, действующие в системе управления триммерами, ничтожно малы по сравнению с силами, действующими в системе управления стабилизатором.

Рукоятка или штурвал управления триммерами очень невелики, и их часто монтируют для удобства на ручке и колонке основного управления. Проводка, как правило, тросовая и выполняется из троса малого диаметра с роликами соответственно небольших размеров. Самотормозящий меха-

низм также получается небольшой. В качестве такого механизма чаще всего применяется ходовой винт, непосредственно вращаемый муфтой с барабаном, как это сделано на самолете Ли-2 (фиг. 41). Барабан *1* (см. схему внизу фигуры), установленный в кабине, и барабан *2* в крыле соединены тросами *3*. Барабан *2*, вращающийся около шарового шарнира *4*, скреплен с втулкой *5*, имеющей внутреннюю нарезку, в которую ввинчена тяга управления *6*. При нейтральном положении элерона и триммера общий шарнир *О* тяг *6* и *7* и качалки *8* находится на оси *аб* вращения элерона: этим обеспечивается неподвижность триммера при отклонениях элеронов. Незначительное смещение шарнира *О* относительно оси *аб* во время удлинения или укорочения тяги *6* мало нарушает неподвижность триммера.



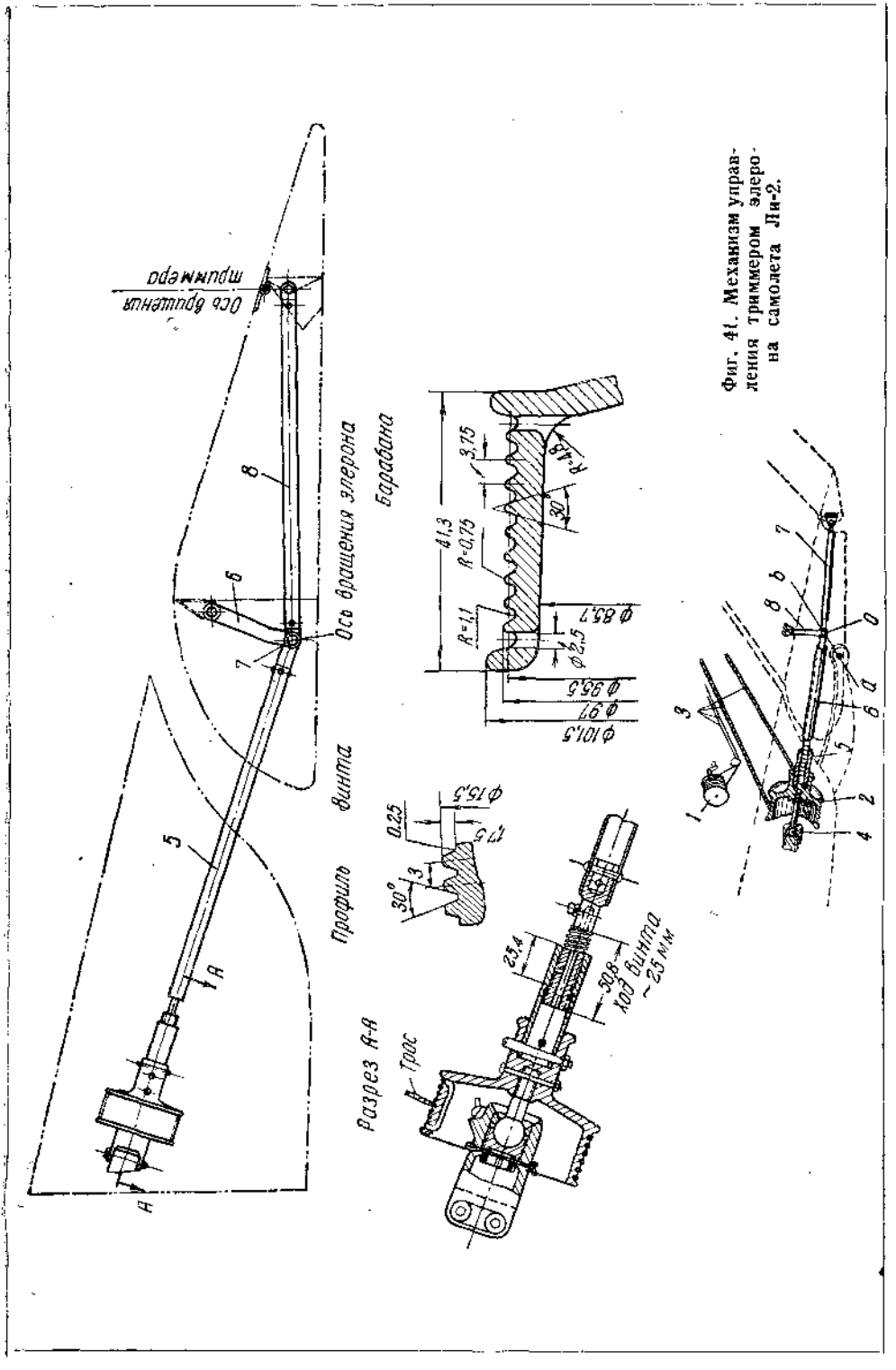
Фиг. 40. Подъемник стабилизатора самолета Р-5.

1—кронштейн катушки; *2*—катушка; *3*—винт; *4*—шатун; *5, 6*—поперечная труба; *7*—передний рычаг; *8*—задние рычаги; *9* и *11*—масленки; *10*—регулируемая подвеска; *12*—пружина для облегчения работы подъемника.

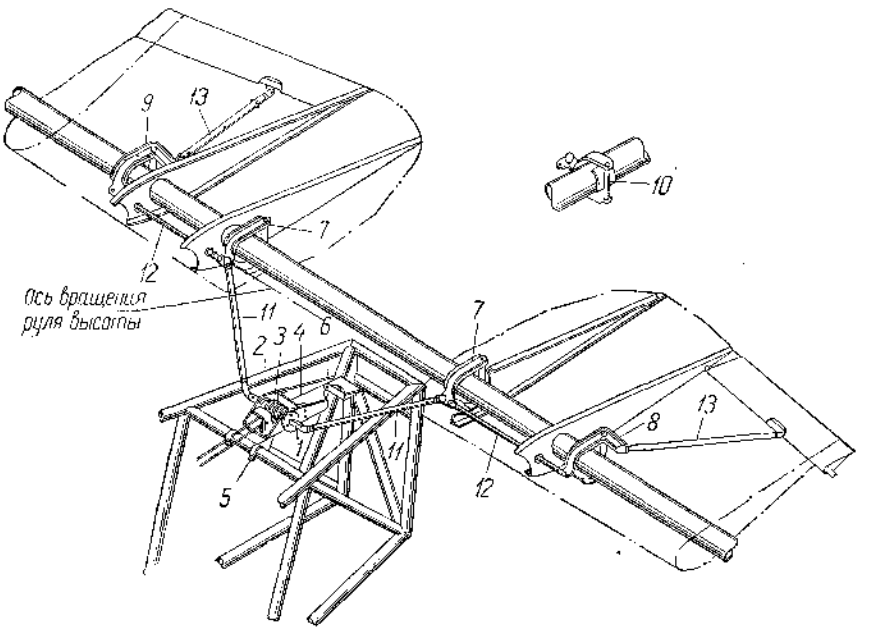
Управление триммерами рулей высоты на самолете Як-1 (фиг. 42) состоит из винта *1* и барабана *3*, от которых движение передается на правую и левую части руля высоты при помощи трех тяг *11, 12, 13* и качалок *7, 8, 9*. Качалки установлены на кронштейнах *10*. На конце тяги *11* имеется шаровой шарнир, расположенный на оси вращения руля, что обеспечивает неподвижность триммеров при отклонении рулей.

На самолете «Москито» управление триммером руля высоты имеет тросовую проводку (фиг. 43), в конце переходящую в цепь *1*. Вместо обычного барабана поставлено зубчатое колесо *2*, вращающее винт *3*, на котором передвигается при его вращении гайка *4*. Эта гайка связана с рычагами *5*, сидящими на трубах *6*, проходящих внутри трубчатых лонжеронов *7*. Каждая из труб заканчивается рычагом *8*, к которому присоединена тяга *9*, действующая на триммер через его рычаг *10*. При движении гайки по винту триммер отклоняется, а так как оси вращения лонжерона *7* и трубы *6* совпадают, то движение руля не оказывает влияния на положение триммера. На фиг. 43 показаны также рычаг управления рулем *11* и весовой компенсатор *12*.

На фиг. 44 изображена довольно редко встречающаяся система управления сервотриммером (см. гл. IV) руля высоты. В этой системе проводка состоит из трубчатых тяг, работающих на кручение и соединенных одна с другой карданными шарнирами. Механизм отклонения серво-

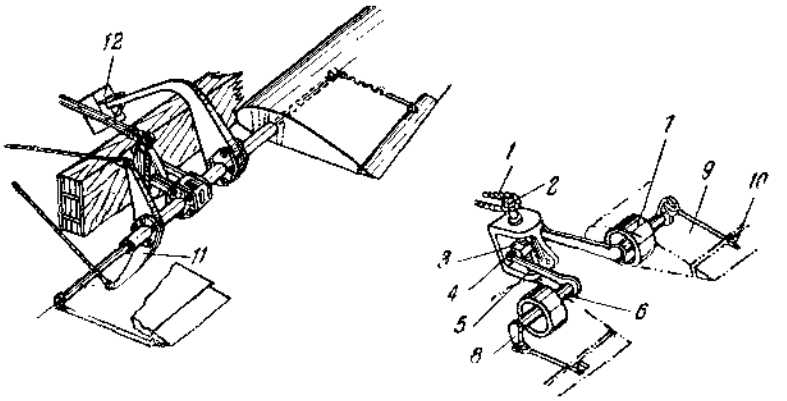


Фиг. 41. Механизм управления триммером элерона самолета Ли-2.



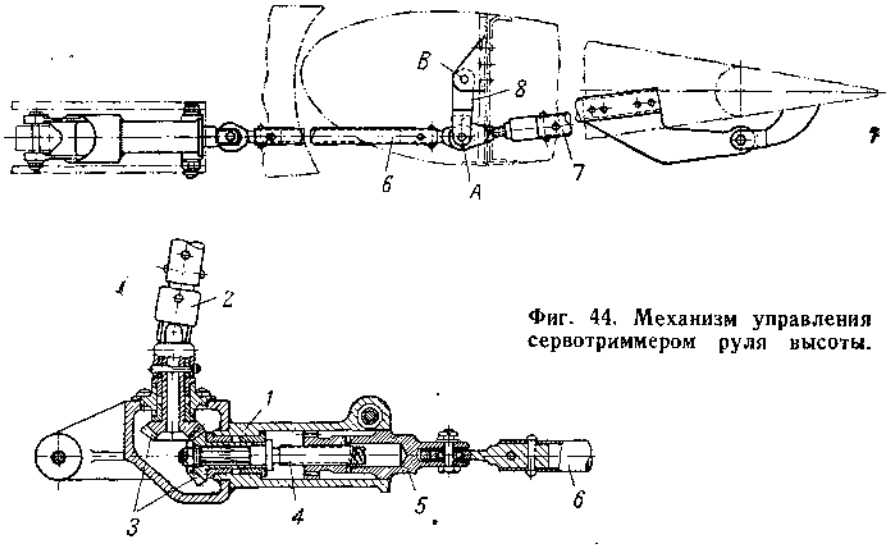
Фиг. 42. Управление триммерами руля высоты самолета Як-1.

1—винт; *2*—втулка; *3*—барабан; *4*—коробка; *5, 6*—хомуты крепления коробки; *7, 8, 9*—качалки; *10*—кронштейн; *11, 12, 13*—тяги.



Фиг. 43. Управление триммером руля высоты самолета «Москито».

триммера включает корпус *1*, тягу *2* с карданом, конические зубчатки *3*, ходовой винт *4*, муфту *5*, тяги *6* и *7*. Качалка *8* создает в точке *A* качающуюся опору тяг *6* и *7*. Эта точка расположена значительно ниже оси *B* вращения руля.



Фиг. 44. Механизм управления сервотриммером руля высоты.

5. ПРИВОДЫ И МЕХАНИЗМЫ ДЛЯ УМЕНЬШЕНИЯ НАГРУЗОК НА РУЧКУ, ШТУРВАЛ И ПЕДАЛИ

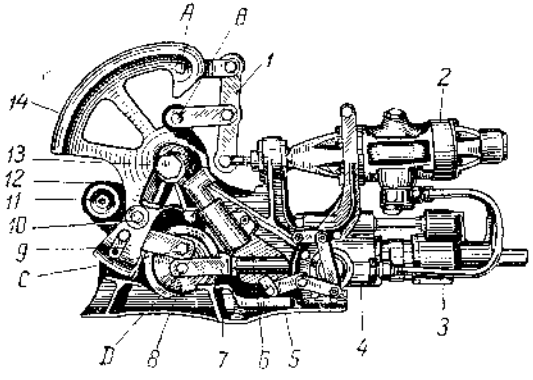
При больших скоростях полета, когда заметно влияние сжимаемости воздуха, усилия на ручке, штурвале и педалях быстро увеличиваются и могут достигать больших величин, затрудняющих управление. Особенно трудно управлять элеронами, так как предельные усилия, которые может развить рука летчика в поперечном направлении, невелики, а углы отклонения элеронов значительны. Кроме того, при больших усилиях на командные рычаги (ручки, штурвалы, педали) летчик не может действовать с необходимой скоростью, что ухудшает маневренность самолета.

Для снижения усилий на ручку или педали применяют гидравлические или электрические приводы. Сущность таких приводов заключается в том, что большая часть усилия, необходимого для отклонения рулей, осуществляется за счет гидросистемы или электросистемы, и только небольшая доля усилия передается через ручку или педали летчику, который, таким образом, продолжает «чувствовать» самолет, так как уменьшенные усилия пропорциональны отклонению рулей.

На многих самолетах для уменьшения давления на ручку при управлении элеронами применяется специальный привод. В обычную механическую систему управления включен сервогидравлический агрегат (фиг. 45). Кинематическая схема этого агрегата (фиг. 46) состоит из секторного рычага *14*, приводимого в движение нормальной тросовой системой от штурвала из кабины летчика, и элеронного рычага *12*, от шарнира *11* которого идет тяга к элерону. Секторный и элеронный рычаги независимы друг от друга и могут свободно вращаться на валу *13*. В элеронном рычаге имеется эксцентриковый подшипник *8*, несущий два штыря *C* и *D*, эксцентрично расположенные на расстояниях *m* и *n* от центра. Штырь *C* тягой *9* соединен со штырем *E* на секторном рычаге.

Таким образом, тяга *9* соединяет элеронный и секторный рычаги. Штырь *D* соединен вилкой *7* со штоком *5* гидравлического сервоцилиндра *3*.

Кулиса *1*, подвешенная на секторе в точке *A* и на рычаге в точке *B*, движением точки *F* (конца штока) управляет клапаном *2*, регулирующим давление и поступление масла в сервоцилиндр *3*.



Фиг. 45. Сервогидравлический привод.

1—кулиса; *2*—регулировочный клапан; *3*—сервоцилиндр; *4*—перепускной клапан; *5*—шток; *6*—перепускной регулировочный цилиндр; *7*—вилка; *8*—эксцентриковый подшипник; *9*—тяга; *10*—штырь; *11*—шарнир; *12*—коленчатый элеронный рычаг; *13*—вал; *14*—секторный рычаг.

Если штырем *10* жестко связать секторный и элеронный рычаги, то они будут вращаться на валу *13* совместно. Так как кулиса *1* представляет собой правильный параллелограм и точки *A* и *B* лежат на одной прямой с неподвижным валом *13*, то точка *F* будет также неподвижна, кулиса работать не будет, и при отсутствии масла в сервоцилиндре *3* система будет работать, как обычная механическая проводка.

При отсутствии штыря *10*, когда летчик начинает поворачивать штурвал и сектор придет в движение, его вращение не сразу передается элеронному рычагу через тягу *9*, так как эксцентричное расположение точки *C* на диске подшипника *8* вызовет сначала его вращение. Сектор и рычаг сдвинутся один относительно другого, также сместятся точки *A* и *B*, и кулиса приведет в действие распределительный кран и сервоцилиндр. Создаваемое в сервоцилиндре давление передается штоку *5* и вилке *7* и, наконец, подшипнику *8*, который начнет поворачиваться в обратную сторону. На эксцентриковый подшипник действуют две силы (на фиг. 46,б): $P_{упр}$ — усилие, приходящее со стороны управления летчика; $P_{г.д}$ — сила, создаваемая гидравлическим давлением.

Эти силы должны уравновеситься силой $P_{эл}$, приходящей со стороны элерона и располагающейся по центральной оси подшипника. Вращение подшипника будет продолжаться до того момента, когда наступит указанное равновесие, и кулиса, вернувшись в первоначальное положение (точки *A*, *B* и *13* на одной прямой), закроет распределительный кран. Это сейчас же вызовет уравновешивание давления на обе стороны поршня сервоцилиндра и обеспечит сохранение элероном заданного положения.

Рассмотренный цикл движений будет происходить при каждом изменении летчиком поворота штурвала. При любом остановленном положении штурвала будет устанавливаться равновесие на эксцентрике.

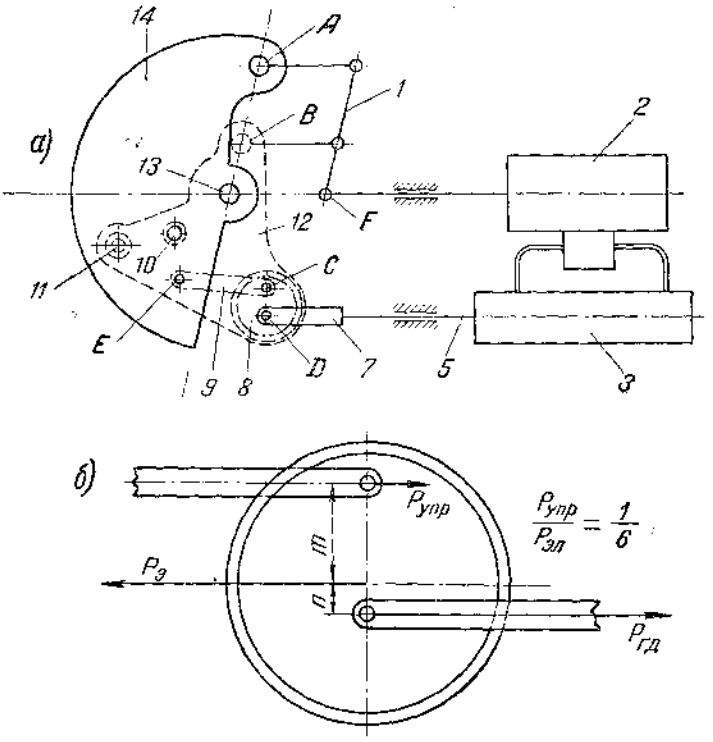
Описанный цикл является обратимым: при нарушении равновесия со стороны элерона вся система также придет в движение. Таким образом, летчик будет «чувствовать» самолет, что весьма важно.

Эксцентриситеты *m* и *n* в описываемой конструкции взяты такими, что при равновесии сил на эксцентрике получается

$$\frac{P_{упр}}{P_{эл}} = {}^1/_6,$$

иначе говоря, летчик прикладывает к штурвалу усилие, равное $^1/_6$ части усилия, необходимого для отклонения элерона.

В случае падения давления в гидросистеме перепускной регулировочный цилиндр *6* (см. фиг. 45) автоматически открывает перепускной клапан *4* на сервоцилиндре и обеспечивает возможность ручного управления. Кроме того, привод при желании может быть отключен из кабины летчика, и тогда управление действует, как обычное. Для сцепления сектора с рычагом служит штырь *10*, установленный на рычаге и входящий в отвер-

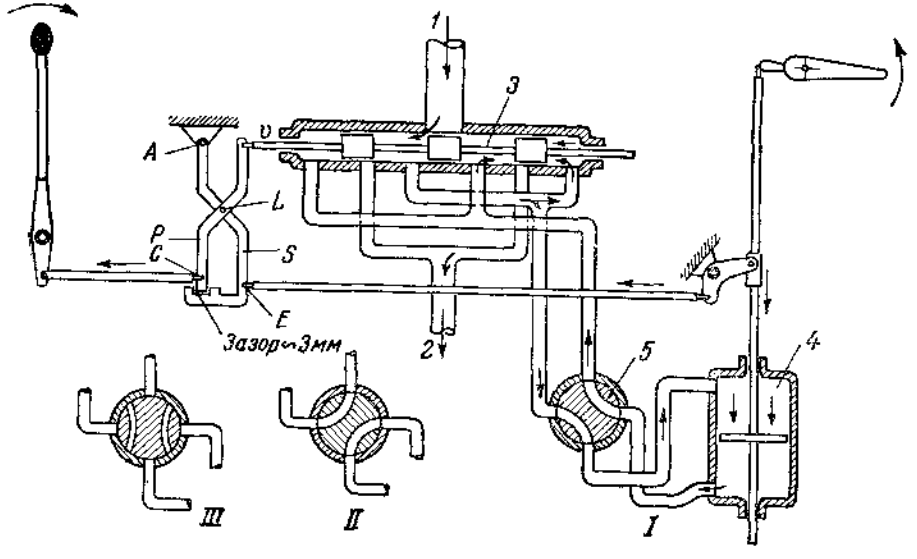


Фиг. 46. Схема сервогидравлического привода (номера позиций те же, что и на фиг. 45).

стие на секторе. Диаметр этого отверстия больше диаметра штыря настолько, что при нормальной работе гидравлического привода штырь не соприкасается со стенками отверстия.

На фиг. 47 показана одна из схем управления рулем высоты с гидравлическим сервоприводом. Аналогичные схемы применяются и для руля направления и для элеронов. Такое управление состоит из распределительного золотникового крана *3*, силового цилиндра *4*, рычагов *P* и *S* и тяг управления, связанных со штурвалом (или ручкой управления) и рулем. В нейтральном положении нагнетающая магистраль *1* гидросистемы перекрыта средним поршеньком золотника *3*. Если летчик взял ручку на себя (как показано стрелкой на фигуре), то тяга через шарнир *C* повернет рычаг *P* вокруг точки *L*. Конец рычага имеет некоторый зазор между упорами конца рычага *S*.

Это движение отодвинет точку v рычага P вправо; золотник в распределительном кране, передвинувшись вправо, откроет доступ смеси из гидросистемы (путь смеси показан стрелками). Гидросмесь под давлением поступит в силовой цилиндр *4* и переместит вниз поршень, который отклонит руль высоты вверх. Находящаяся под поршнем смесь уйдет через золотник в бачок. Смесь под давлением попадает не только в силовой цилиндр, но и в правую часть золотника, создавая давление на его крайний поршень, а так как давления на первый и второй поршни золотника уравновешиваются, то летчик будет испытывать противодавле-



Фиг. 47. Принципиальная схема привода управления рулем высоты.

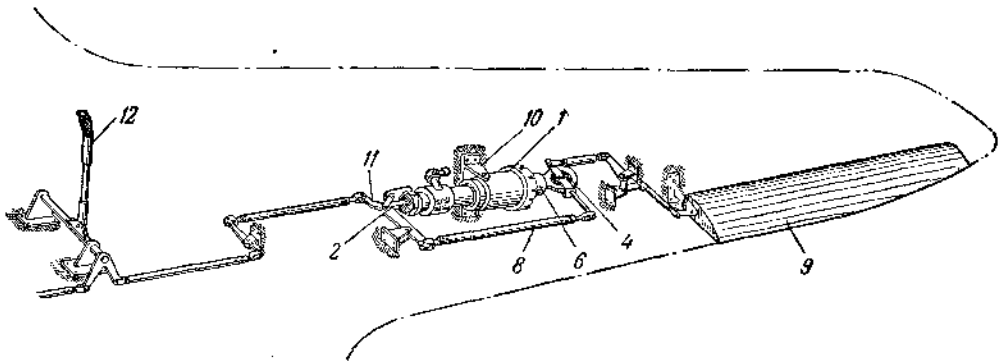
1—ввод масла из гидравлической системы под давлением; *2*—вывод масла в бачок; *3*—золотник; *4*—силовой цилиндр; *5*—кран.
I—рабочее положение крана; *II*—перепускное положение крана; *III*—запорное положение крана.

ние в результате давления смеси на крайний правый поршень. Усилие это будет во столько раз меньше усилия, необходимого для отклонения руля, во сколько раз площадь поршня золотника меньше площади поршня силового цилиндра. Чем больше будет усилие на руль со стороны силового цилиндра, тем, очевидно, больше будет и давление на ручку управления. Таким образом, соблюдается требование, чтобы летчик воспринимал давление, пропорциональное отклонению руля. При отклонении руля соединительный рычаг S повернется вокруг оси A, причем одновременно переместится рычаг P вместе с точкой L. Перемещение рычага S обеспечивает дальнейшее отклонение ручки. При отклонении ручки от себя золотник передвинется влево, и руль опустится.

В системе управления имеется кран, различные положения которого показаны отдельно на схеме. Первое положение крана — рабочее — и соответствует работе привода управления, как описано выше. Второе положение крана, когда верхняя и нижняя полости цилиндра *4* соединены, применяется, когда привод выключен и управление рулем осуществляется вручную. В этом случае все давления на поршеньки золотника взаимно уравновешиваются, а усилие от руля передается непосредственно на ручку.

Третье положение крана — запорное, при котором рули и все управление полностью стопорятся, так как вследствие несжимаемости жидкости получается гидравлический замок.

Такое управление может быть сделано с любым соотношением усилий на ручку и на силовой цилиндр (наиболее часто применяется система с соотношением от $\frac{1}{6}$ до $\frac{1}{10}$). Принципиальная схема описанного привода управления обычно осуществляется так, чтобы все элементы его были смонтированы в одном агрегате, что дает незначительное увеличение веса всего механизма управления. Гидросмесь подается из общей гидросистемы самолета или от специальной системы, служащей только для управления приводом.



Фиг. 48. Схема расположения гидравлического привода и систем проводки управления элеронами.

1—цилиндр; *2*—распределительный шток; *4*—исполнительный шток; *6*—наконечник; *8*—обратимая тяга; *9*—элерон; *10*—кронштейн крепления гидропривода; *11*—качалка; *12*—ручка летчика.

На фиг. 48 изображена схема расположения гидравлического привода и систем проводки управления элеронами. Этот привод одним концом, называемым распределительным штоком *2*, соединен с проводкой, идущей к ручке управления, а другим концом, называемым исполнительным штоком *4*, соединен с проводкой, идущей к элерону. Устройство гидравлического привода изображено отдельно на фиг. 49. В цилиндре или корпусе *1*, как в направляющей втулке, расположен исполнительный шток *4*, в котором проделаны каналы для подвода и отвода жидкости.

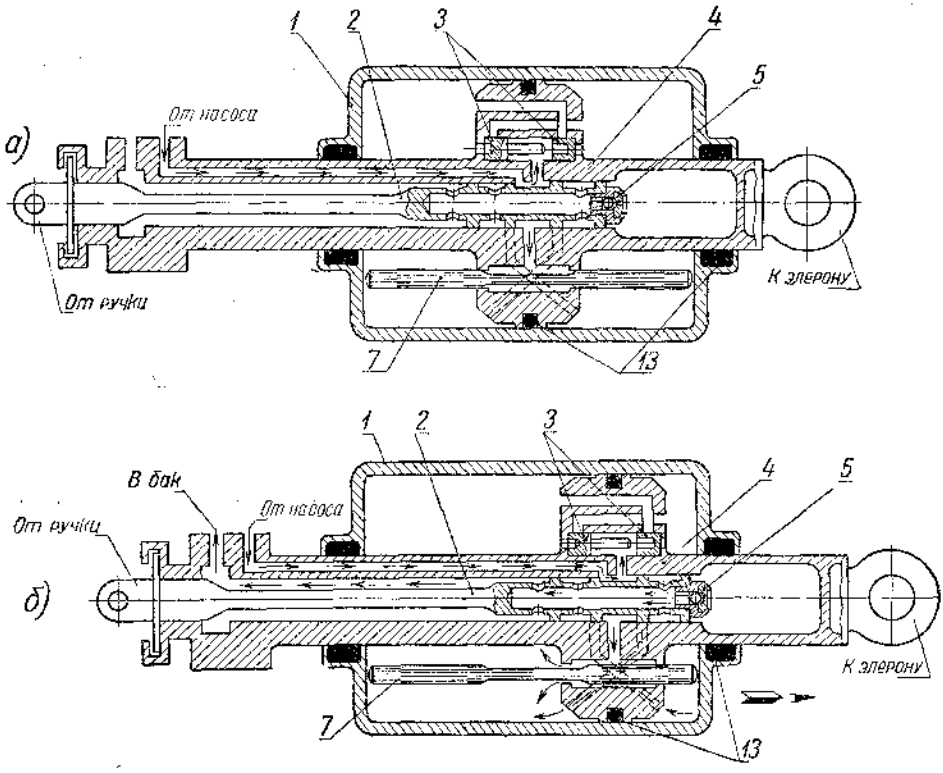
Во внутренней полости исполнительного элемента находится распределительный шток *2*, который служит для распределения жидкости и представляет собой золотник с четырьмя буртиками. В проточку между средними буртиками подводится рабочая жидкость под давлением. В нейтральном положении распределительного штока средние буртики золотника перекрывают каналы подвода жидкости в цилиндр и отвода ее из цилиндра, запирая жидкость в обеих полостях цилиндра. При смещении распределительного штока в ту или другую сторону эти каналы приоткрываются, в результате чего в одну из полостей цилиндра подводится жидкость под давлением, а из другой вытесняется в сливную магистраль.

Под давлением рабочей жидкости исполнительный шток перемещается вдоль оси цилиндра, отклоняя через систему рычагов элерон.

Гидросистема управления является следящей, так как величина, скорость и направление перемещения исполнительного штока находятся в

прямой зависимости от тех же параметров распределителя. При остановке распределительного штока движение исполнительного штока прекращается.

В исполнительном штоке параллельно его оси расположена дозирующая игла *7*, которая способствует более плавному и равномерному ходу исполнительного штока под нагрузкой, перепуская жидкость под давлением в рабочую полость цилиндра при отклонении элерона и в полость слива при возвращении их в исходное положение. При отклонении

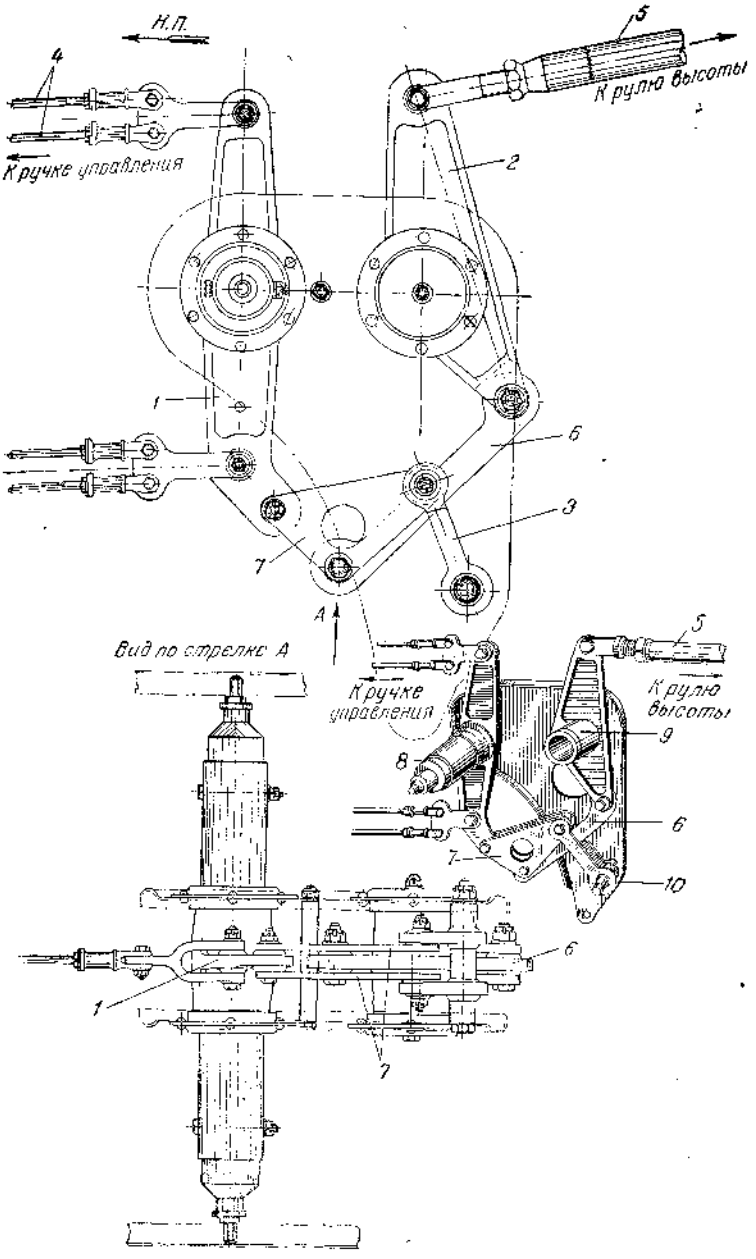


Фиг. 49.

а — нейтральное положение исполнительного штока; *б* — перемещение исполнительного штока вправо на нагрузку.
1—цилиндр; *2*—распределительный шток; *3*—перепускные плунжеры; *4*—исполнительный шток; *5*—демпфер золотника; *7*—дозирующая игла; *13*—резиновые уплотнения.

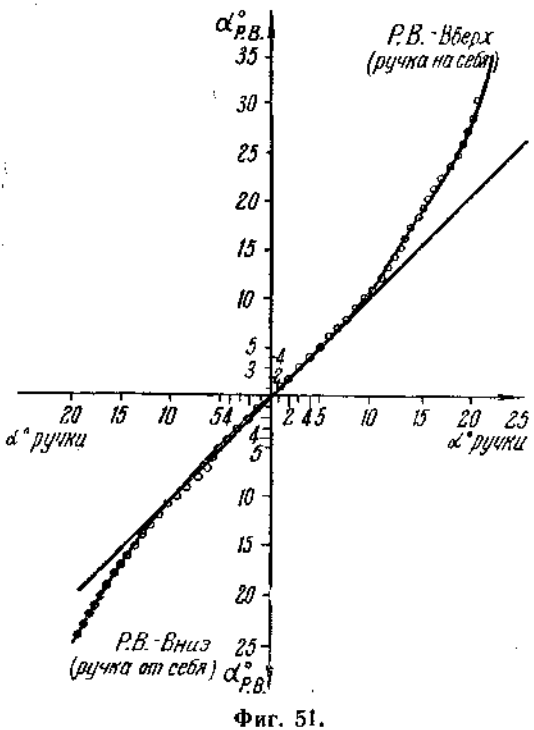
элерона жидкость, поступающая через дозирующую иглу, помогает перемещению поршня, а при возвращении — демпфирует его обратное движение.

В агрегате предусмотрена аварийная система кольцевания, обеспечивающая нормальное ручное управление при отсутствии давления в гидросистеме. Для этой цели служат плунжеры кольцевания *3*, перепускающие рабочую жидкость из одной полости цилиндра в другую при ручном управлении. При работе гидропривода в полость между плунжерами подводится жидкость под давлением, в результате чего плунжеры находятся в крайних положениях, перекрывая каналы, соединяющие обе полости цилиндра.



Фиг. 50. Передаточный механизм управления рулями высоты самолета FW-190.

На фиг. 49,*а* показано нейтральное положение агрегата, когда средние буртики золотника перекрывают каналы, и исполнительный шток неподвижен, так как при этом полости цилиндра не сообщаются. На фиг. 49,*б* показана схема работы гидропривода при перемещении исполнительного штока на нагрузку (на отклонение элерона). В этом случае распределительный шток *2* перемещается вправо. Буртики золотника открывают доступ жидкости под давлением в левую полость цилиндра и обеспечивают слив жидкости в бак из правой полости. Жидкость, поступающая дополнительно в левую полость цилиндра, через дозирующую иглу *7* помогает движению исполнительного штока. По мере удаления поршня от среднего положения увеличивается сечение подводящего канала благодаря профилированным лыскам иглы.



Фиг. 51.

Для предохранения золотника от возможных колебаний предусмотрен демпфер *5* (обратный клапан).

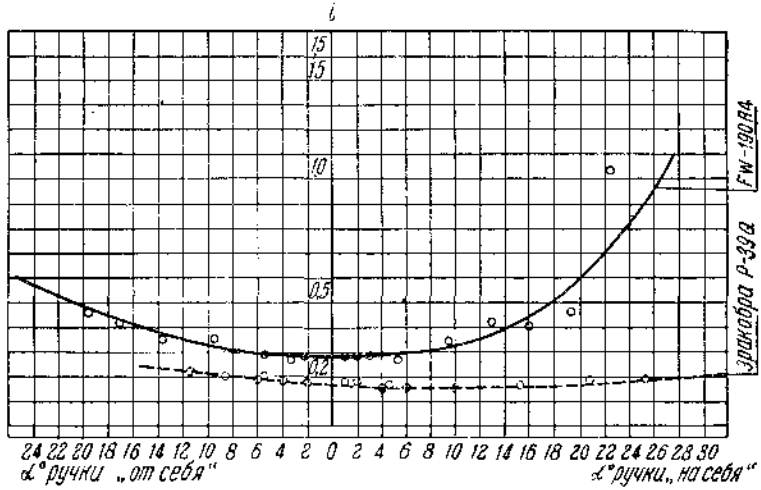
На самолете Фокке-Вульф 190А4 в системе управления рулями высоты применен механизм, изменяющий передаточное число от ручки к рулю по мере отклонения ручки от нейтрального положения. Механизм представляет собой плоскую систему (фиг. 50), состоящую из пяти подвижных звеньев, шарнирно соединенных между собой.

Звенья *1, 2* и *3* укреплены на неподвижных осях *8, 9, 10*, вокруг которых могут свободно поворачиваться. К звену *1*, представляющему собой двуплечий рычаг, присоединена проводка *4*, идущая к ручке управления самолетом. Это звено является ведущим. К звену *2* подходит тяга *5* к рулю высоты, и этот рычаг является ведомым. Ведущий и ведомый рычаги механизма кинематически связаны между собой звеньями *6* и *7*. Звено *6* является свободным, а звено *7* имеет дополнительную связь *3*, представляющую собой короткую качалку на неподвижной оси.

На фиг. 51 изображена кривая изменения соотношений между углами отклонения руля высоты и ручки управления самолетом. Для сравнения проведена прямая линия под углом 45°, т. е. с отношением углов 1 : 1. Видно, что при отклонении ручки отклонение руля вначале дает отношение, близкое к 1 : 1, затем это отношение быстро увеличивается, особенно при отклонении ручки на себя.

На фиг. 52 показаны кривые передаточных чисел самолета FW-190 и самолета «Эракобра» в функции угла отклонения ручки. В то время как у «Эракобры» передаточное число остается почти постоянным, у FW-190 по мере увеличения угла отклонения ручки передаточное число от 0,3

возрастает при положении ручки от себя до 0,5 и при положении на себя — до 1,0. Таким образом, в нормальном полете при малых отклонениях

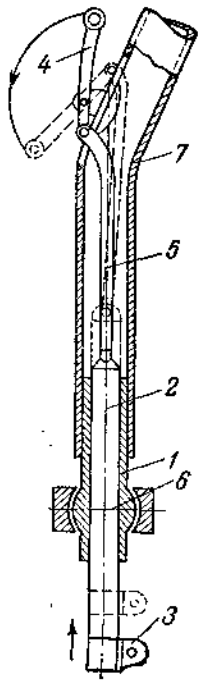


Фиг. 52.

рулей передаточное число близко к норме, при больших — оно резко возрастает и, следовательно, увеличивает давление на ручку. Это может оказаться полезным при выходе из пикирования, не давая возможности летчику создавать большие перегрузки. Кроме того, такая система уменьшает суммарные отклонения ручки и экономит место в кабине.

Передаточное число от рулей к ручке управления можно изменять, применяя для этого специальную конструкцию ручки. На фиг. 53 изображена схема устройства такой ручки управления *7*. Ручка оканчивается пустотелым наконечником с шаром *1*, вокруг центра которого и происходит отклонение ручки. Внутри наконечника, вдоль его оси, перемещается стержень *2*, на конце которого смонтировано ушко *3*; к ушку присоединяются тяги управления. Стержень *2* при помощи рычага *4* и соединительной тяги *5* может опускаться и подниматься, изменяя тем самым длину плеча тяги управления относительно оси вращения ручки *6*. Изменение длины плеча вызывает изменение передаточного числа.

При полете на больших скоростях летчик втягивает стержень *2* в наконечник *1*, и передаточное число уменьшается; на малых скоростях стержень опускается летчиком вниз.

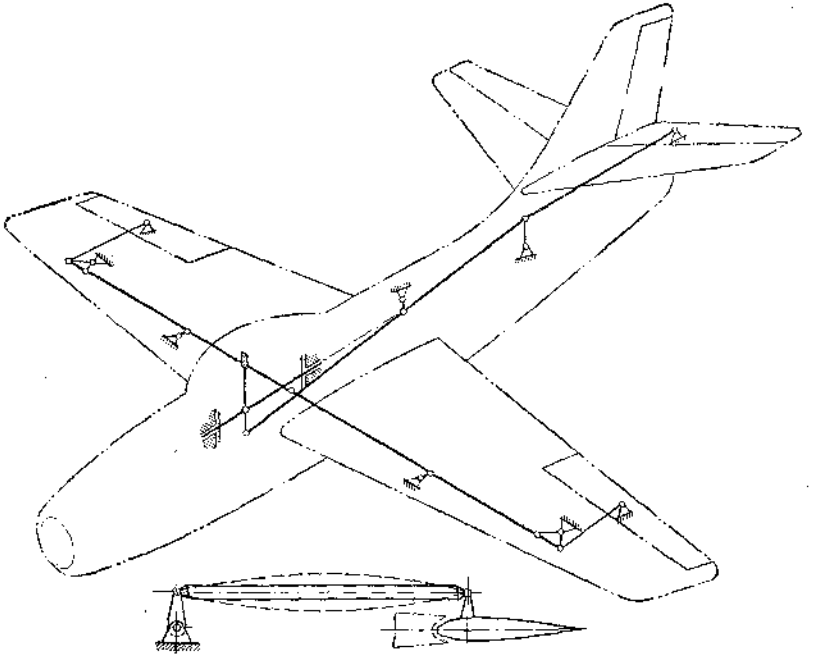


Фиг. 53. Схема ручки управления с изменяемым передаточным числом.

6. ВИБРАЦИЯ ПРОВОДКИ УПРАВЛЕНИЯ

Под действием импульсов силовой установки в тягах проводки возникают изгибные колебания, т. е. колебания в направлении, перпендикулярном к их длине (фиг. 54).

Изгибные колебания тяг управления могут попасть в резонанс с возмущающими импульсами силовой установки и, достигнув опасных размеров, вызвать обрыв тяг. Следует иметь в виду, что разрушение тяги от вибрации происходит обычно не сразу, а по прошествии некоторого, иногда довольно длительного, времени в результате усталости материала. Поперечные колебания тяги могут и не давать ощущений на ручке или на педалях управления, так как они происходят без заметного смещения концов тяги и не влекут за собой заметных отклонений качалок, а следовательно, и передачи тряски на соседние тяги.



Фиг. 54.

В практике эксплуатации самолетов отмечались случаи аварий, вызванные тем, что отдельные тяги проводки попадали в резонанс с оборотами двигателя.

В настоящее время расчет собственных частот колебаний всех тяг проводки управления рулями и элеронами является обязательным, и тяги подбирают так, чтобы резонанс не мог наступить. Для того чтобы избежать попадания тяг в резонанс, особенно на режиме эксплуатационных оборотов двигателя, необходимо, чтобы частота в минуту ν основного тона собственных колебаний каждой тяги не была равна числам $n_э$ и $2n_э$, где $n_э$ — число эксплуатационных оборотов двигателя (винта) в минуту.

Рекомендуется ставить такие тяги, чтобы частота их собственных колебаний ν находилась вне диапазонов:

$$n_э \pm 300 \text{ об/мин и } 2n_э \pm 400 \text{ об/мин.}$$

Расчет частот собственных изгибных колебаний тяг проводки управления, шарнирно соединенных на качалках, сводится к определению ча-

стот собственных колебаний балки, шарнирно закрепленной на концах, по формуле

$$\nu = \frac{94{,}2}{l^2}\sqrt{\frac{EJ}{m}} \text{ кол/мин},$$

где EJ — жесткость тяги на изгиб в $кг/см^2$;
m — погонная масса тяги в $кг\,сек^2/см^2$;
l — длина тяги в $см$.

Значения $\sqrt{\frac{EJ}{m}}$ для труб различных диаметров и сечений обычно приводятся в справочниках.

Собственная частота колебаний тяги зависит от диаметра трубы, ее толщины и особенно сильно — от длины тяги. Увеличение диаметра трубы ведет к повышению собственной частоты колебаний тяги; увеличение толщины стенок трубы на частоте колебаний сказывается мало. Увеличение длины тяги приводит к уменьшению собственной частоты колебаний. Если длина тяги увеличивается в 2, 3 ... раза, то собственная частота колебаний уменьшается в 4, 9 ... раз. Наиболее эффективным способом изменения собственной частоты тяги является изменение ее длины.

Частоты собственных колебаний тяг, установленных на роликовых направляющих и перемещающихся только в осевом направлении (фиг. 10), определяют по формуле

$$\nu = 9{,}55\,\frac{\alpha^2}{l^2}\sqrt{\frac{EJ}{m}} \text{ кол/мин},$$

где l — длина тяги между роликами в $см$;
α — коэффициент, зависящий от упругости опор, определяемый по экспериментальным графикам.

Наряду с колебаниями тяг управления наблюдаются резонансные колебания балансиров рулей и элеронов или ручек управления. При этом наличие на конце трубы большого груза вызывает появление значительных перегрузок при вибрациях балансиров. Следует отметить, что такие перегрузки могут появиться не только при строго периодических импульсах, но и в случае повторяющихся толчков.

Если сообщаемые балансиру толчки повторяются достаточно часто, то вызываемые каждым толчком колебания не успевают затухнуть в промежутках между двумя толчками, и получаются нерегулярные вибрации балансира, что можно наблюдать, например, при рулежке и пробеге самолета по неровному аэродрому. Такие вибрации балансира обычно ощущаются летчиком как жесткие толчки на ручку управления. Бороться с такого типа вибрациями балансиров следует их усилением и повышением жесткости крепления балансира.

ЗАДАНИЕ ПО УПРАВЛЕНИЮ САМОЛЕТОМ

Составить техническое описание конструкции управления самолетом.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

1. Выполнить эскиз принципиальной схемы управления самолетом (в изометрии) и указать тип проводки управления по принятой в книге классификации.
2. Выполнить сборочный чертеж заданного управления с размерами, показать расстояние между опорными точками проводки, показать соединения элементов про-

водки (тяг, тросов), охарактеризовать конструкцию поддерживающих и передаточных устройств (роликов, качалок, рычагов) и их креплений.

3. Указать наличие и степень дифференциации элеронов и изобразить кинематическую схему передачи к этим элеронам.

4. Указать регулировку управления.

5. Указать материалы деталей проводки управления.

6. Отметить особенности как управления в целом, так и конструкции его элементов в отдельности.

7. Дать критическую оценку схемы и конструкции управления с точки зрения аэродинамики, веса, вибраций, живучести, технологии и эксплуатации (удобства сборки, разборки, ремонта, доступа для осмотра и регулирования).

8. Наметить возможные пути улучшения конструкции.

ГЛАВА VI

ШАССИ

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Назначение шасси и его элементы

Шасси служит для передвижения самолета по земле при разбеге перед взлетом, пробеге после посадки и при передвижении по аэродрому. Шасси воспринимает нагрузки, действующие на самолет во время посадки и передвижения по земле. В соответствии с этим шасси должно иметь устройства для смягчения ударов, возникающих при посадке и при пробеге или разбеге по неровной поверхности. Для этой цели шасси самолета, кроме колес, снабжается амортизаторами.

При ударе самолета о землю происходит (как и при всяком ударе) переход кинетической энергии движущегося тела в потенциальную энергию деформируемой конструкции. Работа $A^э$ (эксплуатационная), затрачиваемая внешними силами на деформацию пневматиков колес и амортизаторов, равна произведению внешней силы P на деформацию их суммарного обжатия h, т. е. $A^э = Ph$. Таким образом, чем больше величина суммарного обжатия амортизатора и пневматика, тем меньшее усилие действует на конструкцию самолета при одних и тех же условиях удара.

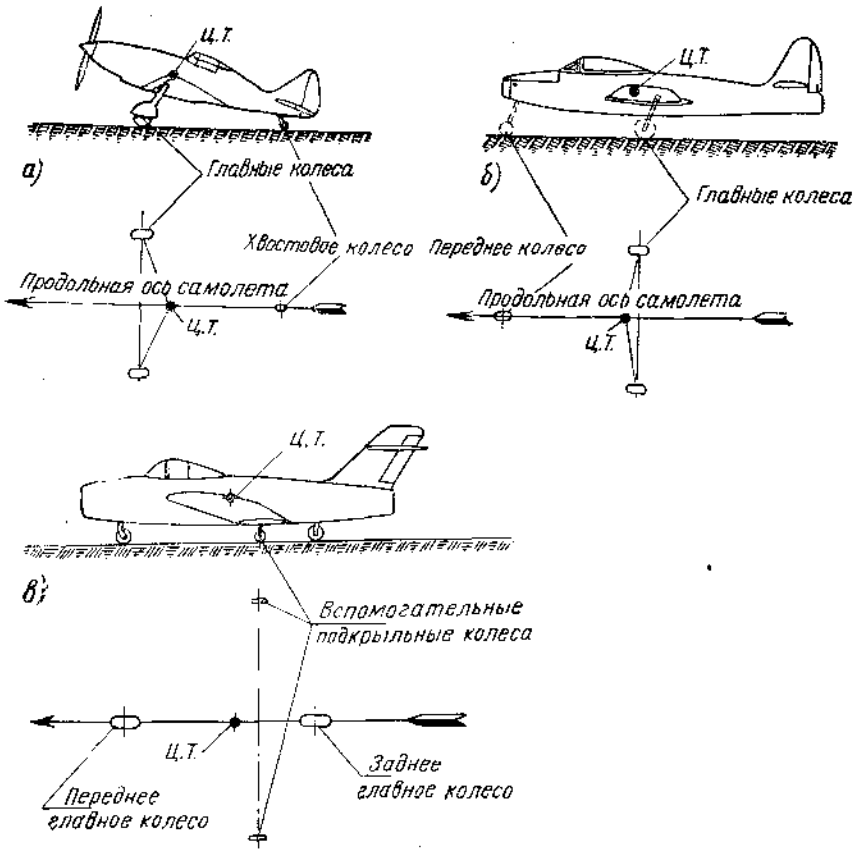
На стоянке самолет обычно имеет три точки опоры: две опорные точки расположены симметрично относительно диаметральной плоскости самолета — это *главные* ноги шасси, а третья опорная точка располагается в самой диаметральной плоскости самолета — это *хвостовая* или *передняя* (носовая) нога шасси. Если посмотреть на самолет сбоку, то главные ноги помещаются вблизи центра тяжести самолета, а третья его опора — на значительном удалении от центра тяжести.

При расположении главных ног шасси *впереди* центра тяжести самолета третья опора располагается под *хвостовой* частью самолета (фиг. 1, *а*) и вся система шасси носит название — *шасси с хвостовым колесом*. Если же главные колеса располагаются *позади* центра тяжести (фиг. 1,*б*), то третья опора устанавливается под *носовой* частью самолета, и вся система шасси носит название *шасси с передним* или носовым *колесом*. Иногда такое шасси называют «трехколесным», но это название неправильно, так как и шасси с хвостовым колесом в современных самолетах имеет также три колеса.

В середине 30-х годов советскими конструкторами было впервые применено так называемое *велосипедное* шасси. В этом случае (фиг. 1,*в*) самолет на стоянке имеет две главные опоры (переднюю и заднюю), расположенные под фюзеляжем в плоскости симметрии самолета, а две вспомогательные опоры расположены симметрично под крыльями.

В настоящее время этот тип шасси начинают применять для скоростных самолетов.

Для полета самолета шасси не нужно, но тем не менее самолет вынужден иметь это довольно тяжелое и сложное устройство (вес шасси составляет 4—8% полетного веса самолета).



Фиг. 1. Расположение колес для основных типов шасси.

На всех современных военных, транспортных и пассажирских самолетах шасси делают *убирающимися,* так как выигрыш в скорости от уменьшения лобового сопротивления получается более значительным, чем проигрыш от утяжеления конструкции шасси и от добавления механизмов уборки.

Требования к шасси

Наряду с общими для всех частей самолета требованиями — достаточная прочность, малый вес, простота производства и ремонта, удобство и надежность в эксплуатации, достаточно высокая живучесть всех элементов конструкции шасси, а также его механизмов и проводки — к шасси предъявляют еще ряд специфических требований.

1. Свободное, устойчивое и управляемое передвижение самолета на земле при разбеге, пробеге и рулежке.

2. Поглощение работы как при посадке самолета, так и во время ударов колес о неровности аэродрома, при этом часть работы во избежание подпрыгивания самолета после соприкосновения колес с землей должна поглощаться в необратимом виде.

3. Минимальное лобовое сопротивление шасси в полете для неубирающегося шасси и равное нулю для убирающегося шасси.

4. Достаточная эффективность колесных тормозов для сокращения длины пробега после посадки.

5. Минимальное перемещение колес вперед или назад при обжатии амортизаторов и сохранение неизменной ширины колеи шасси во избежание срыва покрышек.

6. Высота шасси должна быть такой, чтобы при полном обжатии пневматиков и амортизаторов оставалось расстояние от концов лопастей винтов, от самой нижней точки фюзеляжа и от задней кромки механизации крыла до поверхности земли не менее 160 *мм*.

7. Оборудование приспособлениями для буксировки самолета и установки подъемников для замены колес.

К у б и р а ю щ е м у с я шасси, кроме перечисленных, предъявляются дополнительно следующие требования:

1. Время уборки или выпуска шасси у небольших самолетов не должно превышать 6—10 сек., а у больших самолетов — 12—15 сек.

2. Наряду с основными механизмами и проводкой управления уборкой и выпуском шасси должна быть предусмотрена аварийная система выпуска шасси.

3. В выпущенном и убранном положениях шасси должно иметь надежные замки и сигнализацию.

4. Внутренняя полость углубления в фюзеляже или крыле для колес, стоек и подкосов шасси должна быть закрыта обшивкой, а при убранном шасси плотно закрыта щитками заподлицо с обтекаемыми поверхностями.

2. ПАРАМЕТРЫ ШАССИ И СХЕМЫ КОМПОНОВКИ

Шасси с хвостовым колесом

Устойчивость и маневренность самолета на земле при разбеге, пробеге и рулежке сильно зависят от размещения колес относительно центра тяжести самолета.

Основные параметры шасси с хвостовым колесом (фиг. 2) следующие:

— *Угол стоянки самолета* φ — угол между продольной осью самолета на стоянке и горизонталью. Угол стоянки обычно бывает 11—14°.

— *Противокапотажный угол* — угол, который при горизонтальном положении оси самолета (соответствующем скоростной посадке на две точки) образуется вертикалью и линией, соединяющей центр тяжести самолета с точкой A приложения реакции земли. При тормозных колесах точкой приложения реакции земли считают точку касания земли пневматиком (угол γ), при нетормозных колесах — ось колеса (угол β).

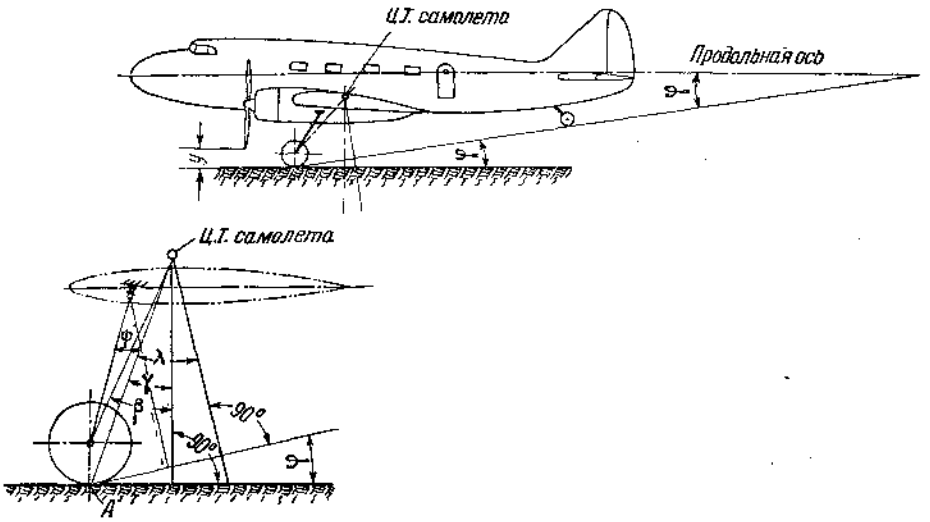
Противокапотажный угол при шасси с тормозными колесами бывает 14—18°, при нетормозных колесах он может быть в 12—15°.

— *Угол выноса шасси* λ — угол между прямой, проходящей через центр тяжести самолета и точку A (фиг. 2), и вертикалью при стоянке самолета на трех точках. Угол выноса шасси равен сумме противокапотажного угла и угла стоянки самолета и составляет обычно 27—31°.

— *Высота шасси* определяется выполнением пункта 6 («требований к шасси») и обеспечением стояночного угла.

Высота шасси, кроме того, должна быть также достаточной, чтобы при посадке самолета с креном в 10° крыло не касалось земли.

— *Колея шасси* (расстояние между колесами) в значительной мере определяет поперечную устойчивость самолета при рулежке, взлете и посадке, а также влияет на маневренность, устойчивость пути, работу амортизаторов и отдельных элементов узлов шасси при рулежке самолета.



Фиг. 2. Параметры шасси с хвостовым колесом.

У современных самолетов колея тормозного шасси составляет 0,2—0,3 и более размаха крыла. При эксплуатации самолетов на благоустроенных аэродромах колея может составлять 0,15—0,20 размаха. У многомоторных самолетов с двигателями, расположенными на крыле, ширина колеи определяется местом расположения ближайших к фюзеляжу двигателей, так как амортизационные стойки целесообразно размещать под мотогондолами.

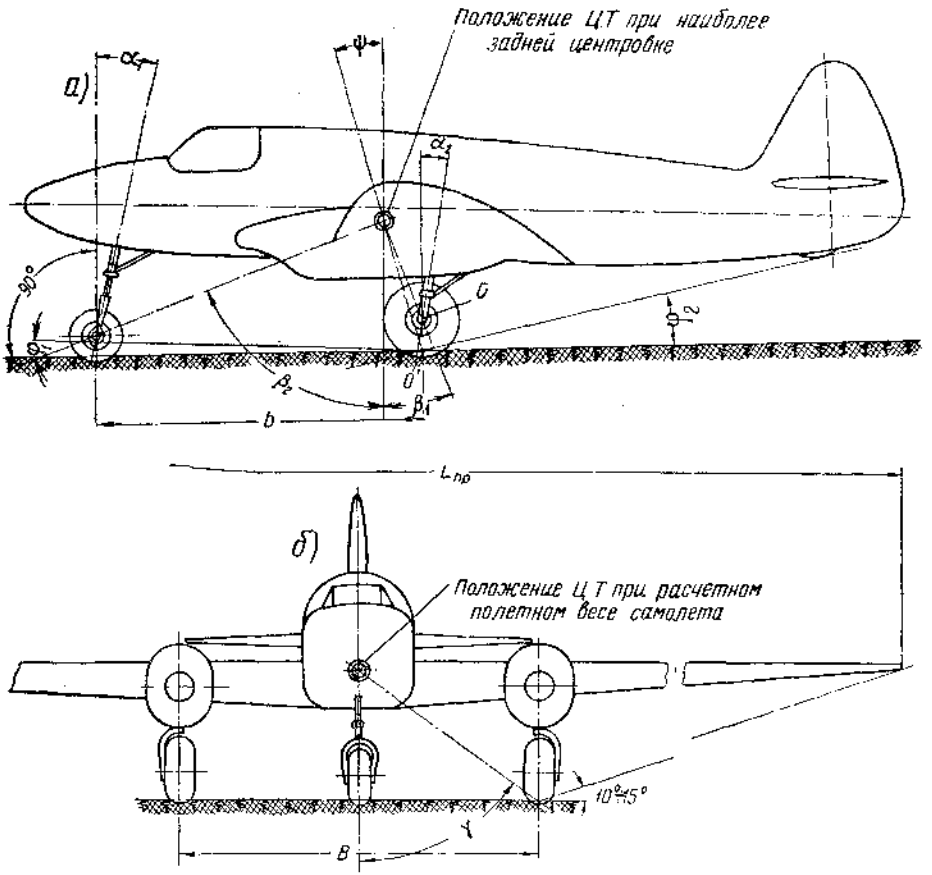
— *Угол наклона амортизационных стоек* ϕ (фиг. 2) — угол между осью амортизационной стойки и вертикалью при стоянке самолета на трех точках. Обычно угол ϕ положителен (вынос колеса вперед). Наклон стоек позволяет осуществить необходимый угол выноса шасси. Практикой установлено, что угол ϕ не должен быть менее 4—6°. Нельзя сильно увеличивать ϕ, так как при этом из-за повышения трения ухудшается работа амортизации.

Шасси с передним колесом

Накануне второй мировой войны и во время этой войны схема убирающегося шасси с передним колесом получила распространение на военных, транспортных и пассажирских самолетах. В настоящее время большинство самолетов с толкающими винтами, и особенно с реактивными двигателями, имеют шасси с передним колесом.

Хотя еще нет окончательно установившихся параметров компоновки этого типа шасси на самолете, все же на основании имеющегося опыта можно привести некоторые рекомендации.

Стояночный угол самолета φ_1 (фиг. 3) — угол между продольной осью самолета в горизонтальном полете и этой же осью при стоянке самолета на трех колесах. У существующих самолетов он составляет 0—5°. Для лучшего взлета угол φ_1 должен быть близок к наивыгоднейшему углу взлета самолета (около 5°), но по конструктивным соображениям этот угол желательно брать около нуля для укорочения передней стойки, если высота ее не определяется диаметром винта. Ввиду того что длина



Фиг. 3. Параметры шасси с передним колесом.

разбега минимальна при разбеге с приподнятым передним колесом, необходимо, чтобы φ_1 был меньше угла, при котором будет происходить этот наивыгоднейший разбег. Исходя из указанных соображений, величину стояночного угла φ_1 обычно выбирают в пределах 2—3°.

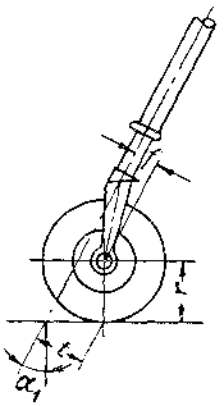
Через φ_2 обозначается угол между горизонталью и прямой, касающейся обжатого пневматика главного колеса и посадочного предохранителя на хвостовой части фюзеляжа в стояночном положении самолета.

Посадочный угол самолета, равный $\varphi_1 + \varphi_2$ при угле установки крыла 0°, должен быть равен углу атаки крыла, при котором c_y составляет 90% первого $c_{y\,max}$ при отклоненных щитках.

Компоновка шасси на самолете. Колея шасси B определяется углом 2γ. Угол γ измеряется между вертикалью, опущенной

из ц. т. самолета, и линией, проведенной через ц. т. и точку касания земли пневматиком при стояночном обжатии амортизатора и пневматика. Угол γ не должен быть менее 45°; при этом колея должна составлять 0,2—0,3 размаха крыла.

Расстояние между передним колесом и главными колесами b определяется углами β_1 и β_2, т. е. углами между линиями, проведенными из центра тяжести самолета через оси колес при стояночном обжатии амортизационных стоек шасси, и вертикалью, проходящей через центр тяжести самолета. Величина этих углов $\beta_1=10—25°$, $\beta_2=50—65°$. Сумма углов $\beta_1+\beta_2\approx80—90°$, а отношение расстояния между передним колесом и главными колесами b к ширине колеи B составляет 0,75—1,25.



Фиг. 4.

Отношение диаметра переднего колеса к диаметру главных колес берут от 0,6 до 1,0.

Оси главных колес должны располагаться впереди вертикали, проведенной через центр верхнего крепления стойки. Величину угла φ_2 желательно брать в 3—6°, а сумма углов $\alpha_2+\varphi_2$ должна быть не более 18°.

Переднее колесо следует устанавливать так (фиг. 4), чтобы было выдержано условие

$$t=f+r\sin\alpha_1>0,$$

где r — радиус колеса.

Для устойчивости переднего колеса необходимо, чтобы пересечение оси стойки с плоскостью, по которой перемещается колесо, всегда было впереди точки касания колеса ($t>0$) на 8—10% диаметра колеса. Наклон оси стойки следует делать таким, чтобы угол α_1 составлял 7—12°.

Особенности шасси с передним колесом. Самолет, имеющий шасси с передним колесом, при посадке касается земли сначала двумя главными колесами, затем опускает нос и касается земли передним колесом.

Шасси с передним колесом имеет ряд преимуществ перед шасси с хвостовым колесом.

1. Более простая и более безопасная посадка в условиях плохой видимости или ночью, когда летчик не может точно установить высоту. В этих условиях самолет может полого планировать и совершать посадку без выравнивания. Конечно, при этом требуется весьма хорошая амортизация. Слепая посадка также значительно проще, чем при шасси с хвостовым колесом.

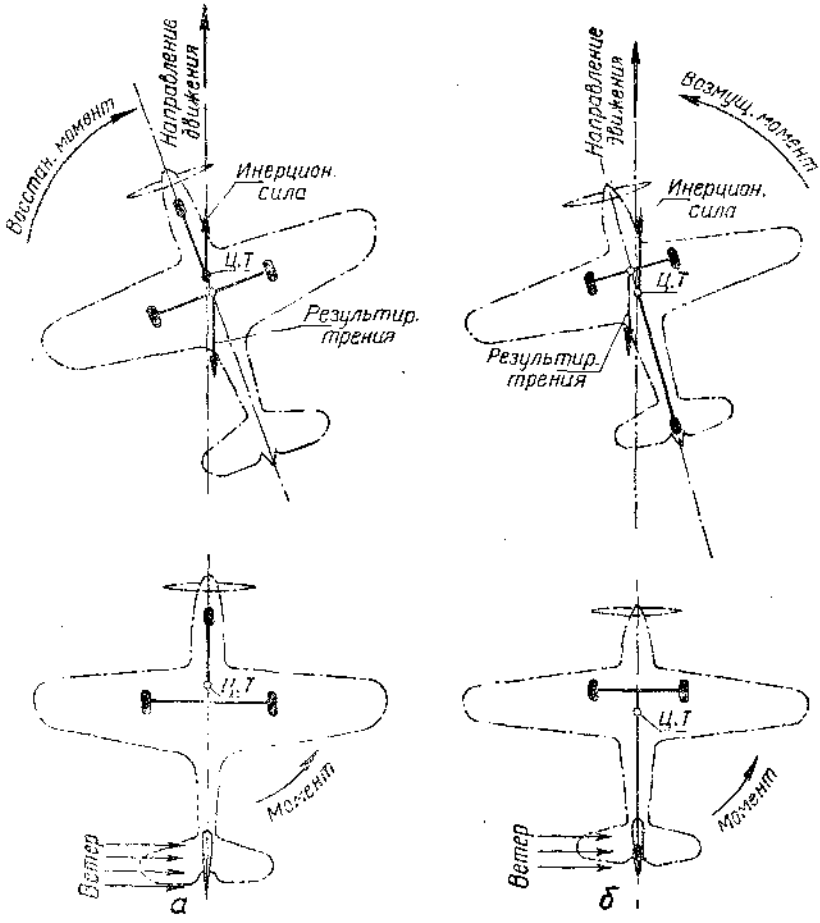
2. Хорошая устойчивость пути при разбеге и пробеге. Если по какой-либо причине самолет развернуло, то инерционная сила вместе с результирующей силой трения главных колес создадут пару, стремящуюся вернуть самолет к прежнему направлению (фиг. 5,*а*). При шасси с хвостовым колесом образовавшаяся пара (фиг. 5,*б*) будет стремиться увеличить заворот.

3. Возможность немедленно после касания земли применять более сильное торможение колес для уменьшения пробега после посадки. Кроме того, пробег совершается при незначительной подъемной силе крыла и хорошей путевой устойчивости.

4. Силы инерции при посадке заставляют самолет при шасси с передним колесом опускать нос вниз, отчего подъемная сила быстро падает,

а не поднимать его вверх, вследствие чего устраняется опасность вторичного взлета (взмывания) после приземления. Это позволяет производить скоростную посадку, что важно для скоростных самолетов.

5. Близкое к горизонтальному положение продольной оси самолета на стоянке и при передвижении по земле улучшает обзор для летчика и создает значительные удобства для пассажиров.



Фиг. 5. Устойчивость движения самолета при различных схемах шасси.

Но наряду с неоспоримыми преимуществами шасси с передним колесом ему присущи и весьма существенные недостатки.

1. Трудность уборки переднего колеса в одномоторном самолете с поршневым двигателем, усугубляемая сравнительно большим диаметром этого колеса.

2. Большая нагрузка на переднее колесо (значительно бо́льшая, чем нагрузка на хвостовое колесо, так как расстояние между передним и главными колесами меньше расстояния между хвостовым и главными колесами) и появление при торможении главных колес пары сил, догружающих носовое колесо и разгружающих хвостовое. Кроме того, для улучшения рулежных качеств переднее колесо делается большего диа-

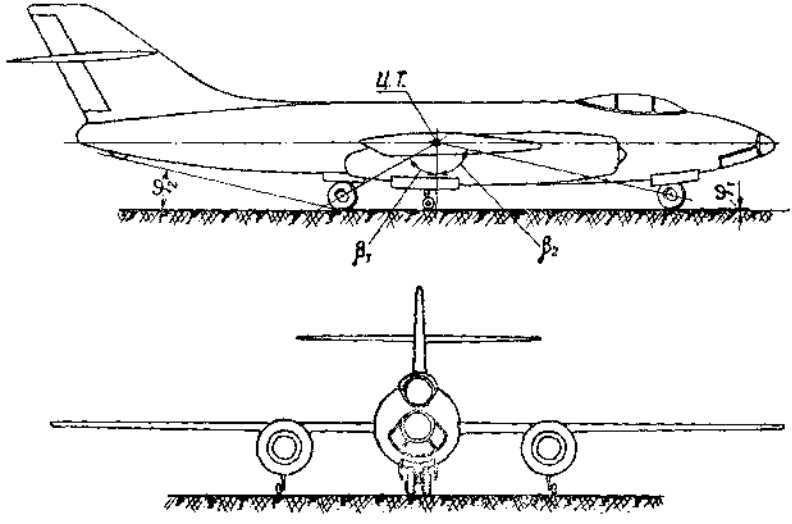
метра, чем заднее, вследствие чего увеличивается вес шасси. Правда, возможность увеличения нагрузки на крыло и благоприятное расположение главных колес относительно крыла (в зоне наибольшей толщины крыла) могут компенсировать это перетяжеление.

3. Опасность катастрофы в случае поломки передней стойки вследствие больших ударных нагрузок при посадке с планирования или на очень плохом аэродроме.

4. Опасность появления самовозбуждающихся колебаний свободно ориентирующегося переднего колеса.

Велосипедное шасси

У скоростных самолетов с тонкими крыльями трудно убрать шасси в крыло. При велосипедном же шасси главные колеса простым движением вперед или назад легко убираются в фюзеляж, а малые вспомогательные колеса — в крыло или гондолы.



Фиг. 6. Параметры велосипедного шасси.

Стояночный угол самолета φ_1 (фиг. 6) составляет 3—5°. Для лучшего взлета угол φ_1 должен быть близок к наивыгоднейшему углу взлета самолета.

Посадочный угол самолета $\varphi_1+\varphi_2$ при угле установки крыла 0° должен быть равен углу атаки крыла, при котором $c_{y\,max}$ составляет 90% первого $c_{y\,max}$ с учетом механизации.

Расстояние между передним колесом и задним определяется углами β_1 и β_2, т. е. углами между линиями, проведенными из центра тяжести самолета через оси колес и вертикалью, проходящей через центр тяжести самолета. Сумма углов $\beta_1+\beta_2=90—120°$, причем $\beta_1=40—60°$. Установка дополнительных подкрыльных опор осуществляется по конструктивным соображениям.

3. АМОРТИЗАТОРЫ ШАССИ

Требования и работа

Амортизатор шасси должен отвечать следующим основным требованиям:

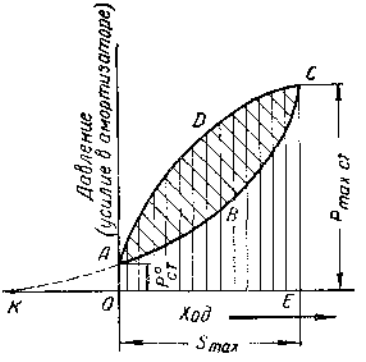
1. Воспринимать при прямом ходе кинетическую энергию удара и преобразовывать ее в работу упругих сил деформации.

2. Быстро возвращаться в исходное положение после удара, чтобы иметь возможность воспринять следующий удар (прямой и обратный ходы должны совершаться не более чем за 0,8 сек.).

3. Обладать возможно бо́льшим гистерезисом, т. е. за время прямого и обратного хода бо́льшая часть воспринятой работы должна быть необратимо превращена в тепло.

4. Амортизирующие свойства не должны заметно меняться с изменением температуры.

Амортизаторы и амортизирующие материалы. Амортизаторами на самолетах служат специальные амортизационные стойки, которые под действием внешних сил упруго сокращаются, поглощая при этом энергию удара; пневматики колес также участвуют в амортизации.



Фиг. 7.

Сокращение длины амортизационной стойки достигается применением сильно деформируемых материалов или устройств. Амортизирующими *материалами* могут быть резина в виде шнуров или пластин, сталь в виде рессор и пружин; амортизирующим *устройством* обычно бывает гидравлическая амортизация. Последняя употребляется в сочетании с каким-либо упругим амортизатором, большей частью воздухом (жидкостно-воздушные), хотя встречаются и жидкостно-резиновые, жидкостно-пружинные амортизаторы.

Диаграммы работы жидкостно-воздушной, жидкостно-резиновой или жидкостно-пружинной амортизации имеют один и тот же характер (фиг. 7): более или менее вогнутая кривая ABC работы резины, пружины или воздуха и суммированная с ней кривая работы жидкости ADC. Ординаты кривой ADC (давления жидкости) откладывают не от оси абсцисс OB, а от кривой ABC.

Работа, которую должна поглотить амортизация шасси, задается нормами прочности формулой

$$A_{норм} = \frac{m V_y^2}{2},$$

где $m = \frac{G}{g}$ — масса самолета;

V_y — вертикальная скорость самолета в момент его соприкосновения с землей, определяемая по нормам прочности.

Часть этой нормированной работы воспринимается пневматиком; эта работа пневматика $A_{пневм}$ определяется по каталогу колес при максимальном обжатии пневматика.

Работа, которую должна воспринять одна амортизационная стойка, равна

$$A_{\text{аморт}} = \frac{A_{\text{норм}} - iA_{\text{пневм}}}{k},$$

где i — число всех колес главного шасси;
k — число амортизационных стоек.

Эта работа может быть поглощена при усилиях, действующих по оси амортизатора, и соответственно при разных его деформациях (сокращении длины):

$$A_{\text{аморт}} = P_{\max\ \text{ст}} S_{\max} \eta,$$

где $P_{\max\ \text{ст}} = P^{\text{о}}_{\text{ст}} n$ — наибольшее усилие в амортизационной стойке;
$S_{\max}$ — максимальный ход стойки;
η — коэффициент полноты диаграммы работы амортизатора, равный отношению заштрихованной площади $OADCE$ на фиг. 7, равной работе, поглощенной амортизацией, к площади прямоугольника, равного $P_{\max\ \text{ст}} S_{\max}$.

Для разных конструкций амортизационных стоек и при различных амортизирующих материалах коэффициент η будет различен. Значение η повышается, если посредством воздуха, резины или пружины создать в амортизаторе предварительное осевое усилие $P_{\text{предв}}$, так называемую *предварительную затяжку* амортизатора (отрезок OA на фиг. 7). Затяжка, кроме того, уменьшает ход амортизатора на величину KO. Предварительная затяжка берется обычно равной усилию в амортизационной стойке на стоянке или несколько меньше его; на фиг. 7 она принята равной $P^{\text{о}}_{\text{ст}}$. В этом случае отношение ординат

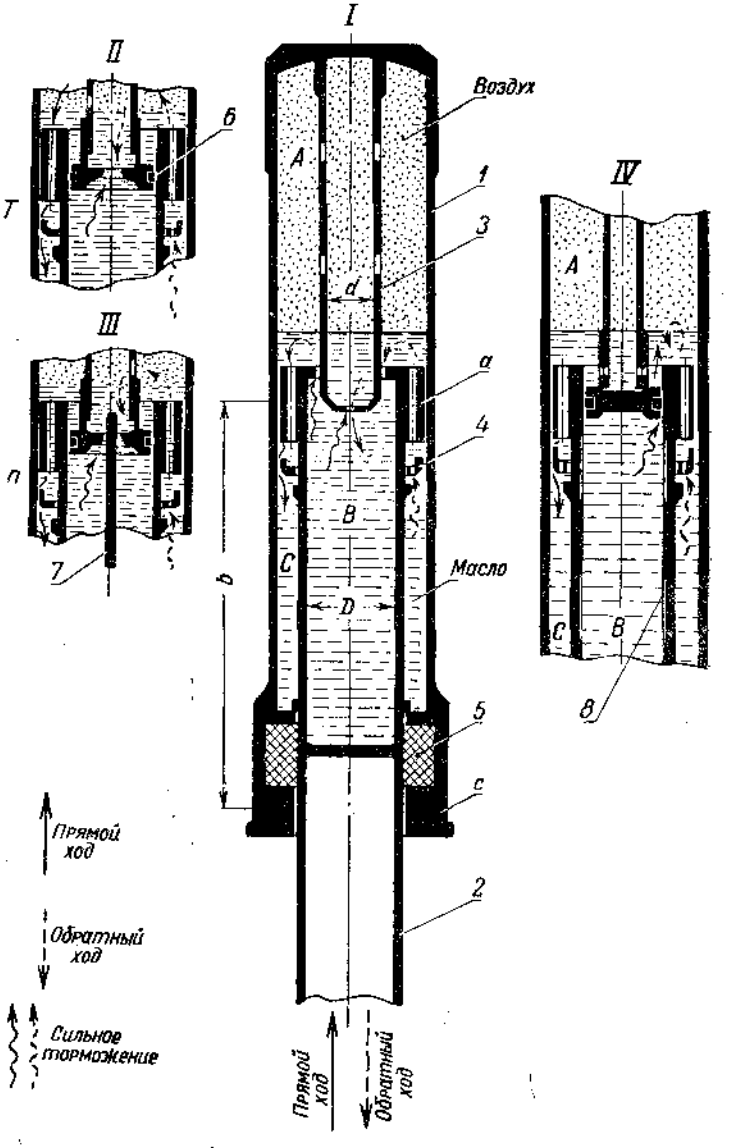
$$\frac{CE}{AO} = \frac{P_{\max\ \text{ст}}}{P^{\text{о}}_{\text{ст}}} = n^{\text{э}}_{E},$$

где $n^{\text{э}}_{E}$ — коэффициент перегрузки для случая E, колеблется в пределах 3—4.

Принцип работы и устройство амортизаторов

Жидкостно-воздушные амортизаторы. Наибольшее распространение в настоящее время получила жидкостно-воздушная амортизация, в которой используется сопротивление жидкости, перетекающей в воздушную камеру через малые отверстия. В этом типе амортизатора одновременно работают воздух и жидкость. При обжатии амортизатора струя жидкости с большой скоростью вытекает из малых отверстий, ударяется о верхнюю крышку и стенки цилиндра и частично раздробляется на мельчайшие капельки, а частично, падая вниз, интенсивно перемешивается с воздухом и увлекает его за собой. Кроме этого, некоторое количество воздуха растворяется в межмолекулярном пространстве жидкости. Благодаря наличию мельчайших капелек жидкости во взвешенном состоянии в воздушном объеме, а также пузырьков воздуха, рассеянных по всему объему жидкости, поверхность теплопередачи между воздухом и жидкостью увеличивается во много раз по сравнению с начальной поверхностью уровня жидкости. За время прямого хода, когда температура сжимаемого воздуха возрастает, происходит нагрев образующихся капе-

лек более холодной жидкости и, наоборот, охлаждение пузырьков нагретого воздуха окружающей жидкостью. Этим и обеспечивается основной отвод тепла, определяющий показатель политропы сжатия воздуха.



Фиг. 8. Схемы плунжерных амортизаторов.

На основе анализа конструкций масляно-воздушных амортизаторов доцентом Московского авиационного института Г. И. Архангельским разработана их классификация. Все существующие амортизаторы можно разделить на четыре основных группы: плунжерные, поршневые, камерные и с двумя воздушными камерами.

Плунжерные амортизаторы (фиг. 8) характеризуются наличием плунжера.

Эта группа амортизаторов имеет ряд разновидностей: свободно-плунжерные, плотно-плунжерные, плунжерно-игольчатые и плунжерно-гильзовые.

Чтобы сократить описание устройства и принципа работы последующих групп и разновидностей амортизаторов, рассмотрим подробно работу *свободно-плунжерного* амортизатора с клапаном торможения на обратном ходу.

Амортизатор (фиг. 8,*I*) состоит из цилиндра *1* и штока или поршня *2*. Цилиндр *1* прикреплен к конструкции самолета, а на штоке *2* укреплено колесо. Шток *2* имеет в цилиндре *1* не менее двух опор: верхнюю буксу *а* и нижнюю опору *с*, разнесенные на так называемой базе заделки *b*. В цилиндре *1* жестко заделан плунжер *3*, который может быть профилирован по своему наружному контуру или иметь постоянное сечение. На шток *2* насажен клапан *4* обратного торможения.

Объем *А* цилиндра заполнен воздухом под давлением. Полости *В* и *С* заполнены жидкостью.

Между штоком *2* и плунжером *3* образуется кольцевое отверстие для протока жидкости. Для устранения утечки жидкости в конце цилиндра ставятся уплотнения *5*.

При ударе колеса о землю шток *2* движется вверх, и воздух в цилиндре сжимается (изменение начального объема в каждый момент определяется произведением хода поршня-штока на его площадь). На сжатие воздуха затрачивается работа, которая аккумулируется воздухом.

Но так как при ходе вверх штока *2* с буксой *а* увеличивается объем кольцевого пространства *С*, то часть жидкости, вытесняемой из полости *В* через отверстие между плунжером *3* и штоком *2* в цилиндр, проходит свободно через ряд отверстий в верхней буксе *а*, отжимает клапан *4* торможения обратного хода вниз до упора и, минуя его, заполняет кольцевую полость *С*. На вытеснение жидкости из полости *В* в цилиндр тратится механическая работа, которая переходит в тепловую энергию и полностью рассеивается. При обратном ходе шток (поршень) под давлением воздуха, сжатого в камере *А*, идет вниз, а жидкость из кольцевой полости *С* начинает перетекать в полость *А*. При этом клапан *4* прижимается к верхней буксе *а* и перекрывает все отверстия прямого хода, оставляя для протока только малые отверстия в самом клапане. Из полости *А* в полость *В* жидкость перетекает практически без торможения, так как отверстия протока прямого хода велики.

На вытеснение жидкости из полости *С* в полость *А* затрачивается механическая работа, которая переходит в тепловую энергию и полностью рассеивается.

Свободно-плунжерные амортизаторы характеризуются тем, что у них основная площадь протока жидкости на прямом ходе образуется между плунжером и диафрагмой или внутренним диаметром штока, но так, что нижний конец плунжера остается свободным (не опертым).

Вследствие этого производственные допуски и несоосность плунжера и штока сильно влияют на форму отверстия протока и изменяют коэффициент гидравлического сопротивления, а это нарушает идентичность в работе серийных амортизаторов.

Плотно-плунжерный амортизатор с клапаном торможения на обратном ходе показан на фиг. 8,*II*. Нижняя головка плунжера скользит по внутренней поверхности штока и, как правило, имеет уплотнительное

металлическое кольцо *6*. Основная площадь протока жидкости осуществляется в виде одного или нескольких отверстий в нижней головке плунжера. Конструкция такого амортизатора гарантирует идентичность работы серийных амортизаторов и часто применяется для тяжелых самолетов.

Плунжерно-игольчатый амортизатор с клапаном торможения на обратном ходе изображен на фиг. 8,*III*. У этого типа амортизаторов площадь протока жидкости из штока в плунжер не постоянна, а зависит от величины сжатия амортизатора. Изменение площади протока в отверстии нижней головки плунжера осуществляется иглой *7* переменного сечения.

Расстояние между иглой и плунжером достаточно велико, и изменение формы отверстия протока из-за производственных допусков практически не влияет на величину гидравлического сопротивления.

Плунжерно-гильзовый амортизатор с клапаном торможения на обратном ходе показан на фиг. 8,*IV*. Переменная площадь протока жидкости обеспечивается при помощи продольных прорезей в гильзе *8*, впрессованной во внутреннюю полость штока. Прорези выполнены так, что ни одно поперечное сечение гильзы на участке хода амортизатора не остается сплошным. Нижняя головка плунжера не имеет отверстий. Жидкость вытесняется в воздушный объем через щели, образуемые уплотнительным кольцом и прорезями гильзы.

Плунжерные амортизаторы широко применяются и могут быть рекомендованы для применения в дальнейшем, за исключением свободноплунжерных амортизаторов.

Поршневые амортизаторы имеют ряд разновидностей: открыто-поршневые, замкнуто-поршневые и игольчато-поршневые.

На фиг. 9,*I* изображена схема *открыто-поршневого* амортизатора с клапаном торможения на обратном ходе. Конструкция такого амортизатора довольно проста, однако он имеет низкий коэффициент полноты диаграммы ($\eta \approx 0{,}50 \div 0{,}55$) и поэтому необходим большой ход. Вследствие небольшой разницы диаметров цилиндра и штока жидкость на прямом ходе почти не работает.

На фиг. 9,*II* изображена схема *замкнуто-поршневого* амортизатора, который характеризуется наличием диафрагмы *1* с отверстием для протока жидкости. Установка клапана торможения обратного хода в полости *C* легко осуществима. Основным конструктивным недостатком является невозможность использования внутренней полости штока, что заставляет применять более длинные стойки шасси.

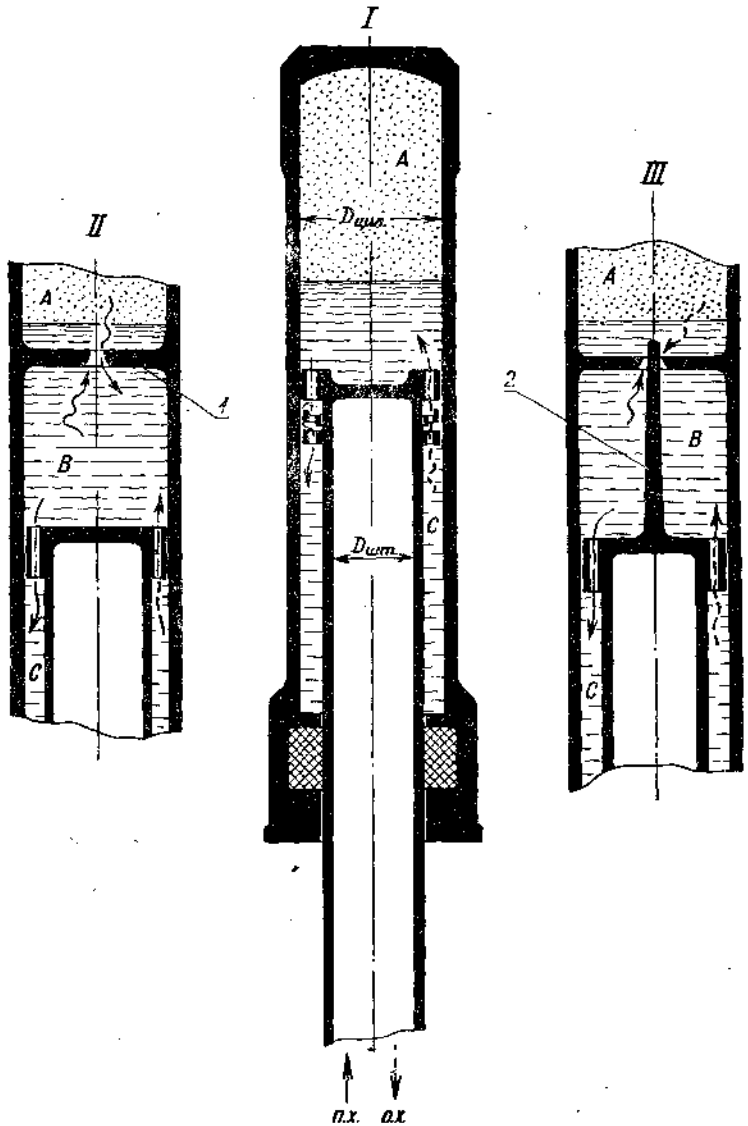
На фиг. 9,*III* изображена схема *игольчато-поршневого* амортизатора, у которого площадь протока жидкости переменна и регулируется иглой *2*.

Поршневые амортизаторы не получили широкого распространения.

Камерные амортизаторы подразделяются на замкнуто-камерные с плавающим поршнем и открыто-камерные.

На фиг. 10,*I* изображена схема *замкнуто-камерного* амортизатора с клапаном торможения на обратном ходе. В этом амортизаторе жидкостная кольцевая камера *C* отделена уплотнениями *3* от воздушной камеры *A*. При прямом ходе шток *2* движется вверх через неподвижное уплотнение *3*. Кольцо *4*, уплотняющее внутренний диаметр цилиндра *1*, прижимается давлением жидкости и трением к нижнему буртику штока. Жидкость из верхней части камеры *C* проходит между стенкой цилиндра и верхним буртиком штока и тормозится в отверстиях *6* прямого хода. При обратном

ходе уплотняющее кольцо *4* прижимается к верхнему буртику штока; жидкость из нижней части камеры *C* проходит между стенкой цилиндра и нижним буртиком штока, а также через отверстия *6* и тормозится в отверстиях *5* обратного хода. Площадь протока постоянна по ходу. Так как жидкостная камера отделена от воздушной, то отсутствуют



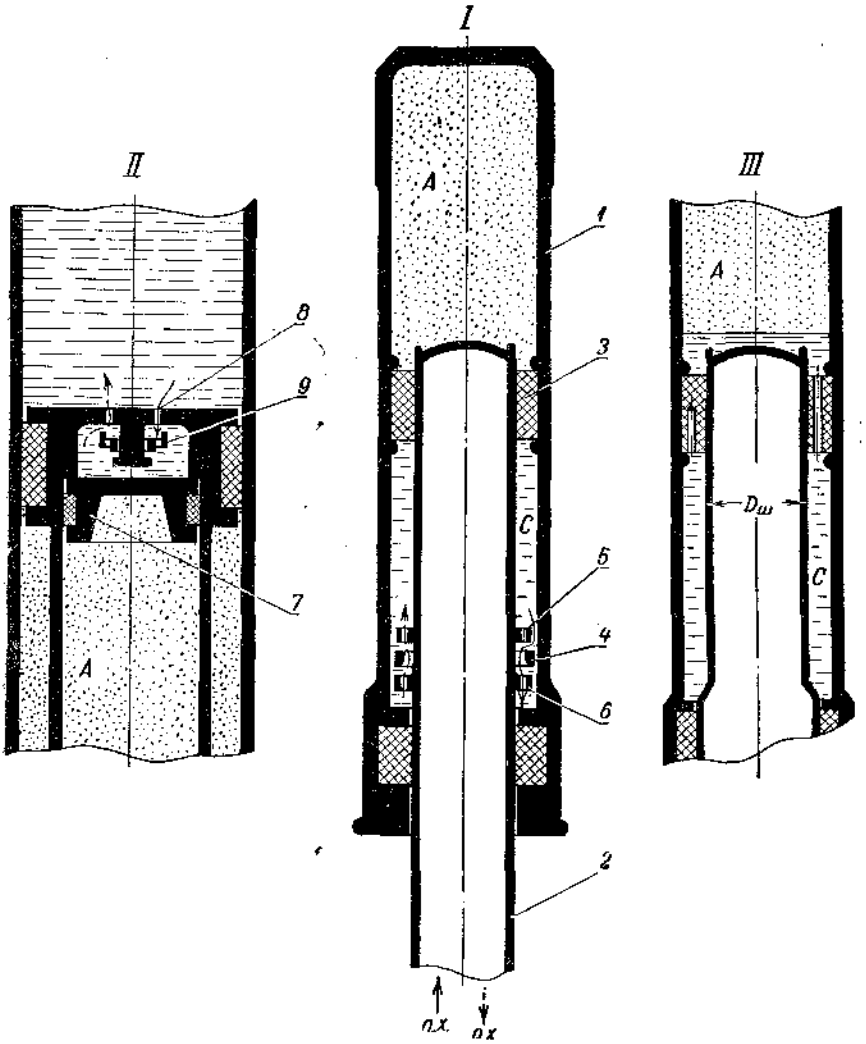
Фиг. 9. Схемы поршневых амортизаторов.

распыление и эмульсирование жидкости, и это благоприятствует стабильности коэффициента гидравлического сопротивления, но теплоотдача в стенки воздушной камеры незначительна, коэффициент политропы сжатия воздуха близок к показателю адиабаты.

Такой амортизатор может работать в любых положениях и, кроме того, шлифование необходимо только для наружного диаметра штока.

К недостаткам замкнутокамерного амортизатора относится несколько бо́льшая требуемая высота шасси.

На фиг. 10,*II* изображена схема *камерного амортизатора с плавающим поршнем*. В этом амортизаторе жидкостью заполняется верхняя полость цилиндра, а воздух находится в штоке и в кольцевом пространстве между штоком и цилиндром.



Фиг. 10. Схемы камерных амортизаторов.

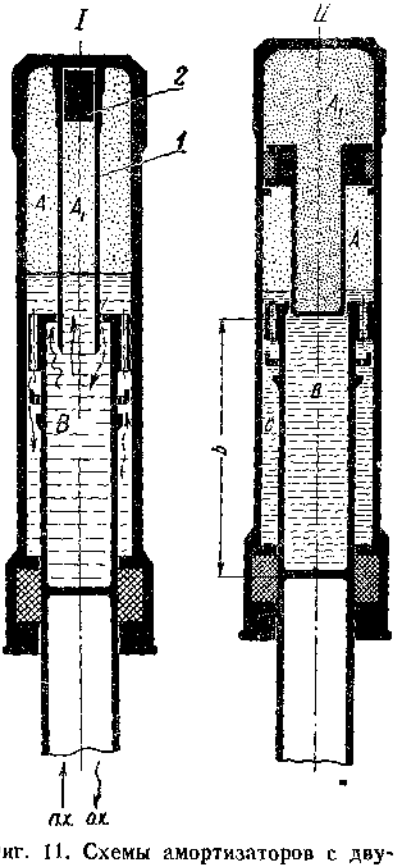
Верхняя часть штока снабжена уплотнением. Внутренние поверхности цилиндра и штока шлифованы. Внутри штока находится плавающий поршень *7*. При прямом ходе шток движется вверх, жидкость проходит через отверстия *8*, давит на плавающий поршень, который перемещается вниз, и сжимает воздух внутри штока. При обратном ходе поршень под давлением упругих сил сжатого воздуха движется вверх и вытесняет жидкость, расположенную над ним через отверстия в клапане торможения обратного хода *9*, который в это время будет прижат к крышке штока.

Конструктивными недостатками рассматриваемого амортизатора являются:

— необходимость двух уплотнений (на штоке и на плавающем поршне);

— больший ход плавающего поршня, нежели штока, получающийся из-за разности площадей по внутреннему диаметру цилиндра и штока, что может вызвать затруднения компоновки при малых габаритах.

При хорошей отработке уплотнений и удачном решении верхнего узла штока конструкция может быть достаточно компактной.



Фиг. 11. Схемы амортизаторов с двумя воздушными камерами.

Амортизаторы открыто-камерные (фиг. 10,*III*) характеризуются наличием кольцевой камеры *C*, сообщающейся с воздушной камерой. Этим создаются благоприятные условия для отвода тепла при сжатии воздуха. Клапан торможения обратного хода устанавливается по потребности в камере *C*. К преимуществам относятся малый вес и простота конструкции. Технология изготовления упрощается тем, что внутреннего шлифования цилиндра не требуется. К недостаткам относится несколько большая потребная высота шасси и тяжелые условия работы уплотнений.

Амортизатор с двумя воздушными камерами имеет две разновидности: с незамкнутой второй воздушной камерой и с замкнутой второй воздушной камерой.

На фиг. 11,*I* изображена схема амортизатора с *незамкнутой второй воздушной камерой*. Этот амортизатор представляет измененную конструкцию свободноплунжерного амортизатора. Однако в работе его есть и принципиальные особенности. Плунжер *1*, полый внутри, не имеет отверстий для сообщения с полостью *A* и образует собой вторую воздушную камеру A_1. При статическом равновесии давления воздуха в камерах A_1 и *A* равны, и уровень жидкости устанавливается в них по закону сообщающихся сосудов. При резких толчках жидкость из полости *B* устремляется внутрь плунжера *1* и сжимает заключенный в нем воздух, чем снижает нагрузки, действующие на конструкцию самолета. В этот момент всегда будет разность уровней жидкости в камерах *A* и A_1. Для изменения объема воздуха в камере A_1 устанавливается легкий заполнитель *2*.

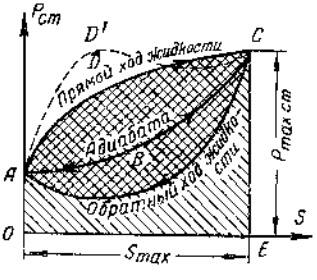
На фиг. 11,*II* изображена схема амортизатора с *замкнутой второй воздушной камерой*. Отличие этого амортизатора от рассмотренной выше схемы заключается в том, что вторая воздушная камера A_1 изолирована (замкнута) от воздушной камеры *A* и от жидкости. Начальное давление в камере *A* значительно ниже, чем в камере A_1. При резком возраста-

нии нагрузки вторая воздушная камера сразу включается в работу, снижая пики усилия, передаваемые на конструкцию самолета. Воздух в камере A_1 сжимается адиабатически, а в камере A — политропически.

Рассмотренные амортизаторы с двумя воздушными камерами представляют сочетание свободноплунжерного амортизатора со второй воздушной камерой. Не исключена возможность сочетания и иных схем.

Сопротивление проталкиванию жидкости зависит от формы и размеров отверстия. На характер кривой *ADC* (фиг. 12) сильно влияют величины площадей проходных отверстий, которые должны быть подобраны так, чтобы, во-первых, ограниченная кривой площадь *OADCEO* соответствовала заданной нормами работе и, во-вторых, чтобы ни одна точка кривой *ADC* не лежала выше ее последней точки *C*, т. е. чтобы усилие в амортизационной стойке было наибольшим в конце хода поршня.

Если уменьшать площади проходных отверстий, то точка *D'* будет подниматься вверх, и на кривой *AD'C* появятся резкие переломы. Напротив, при увеличении площадей отверстий кривая *AD'C* будет спадать и при площади проходного отверстия, равной площади поршня, она совпадет с кривой *ABC* работы воздуха. Это значит, что работа жидкости равна нулю, и амортизация будет просто воздушной с присущим ей недостатком — сильным обратным ударом.



Фиг. 12.

Рационально подобранная площадь проходных отверстий позволяет увеличить коэффициент полноты диаграммы.

Величина сжимающих сил зависит от величины отверстия, его формы, вязкости жидкости и в наибольшей степени от скорости сокращения стойки. Для медленного сокращения стойки потребуются малые сжимающие силы и, наоборот, для быстрого сокращения стойки придется прикладывать большие сжимающие усилия (сжимающие силы приблизительно пропорциональны квадрату скорости сокращения стойки).

Процесс сжатия воздуха (сокращения длины стойки) происходит обычно настолько быстро (доли секунды), что его можно считать адиабатическим.

Площадь *OABCEO* представляет собой работу внешних сил, затраченную на сжатие воздуха. Практически при сжатии воздуха гистерезиса не наблюдается, и воздух является как бы аккумулятором, который после сокращения стойки заставляет ее возвращаться в исходное положение. Площадь, ограниченная адиабатой и кривой прямого хода жидкости (фиг. 12), представляет работу, поглощенную жидкостью при прямом ходе, а площадь, ограниченная адиабатой и кривой обратного хода жидкости, представляет работу, поглощенную жидкостью при обратном ходе.

Жидкостно-воздушные амортизаторы разделяются на два основных типа:

I — с основным торможением на прямом ходе;

II — с основным торможением на обратном ходе.

В амортизаторе первого типа обязательно устройство клапана торможения, открывающегося при обратном ходе и значительно увеличивающего площадь протока, благодаря чему уменьшается время, в течение которого совершается обратный ход. В этом заключается крупное преиму-

щество амортизаторов первого типа. Амортизаторы с торможением на прямом ходе применяются преимущественно с переменным проходным отверстием.

В амортизаторе второго типа клапан поставлен в обратном направлении и при прямом ходе открывает такое большое отверстие, что демпфирования почти нет, и амортизатор работает как воздушный буфер. При обратном же ходе клапан закрывается, оставляя небольшое отверстие, через которое жидкость перетекает с большим торможением, превращая накопленную за прямой ход потенциальную энергию воздуха в кинетическую энергию жидкости, протекающей через узкое отверстие, и в тепловую энергию.

Преимущество амортизатора второго типа заключается в том, что форма кривой работы при прямом ходе почти не зависит от скорости поршня (что важно при ударах о кочки на пробеге и разбеге). Недостаток же амортизатора второго типа заключается в том, что, кроме большого времени при обратном ходе, коэффициент η полноты диаграммы у него невелик.

Для амортизатора первого типа коэффициент $\eta = 0{,}80 \div 0{,}85$, а для амортизатора второго типа $\eta = 0{,}55 \div 0{,}70$. Устранить недостаток амортизатора первого типа (возможность сильного повышения перегрузок при ударе с большой скоростью) можно, поставив предохранительные клапаны.

Для регулирования протока жидкости при жидкостно-воздушном амортизаторе с переменным отверстием употребляется так называемая игла. Она представляет собой круглый стержень переменного по длине диаметра. Диаметры сечений подбираются так, чтобы разность площадей отверстия клапана и иглы в каждом положении поршня давала нужную площадь протока, полученную из расчета.

Диаметр амортизатора или площадь поршня выбирается так, чтобы давление на поршень на стоянке (т. е. начальное давление) было от 30 до 60 *ат*. Давление менее 30 *ат* брать невыгодно; так как увеличиваются размеры, а следовательно, и вес стойки и, кроме того, при чрезмерно больших давлениях трудно получить хорошо действующую систему уплотнительных колец. Диаметр амортизатора не связан с ходом, а зависит лишь от начального давления и веса самолета.

Выбор хода. В конструкции амортизатора необходимо предусматривать некоторый запас хода к расчетному ходу. Если позволяет конструкция, рекомендуется величину хода делать несколько более 300 *мм*. Это благоприятно сказывается на свойствах амортизатора.

Амортизационная стойка. На фиг. 13 показана схема стойки воздушно-жидкостного амортизатора самолета Пе-2. Амортизатор представляет собой герметичный цилиндр *1*, внутри верхней части которого жестко на резьбе укреплен стальной плунжер *9*, а внутри нижней части находится подвижный стальной шток *2*. Цилиндр *1* имеет снаружи уши, расположенные в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Уши *7* предназначены для крепления крестовины (шасси двухстоечное); к уху *18* (вид по стрелке *Б*) крепится задний подкос; уши *3* служат для навески амортизатора на раму шасси. В верхней части плунжера внутри укреплена на резьбе сбрасывающая трубка *10*; в нижней части его ввернута калиброванная гайка *11* с отверстием *15* в ее донышке. Боковые стенки плунжера имеют три отверстия *8*, сообщающие его внутреннюю полость с полостью цилиндра.

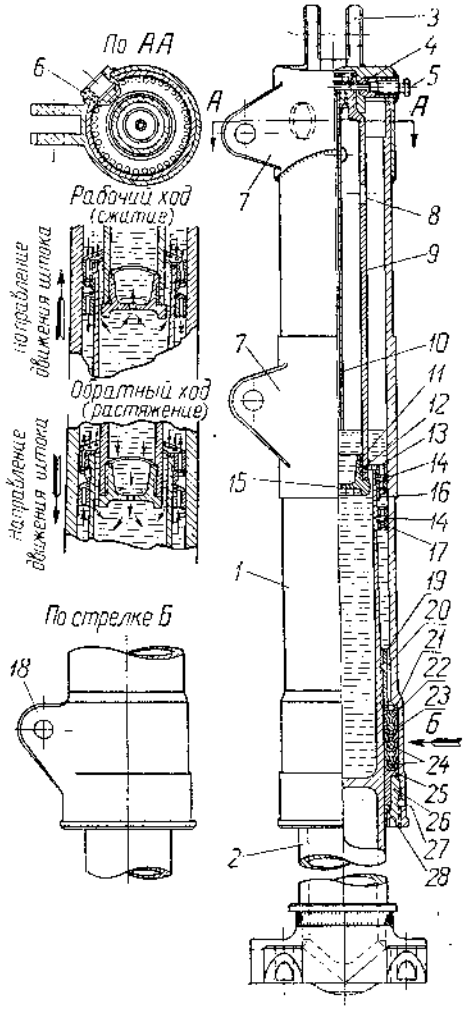
В верхней части цилиндра *1* вварены два штуцера *4* и *6*. Штуцер *4*, закрываемый пробкой *5*, сообщается с полостью сбрасывающей трубки и служит для заливки амортизатора рабочей жидкостью. К штуцеру *6* подключается трубопровод зарядки амортизатора воздухом.

На верхний конец штока *2* навернуты два поршневых бронзовых кольца *13* и *17* с 39-ю отверстиями диаметром 4 *мм* каждое. Плавающее между ними кольцо *16* с двумя отверстиями и кольцевой канавкой служит клапаном торможения обратного хода штока.

Отверстия в кольцах *13* и *17* служат для прохода жидкости к распорным кольцам *22* и *24* и для смягчения удара при работе амортизатора. Кроме того, поршневые кольца служат направляющими для штока при его движении в цилиндре. Нижний (наружный) конец штока несет на себе ось колеса.

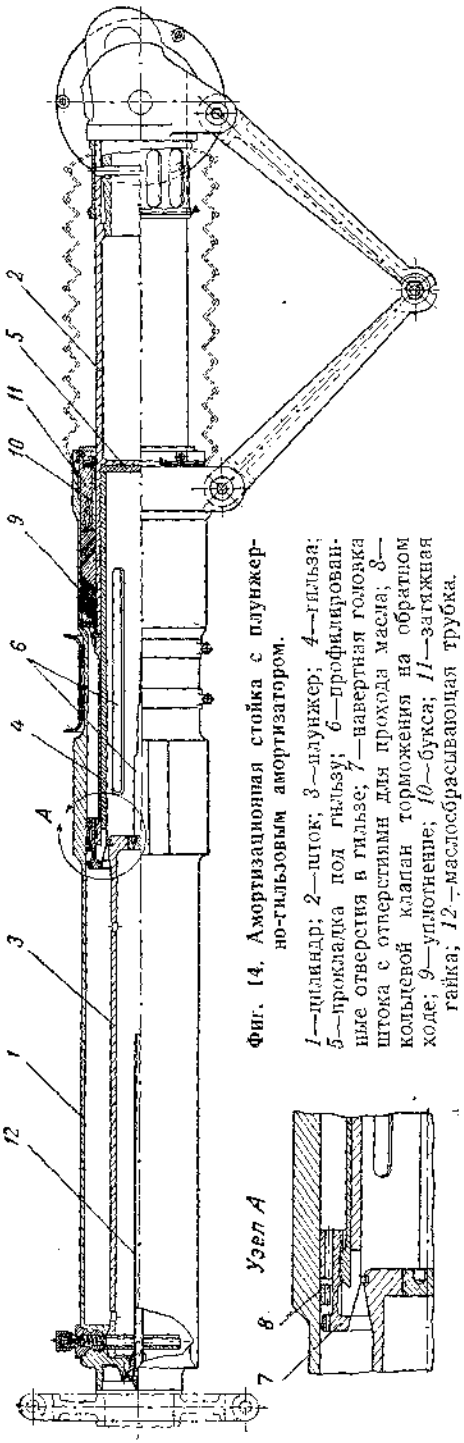
Для уплотнения между штоком и цилиндром в нижней части амортизатора поставлены три кожаные манжеты *23* с распорными кольцами, затянутыми стальной гайкой *26* с промежуточной упорной бронзовой втулкой *25*. Гайка *26* контрится стопорным винтом *27*, ввернутым в стенку цилиндра. Фетровое кольцо *28* служит для очистки штока от грязи.

Верхнее распорное кольцо *22* имеет 12 отверстий, а нижние два кольца *24* — по восьми отверстий для прохода жидкости под давлением внутрь манжет. Жидкость, распирая манжеты, способствует лучшему уплотнению между штоком и цилиндром. Ограничителем крайнего нижнего положения штока в цилиндре служит стальная втулка *19*, навернутая на среднюю часть штока и упирающаяся в стальное кольцо *21*. Втулка *19* после регулирования хода штока контрится стопорным винтом *20*.



Фиг. 13. Амортизационная стойка шасси самолета Пе-2.

Внутренняя полость штока *2* разделена перемычкой на две части: верхнюю и нижнюю. Верхняя часть полости, в которую входит плунжер *9*, выполнена на конус, вследствие чего максимальным скоростям обжатия амортизатора в начале хода поршня (в начале удара) соответствует минимальное сопротивление проходу жидкости через кольцевой зазор и, наоборот, минимальным скоростям обжатия амортизатора соответствует максимальное сопротивление проходу жидкости через кольцевой зазор.



Фиг. 14. Амортизационная стойка с плунжерно-гильзовым амортизатором.

1—цилиндр; *2*—шток; *3*—плунжер; *4*—гильза; *5*—прокладка под гильзу; *6*—профилированные отверстия в гильзе; *7*—навертная головка штока с отверстиями для прохода масла; *8*—кольцевой клапан торможения на обратном ходе; *9*—уплотнение; *10*—букса; *11*—затяжная гайка; *12*—маслосбрасывающая трубка.

Таким образом, конусность улучшает характер поглощения работы амортизатором.

Амортизатор через штуцер *4* заливают смесью из 70% глицерина и 30% этилового спирта (по объему). После заливки смесью амортизатор заряжают воздухом. Давление воздуха должно быть около 40 *ат* при свободном состоянии амортизатора.

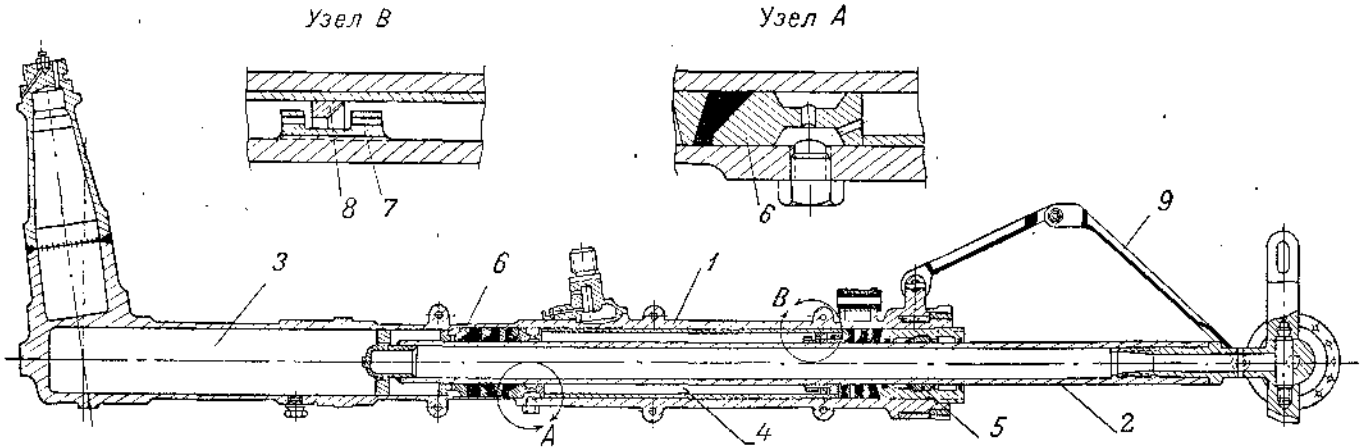
Движение жидкости при ударе (сжатие) и на обратном ходе изображено на схемах, показанных слева на фиг. 13. Энергия удара поглощается сжатием воздуха, гидравлическим сопротивлением при проталкивании смеси через кольцевой зазор и отверстие в комбинированной гайке *11* и трением поршня о стенки цилиндра.

На фиг. 14 изображена амортизационная стойка шасси с плунжерно-гильзовым амортизатором. Проходные отверстия в гильзе для протока жидкости сделаны переменного по длине гильзы сечения и обеспечивают торможение как на прямом, так и на обратном ходе. Дополнительное торможение на обратном ходе достигается кольцевым клапаном.

На фиг. 15 изображена амортизационная стойка шасси с замкнутокамерным амортизатором. Этот амортизатор имеет постоянное отверстие для протока жидкости и дополнительное торможение на обратном ходе поршня, которое производится клапаном кольцевого типа.

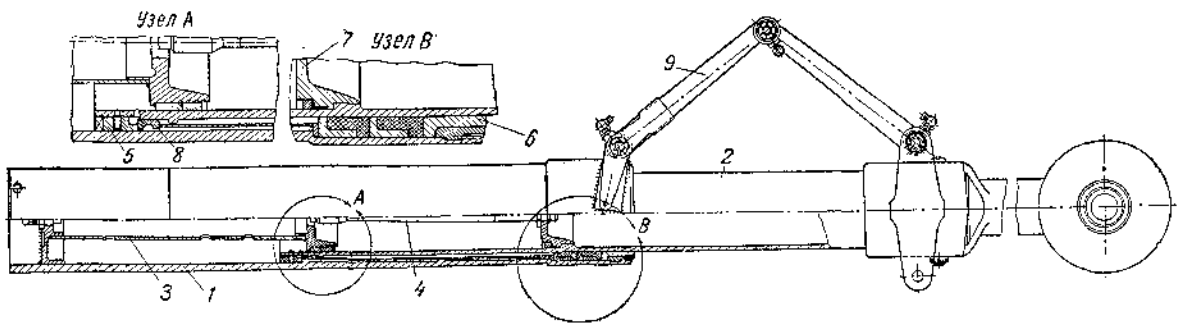
Манжеты для уплотнения сделаны из прорезиненной ткани.

На фиг. 16 изображена амортизационная стойка шасси, амортизатор которой имеет переменное отверстие для протока жидкости и дополнительное торможение как на прямом ходе поршня, так и на обратном. Изменение величины проходного отверстия для протока жидкости и торможение поршня на прямом ходе осуществляются профилированной иглой в зависимости от хода поршня. Поперечное сечение иглы меняется, увеличиваясь постепенно от конца к основанию, что дает



Фиг. 15. Амортизационная стойка с замкнуто-камерным амортизатором.

1—цилиндр; *2*—шток; *3*—воздушная камера; *4*—кольцевая полость для жидкости; *5*—нижняя букса; *6*—верхняя букса; *7*—донышко штока; *8*—кольцевой клапан торможения на обратном ходе; *9*—шлиц-шарнир.



Фиг. 16. Амортизационная стойка с плунжерно-игольчатым амортизатором.

1—цилиндр; *2*—шток; *3*—плунжер; *4*—профилированная игла; *5*—верхняя (подвижная) букса; *6*—нижняя (неподвижная) букса; *7*—донышко штока; *8*—кольцевой клапан торможения на обратном ходе; *9*—шлиц-шарнир.

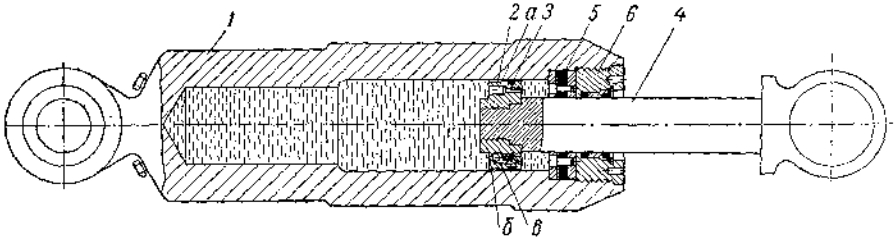
возможность тормозить прямой ход поршня по мере нарастания нагрузки. Клапан дополнительного торможения обратного хода поршня — кольцевого типа.

Уплотнение состоит из двух резиновых манжет сложной конфигурации, сделанных из двух сортов резины — твердой и мягкой.

Уплотнение штока состоит из донышка, запрессованного внутрь, и резинового кольца, зажатого гайкой.

Жидкостные амортизаторы. На фиг. 17 показан жидкостный амортизатор, в котором жидкость подвергается сильному сжатию при больших давлениях (2000 *кг/см²* и выше), т. е. изменению своего первоначального объема.

Этот амортизатор представляет собой герметически закрытый цилиндр *1* с толстыми стенками, наполненный специальной жидкостью. В цилиндр входит поршень *2*, имеющий две серии небольших отверстий *а* и *б*.



Фиг. 17. Жидкостной амортизатор.

1—цилиндр; *2*—поршень; *3*—уплотнительное кольцо; *4*—шток; *5*—сальник; *6*—гайка сальника.

К поршню прикреплен шток *4*, который у основания цилиндра проходит через сальник *5* высокого давления. В выемке гайки сальника находится густая смазка для поршневого штока. При работе амортизатора в цилиндре развивается высокое давление, что предъявляет особые требования к сальнику.

Когда на шток не действует нагрузка, поршень амортизатора находится в нижнем положении и упирается в сальник, при этом вся внутренняя полость цилиндра заполнена жидкостью, находящейся под атмосферным давлением. Под действием нагрузки шток поршня вдвигается в цилиндр и сжимает жидкость. Сжатие жидкости происходит вследствие уменьшения ее начального объема в результате движения штока поршня (уменьшение объема равно площади сечения штока, умноженному на величину хода). Шариковый клапан *в* в отверстиях *б* при прямом ходе поршня открывается и служит вместе с отверстием *а* для выравнивания давления жидкости в камерах под поршнем и над ним.

Таким образом, энергия удара при прямом ходе поршня поглощается сжатием жидкости и работой сопротивления при перетекании ее из одной камеры в другую через отверстия *а* и *б*.

Обратный ход поршня происходит под действием расширения жидкости. Так как при обратном ходе поршня отверстия с шариковыми клапанами закрываются, то жидкость перетекает из полости под поршнем в полость над ним только через серию отверстий *а*, чем и достигается обратное торможение.

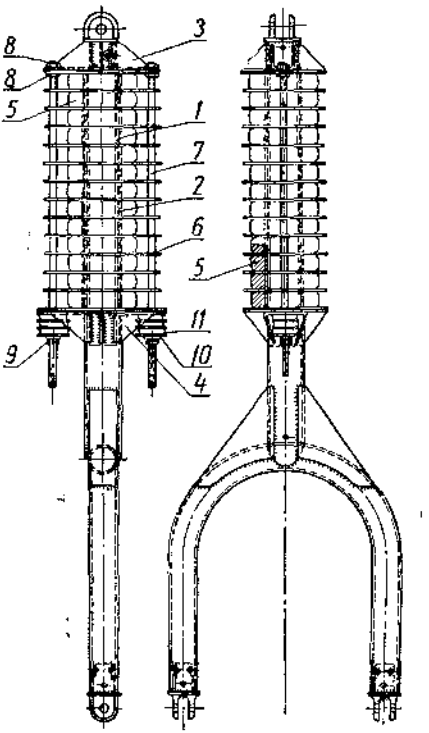
Конструкция жидкостного амортизатора подкупает своей простотой и имеет малые габариты. При употреблении достаточно сжимаемых жидко-

стей, вероятно, этот тип амортизатора получит распространение, особенно применительно к тяжелым самолетам.

Резиновая амортизация. Резина при работе на растяжение и сжатие является хорошим амортизирующим материалом. Резиновая амортизация бывает двух видов: шнуровая и пластинчатая.

Шнуровая резиновая амортизация применяется теперь редко и только на учебных или легких туристских самолетах. Резина в шнуровом амортизаторе работает только на растяжение.

Пластинчатый резиновый амортизатор состоит из двух телескопических труб *1* и *2* (фиг. 18), к которым приварены буфера *3* и *4*, между которыми установлен пакет резиновых пластин *5* с прокладками *6* из дуралюмина. При сборке резиновые пластины зажимают между буферами стальными тягами *7*, верхние концы которых двумя гайками *8* закрепляют на верхнем буфере. Нижние концы тяг проходят через отверстия в нижнем буфере и имеют нарезку для гаек *9*. Под гайки подложены толстые стальные шайбы *10*, опирающиеся на обратную амортизацию, состоящую из трех-четырех резиновых шайб *11* малого диаметра также с металлическими прокладками между ними.

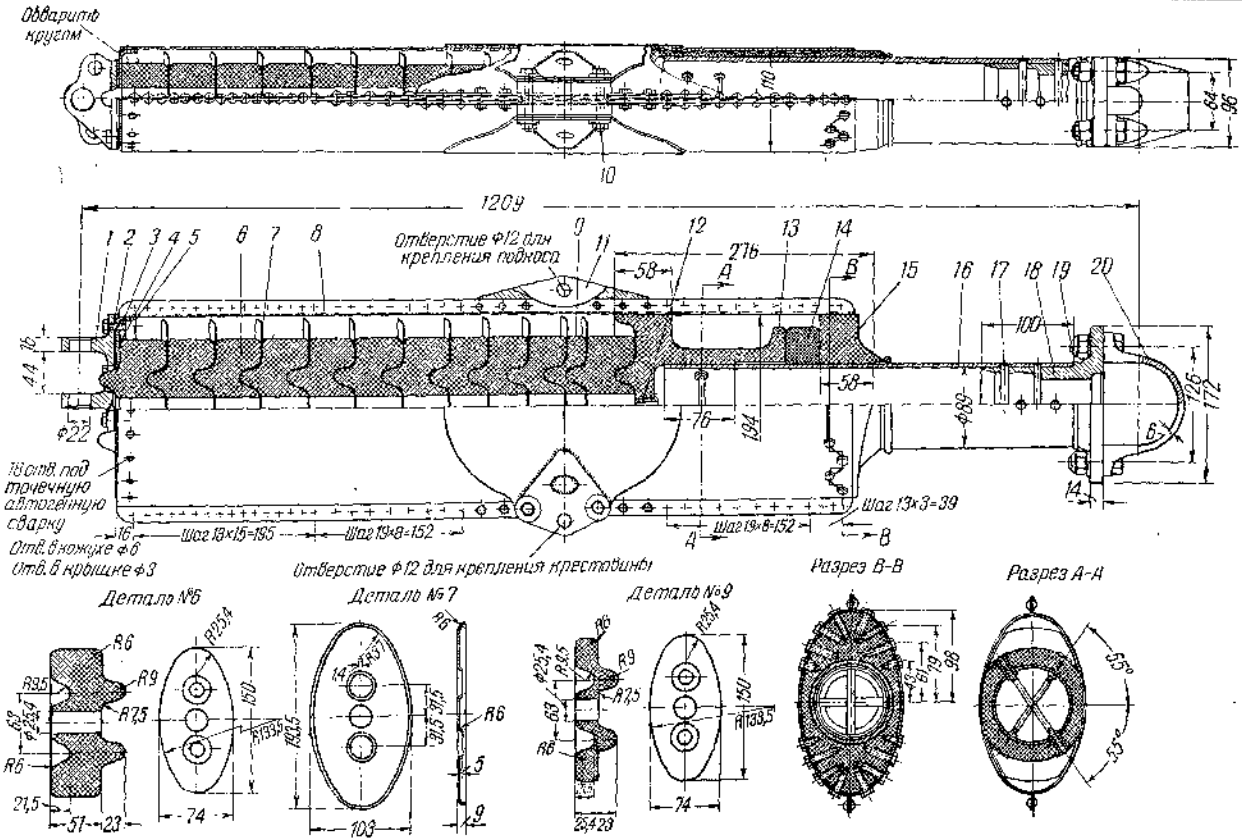


Фиг. 18. Пластинчатый резиновый амортизатор.

При прямом ходе буферы сближаются и сжимают резиновые кольца *5*, которые, деформируясь, раздаются в стороны, скользя по металлическим прокладкам. Вследствие внутреннего трения резины и трения резиновых колец о прокладки часть работы, воспринимаемой стойкой при прямом ходе, превращается в тепло. После снятия нагрузки или ее уменьшения стойка начинает удлиняться, причем опять возникает трение между резиной и прокладками. В конце обратного хода тяги *7* заставляют работать на сжатие резину обратной амортизации *11*.

Общий недостаток таких амортизаторов заключается в перегрузке обратной амортизации, которая должна воспринимать значительные усилия, аккумулируемые основными амортизационными пластинами. В результате перегрузок резина обратных амортизаторов довольно быстро разрушается.

Резиновые кольца должны иметь возможность свободно расширяться по наружному диаметру под действием нагрузки, для чего поверхность пластинчатых прокладок должна быть гладкой. Резиновые пластины или кольца впрессовывают между прокладками либо устанавливают по центральному отверстию. Обычно амортизационной стойке дается начальное сжатие, равное от 0,5 до 0,75 статической нагрузки на стойку.



Фиг. 19. Конструкция амортизационной стойки шасси самолета «Москито».

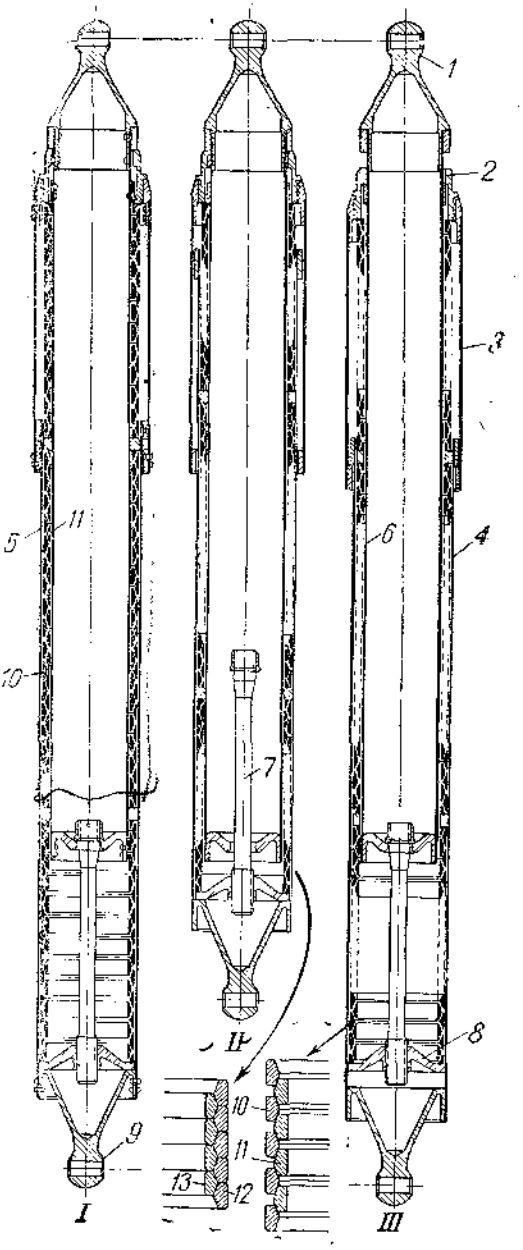
1 — узел подвески стойки; *2* — шайба; *3* — винт; *4* — шайба; *5* — крышка; *6, 9* — резиновая пластина; *7* — дуралюминовая прокладка; *8* — стальной кожух; *10* — болт; *11* — узел крепления подкоса; *12* — стальная втулка; *13* — текстолитовая головка штока; *14* — резиновая пластина обратной амортизации; *15* — текстолитовая направляющая штока; *16* — шток; *17* — шпилька; *18* — фланец; *19* — болт; *20* — обойма крепления оси колеса.

Для небольших самолетов стойка с резиновой амортизацией дешева, проста, легка и вполне удовлетворительно работает. Хорошо подобранные резиновые пластины могут с успехом применяться и для средних самолетов. Так, английский самолет «Москито» имеет пластинчатую резиновую амортизацию (фиг. 19).

Пружинные амортизаторы. Стальные пружинные элементы для амортизации шасси применяются редко, что объясняется малой способностью стали поглощать работу. Действительно, 1 *кг* стальной пружины может поглотить только 45 *кгм* работы, в то время как, например, 1 *кг* резины поглощает около 450 *кгм* работы. Таким образом, при равных прочих условиях стальная амортизация должна быть в 10 раз тяжелее резиновой.

К тому же стальная пружина обладает малым гистерезисом, а следовательно, энергия сжатого амортизатора, не превращенная в тепло, будет отдаваться быстро обратно, и самолет будет «козлить».

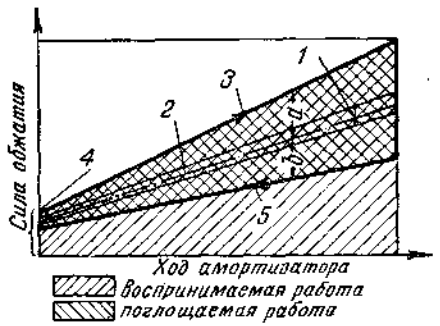
Из-за этих отрицательных качеств стальные пружинные амортизаторы применялись лишь в первых самолетах, а впоследствии от них почти совершенно отказались. Имеется, правда, один тип амортизаторов, где применяются стальные элементы, работающие несколько своеобразно. Это стальные пружинно-фрикционные амортизаторы (фиг. 20), состоящие из набора стальных колец внешних и внутренних. Работа этих амортизаторов основана на том, что при перемещении двух колец (одно относительно другого) развиваются усилия трения.



Фиг. 20. Пружинно-фрикционный амортизатор.

I—стояночное положение; *II*—максимальная нагрузка; *III*—обратный ход; *1*—верхний шарнир; *2*—запорное кольцо; *3—4*—трубы амортизатора; *5*—пакет колец; *6*—внутренняя труба; *7*—стержень; *8*—тарелка; *9*—нижний шарнир; *10*—внешнее кольцо; *11*—внутреннее кольцо; *12*—внешние кольца в растянутом положении; *13*—внутренние кольца в сжатом положении.

Амортизатор с *пружинно-фрикционными кольцами* представляет собой две входящие одна в другую трубы *3, 4,* в которых расположены стальные кольца, частично входящие друг в друга коническими поверхностями. При обжатии внешние кольца растягиваются, а внутренние сжимаются, причем по поверхностям их соприкосновения возникает сильное трение, сопровождаемое нагреванием, поглощающим значительную долю энергии удара. Амортизаторы этого типа отличаются плавностью работы. На фиг. 21 приведена диаграмма работы пружинно-фрикционного амортизатора.



Фиг. 21. Теоретическая диаграмма работы пружинно-фрикционного амортизатора.

а — силы трения при прямом ходе; *б* — силы трения при обратном ходе. *1*—внутреннее трение фрикционной пары; *2*—кривая сжатия пружины; *3*—прямой ход; *4*—предварительная затяжка; *5*—обратный ход.

4. КОЛЕСА ШАССИ

Авиационные колеса являются частью взлетно-посадочного устройства самолета и относятся к тем частям и деталям, которые конструктор самолета выбирает как готовые изделия. Применяющиеся в настоящее время авиационные колеса можно разделить на две основные группы: нетормозные (хвостовые и передние) и тормозные (главные).

Раньше для самолетов применялись спицевые и дисковые колеса [1], современные колеса отливают из алюминиевых или магниевых сплавов, так как такие колеса значительно проще в изготовлении, а жесткость их получается большей по сравнению со спицевыми и дисковыми.

Каждое колесо имеет съемный борт для удобства монтажа пневматика. Вращение колеса происходит на подшипниках или конических радиально-упорных роликовых или игольчатых. Подшипники закрыты с внешней стороны сальниками, которые препятствуют вытеканию смазки и предохраняют подшипники от засорения.

Нетормозные колеса

Нетормозные колеса применяются на современных самолетах в качестве третьей опоры, т. е. хвостовой или передней, а в случае велосипедного шасси — под крыльями. Нетормозные колеса представляют собой упрощенную конструкцию главных колес без тормозов и тормозных рубашек. На фиг. 22 изображена конструкция нетормозного колеса. На втулку *1* колеса с одной стороны надевается съемная реборда *2*, удерживаемая на втулке кольцом (замком реборды) *3*. От проворачивания на втулке реборда удерживается штифтами *9*. С обеих сторон во втулку запрессованы конические роликоподшипники *4*.

С внешней стороны для предохранения подшипников от загрязнения и для сохранения смазки поставлены сальники *5*, состоящие из фетрового кольца, заключенного между двумя стальными кольцами *6*. От выпадения из втулки сальник удерживается разрезным стопорным кольцом *7*. Для накачивания в камеру воздуха служит вентиль *8*.

[1] См. например, М. Н. Шульженко, Конструкции самолетов, Оборонгиз, 1949, стр. 414—415.

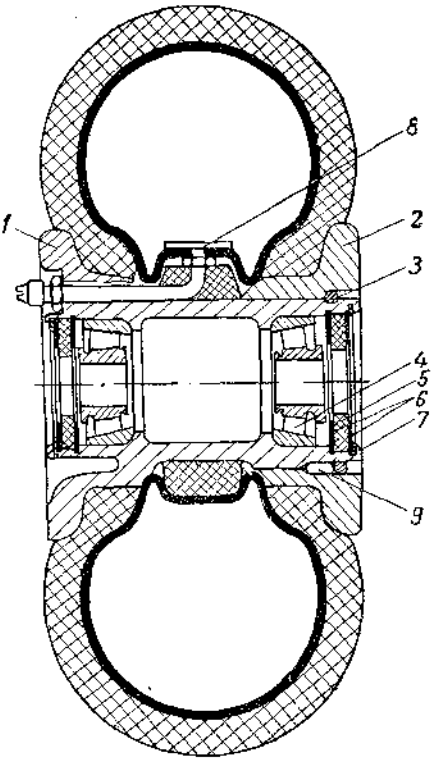
Тормозные колеса

В настоящее время главные ноги шасси, как правило, снабжаются тормозными колесами, позволяющими значительно (до 50%) сократить длину пробега после приземления и улучшить маневренность самолета на земле. Кроме того, тормоза позволяют проверять работу двигателя на земле без применения подкладок под колеса.

Заторможенное колесо движется по земле с коэффициентом трения $\mu \approx 0{,}4 \div 0{,}6$ в зависимости от состояния грунта. Момент вращения относительно оси колеса будет

$$M = r\mu P_{кол},$$

где r — радиус колеса с учетом обжатия пневматика;
$P_{кол}$ — реакция на колесо.



Фиг. 22. Нетормозное колесо.

Этот момент и должен уравновешиваться тормозами колеса. К тормозам и к системам управления тормозами предъявляются следующие основные требования:

1. Одновременность и одинаковое торможение обоих колес (иначе самолет будет заворачивать).

2. Плавность действия тормозов, т. е. постепенное нарастание силы трения.

3. Возможность быстрого включения и выключения тормозов (время полного включения должно наступать не более чем через две секунды, а полного растормаживания — полторы секунды).

4. Возможность торможения лишь одного колеса.

5. Невозможность попадания смазки на тормозные поверхности.

6. Малое нагревание и малый износ трущихся поверхностей.

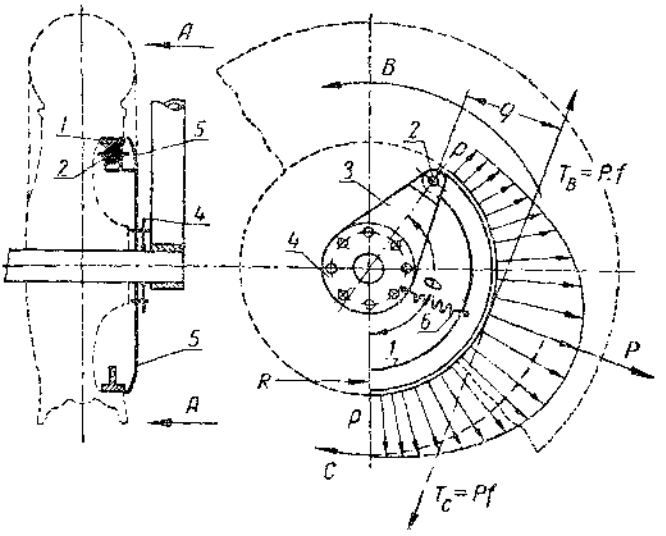
Тормозные колеса по весу значительно тяжелее нетормозных; вес их составляет около 0,5—1,0% полетного веса самолета.

Тормоза самолетных колес делаются колодочными, дисковыми и камерными.

Колодочные тормоза различаются по количеству тормозных колодок и принципу их работы. Основными частями колодочного тормоза служат одна или несколько колодок *1* (фиг. 23) и тормозной стальной барабан, жестко скрепленный с корпусом колеса. Снаружи тормозной барабан закрывают диском. Колодки, обычно таврового сечения, изготовляют отливкой из легкого сплава; внешние поверхности их, соприкасающиеся с тормозным барабаном колеса, облицовывают ферродо (ткань из асбеста и медных проволок) или ферродо-пластмассой.

Один конец колодки крепят анкерным болтом *2* к кронштейну *3* (или чашке *5*), который через флапец *4* скреплен с осью колеса и вращается

вместе с нею. Ко второму свободному концу колодки действием различного рода передач может быть приложена сила R, называемая *распором*. Под действием распора колодка *1* прижимается к барабану колеса, причем в разных точках радиальные давления p колодки на барабан неодинаковы по его окружности так же, как и силы трения pf. После прекращения действия распора колодка оттягивается от барабана пружиной *6*.



Фиг. 23. Схема работы колодочного тормоза.

Если колесо вращается в направлении, указанном стрелкой B, то суммарная сила трения равна

$$T_B = Pf,$$

где P — равнодействующая давлений колодки на барабан;
f — коэффициент трения.

Момент этой силы трения относительно оси крепления *2* колодки равен $M_B = T_B q$ и прижимает ее к барабану, увеличивая эффект силы распора R.

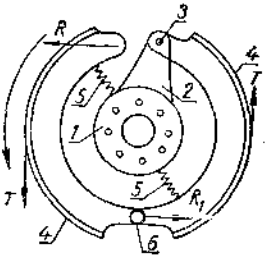
При вращении колеса в направлении, указанном стрелкой C, при той же величине и том же направлении силы распора R момент трения $M_C = T_C q$ будет иметь ту же величину, что и раньше, но направление — обратное. Момент силы трения $M_C = T_C q$ в этом случае будет уменьшать эффект силы распора R и отжимать колодку от барабана колеса, т. е. уменьшать тормозной момент.

Чтобы получить один и тот же тормозной момент, в первом случае сила распора R должна быть меньше, чем во втором. Работа колодки по первой схеме, позволяющая уменьшить распор, называется работой по принципу *положительного серводействия*, а во втором случае — *отрицательного серводействия*.

При положительном серводействии направления момента распора и силы трения относительно анкерного болта *2* совпадают с направлением вращения колеса. При отрицательном серводействии направление вращения колеса совпадает с моментом силы трения, а момент силы распора относительно анкерного болта имеет противоположное направление.

Для увеличения момента торможения увеличивают угол охвата 0, образуемый радиусами, проходящими через концы ферродо или ферродопластмассы, покрывающей колодки. Угол обхвата увеличивают обычно, увеличивая число колодок до трех-четырех. Существующие типы колодочных тормозов весьма разнообразны по количеству тормозных колодок и по принципу их работы.

Наибольшим распространением до последнего времени пользовался двухколодочный тормоз с серводействием [1], с *прицепной* второй колодкой (фиг. 24). Прицепная (левая) колодка шарниром *6* крепится к правой основной колодке, сидящей на анкерном болте *3*. Усилие распора *R* прикладывают к прицепной колодке, а на основную колодку действует сила R_1 (возникающая вследствие трения прицепной колодки о барабан), значительно превышающая распор *R*.



Фиг. 24. Схема двухколодочного тормоза с прицепной колодкой с серводействием.

1—фланец, связывающий кронштейн *2* с осью колеса; *3*—анкерный болт; *4*—тормозные колодки; *5*—возвратные пружины; *6*—шарнир; *R*—сила распора; *T*—сила трения.

Трех- и четырехколодочные тормоза применяют на тяжелых самолетах. Усилия от тормозного момента у таких тормозов распределены на три или четыре анкерных болта.

Тормоза с положительным серводействием создают большой тормозной момент при малом распоре, но имеют, в особенности при прицепных колодках, следующие недостатки:

1) отказ в работе при износе ферродо;

2) неравномерность износа ферродо на каждой из колодок и большой износ его на основной колодке;

3) понижение эффективности и нарушение синхронности при попадании на ферродо масла или воды.

Кроме того, во избежание заклинивания необходима полная концентричность оси колодки и барабана.

Для улучшения работы тормозов с положительным серводействием в них вместо ферродо начали применять ферродо-пластмассу, обладающую устойчивым коэффициентом трения (не зависящим от попадания на колодку воды и масла) и допускающую высокое удельное давление (8—10 *кг/см*^{2}). С этой же целью прицепные колодки делают меньших размеров, чем основную.

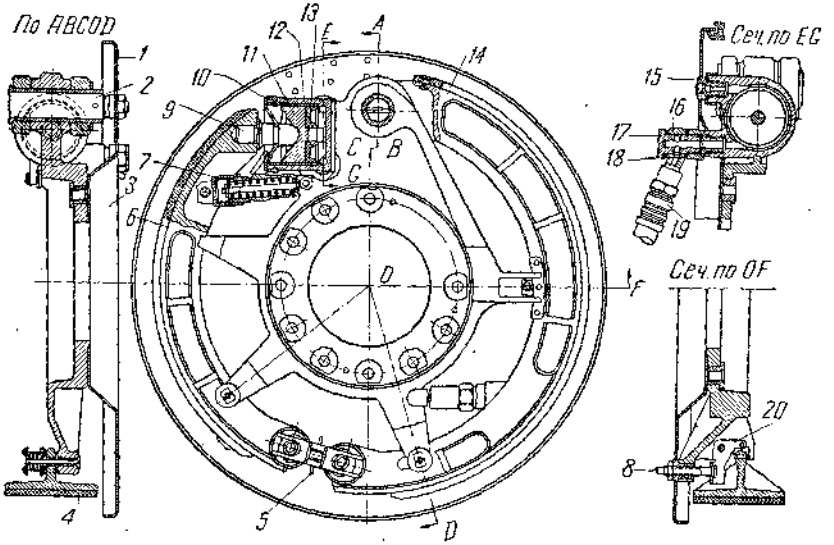
Надежность работы тормозов с положительным серводействием повышается в комбинированных тормозах, в которых добавлены колодки отрицательного серводействия, менее чувствительные к уменьшению коэффициента трения и имеющие меньший износ.

Распор колодочных тормозов производят механической, гидравлической, пневматической, а в последнее время и электрической передачами.

На фиг. 25 показан гидравлический двухколодочный тормоз с серводействием. При такой схеме вращающееся колесо под действием силы трения, возникающего между колодкой с приклепанной к ней лентой ферродо и барабаном колеса, стремится увлечь колодку за собой, чему препятствует анкерный болт *2* на конце основной колодки. Корпус тормоза *3*, колодки *6* и *14* сделаны из силумина. На корпусе имеются три

[1] Термин «с серводействием» следует понимать: «с положительным серводействием».

направляющие, которые поддерживают колодки тормоза. В гидравлический цилиндр *12* запрессована стальная рубашка, внутри которой перемещается поршень *11* с обтюратором *13* из маслостойкой резины. Полость за поршнем дренажирована, и жидкость, протекающая через обтюратор, вытекает наружу через дренажную трубку. Головка поршня непосредственно нажимает на прицепную тормозную колодку, упираясь в стальной грибок *9* на ее торцевой поверхности. Цилиндр имеет два прилива: один из них *16* со штуцером служит для соединения с гидросистемой самолета, другой *15* закрыт пробкой и может служить для установки манометра при регулировании давления и для выпуска воздуха из тормозной линии гидросистемы.



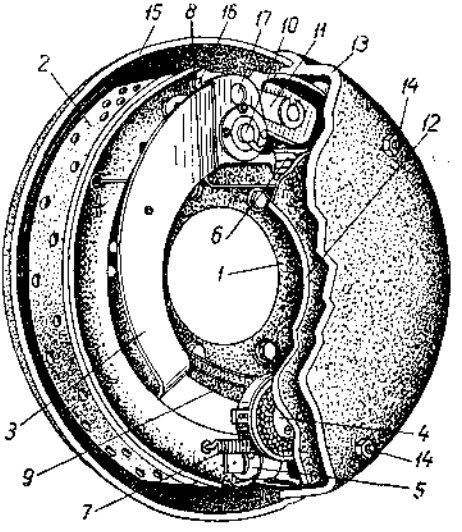
Фиг. 25. Двухколодочный гидравлический тормоз колеса.

1—обтекатель или крышка; *2*—анкерный болт; *3*—корпус тормоза; *4*—ферродо; *5*—зубчатка; *6*—прицепная тормозная колодка; *7*—возвратные пружины; *8*—винт эксцентрика; *9*—опорный грибок; *10*—крышка резиновая; *11*—поршень; *12*—гидравлический цилиндр; *13*—обтюратор; *14*—основная тормозная колодка; *15*—штуцер; *16*—наконечник; *17*—болт; *18*—шайба; *19*—шланг; *20*—эксцентрик.

Зазоры по основной колодке регулируют при помощи эксцентрика *20*, перемещаемого вращением винта *8*. Прицепная колодка тормоза регулируется зубчаткой *5*, имеющей хвостовики с правой и левой резьбой. Вращением зубчатки осуществляется сближение или отдаление колодок тормоза.

В последние годы появился новый тип колодочного тормоза с электромагнитно-фрикционным приводом (фиг. 26). К корпусу *1* шарнирно прикреплены колодки *2* и рычаг *3* с электромагнитом *4*. Для регулирования зазоров между ферродо и тормозным барабаном имеются устройства *5* и *6*. При растормаживании колодки *2* и рычаг *3* с электромагнитом *4* возвращаются в нерабочее положение пружинами *7* и *8*. Ток подводится к электромагниту по проводникам *9*. Рычаг *3* укреплен на корпусе тормоза с помощью шарнира *10*. На конце малого плеча рычага *3* на шарнире *17* укреплены две серьги *11*, соединенные со свободными концами колодок *2*. На конце большого плеча рычага *3* неподвижно укреплена чашка, в которую вложен электромагнит *4*. Та сторона электромагнита,

которая обращена к вращающемуся вместе с колесом диску (якорю) *12*, облицована фрикционной прокладкой. Рычаг *3* вместе с электромагнитом *4* может свободно поворачиваться около шарнира *10*. Диск *12* укреплен на тормозном барабане *13* болтами *14* так, что может свободно перемещаться в осевом направлении. Обтекатель *15* защищает механизмы тормоза от попадания воды и масла.

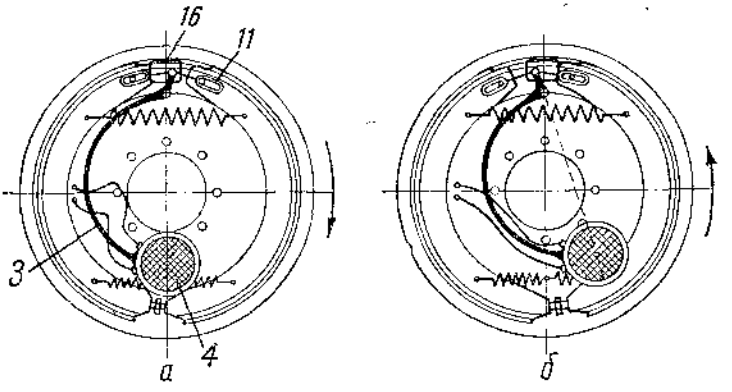


Фиг. 26. Электромагнитно-фрикционный тормоз.

Принципиальная схема рассматриваемого тормоза изображена на фиг. 27. При вращении колеса по часовой стрелке (фиг. 27,*а*) и при включенном токе электромагнит *4*, приближаясь к диску *12* (см. фиг. 26), увлекается по направлению вращения колеса и поворачивает рычаг *3*. Вследствие этого малое плечо рычага *3* нажимает на конец правой колодки через серьгу *11* и приводит обе колодки в соприкосновение с тормозным барабаном. Свободный конец левой колодки при этом упирается в кронштейн *16* корпуса тормоза. Колесо затормаживается тем больше, чем больше сила тока, т. е. чем сильнее прижимается электромагнит к диску.

Когда колесо вращается против часовой стрелки, механизм привода работает, как указано на схеме *б* фиг. 27.

Колодочный тормоз с электромагнитно-фрикционным приводом позволяет получить тормозной момент любой величины при небольшой

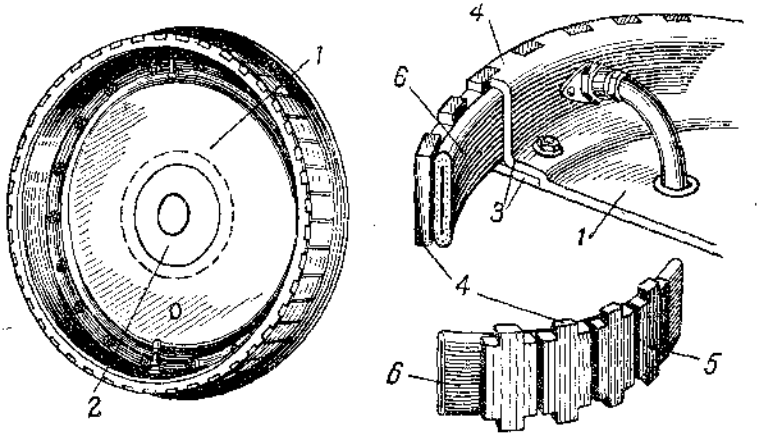


Фиг. 27. Принципиальная схема электромагнитно-фрикционного тормоза.

затрате электроэнергии, ибо усилие распора колодок создается не непосредственным действием магнита, а силой трения электромагнита о диск. При этом передача этой силы на колодки происходит с большим передаточным числом. Рассмотренный тип тормоза имеет ряд преимуществ: быстрота действия, простота управления, надежность действия в любое время года, простота двойного и дифференцированного управления.

Камерные тормоза работают по тому же принципу, как и колодочные, и отличаются только деталями конструкции. Тормозной диск *1* (фиг. 28) крепится к фланцу *2* оси колеса и имеет обод *3*. По краю обода выфрезерованы зубцы *4* и между ними по всей ширине обода уложены тормозные колодки *5* с вырезами, соответствующими зубцам обода. Между ободом *3* и колодками *5* уложена кольцевая резиновая камера *6*.

При торможении в камеру подают сжатый воздух (или жидкость), под действием которого колодки перемещаются в радиальном направлении и прижимаются по всей окружности к тормозному барабану колеса.



Фиг. 28. Схема камерного тормоза.

На фиг. 29 показано колесо с двухсторонним воздушным тормозом камерного типа. Колесо состоит из литого электронного барабана *7*, съемного борта (реборды) *8*, двух стальных тормозных рубашек *2*, конических роликоподшипников *9*, сальников (фетровое кольцо) *1* и чашки *14*. Съемный борт крепится на барабане стопорными полукольцами *15*, а от проворачивания удерживается штифтами *5*. Сальники ставятся на колесо для того, чтобы при вращении колеса смазка не вытекала из подшипников на ферродо колодок тормоза. Вентиль *13* камеры колеса проходит через отверстие, просверленное в ободе барабана.

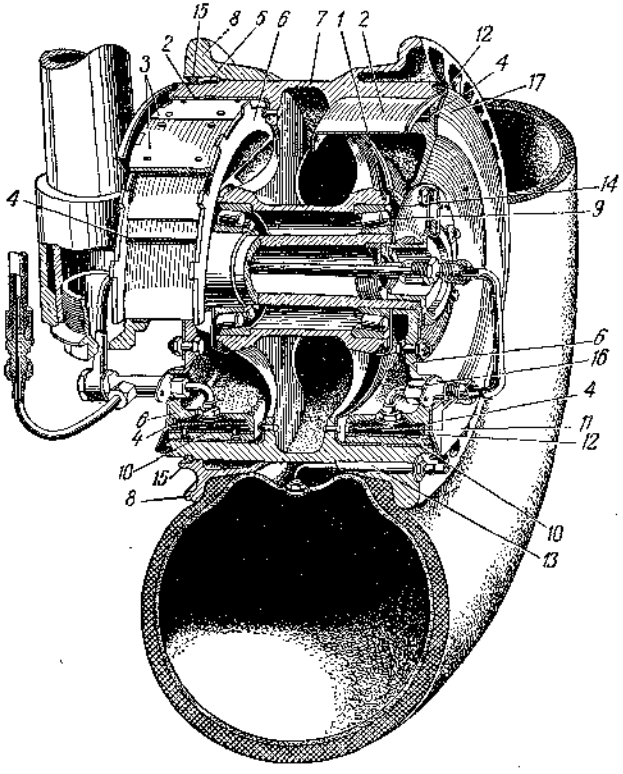
Собственно тормоз состоит из литого электронного корпуса *6* и резиновой камеры *4*. На буртиках профиля корпуса по всей окружности расположены тормозные колодочки *3*, состоящие из ряда пластин. Пластина *10* производит торможение колеса, а пластина *11* предохраняет камеры от защемления их между колодками и корпусом при отжиме колодок.

Отвод колодок в исходное положение при растормаживании колеса производится двумя пружинами *12*, поставленными на тормоз с предварительной натяжкой. Трубка вентиля *16* тормозной камеры входит в канал штуцера и зажимается вместе с резиновой прокладкой при помощи накидной гайки. С внешней стороны тормоз закрывается обтекателем *17*.

Камерные тормоза отличаются простотой изготовления и эксплуатации, так как не требуют регулирования зазоров; угол охвата достигает максимально возможной величины $\theta = 360°$; точная концентричность барабана, тормоза и оси необязательна; тормоз имеет малый вес и работает плавно, без заклинивания.

К недостаткам камерного тормоза относятся: замедленность действия, большой расход воздуха или жидкости, потеря камерой упругих свойств при низких температурах.

Дисковые тормоза (фиг. 30) действуют по принципу фрикционной пластинчатой муфты сцепления. На корпусе *1* колеса и корпусе *2* тормоза посредством шлиц укреплены тормозные диски: одни из них *3* вращаются вместе с колесом, а другие *4* — неподвижны. Диски могут поступательно перемещаться по шлицам в направлении оси колеса. Жидкость через канал *5*, в котором имеется ниппель, поступает в кольце-

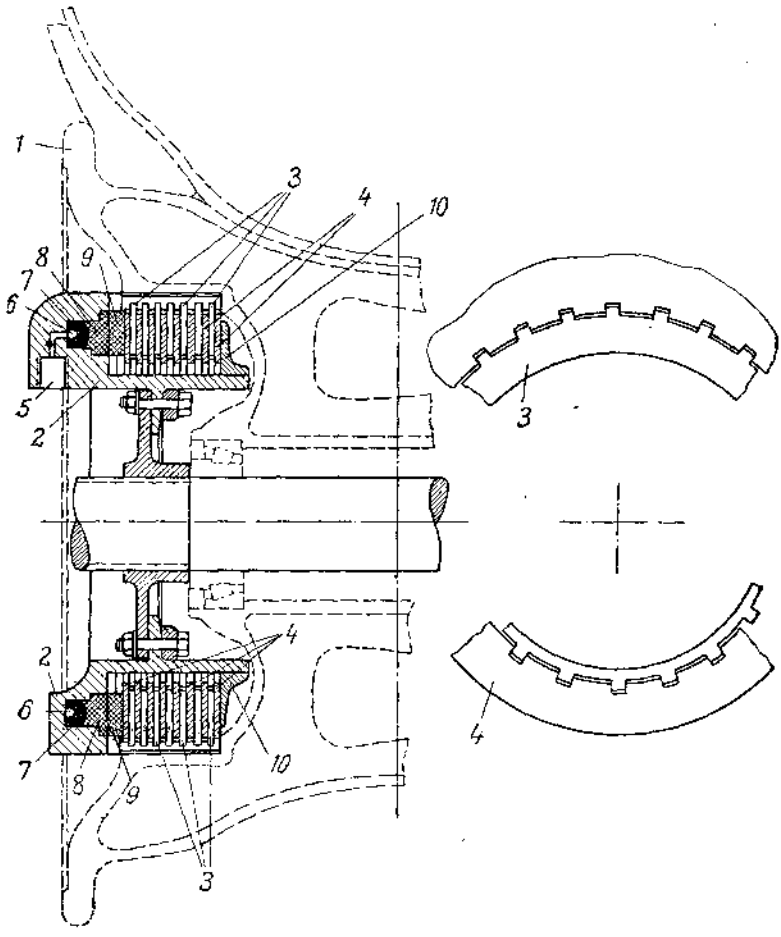


Фиг. 29. Конструкция колеса с тормозом камерного типа.

вую полость *6*, давит на резиновое кольцо *7*. Это давление передастся на кольцевой поршень *8*, на кольцевой диск *9* и на тормозные диски *3* и *4*. С противоположной стороны диски упираются в регулировочную шайбу *10*. По прекращении давления поршень *8* возвращается в исходное положение пружинами.

Дисковые тормоза компактны и могут применяться при колесах с баллонными пневматиками, на которых установка тормозов других типов невозможна из-за недостатка места. Такие тормоза создают большой тормозной момент, работают плавно, без заклинивания и не требуют точной концентричности колеса, барабана и оси.

Основной недостаток дисковых тормозов — плохой отвод тепла, вследствие чего при непрерывном торможении возможен перегрев и даже сваривание соседних дисков и выход тормоза из строя, кроме того, дисковые тормоза тяжелее колодочных и камерных.



Фиг. 30. Дисковый тормоз.

1—корпус колеса; *2*—корпус тормоза; *3*—вращающиеся диски; *4*—неподвижные диски; *5*—канал для жидкости; *6*—кольцевая полость; *7*—резиновое кольцо; *8*—кольцевой поршень; *9*—кольцевой диск; *10*—кольцевая регулировочная шайба.

Управление тормозами

Управление тормозами колес самолета должно удовлетворять следующим основным требованиям:

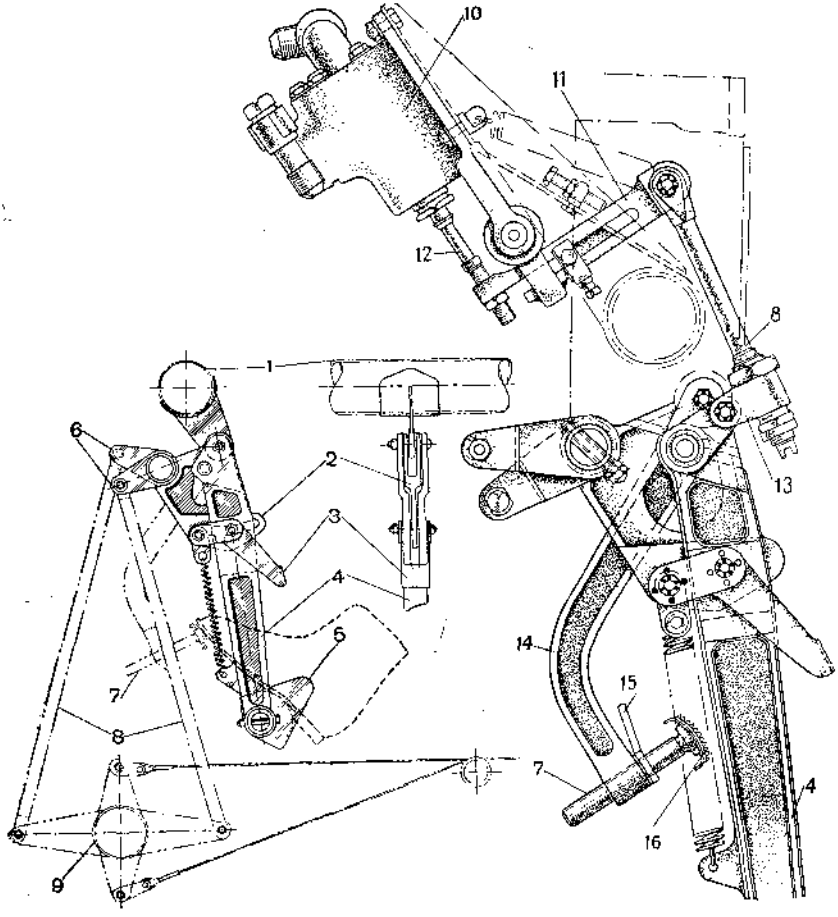
1. Управление тормозами должно быть простым и не требовать от летчика особого напряжения, так как при посадке летчику приходится сосредоточивать все внимание на управлении самолетом.

2. Система управления тормозами должна позволять пользоваться ими, не отрывая рук от управления самолетом, так как во время посадки и при рулежке руки летчика заняты ручкой или штурвалом и сектором газа двигателя.

3. Затормаживание должно быть быстрым и плавным и особенно быстрым должно быть растормаживание (максимальное время полного затормаживания 1,5—2 сек., а растормаживания 1—1,5 сек.).

4. Управление тормозами должно легко допускать по желанию летчика одновременное или раздельное торможение и давать полную синхронность в затормаживании правого и левого тормозов.

5. Управление тормозами должно давать возможность летчику при работе тормозами чувствовать нарастание и убывание силы торможения.



Фиг. 31. Схема педали с тормозной гашеткой.

1—труба крепления педалей; *2*—подвеска; *3*—скоба для регулирования; *4*—педаль; *5*—подножка педали; *6*—ушки; *7*—гашетка тормозов; *8*—тяги; *9*—качалка; *10*—тормозной клапан; *11*—регулируемый рычаг («камертон»); *12*—шток клапана; *13*—муфта с промежуточной втулкой для регулирования тяги; *14*—тормозной рычаг; *15*—контргайка; *16*—рифленые педальки тормозов.

6. Расположение рычажков, педалек, кнопок должно быть удобным для летчика.

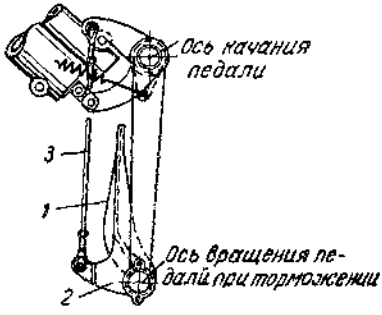
По способу приведения тормозов в действие применяются ручное, ножное и комбинированное управления тормозами.

Ручное управление тормозами состоит из рукоятки, при движении которой назад или вперед тормозятся оба колеса одновременно, дифференциальное же управление достигается боковым движением рукоятки.

Ножное управление тормозами получило широкое применение. Такое управление можно осуществить при различных системах передач: механической, пневматической и гидравлической. Наиболее распространена схема ножного управления, в которой на педалях ножного управления самолетом устанавливаются дополнительные педальки или гашетки.

На фиг. 31 показано управление тормозами на самолете Ил-12. Управление состоит из рычагов и тяг, соединяющих агрегаты гидравлической системы торможения. Тормоза колес приводятся в действие нажатием носка ноги на рифленые педальки *16*, помещенные над подножками *5* педалей *4*. Педальки ввертываются в наконечники тормозных рычагов *14*, шарнирно закрепленных на рычагах педалей *4*. Верхнее короткое плечо тормозного рычага *14* соединено с регулируемой тягой *8*, соединенной в свою очередь с рычагом *11* управления тормозным клапаном *10*.

При нажатии носком ноги на одну из гашеток *7* поворачивается тормозной рычаг *14*, который посредством тяги *8* приводит в действие тормозной клапан *10*.



Фиг. 32. Схема управления тормозами вращающейся педалью.

Регулирование тормозных гашеток по росту летчика производится одновременно с регулированием педалей. Для этого педальки ввертывают или вывертывают по резьбе, соединяющей ее с тормозным рычагом, и контрят контргайкой *15*.

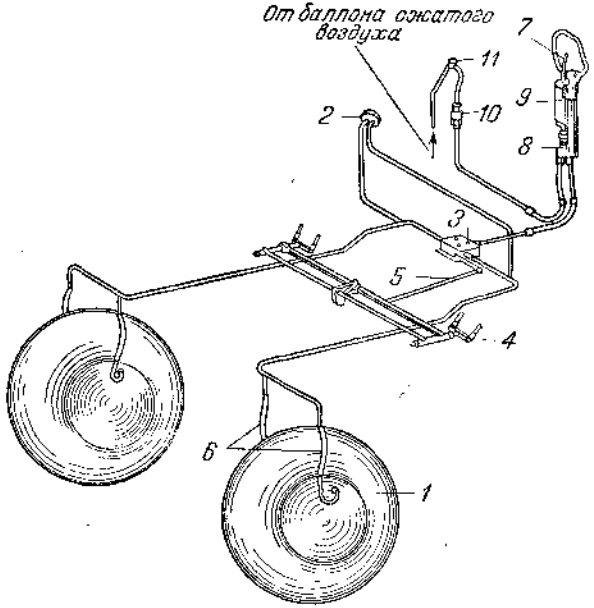
Иногда педали ножного управления самолетом делают вращающимися. В этом случае (фиг. 32) на оси педали *1* устанавливают рычаг *2*, к которому присоединена тяга *3* управления тормозом. Часто тормозные рычаги крепят впереди педали. При одновременном вращении педалей или нажатия педалек тормозятся оба колеса, а при раздельном — тормозится соответствующая сторона.

Изолированное управление правым и левым тормозами, смонтированное на ножном управлении, вызывает затруднения в получении синхронности действия тормозов при одновременном торможении. От летчика в этом случае требуется определенный навык и тренировка. Для облегчения синхронности торможения у педалей делают регулируемый упор.

При комбинированном управлении тормозами одновременное торможение производится действием рук, а раздельное — действием ног. Этот тип управления позволяет летчику, не заботясь о синхронности, так как она обеспечивается автоматически, включать тормоза обоих колес более смело, сразу же после приземления, и этим сокращать длину пробега.

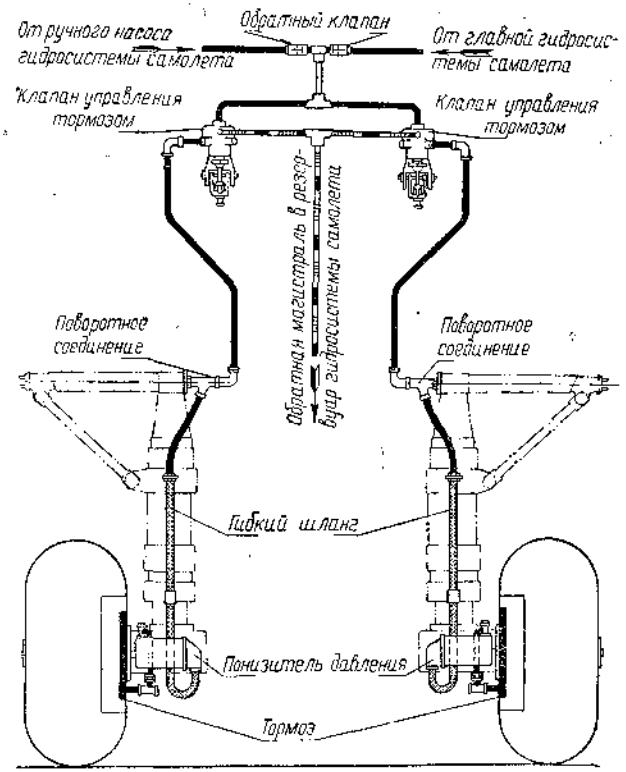
Комбинированное управление тормозами получило наибольшее применение на всех типах самолетов. При этом в качестве привода применяются пневматические и гидравлические системы.

На фиг. 33 показана схема комбинированного *пневматического* управления. Управление состоит из следующих основных деталей: тормозного рычага *7* на рукоятке управления самолетом, редукционного клапана *8*, дифференциала *3*, соединенного тягой *5* с педалями ножного управления *4*, фильтра *10* для очистки воздуха и запорного крана *11*. Сжатый воздух подводится по стальным трубкам, соединяемым на изгибах дюритовыми шлангами с зажимами.



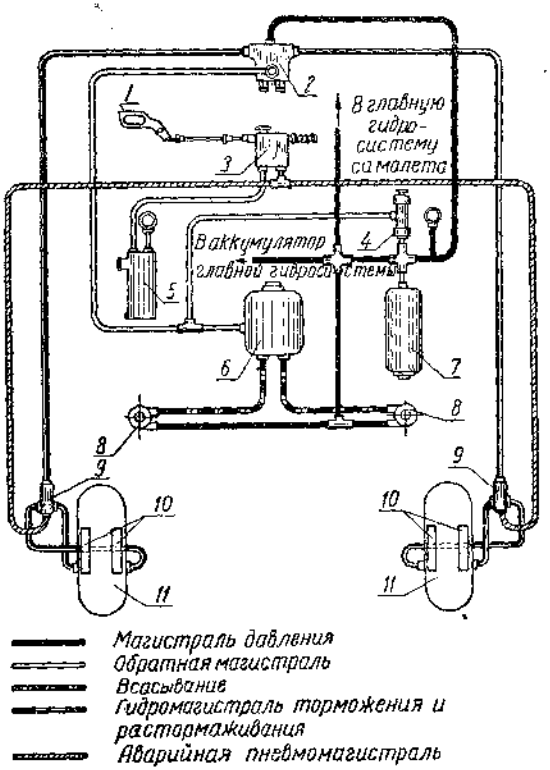
Фиг. 33. Схема пневматического управления тормозами.

1—колесо; *2*—манометр двухстрелочный; *3*—дифференциал; *4*—педали ножного управления; *5*—тяга, соединяющая дифференциал с педалями; *6*—дюритовые шланги; *7*—тормозной рычажок на ручке; *8*—редукционный клапан; *9*—тяга; *10*—фильтр; *11*—запорный кран.



Фиг. 34. Принципиальная схема гидроуправления тормозами.

Для торможения необходимо предварительно открыть запорный кран *11*. Прямое торможение (оба колеса вместе) осуществляется нажатием рычажка *7*, в результате чего приводится в действие редукционный клапан *8*. При этом педали ножного управления должны находиться в нейтральном положении. Раздельное торможение производится отклонением педалей ножного управления; при этом тормозной рычажок *7* должен быть также нажат. Система собрана так, что при нажатии на левую педаль тормозится левое колесо, при нажатии на правую педаль — правое колесо. Степень торможения зависит от степени нажатия на рычаг *7* управления и соответствующую педаль. Торможение прекращается, как только отпускается рычаг *7*.



Фиг. 35. Схема нормального и аварийного управления тормозами двухмоторного бомбардировщика.

1—ручка пневмоклапана; *2*—клапан гидроуправления тормозами; *3*—клапан аварийного управления; *4*—предохранительный клапан аккумулятора; *5*—баллон сжатого воздуха; *6*—резервуар гидросистемы самолета; *7*—аккумулятор тормозов; *8*—моторная гидропомпа; *9*—переключатель; *10*—тормоз; *11*—колесо.

В современных системах управления тормозами широко применяются гидравлические передачи. На фиг. 34 приведена одна из принципиальных схем *гидроуправления* тормозами. Гидравлическая передача обладает высоким к. п. д. и позволяет получить любое передаточное число, т. е. позволяет применять ее в управлении тормозами на самолетах различного веса.

Наиболее универсальной системой передачи в настоящее время считается *жидкостно-воздушная*, которая, по всей вероятности, в дальнейшем и получит широкое применение.

Для повышения надежности работы тормозной системы большинство современных самолетов, оборудованных шасси с передним колесом, помимо основной системы управления тормозами, имеет еще и аварийную систему. На фиг. 35 приведена схема нормального и аварийного управления тормозами двухмоторного самолета, имеющего шасси с передним колесом.

Гидросистема нормального торможения питается от общей гидросистемы самолета, на случай же повреждения общей гидросистемы в гидромагистрали управления тормозами имеется аккумулятор давления, поддерживающий необходимое давление в линии.

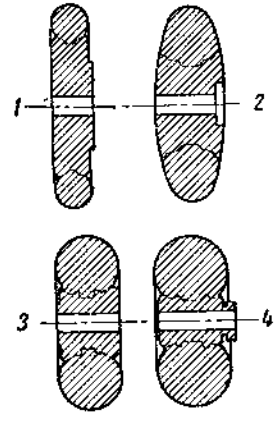
Аварийное управление может осуществляться двояким способом: в случае частичного повреждения гидросистемы применяется

гидравлическое управление тормозами с помощью ручного гидронасоса; если с помощью ручного насоса произвести торможение невозможно, то необходимо применить отдельную аварийную систему торможения.

Аварийное пневматическое управление имеет отдельную магистраль, питаемую баллоном со сжатым воздухом. При открытии клапана аварийного управления сжатый воздух из резервуара поступает через трубопровод (автоматически отключая гидромагистраль) к тормозным цилиндрам.

5. АВИАЦИОННЫЕ ПНЕВМАТИКИ

Авиационные пневматики состоят из камеры и покрышки. Камеры изготовляются из высококачественной резины, а покрышки — из нескольких слоев резины и крепкой ткани. На современных самолетах применяются пневматики (фиг. 36) высокого давления *1* и *2*, низкого давления *4*, называемые баллонами, и среднего давления *3* — полубаллоны.



Фиг. 36. Различные типы колес.

1—колесо с пневматиком высокого давления; *2*—колесо с пневматиком высокого давления обтекаемой формы; *3*—колесо с пневматиком-полубаллоном; *4*—колесо с пневматиком-баллоном.

Колеса с пневматиками высокого давления имеют относительно небольшую ширину, отличаются малым обжатием при ударе и обладают меньшей способностью поглощать работу по сравнению с другими типами пневматиков. При установке этих пневматиков на самолет почти вся работа удара должна поглощаться амортизатором. Колеса с пневматиками высокого давления применяются для самолетов, требующих по конструктивным соображениям узкого колеса и совершающих взлет и посадку на благоустроенных аэродромах с твердым покрытием взлетно-посадочной площадки (бетон, асфальт, плотно укатанный грунт).

Для того чтобы увеличить обжатие пневматика, уменьшить удельное давление на грунт, увеличить поглощаемую работу и уменьшить диаметр колес, стали применять пневматики-полубаллоны, которые имеют значительно бóльшие размеры, но меньшее давление, чем пневматики высокого давления.

Пневматики-баллоны являются дальнейшим развитием полубаллонов. Колесо под этот пневматик превращается по существу в одну втулку. Баллонные пневматики имеют большие размеры и способны поглощать значительную часть работы удара при посадке. Вследствие этого для легких самолетов возможно применять стойку шасси без амортизатора. Малое удельное давление на грунт исключает возможность вдавливания баллонов в грунт. К недостаткам баллонных колес надо отнести опасность капотирования самолета при спущенной камере, а также трудность убирания колес в крыло из-за большой их ширины.

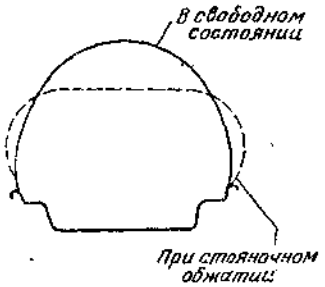
Следует иметь в виду, что верхний предел рабочего давления для пневматиков полубаллонного типа, эксплуатируемых на травянистом грунте, не должен превышать 4,5 *ат*, а при эксплуатации на укатанных полевых аэродромах — не более 5,0 *ат*. Пневматики высокого давления с рабочим давлением свыше 5,0 *ат* допускаются к эксплуатации только на аэродромах с твердым и ровным покрытием посадочных площадок.

Каждый из рассмотренных типов пневматиков характеризуется отношением

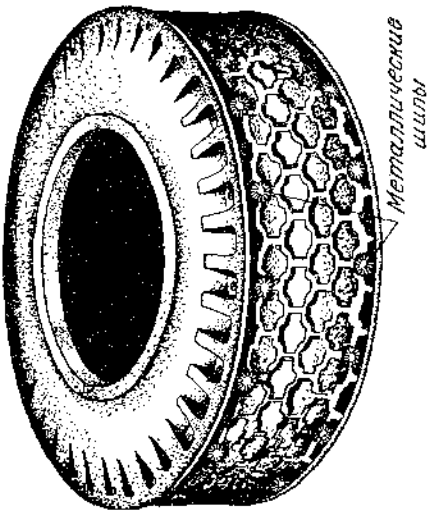
$$\psi = \frac{D}{d},$$

где D — наружный диаметр колеса;

d — диаметр или максимальная ширина пневматика (фиг. 36).



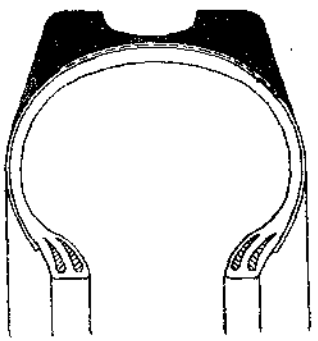
Фиг. 37. Профиль пневматика плавного контура.



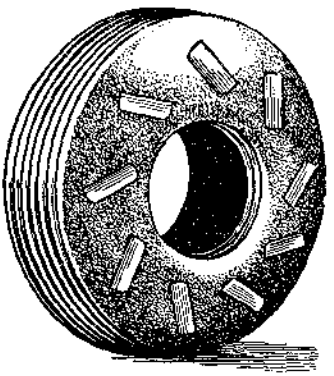
Фиг. 38. Зимние пневматики с металлическими шипами.

Для колес с пневматиками высокого давления $\psi = 4{,}5 \div 8$; для полубаллонов $\psi = 3 \div 4$; для баллонов $\psi = 2{,}25 \div 2{,}5$.

Площадь соприкосновения пневматика с землей тем больше, чем меньше в нем давление и чем больше размер d.



Фиг. 39. Пневматик с желобом на протекторе.



Фиг. 40. Пневматик, оборудованный «крылышками» для раскрутки колеса перед посадкой встречным потоком воздуха.

В настоящее время чаще всего применяются полубаллонные пневматики с плавным контуром (фиг. 37) и рисунчатым протектором.

В последнее время начали применяться пневматики, приспособленные для эксплуатации в зимних условиях на аэродромах, покрытых льдом, для чего их протекторы снабжают металлическими шипами (фиг. 38).

Иногда протектору пневматика придают волнистое очертание поперечного профиля или делают его с желобом (фиг. 39), создающим двой-

ной контакт с поверхностью качения. Такие пневматики обладают большей жесткостью в боковом направлении. Как показал опыт, этот тип пневматика является довольно эффективным средством устранения самовозбуждающихся колебаний передних колес.

За последнее время стали применять самораскручивающиеся пневматики. С переходом на большие посадочные скорости (150—180 *км/час*) резко увеличились касательные силы удара по протектору в момент приземления. Особенно велики эти силы при колесах большого размера, обладающих значительным моментом инерции. У этих колес касательное усилие, приходящееся на протектор при первом ударе о землю, настолько велико, что иногда приводит к разрушению покрышки. Раскрутка колес перед посадкой устраняет этот недостаток. На фиг. 40 изображен пневматик, оборудованный крылышками, действуя на которые встречный поток воздуха раскручивает колесо перед посадкой. Крылышки устроены так, что при вращении колеса они остаются открытыми только в нижней части окружности, а при прохождении в верхней части автоматически закрываются. В настоящее время начинают применять и электрическую раскрутку колес перед посадкой.

Выбирать колеса для шасси с хвостовой опорой следует в соответствии с полетным весом самолета по табл. 1. VI.

Таблица 1. VI

Назначение колес	Размер колеса $D \times d$ в *мм*	Полетный вес в *кг*	Давление в *кг/см²*
Главные колеса шасси	500×150	1000—1500	1,5—2,8
	600×180	1800—2700	2,2—3,5
	650×200	2300—3200	2,5—3,5
	700×220	2800—3700	2,2—3,2
	750×250	3300—4500	2,4—3,2
	800×260	3800—5200	2,2—3,2
	900×300	5000—7000	2,5—3,5
	1000×350	6400—8500	2,2—3,2
	1100×400	8000—10 300	2,2—3,2
	1200×450	9750—13 800	2,5—3,5
Хвостовые колеса	250×95	1000—2500	2,0—3,5
	300×125	2500—3500	2,0—3,0
	350×140	3200—4500	2,0—3,0
	400×150	4000—6000	2,0—3,0
	470×210	7000—10 000	2,0—3,0
	600×250	10 000—13 300	2,0—3,0

6. КОНСТРУКЦИИ ШАССИ И ИХ СИЛОВЫЕ СХЕМЫ

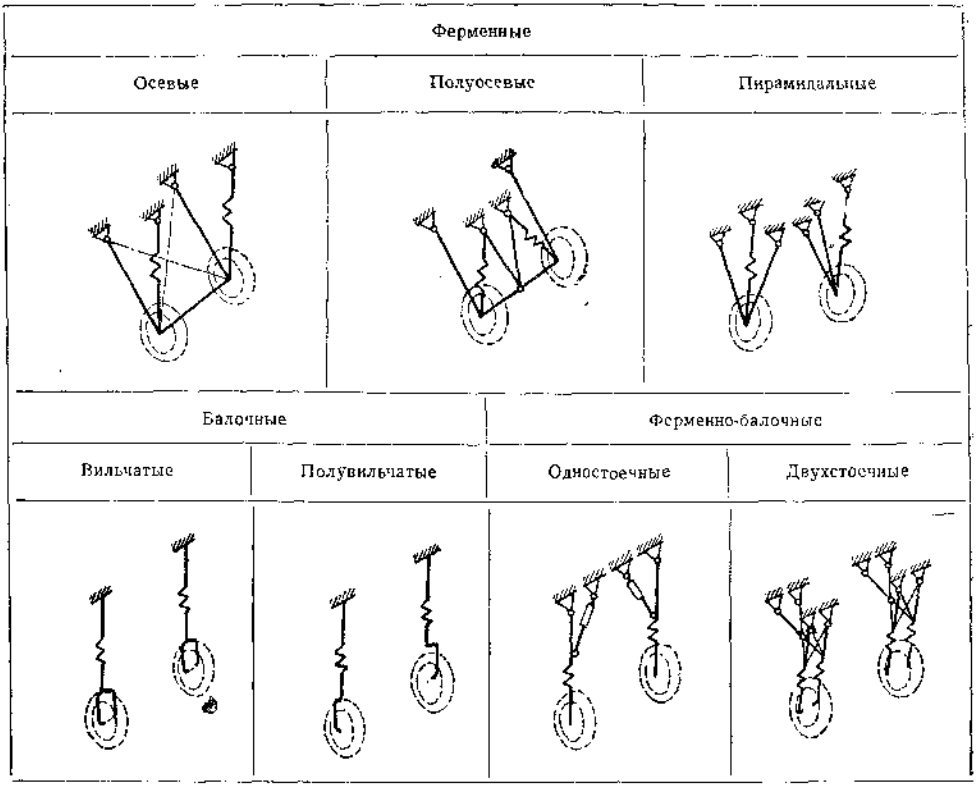
По признаку расположения на самолете и по конструктивно-силовым схемам шасси можно подразделить на ряд основных типов, представленных в табл. 2. VI.

Ферменные шасси

Ферменные шасси широко применялись в прошлом. При всем разнообразии конструктивных решений их можно по силовой схеме свести к трем типам: осевые, полуосевые и пирамидальные.

Таблица 2. VI

Классификация



Колеса или лыжи при осевой схеме шасси насаживаются на одну сквозную жесткую ось. Например, у самолета По-2 шасси (фиг. 41) состоит из двух амортизационных стоек *3* и двух передних подкосов *6*, оси шасси *8*, тросовых расчалок *4* и колес. Верхние концы стоек и подкосов прикреплены к соответствующим узлам фюзеляжа карданными сочленениями *9*, нижние же концы подкосов прикреплены болтами к муфтам *10* оси шасси. Тросы-расчалки расположены накрест в плоскости подкосов и препятствуют боковому смещению шасси. Амортизационные стойки состоят из двух труб, телескопически входящих одна в другую; на них укреплены обоймы с резиновой шнуровой амортизацией.

В рассматриваемом примере амортизаторы включены в конструкцию фермы и при изменении их длины изменяется взаимное расположение элементов фермы; это следует иметь в виду при расчетах и конструировании узлов крепления стержней.

Конструкция осевого шасси имеет следующие недостатки:

1) большое лобовое сопротивление, составляющее около 30—40% полного сопротивления самолета;

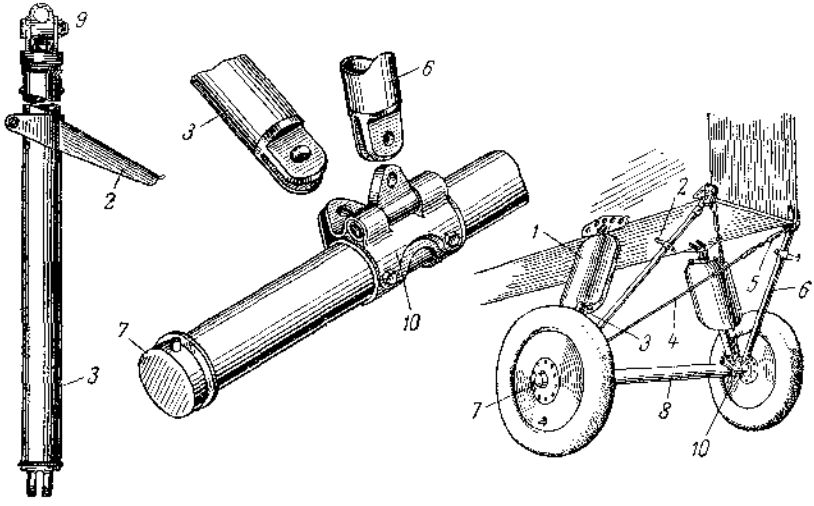
2) частое регулирование из-за вытягивания лент или тросов-расчалок;

3) возможность изгиба оси при ударных нагрузках на одно колесо;

4) невозможность обеспечить величину колеи, необходимую для устойчивости самолета на земле;

5) невозможность использовать подфюзеляжную часть для размещения грузов.

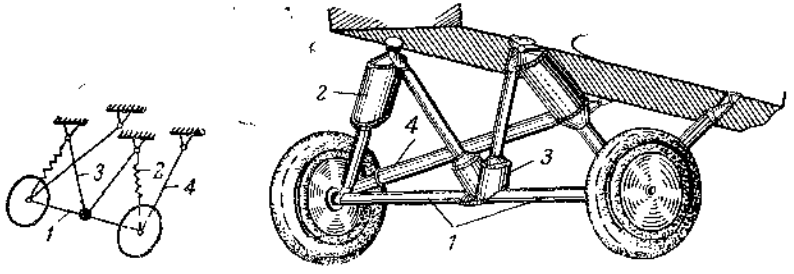
Вследствие этих недостатков осевое шасси теперь применяется лишь иногда на небольших учебных самолетах.



Фиг. 41. Шасси самолета По-2.

1—обтекатель амортизации; *2*—подножка; *3*—амортизационная стойка; *4*—тросовая расчалка; *5*—тендер троса; *6*—передний подкос; *7*—колпачок крепления колеса; *8*—ось шасси с обтекателем; *9*—кардан подкоса; *10*—муфта оси шасси для крепления амортизационной стойки и подкоса.

Полуосевое шасси во многом аналогично осевому. Но вместо сквозной жесткой оси оно имеет ось с шарниром по середине (фиг. 42). Такое шасси состоит из двух полуосей *1*, двух передних стоек *2*, несущих амортизаторы, переднего кабанчика *3*, поддерживающего полуоси, и двух задних подкосов *4*. Достоинством полуосевого шасси является более благоприятная работа оси на изгиб (фиг. 43).



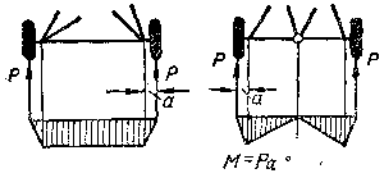
Фиг. 42. Шасси самолета Р-5.

В показанном на фиг. 42 полуосевом шасси верхние концы амортизационных стоек и внутренних подкосов шарнирно прикреплены к узлам фюзеляжа, а нижние концы — к полуосям. Для уменьшения лобового сопротивления стойки амортизаторов и полуоси закрыты обтекателями, а задние и внутренние подкосы выполнены из труб каплевидного (обтекаемого) сечения.

Полуосевому шасси, хотя и в меньшей степени, но все же присущи те же недостатки, что и осевым; поэтому они также почти не применяются на современных самолетах.

Пирамидальное шасси состоит из двух самостоятельных половин, выполненных каждая в виде пирамиды, образованной тремя стержнями с вершиной у колеса (фиг. 44). Элементами такого шасси являются амортизационная стойка *1* и подкосы *2* и *3*.

Независимое расположение каждого колеса на самолете дает возможность увеличить колею шасси, что повышает устойчивость самолета при движении его по земле.

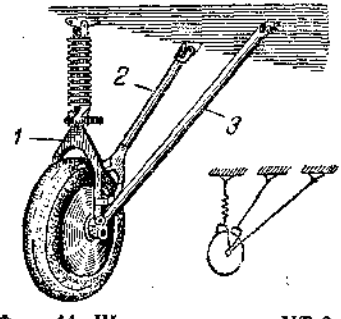


Фиг. 43. Эпюры изгибающего момента оси.

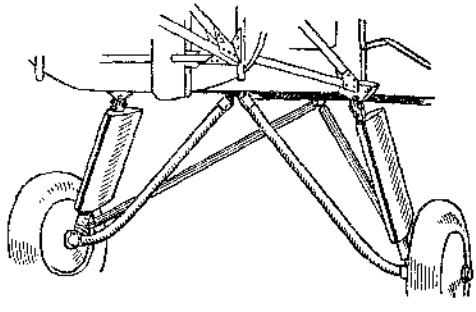
Имеется много разновидностей пирамидального шасси, отличающихся различным расположением стержней пирамиды и их креплениями. На фиг. 45 показано шасси, в котором амортизационная стойка и подкосы расположены внутри колеи. Такое расположение иногда применяется в легкомоторных самолетах. У монопланов с верхним расположением крыла амортизационная стойка часто делается длинной и крепится к лонжерону крыла или к подкосу, поддерживающему крыло.

Достоинствами пирамидального шасси являются:

1) возможность расширения колеи шасси и улучшения вследствие этого устойчивости самолета на земле;



Фиг. 44. Шасси самолета УТ-2.



Фиг. 45.

2) возможность размещения грузов в подфюзеляжной части;

3) разгрузка крыла при посадке.

Однако лобовое сопротивление пирамидального шасси все же велико. Часто для уменьшения сопротивления амортизационную стойку и передний или задний подкосы заключают в один общий обтекатель.

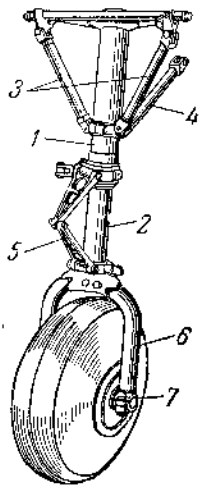
Балочные шасси

Шасси балочного типа представляет собой консольную балку (стойку), верхний конец которой заделан в конструкцию крыла или фюзеляжа, а к нижнему крепится колесо.

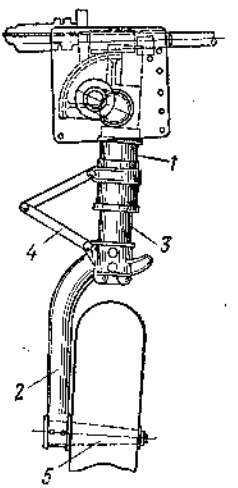
В соответствии со способом крепления колес к стойке различают шасси с вильчатыми и полувильчатыми стойками; ось стойки при этом находится в плоскости колеса, поэтому такое крепление колеса называют симметричным. Имеются шасси с несимметричным креплением колеса, в

которых колесо насаживается на ось, консольно укрепленную на нижнем конце стойки.

Шасси с вильчатой стойкой (фиг. 46) представляет собой конструкцию, у которой основным силовым элементом является амортизационная стойка, несущая на нижнем конце вилку с осью. Такое шасси обычно состоит из амортизационной стойки *1*, штока *2*, заканчивающегося вилкой *6*, оси *7*, шлиц-шарнира *5* и подкосов *3* и *4*.



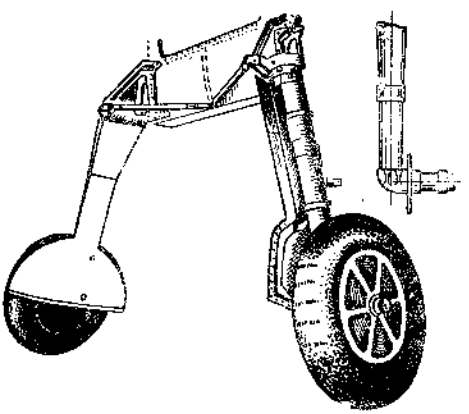
Фиг. 46. Шасси с вильчатой стойкой.



Фиг. 47. Шасси с полувильчатой стойкой.

Конструкция верхнего крепления стойки к крылу в значительной степени зависит от схемы уборки шасси.

Амортизационная стойка не только поглощает энергию удара в данной схеме, но еще работает на изгиб, кручение и сжатие. Шлиц-шарнир служит для передачи крутящего момента на верхнюю часть стойки. Его следует делать таким, чтобы при полностью выпущенном штоке *2* угол между верхним и нижним звеньями шлиц-шарнира был меньше 180°. Иногда вместо шлиц-шарнира на цилиндре и штоке стойки делают шлицы, но из-за большого трения, развивающегося при кручении и изгибе стойки, и сложности производства эта конструкция не привилась. Вилка может быть сварной, литой, кованой и штампованной; она жестко крепится к нижнему концу штока или поршня амортизатора.



Фиг. 48.

Шасси с полувильчатой стойкой (фиг. 47) по конструкции аналогично шасси с вильчатой стойкой. К нижнему концу поршня *3* амортизационной стойки *1* крепится полувилка *2* с консольной осью *5* для колеса. Крутящий момент от колеса передается на верхний цилиндр стойки через шлиц-шарнир *4*. Вследствие несимметричного крепления колеса к полувилке последняя испытывает дополнительные нагрузки, которые следует учитывать при ее расчете.

На фиг. 48 показано шасси, у которого колеса устанавливаются сбоку стойки на консолях, прикрепленных к штоку. В этом случае шток амортизационной стойки удлиняется до оси колеса. На нижнем конце штока крепится ось для установки колеса, которое может располагаться различно относительно стойки, причем расположение оси зависит главным образом от направления уборки шасси. На фиг. 48 стойки располо-

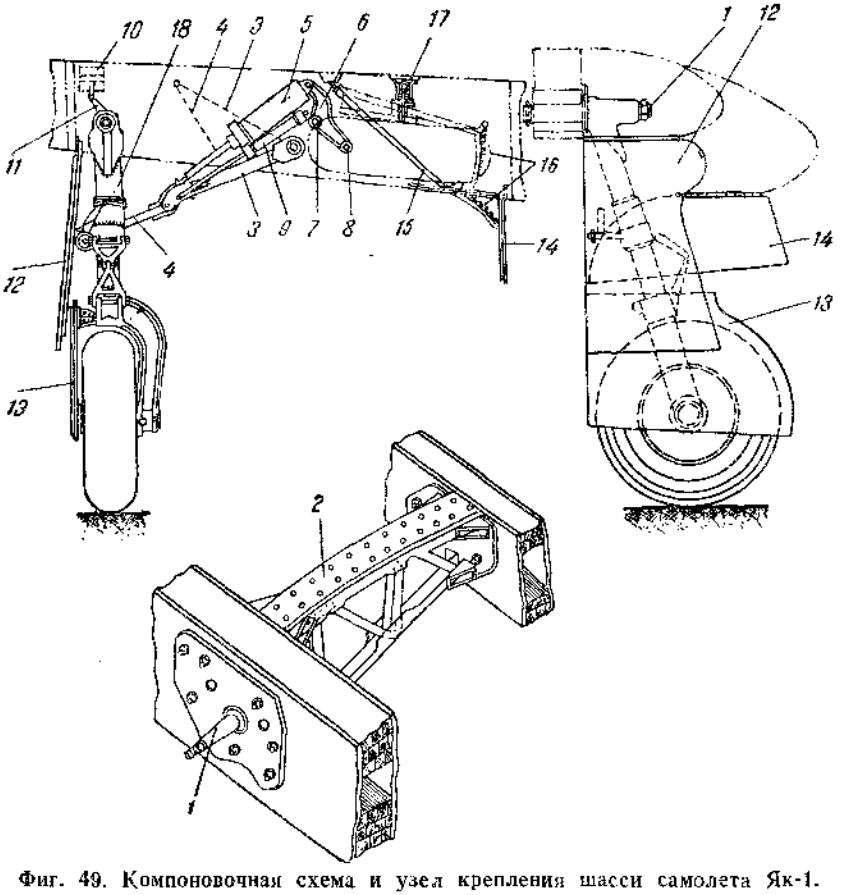
жены внутри колеи, так как шасси убирается в крыло по размаху от фюзеляжа, если же шасси убирается к фюзеляжу, то обычно ставят внутрь колеи колеса. При неубирающемся шасси рациональнее располагать внутри колеи стойки, ибо тогда они крепятся к более толстой части крыла.

Так как действующие на колесо такого шасси силы реакции земли не лежат в одной плоскости с осью стойки, то последняя будет дополнительно нагружена изгибающим моментом.

Несмотря на сложность крепления балочных шасси к конструкции крыла, вызванную тем, что узлы нагружаются, кроме осевых сил, еще изгибом и кручением, все же балочные шасси широко применяются, особенно в истребителях вследствие своей компактности.

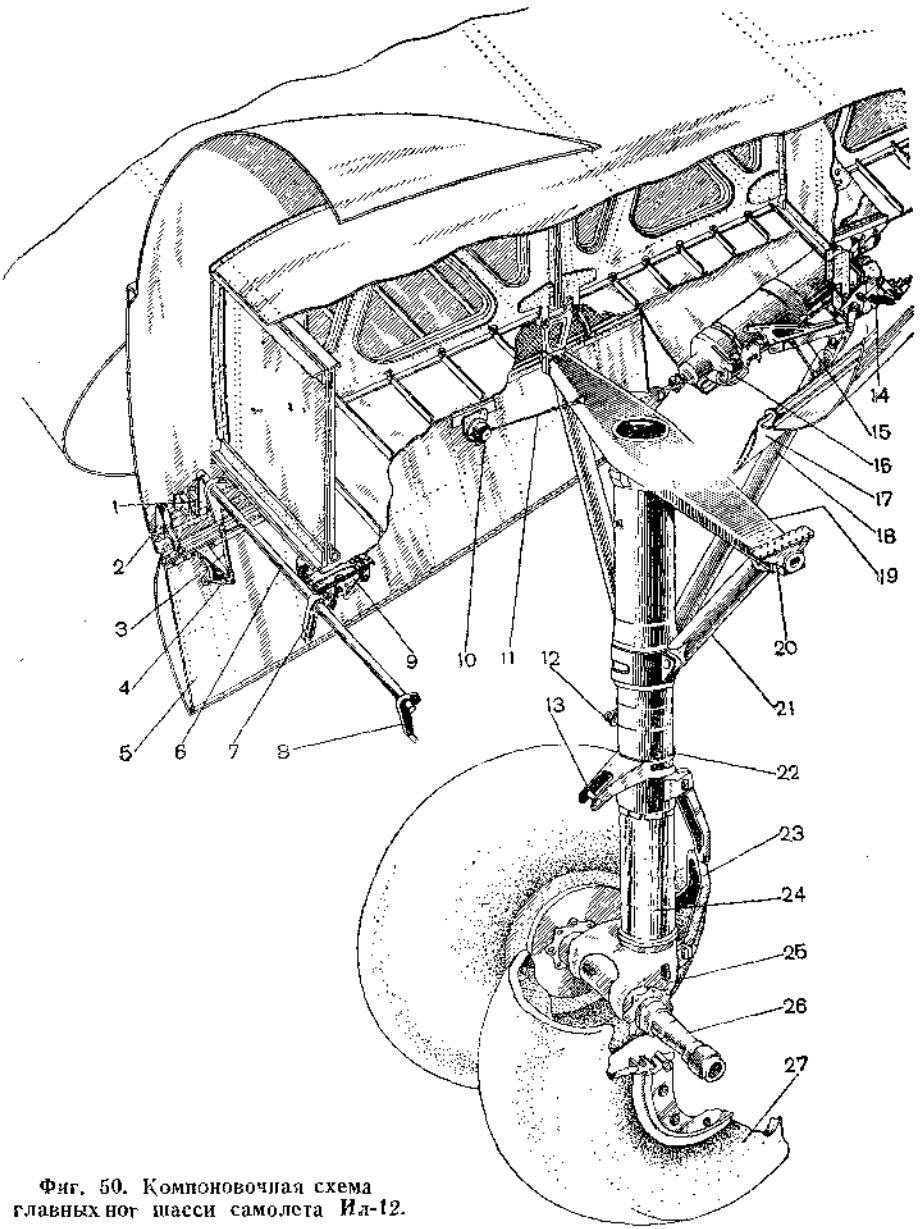
Ферменно-балочные шасси

Шасси, представляющие собой одну или две консольные балки (стойки), подпертые стержнями, будем называть ферменно-балочными. Это — наиболее распространенный тип шасси.



Фиг. 49. Компоновочная схема и узел крепления шасси самолета Як-1.

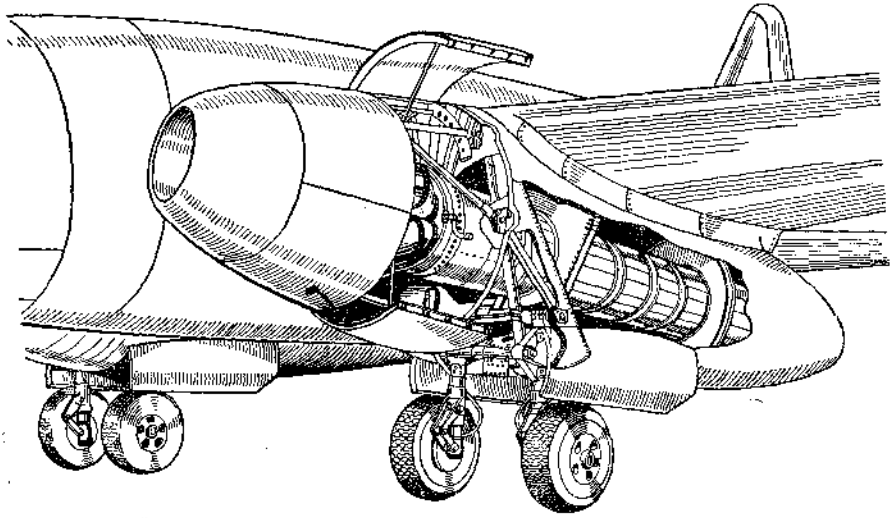
Одностоечное ферменно-балочное шасси состоит из амортизационной стойки с колесом и подкоса. На фиг. 49 показано такое шасси самолета Як-1, у которого основным силовым элементом является амортизационная стойка *18*. Верхний конец стойки шарнирно



Фиг. 50. Компоновочная схема главных ног шасси самолета Ил-12.

1—рычаг стопора створок; *2*—узел подвески створки; *3*—тяга управления створкой; *4*—узел створки; *5*—створка мотогондолы; *6*—вал управления створками; *7*—вилка управления створками; *8*—рычаг управления створками; *9*—передний замок стойки; *10*—датчик указателя положения стойки; *11*—трос; *12*—серьга подвески стойки в убранном положении; *13*—кронштейн управления створками; *14*—задний замок ноги; *15*—штанга; *16*—подъемник шасси; *17*—задняя створка мотогондолы; *18*—задний подкос; *19*—траверса; *20*—узел крепления стойки; *21*—боковой подкос; *22*—амортизационная стойка; *23*—шлиц-шарнир; *24*—поршень амортизационной стойки; *25*—нижний узел амортизационной стойки; *26*—ось колеса; *27*—колесо.

закреплен на конусном стержне *1*, служащем осью вращения стойки при уборке. Для передачи усилий от шасси на задний лонжерон служит усиленная нервюра *2*. Складывающийся подкос своей нижней частью *4* крепится к стойке, а верхней частью *3* — к конструкции крыла. Подкос обеспечивает жесткость шасси и разгружает стойку при работе ее на изгиб. Пневматический подъемник *5* крепится к кронштейну *6*, закрепленному на лонжероне в двух точках *7* и *8*. В шарнире складывающегося подкоса имеется замок, запирающий подкос в выпущенном положении шасси. К шарниру подходит шток гидравлического тормоза *9*, препятствующего чрезмерно быстрому движению стойки при уборке и выпуске. В последних вариантах этого шасси гидравлический тормоз был заменен пневматическим разгрузочным цилиндром *10*, поворачивающимся на оси, при-



Фиг. 51. Шасси со сдвоенными колесами на двух отдельных, расположенных рядом, стойках.

крепленной к лонжерону. Шток цилиндра *10* соединен с рычагом *11*, приваренным к цапфе стойки. При подъеме шасси разгрузочный цилиндр помогает основному подъемнику, а при выпуске играет роль эластичного демпфера, препятствующего ударам.

В убранном положении стойка и колесо закрываются тремя щитками, из которых один *12* прикреплен к крылу и амортизационной стойке, второй *13* укреплен на стойке и третий *14* — на крыле. В конце хода уборки колесо упирается в складывающийся подкос *15* и, растягивая пружину *16*, закрывает щиток *14*. Замок шасси в убранном положении *17* укреплен в крыле против оси колеса.

Если по расчету колесо получается большого диаметра, то уборка его становится затруднительной. Установка на каждой стойке шасси двух колес вместо одного позволяет значительно уменьшить их диаметр. Сдвоенные колеса ставятся или на одной стойке, как, например, у самолета Ил-12 (фиг. 50), или на двух рядом расположенных стойках, как это показано, например, на фиг. 51.

Конструкция шасси самолета Ил-12 (фиг. 50), несмотря на значительные расчетные нагрузки, приходящиеся на его элементы, сравнительно проста.

Шасси состоит из амортизационной стойки *22*, траверсы *19*, двух колес *27*, боковых подкосов *21*, заднего подкоса *18*, подъемника *16* и механизма закрывания люка мотогондолы. Колеса убираются вперед в заднюю часть мотогондолы.

Стойка шасси в верхней части крепится цапфами траверсы к узлам *20*, закрепленным на нервюрах центроплана. Снизу на ось *26* надеваются два тормозных колеса. К среднему хомуту стойки посредством кардана присоединяется задний подкос *18*. Верхний конец заднего подкоса посредством кардана соединен с направляющей штангой *15*, которая служит для направления хода подкоса.

Шток поршня подъемника *16* посредством кардана связан с рычагом на траверсе, а цилиндр подъемника посредством другого кардана присоединен к качалке, закрепленной на центроплане.

В выпущенном положении стойка удерживается задним замком *14*, установленным на заднем лонжероне центроплана. В убранном положении стойка закрепляется передним замком *9*, установленным на переднем лонжероне центроплана. Для закрепления стойки на ней имеется серьга *12*.

На шасси, показанном на фиг. 51, каждое колесо установлено на отдельной стойке. Стойки установлены так, что при уборке шасси колеса располагаются в гондоле по обе стороны реактивного сопла двигателя.

В некоторых одностоечных конструкциях шасси спаренные колеса устанавливают на специальном параллелограме для параллельности перемещения осей колес. Однако целесообразность такой конструкции практикой не подтвердилась и на всех современных самолетах для спаренных колес применяют одну ось с жесткой заделкой.

Двухстоечное ферменно-балочное шасси состоит из двух амортизационных стоек, скрепленных между собой. На фиг. 52 показано такое шасси самолета Пе-2, состоящее из двух амортизационных стоек *9*, жесткой рамы *8*, гидроподъемника *3*, подкосов *2*, агрегатов и узлов.

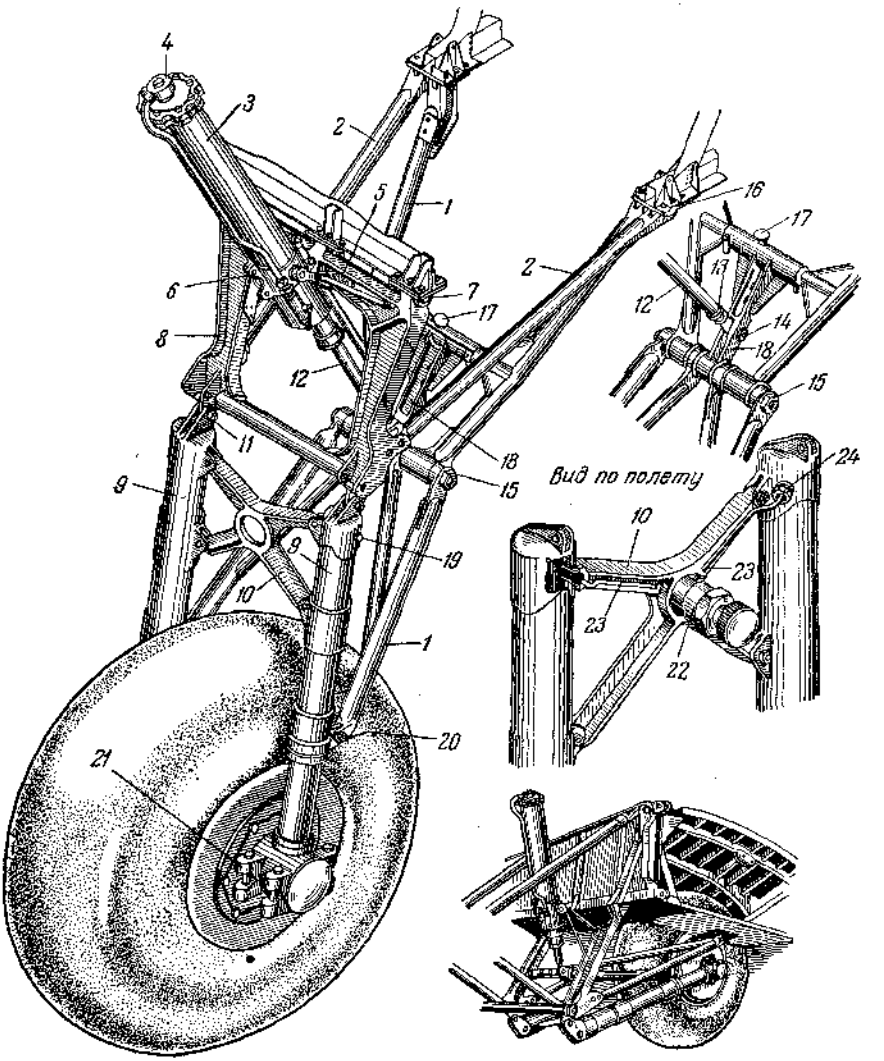
Жесткая рама *8* крепится к узлам *7*, установленным на нижнем поясе переднего лонжерона, а двумя нижними задними ушками через трубчатые подкосы *2* — к узлам *16*, укрепленным на нижних полках нервюр. Рама *8* имеет кронштейн *5* для крепления гидроподъемника.

Амортизационное устройство состоит из двух жидкостно-воздушных амортизаторов *9*, скрепленных жесткой крестовиной *10*. Верхней своей частью стойки шарнирно подвешены на болтах к нижним ушкам рамы *8*. На нижних концах стоек укреплена ось колеса. В нижней части цилиндра каждой стойки имеются уши для крепления к заднему складывающемуся подкосу *1*.

Задний подкос 1 представляет собой плоскую ферму, образованную из трех вилок, сваренных из труб, и имеет общую ось вращения *15*. Большая вилка своими концами шарнирно связана с узлами мотоустановки, а две малые вилки — с амортизационной стойкой.

Шасси с рычажной подвеской

Изгиб амортизационных стоек вызывает усиленное трение в буксах поршня и в уплотнении (см. разд. «Принципы работы и устройства амортизаторов»). Повышенное трение в буксах и в уплотнении ухудшает диаграмму работы амортизатора, может вызвать заклинивание штока и по-

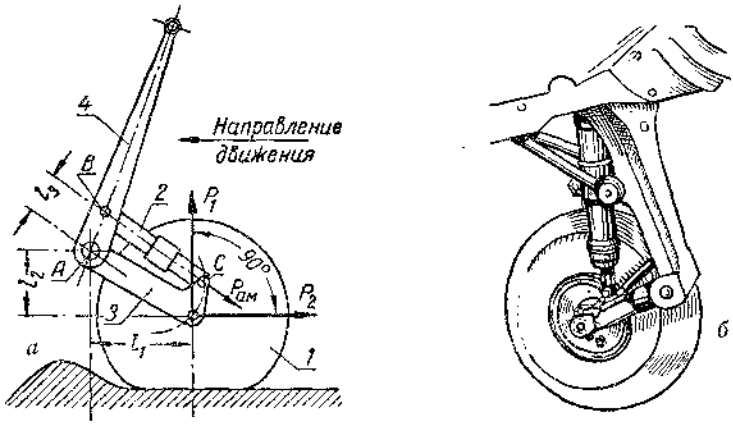


Фиг. 52. Шасси самолета Пс-2.

1—задний складывающийся подкос; *2*—подкос; *3*—гидроподъемник; *4*—воздушный вентиль; *5*—кронштейн; *6*—хомут; *7*—узел; *8*—рама; *9*—амортизатор; *10*—крестовина; *11*—болт; *12*—шток гидроподъемника; *13*—контргайка; *14*—болт; *15*—ось; *16*—узел; *17*—упор-ограничитель; *18*—балочка; *19*—болт; *20*—болт; *21*—опора-полуподшипник штока амортизатора; *22*—зарядный клапан; *23*—воздухопровод; *24*—штуцер.

явление течи вследствие одностороннего износа уплотнения. Для разгрузки амортизаторов от изгиба применяют шасси с *рычажной подвеской*.

Принцип рычажной подвески заключается в том, что ось колеса располагается не непосредственно на амортизационной стойке, а на конце специального жесткого рычага, ось вращения которого закреплена на жесткой стойке. Этот рычаг и стойка соединены шарнирно с амортизатором, работающим только на растяжение или на сжатие (фиг. 53). Основными элементами такого шасси являются: колесо *1*, амортизатор *2*, рычаг *3* и стойка *4*.



Фиг. 53. Шасси с рычажной подвеской с наружным расположением амортизатора.

а — схема; *б* — вид переднего колеса с рычажной подвеской.

Рассмотрим принцип работы шасси с рычажной подвеской. Пусть на колесо действуют горизонтальный P_2 и вертикальный P_1 компоненты реакции земли. Эти силы передаются на ось колеса и на плечах l_1 и l_2 создают моменты относительно шарнира A. Эти моменты поворачивают рычаг *3* относительно шарнира A, что вызывает сближение точек B и C, и, следовательно, сжатие амортизатора. Для того чтобы амортизатор воспринимал только осевые нагрузки, крепление его в точках B и C делают на шарнирах.

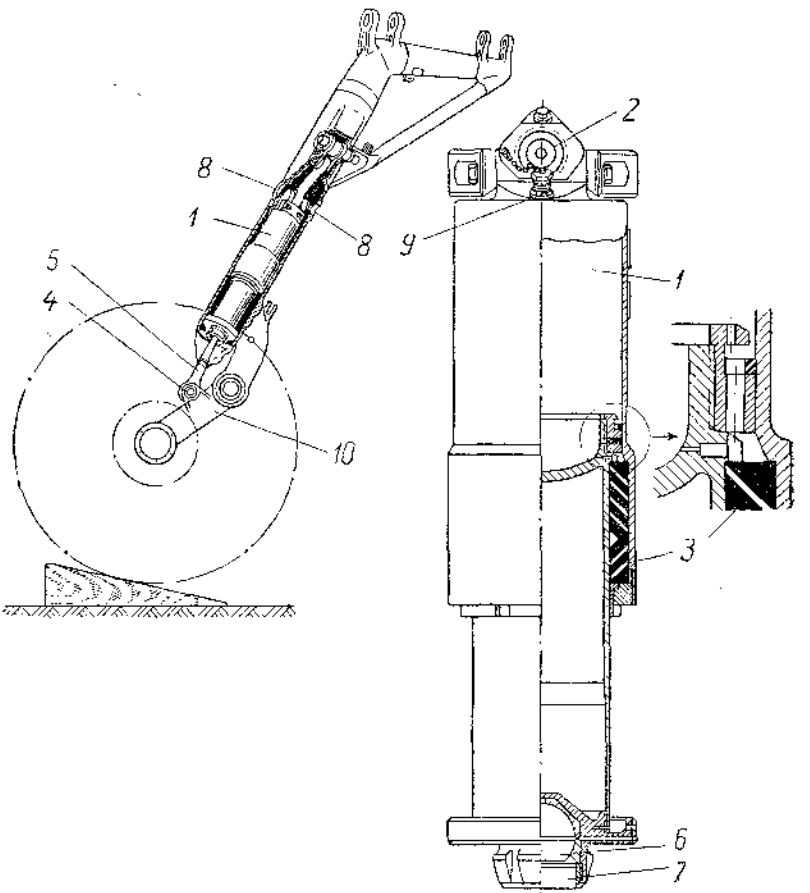
Осевая сила, действующая на амортизатор, равна

$$P_{ам} = \frac{P_1 l_1 + P_2 l_2}{l_3}.$$

Конструкции шасси с рычажной подвеской могут быть выполнены как с наружной подвеской амортизатора (фиг. 53), так и с амортизатором, расположенным в стойке шасси (фиг. 54).

Рычажный способ подвески амортизаторов имеет существенные преимущества по сравнению с консольным креплением колеса к амортизатору. При рычажной подвеске амортизатор разгружен от изгибающего момента, появляющегося от горизонтального (лобового) компонента реакции земли и от действия тормозов. Вследствие этого значительно уменьшаются силы трения поршня о стенки цилиндра, что делает работу амортизатора более плавной и уменьшает износ движущихся частей.

Кроме того, улучшаются условия работы уплотнителей, которые в амортизационных стойках, работающих на изгиб, часто дают течь. В отличие от обычных конструкций, где удары спереди поглощаются только пневматиком, при рычажной подвеске в поглощении ударов спереди участвует и амортизатор. Поэтому при тех же пневматиках посадка, разбег и про-



Фиг. 54. Шасси с рычажной подвеской с амортизатором, расположенным внутри стойки.

1—амортизатор; *2*—палец крепления стойки; *3*—манжеты; *4*—узел крепления штока; *5*—шток; *6*—сферический подпятник; *7*—манжетная гайка; *8*—смотровые окна; *9*—штуцер для зарядки; *10*—рычаг.

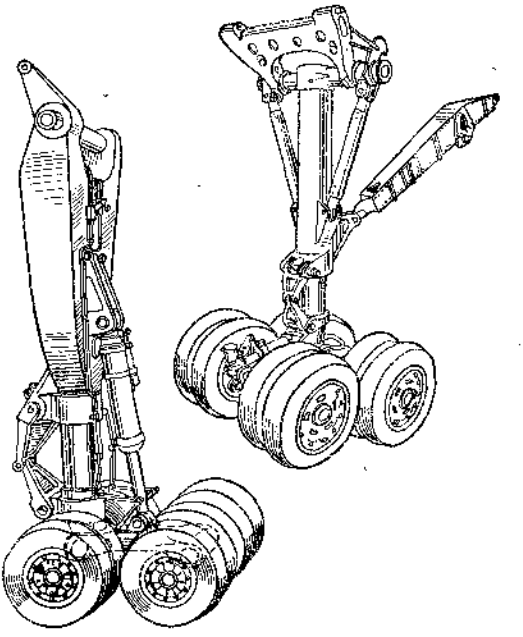
бег получаются более мягкими. Улучшение амортизации при ударах спереди особенно ценно для шасси с носовым колесом.

В настоящее время как на главных, так и на передних стойках часто применяются конструкции шасси с рычажной подвеской.

Многоколесные и гусеничные шасси

Для тяжелых самолетов требуются колеса больших размеров. Большие колеса сильно затрудняют уборку шасси и увеличивают лобовые нагрузки на шасси при раскрутке колес в момент приземления. Поэтому

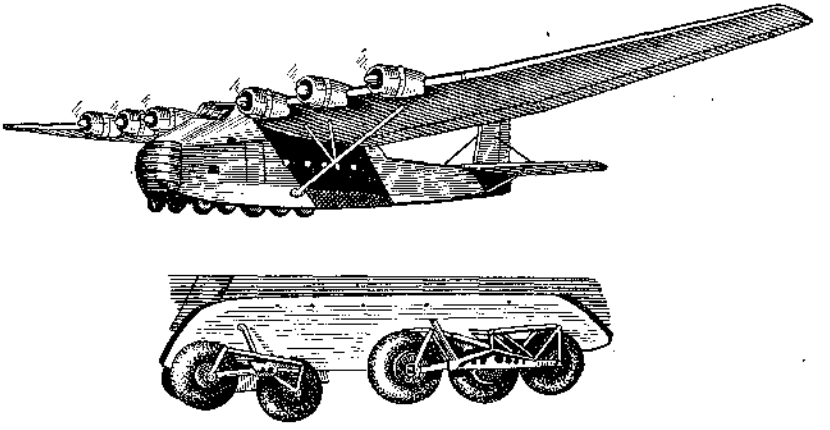
на тяжелых самолетах часто применяют спаренные установки колес (см. фиг. 50), а иногда и тележку, состоящую из четырех или восьми колес, на каждой стойке (фиг. 55). При такой установке колес шасси получается более компактным, уменьшаются лобовые нагрузки при раскрутке колеса, улучшаются условия теплоотдачи тормозов и увеличивается надежность работы шасси при повреждении одного пневматика.



Фиг. 55. Шасси-тележка.

Внедрение такого многоколесного шасси в практику требует разрешения некоторых вопросов, связанных с влиянием многоколесной тележки на управляемость носового колеса самолета на рулежке, а также с действием большого крутящего момента при разворотах вокруг одной главной стойки.

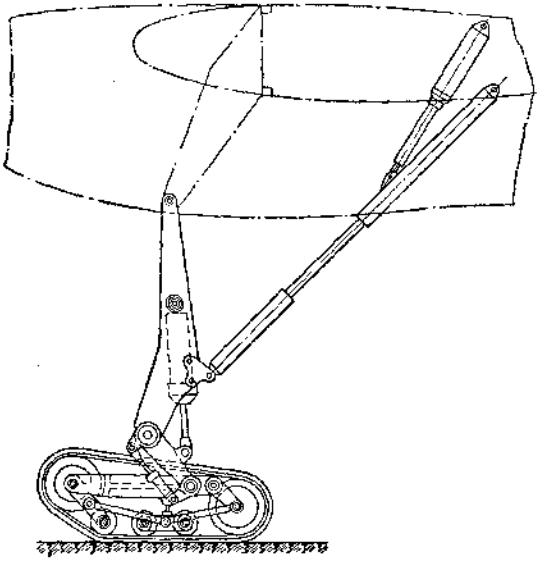
Иногда на тяжелых самолетах устанавливают многоколесное (фиг. 56) «вездеходное» шасси (тележку), в котором колеса расположены в два ряда. В показанном на фиг. 56 шасси задние три пары колес, снабженные пневматическими тормозами, размещены под центром тяжести самолета и воспринимают основные нагрузки при посадке. Шасси снабжено общим обтекателем, прикрепленным к нижней части фюзеляжа.



Фиг. 56. Вездеходное шасси.

Много раз предлагалось гусеничное шасси (фиг. 57). Гусеничное шасси в СССР испытывалось на самолете Р-5 в 1935 г.

Достоинством такого шасси является возможность получить большую опорную поверхность, благодаря чему проходимость шасси при эксплуатации на плохих аэродромах повышается. Кроме того, шасси гусеничного типа имеет меньшие габариты, чем шасси с колесом. Но гусеничное шасси обладает значительным весом, сложно в эксплуатации и не имеет амортизирующих свойств, вследствие чего приходится увеличивать амортизационную стойку и еще более утяжелять и усложнять конструкцию.



Фиг. 57. Шасси гусеничного типа.

7. КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ И КИНЕМАТИКА УБОРКИ ГЛАВНЫХ НОГ ШАССИ

Схемы убирающихся шасси

У самолетов с совершенными аэродинамическими формами на долю шасси приходится значительная часть общего сопротивления, и поэтому влияние лобового сопротивления шасси (фиг. 58) на максимальную скорость, дальность и экономичность полета весьма заметно. Это и заставило конструкторов перейти к убирающимся шасси, несмотря на их значительный вес и дороговизну.

Впервые в СССР убирающееся шасси было спроектировано в 1931 г. и установлено на самолете РД или ЦАГИ-25, а затем в 1932—1933 гг. на пассажирском самолете ХАИ-1 и истребителях И-14 и И-16.

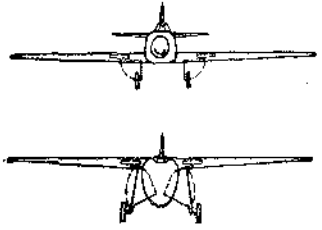
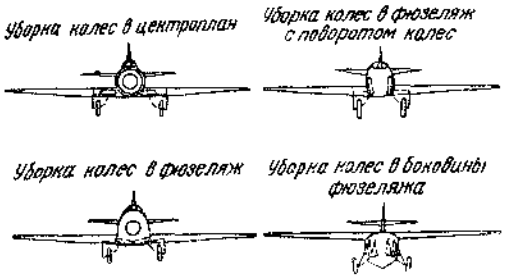
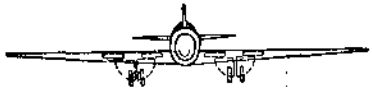
Применяемые в настоящее время схемы уборки шасси приведены в табл. 3. VI.

Уборка шасси обычно осуществляется по размаху (чаще колесами к фюзеляжу) или по хорде крыла с движением колес назад или вперед. Амортизационная стойка снабжается щитком, который при уборке шасси плотно закрывает углубление в крыле. При уборке шасси в мотогондолы или фюзеляж отверстия закрываются специальными створками, управление которыми связано с движением шасси. Таким образом, после поворота амортизационной стойки с подкосом, подъемником и колесом все эти элементы прячутся внутрь самолета.

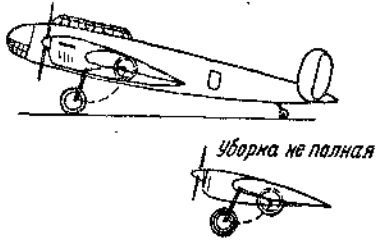
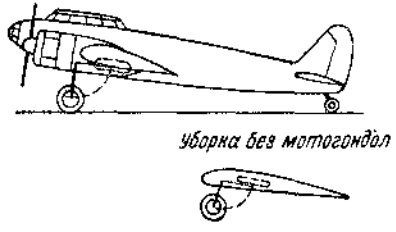
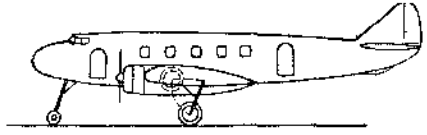
Уборка шасси осуществляется одним из следующих средств: а) механической передачей — ручной или от мотора, б) гидравлической передачей — ручной или от мотора, в) пневматической передачей, г) электрической передачей.

В каждом самолете должна быть предусмотрена система аварийного выпуска шасси, причем для аварийного выпуска, наряду с ручным механизмом выпуска обычно стремятся использовать или силу веса, или силу

Уборка шасси по размаху крыла

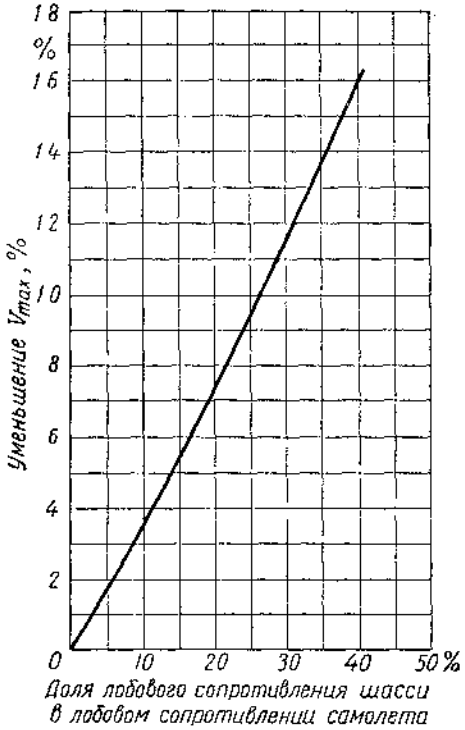
Движение колес наружу колеи	Движение колес внутрь колеи	Движение колес в обе стороны
		

Уборка шасси по хорде крыла

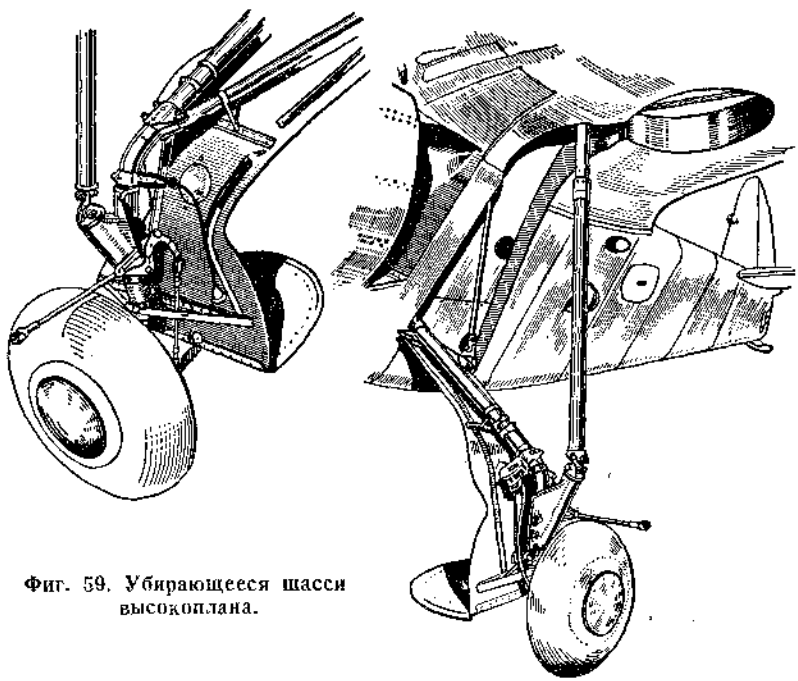
Движение колес назад	Движение колес назад с поворотом	Движение колес вперед
		

Шасси, сбрасываемое после взлета





Фиг. 58. Умеиьшение V_{max} самолета вследствие лобового сопротивления шасси.



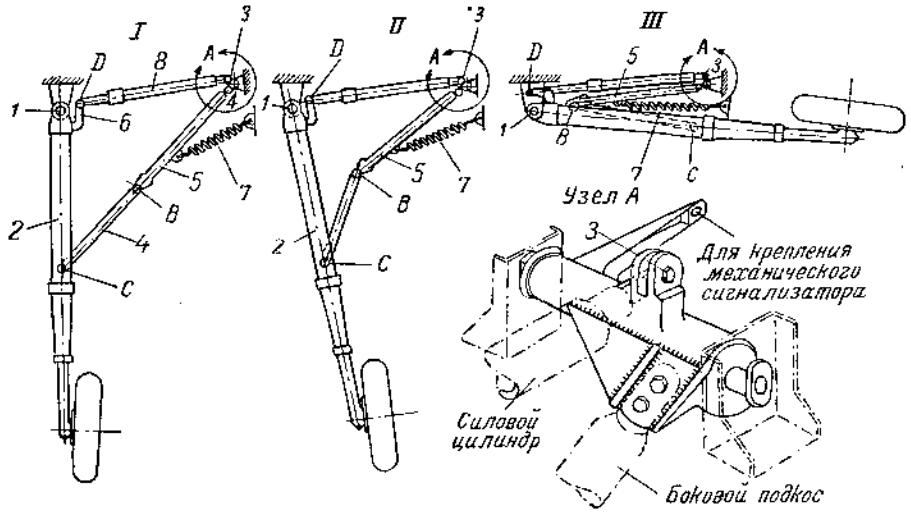
Фиг. 59. Убирающееся шасси высокоплана.

встречного потока воздуха, или какой-либо аккумулятор энергии, постоянно и надежно действующий и не усложняющий всей системы.

Шасси должно быть выполнено так, чтобы оно не могло самопроизвольно складываться.

Уборка по размаху крыла

Уборка стоек и колес в крыло по размаху в направлении от фюзеляжа представляет большие трудности, ибо по мере удаления от плоскости симметрии самолета толщина крыла уменьшается. Из-за этих трудностей такая схема применяется в тех случаях, когда невозможно применить иную схему, в частности, в монопланах с высоким расположением крыла, причем колесо убирается в центральную часть крыла, а стойка — в боковины фюзеляжа (фиг. 59).



Фиг. 60. Кинематическая схема шасси.

Обычно в одномоторных самолетах применяется схема уборки шасси с движением колес по размаху в направлении к фюзеляжу.

На фиг. 60 показана кинематическая схема уборки шасси истребителя. Стойка шасси *2* вращается на оси *1*. Боковой складывающийся подкос состоит из двух шарнирно соединенных частей. Нижняя часть *4* подкоса шарнирно крепится к амортизационной стойке, а верхняя часть *5* жестко крепится к вращающемуся узлу *A*, ось которого параллельна оси вращения стойки шасси.

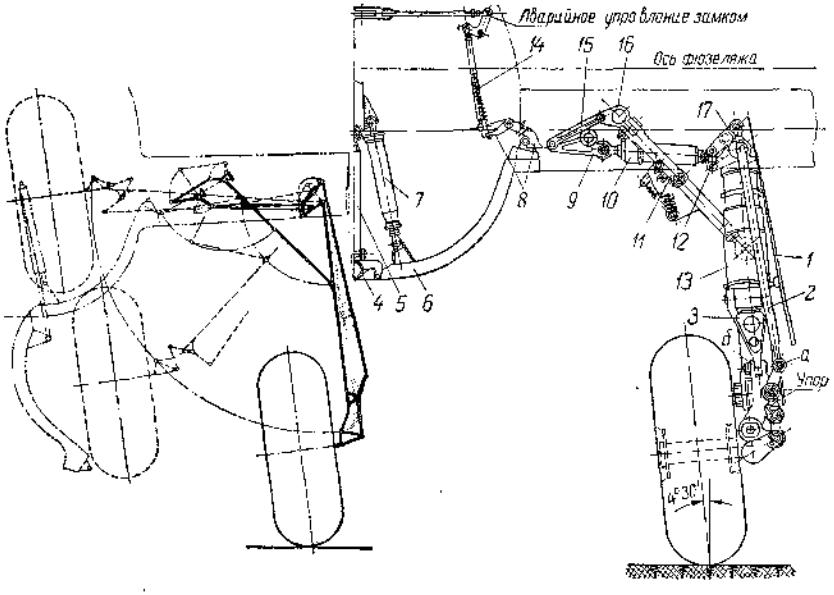
К верхнему узлу стойки крепится рычаг *6*, к которому шарнирно присоединен шток качающегося силового цилиндра (подъемника) *8*. Ухо цилиндра скреплено с вращающимся узлом *A* в шарнире *3*.

Боковой подкос в выпущенном положении шасси запирается пружинным замком, отпирающимся при помощи гидравлической системы. Шток отпирающего замок цилиндра перемещается в плоскости верхней части подкоса. Для дотягивания подкоса до мертвого положения и запирания замка служит пружина *7*. Замок подвески шасси состоит из крючка с пружиной, за который зацепляется ухо *B*.

Размыкание замка производится силовым цилиндром *8*, а при аварийном выпуске — нажатием на педаль, установленную на полу в кабине летчика между педалями ножного управления.

На фиг. 61 дана схема, при которой колеса главных ног в убранном положении располагаются в фюзеляже вертикально. Применение такой схемы усложняет механизм уборки, но зато позволяет уменьшить толщину крыла, что важно для скоростных самолетов.

При такой схеме главные колеса подвешены к стойкам на рычагах, благодаря чему шток амортизатора воспринимает только осевые нагрузки. Показанная на фиг. 61 стойка имеет воздушно-жидкостный амортизатор и



Фиг. 61. Схема уборки шасси в фюзеляж с вертикальным размещением колеса.

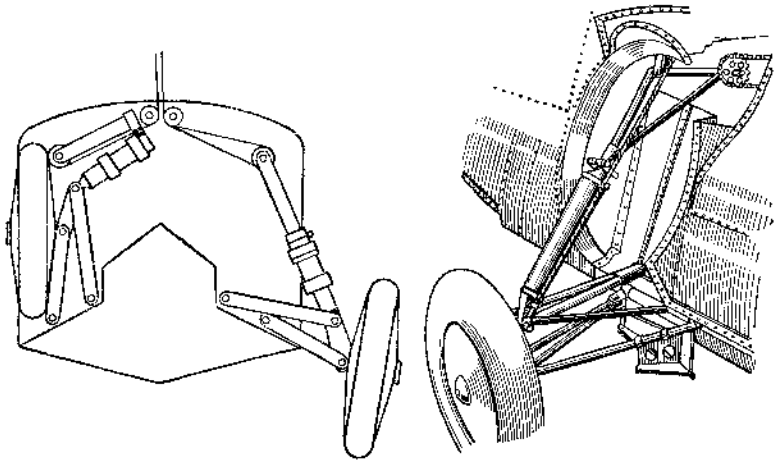
1—цилиндр; *2*—тяга; *3*—шлиц-шарнир; *4*—кронштейн; *5*—подкос; *6*—створка; *7*—подъемник створки; *8*—замок створки; *9*—поворотный рычаг; *10*—подъемник шасси; *11*—подкос; *12*—звено; *13*—амортизатор; *14*—привод к замку створки; *15*—звено; *16*, *17*—поворотные рычаги.

крепится к крылу посредством шпинделя и бокового складывающегося подкоса, в котором имеется пружинно-гидравлический замок, запирающий стойку в выпущенном положении. Механизм уборки состоит из гидравлического подъемника *10*, складывающегося подкоса *11*, поворотных рычагов *9*, *16* и *17*, звеньев *12* и *15*, тяги *2* и рычажной передачи, смонтированной внизу на стойке. При уборке стойки подъемник *10* одновременно действует на поворотный рычаг *9* и на рычаг, приваренный к головке цилиндра амортизатора.

Во время уборки колесо перемещается параллельно своему положению в выпущенном состоянии, что обеспечивается тягой *2*, шарнирно соединенной с поворотным рычагом *17*, и рычажной передачей, смонтированной на стойке.

При обжатии амортизатора тяга *2* и рычажная передача не действуют на ось колеса, так как шарнир *а* соединения тяги *2* с рычажной передачей расположен на одной оси с шарниром *б* крепления рычага оси колеса к шлиц-шарниру.

Уборка шасси вверх и вбок (фиг. 62) применяется у самолетов-амфибий.



Фиг. 62. Схема уборки шасси у самолета-амфибии.

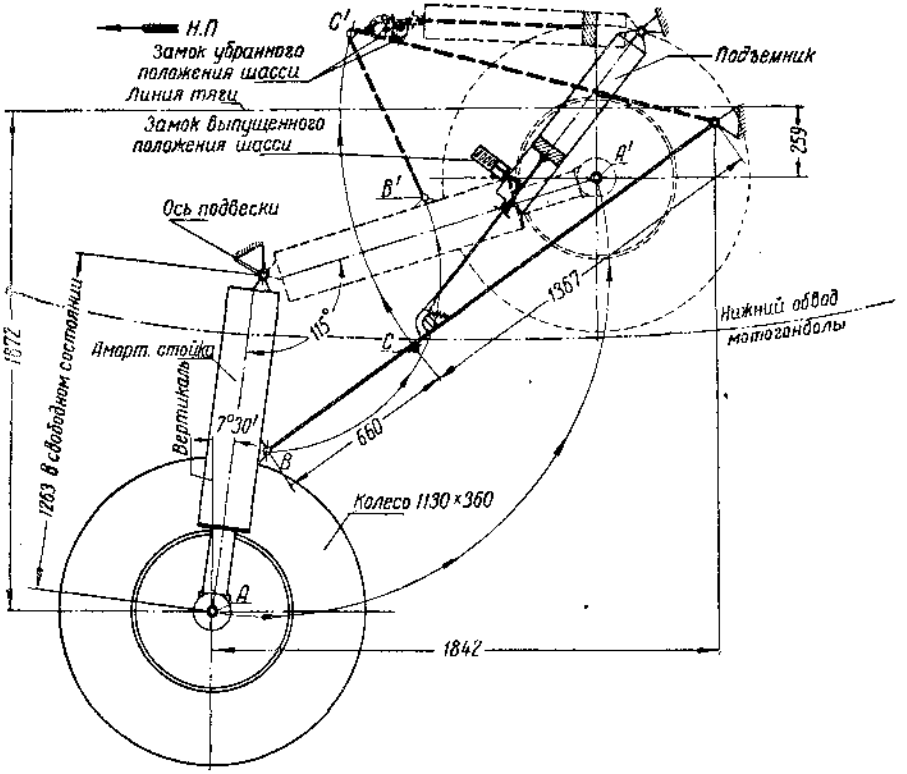
Уборка по хорде крыла

Уборка шасси по хорде крыла применяется чаще всего на двух- и многомоторных самолетах. Моторные гондолы, расположенные под крыльями, позволяют выполнить такую уборку посредством довольно простой кинематической схемы. На фиг. 63 показана кинематическая схема убирающегося шасси двухмоторного самолета с движением колес назад. Шасси полностью убирается внутрь моторных гондол, причем отверстия в мотогондолах автоматически закрываются створками. Замок на складывающемся подкосе запирает шасси в убранном положении. В выпущенном положении шасси запирается пружинным замком гидравлического подъемника.

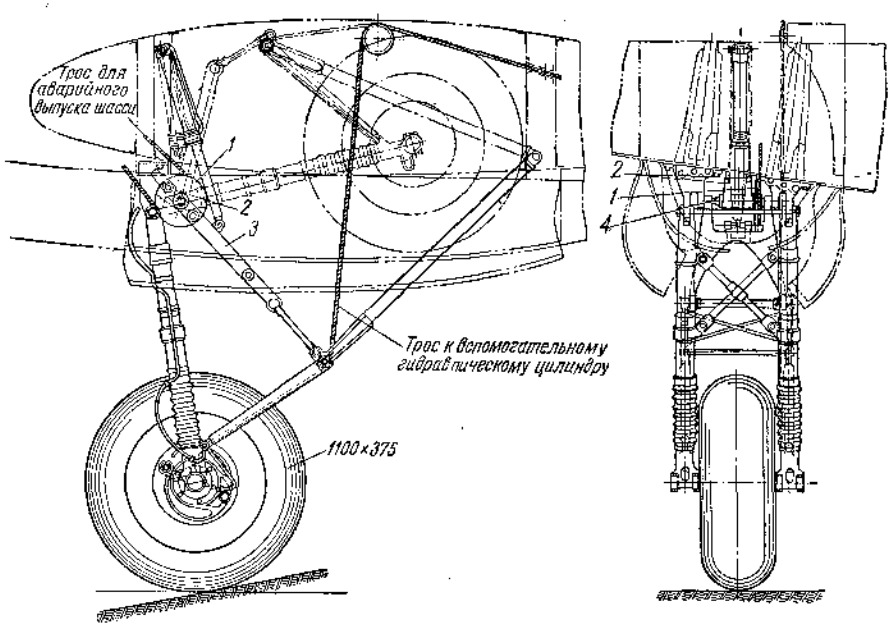
Под действием подъемника складывающийся подкос своим нижним звеном увлекает за собой стойки шасси, которые вращаются относительно оси подвески. В убранном положении шарниры *B* и *C* займут положения *B'* и *C'*, а ось колеса *A* переместится в положение *A'*.

Аналогичный способ уборки приведен на фиг. 64. Особенность данного шасси заключается в том, что в выпущенном положении не требуется специального замка, так как задний складывающийся подкос в месте стыка нижнего и верхнего звеньев имеет перелом и подкос *3* при действии сил, стремящихся сложить шасси, работает на растяжение.

Аварийный выпуск этого шасси производится вручную посредством системы зубчаток, цепи и тросов. Ось *4* несет два кронштейна *2*, причем с осью жестко связан ролик *1*, в котором заделаны два конца троса. При вращении рукоятки в кабине летчика ролик и связанная с ним ось поворачиваются, и кронштейны *2*, упираясь в раму шасси, заставляют ее опускаться.



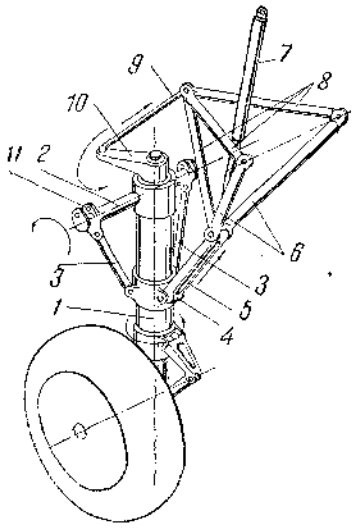
Фиг. 63. Кинематическая схема уборки шасси двухмоторного самолета.

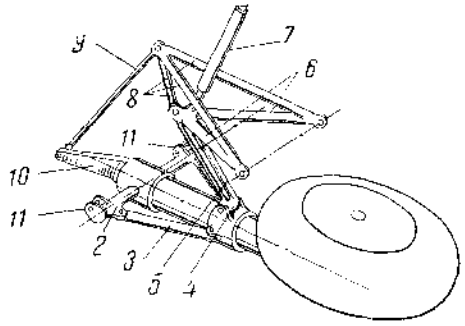


Фиг. 64. Конструктивная схема уборки шасси.

Схема уборки шасси, показанная на фиг. 65, существенно отличается от схем, описанных выше. Это шасси убирается назад в обтекатели мотогондолы, причем амортизационная стойка вместе с колесом *поворачивается вокруг своей продольной оси* на 90° и колесо укладывается горизонтально.

Цилиндр амортизационной стойки помещен в литой электронный кожух *1*, на котором вверху укреплена траверса *2*, а в нижнем узле ее — подкосы *3* и узел *4* складывающегося подкоса *5—6*. Складывающийся подкос состоит из одного нижнего стержня *5* и двух расходящихся верхних стержней *6*. К шарниру излома подкоса подходит шток подъемника *7*. К верхней части складывающегося подкоса прикреплен пространственный кронштейн, состоящий из трех стержней *8*. Посредством стержня *9* этот кронштейн соединен с рычагом *10*, сидящим на цилиндре амортизационной стойки, выступающем из кожуха *1*. При сокращении



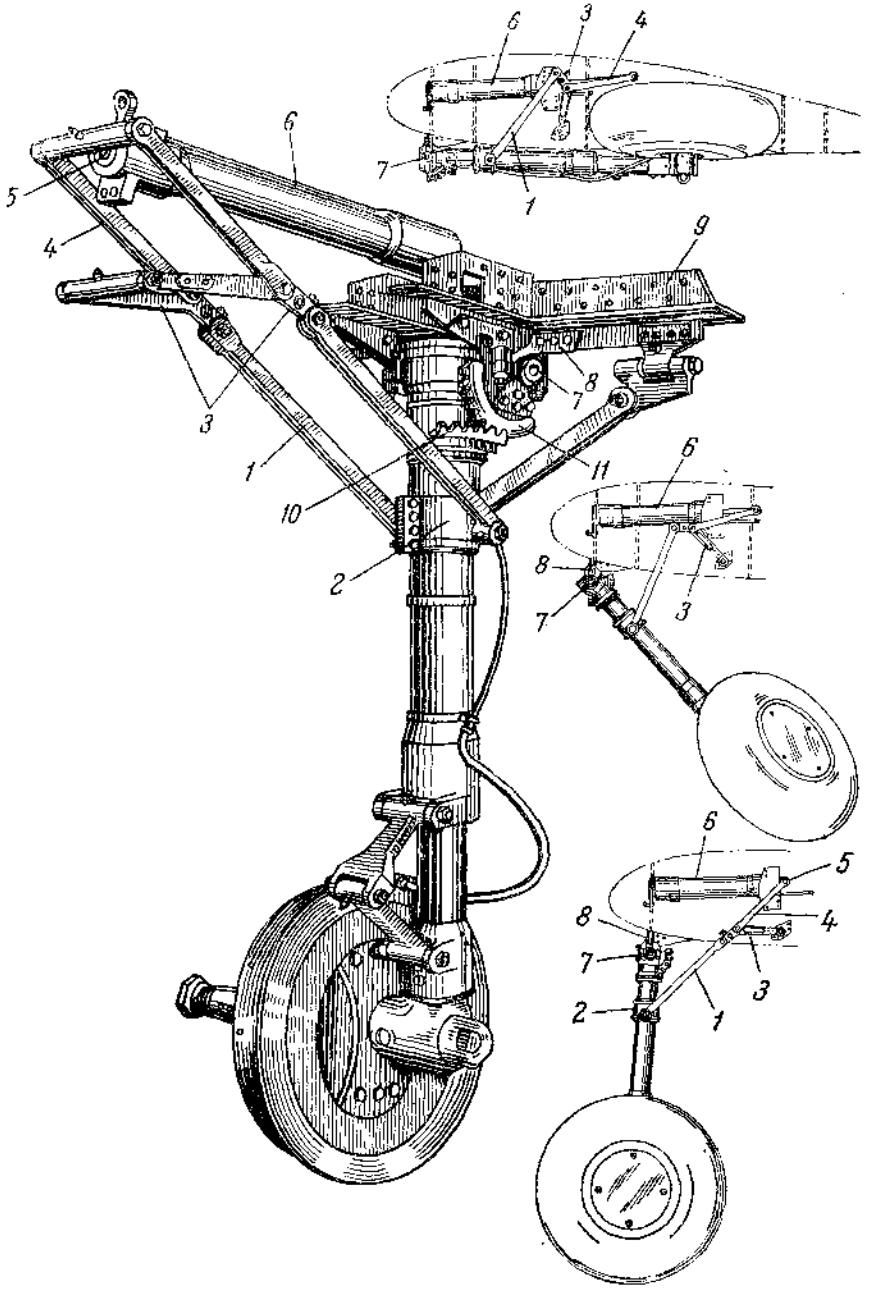


Фиг. 65. Схема уборки шасси с поворотом колеса.

подъемника *7* вся амортизационная стойка отклоняется в вертикальной плоскости, поворачиваясь относительно оси, проходящей через ушки *11* на траверсе *2*. Кронштейн верхней части складывающегося подкоса при помощи стержня *9* поворачивает рычаг *10*, а вместе с ним цилиндр, шток и колесо относительно оси амортизационной стойки и кожуха *1*.

Подъем и выпуск шасси производятся гидравлической системой. Передние створки обтекателя связаны тягами со стойкой и открываются и закрываются автоматически. Задние створки автоматически открываются только в момент прохождения колеса, а затем снова закрываются.

В рассмотренной системе шасси поворот колеса осуществляется с помощью рычага *10*, а на фиг. 66 показано шасси, у которого поворот колеса происходит при помощи конических шестерен (секторов). Нижняя часть подкосов *1* состоит из двух стержней, прикрепленных снизу к муфте *2*, свободно вращающейся на амортизационной стойке, а вверху — к рычагу *3*, изогнутому под тупым углом. К рычагу *3* в месте изгиба прикреплены два стержня *4*, верхними концами соединяющиеся со штоком *5* неподвижно установленного подъемника *6*. Стойка поворачивается в продольной плоскости вокруг оси *7* кронштейна *8*, укрепленного на переднем лонжероне *9*. При движении стойки назад укрепленный на ней горизонтальный конический зубчатый сектор *10* катится по вертикальному коническому зубчатому сектору *11*, жестко посаженному на общую со стойкой ось *7*,



Фиг. 66. Схема уборки шасси с поворотом колеса.

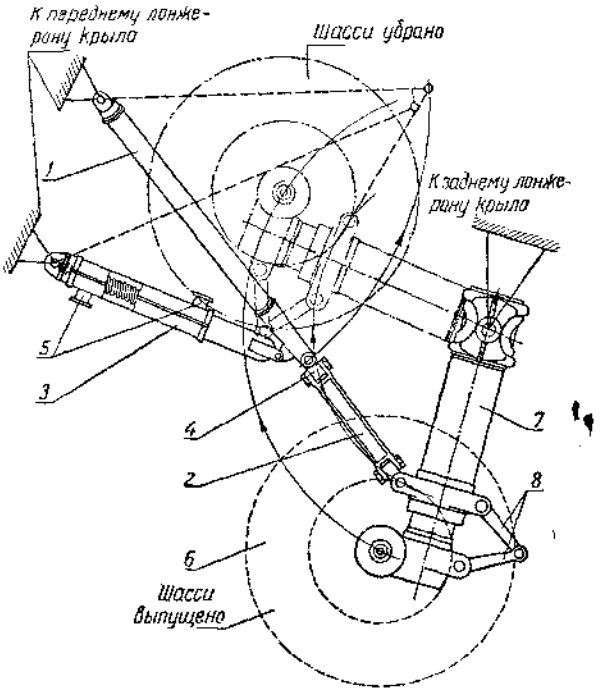
поворачивая при этом амортизационную стойку и колесо. При достаточном расстоянии между основными лонжеронами крыла стойку и колесо при этой схеме можно полностью убрать в крыло.

На фиг. 67 показано шасси, убирающееся вперед по хорде крыла. Кинематическая схема этого шасси довольно проста и основана на использовании складывающегося подкоса. Шасси убирается механизмом *3*, состоящим из винта, приводимого во вращение электромотором, и гайки, имеющей только поступательное перемещение. Винтовой механизм стойки расположен под складывающимся подкосом *1, 2*.

При уборке шасси гайка механизма вывинчивается. При этом складывающийся подкос складывается вверх, и стойка поворачивается в направлении полета. Движение механизма прекращается при выключении электромоторов винтовых механизмов концевыми выключателями *5*. Применение самотормозящих винтов позволило обойтись без специальных замков для стопорения шасси, что в известной степени упростило конструкцию.

Ось колеса смещена относительно оси амортизатора, что позволяет убрать шасси полностью.

Ходовой винт механизма соединяется коническими шестернями с двумя электромоторами, из которых один служит для нормальной уборки и выпуска и другой — для аварийного выпуска.



Фиг. 67. Схема уборки главных ног шасси с винтовым подъемником.

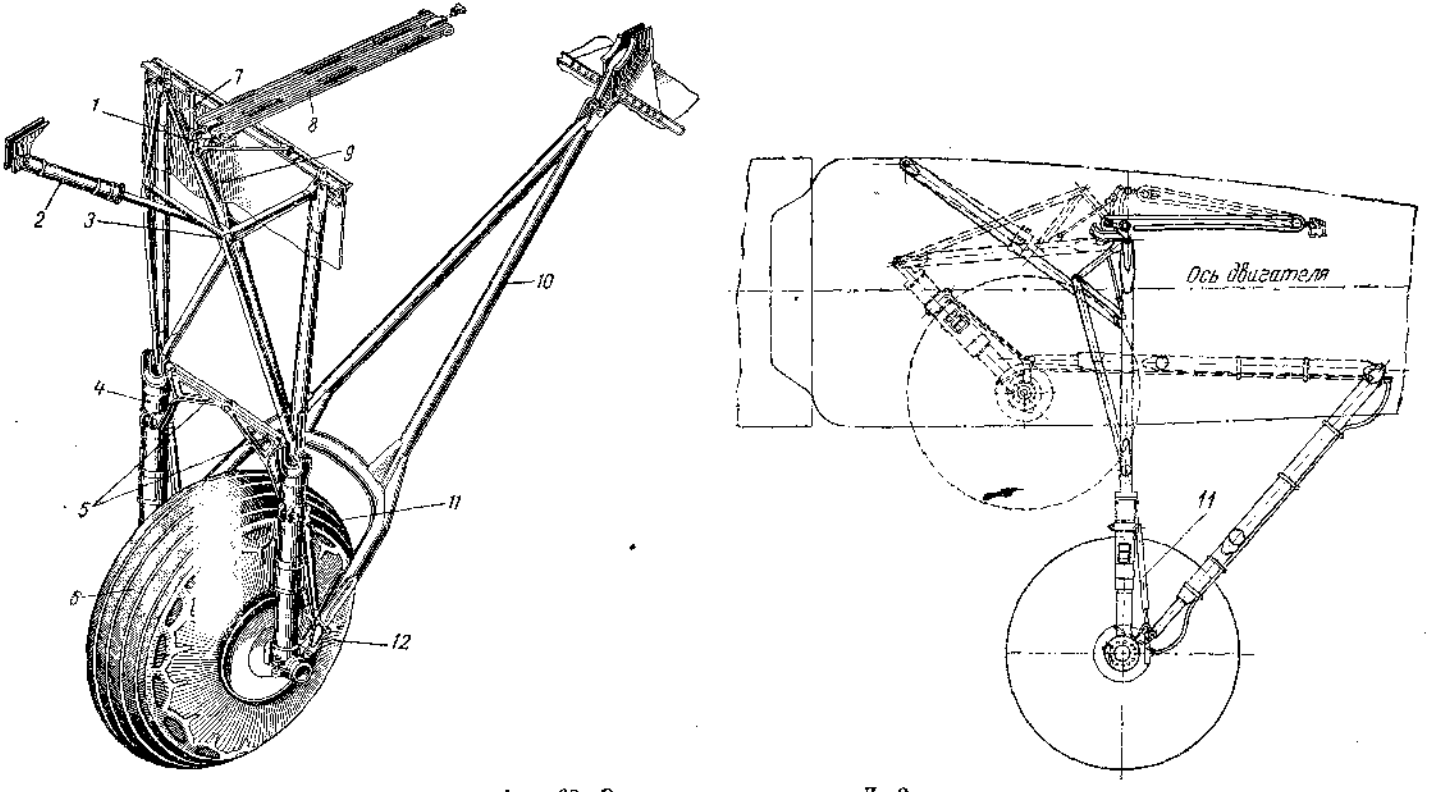
1—2—верхние и нижние звенья складывающегося подкоса; *3*—винтовой механизм подъемника; *4*—карданное соединение; *5*—концевые выключатели; *6*—спаренные колеса 1420×503 *мм*; *7*—амортизационная стойка; *8*—шлиц-шарнир.

На фиг. 68 изображены конструктивная и кинематическая схемы шасси самолета Ли-2 с неполной уборкой колес вперед по хорде крыла.

Основными частями этого шасси являются верхняя и нижняя фермы, вспомогательный резиновый балансир и подъемник шасси.

Верхняя ферма *3* шарнирно соединена с узлами центроплана, с качалкой *1* балансира *8*, с подъемником *2* и амортизационными стойками *4*. Нижняя ферма состоит из двух жидкостно-воздушных амортизационных стоек, соединенных между собой болтами при помощи двух хромансилевых соединительных угольников *5*. Своей верхней частью стойки шарнирно соединены болтами с нижними узлами верхней фермы. В нижней части их смонтирована ось с колесом.

Задний подкос *10* шарнирно закреплен на нижних кронштейнах амортизационных стоек и в узле центроплана по оси мотогондолы.



Фиг. 68. Схема шасси самолета Ли-2.

1—качалка балансира; *2*—подъемник шасси; *3*—верхняя ферма; *4*—амортизационная стойка; *5*—соединительные угольники; *6*—колесо; *7*—распорка балансира; *8*—резиновый балансир; *9*—тяга балансира; *10*—задний подкос; *11*—промежуточная связь; *12*—компенсационное звено.

Подъемник *2* шасси закреплен шарнирно на противопожарной перегородке мотогондолы. Вспомогательный балансир со шнуровыми резиновыми амортизаторами *8* установлен на траверсе качалки балансира *1* и траверсе узла среднего лонжерона центроплана.

Промежуточная связь, установленная между задним подкосом и амортизационными стойками, ограничивает отклонение амортизационных стоек при обжатии на посадке и рулежке, что устраняет горизонтальные перемещения оси колеса.

Аварийного выпуска шасси на случай порчи гидросистемы на самолете не предусмотрено. Если шасси по каким-либо причинам не выпускается, возможна посадка самолета с убранным шасси. В этом случае нагрузку при посадке принимают на себя выступающие из мотогондол колеса и через резиновые упоры передают ее на шпангоуты мотогондолы. При этом будут повреждены лопасти винтов и конструкция мотогондолы.

8. ЗАДНИЕ ИЛИ ХВОСТОВЫЕ УСТАНОВКИ

В качестве третьей опоры на самолетах в хвостовой части фюзеляжа устанавливаются костыли или колеса. До появления тормозных колес костыли являлись одним из наиболее простых средств торможения самолета при пробеге, но костыль сильно портит поверхность аэродрома, сдирает травянистый покров, образует неровности и поднимает пыль.

В современных самолетах костыли почти не применяют и вместо них ставят хвостовые колеса, а для сокращения длины пробега колеса шасси снабжают тормозами.

Поведение самолета при маневрах на земле в значительной мере зависит от положения костыля или хвостового колеса на самолете. Чем больше расстояние от точки касания хвостовой опоры до вертикали, проходящей через ц. т. самолета, тем устойчивее будет рулежка самолета по прямой. Хвостовое колесо или костыль устанавливаются в плоскости симметрии самолета.

Установка хвостовой опоры должна позволять ей ориентироваться при разворотах самолета на земле, а для повышения устойчивости пути самолета при взлете и посадке (во избежание «рысканья») ориентирующееся хвостовое колесо должно фиксироваться в нейтральном положении при помощи специальных стопорящих устройств.

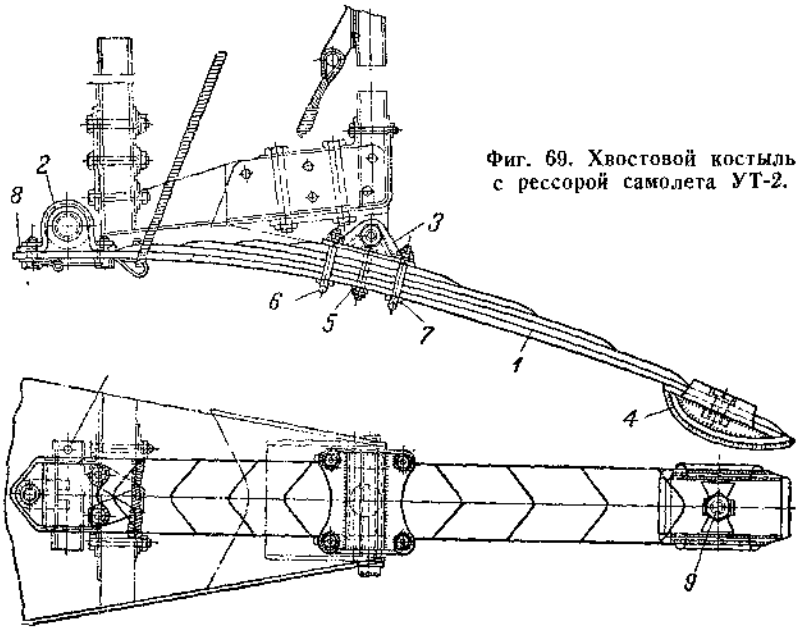
Костыльные установки

Весьма простой костыль (фиг. 69) установлен на самолете УТ-2. Этот костыль представляет собой рессору *1*, на которой болтом *9* закреплена пятка *4*. Рессора крепится к фюзеляжу двумя узлами: передним *2* и задним *3* и набрана из пяти стальных полос, соединенных сквозным болтом *5* и прижатых к заднему узлу скобами *6* и *7*. На переднем конце рессоры крепится сварная обойма *8* переднего узла.

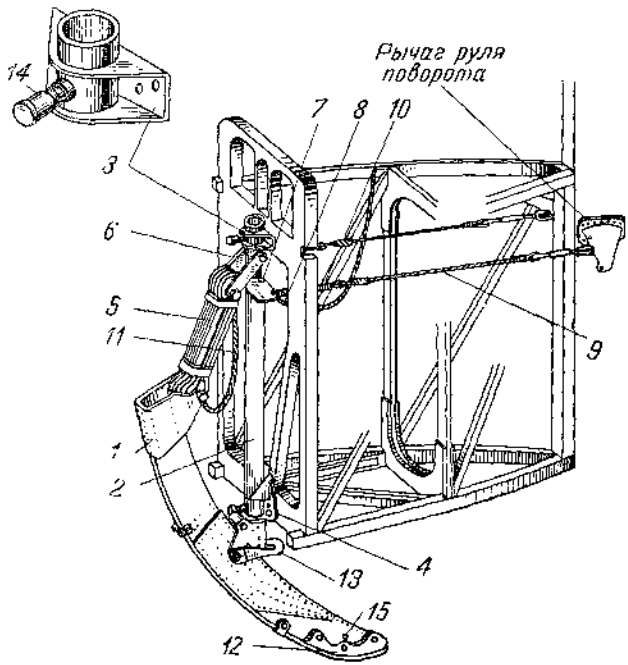
Костыль с резиновой шнуровой амортизацией самолета Р-5 (фиг. 70) состоит в основном из дугообразного металлического бруса, который своей средней частью крепится к нижнему концу осевой трубы *2*, вращающейся в подшипниках, прикрепленных к шпангоуту фюзеляжа, пятки костыля *12* и шнуровой амортизации *5*, крепящейся к переднему концу костыля и к серьгам *6* осевой трубы.

Для управления костылем рычаги *7* осевой трубы соединены с рычагами управления на руле направления.

Стержень костыля склепан из дуралюминовых профилей и закры-



Фиг. 69. Хвостовой костыль с рессорой самолета УТ-2.



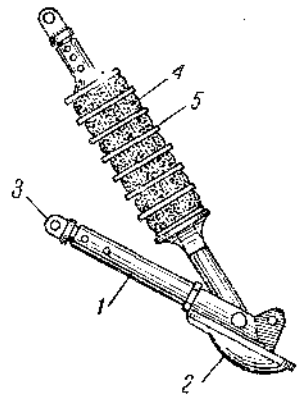
Фиг. 70. Костыль с резиновой шнуровой амортизацией самолета Р-5.

1—костыль; *2*—осевая труба; *3, 4*—подшипники трубы; *5*—шнуровой амортизатор; *6*—серьга; *7*—рычаг осевой трубы; *8*—трос-ограничитель поворота костыля; *9*—трос управления костылем; *10*—пружина для смягчения толчков; *11*—ограничитель хода амортизатора; *12*—пятка костыля; *13*—петля для привязывания самолета; *14*—масленка подшипника; *15*—втулка для крепления лыжи.

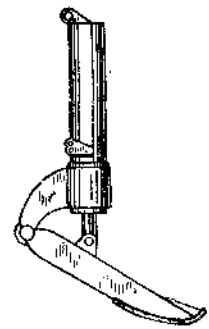
вающего их сверху швеллера, а в средней части усилен накладками. На верхнем конце костыля имеется стальная оковка, в усиленных ушках которой сделаны отверстия под болт крепления амортизатора.

Сошник отлит из металла, имеющего высокую стойкость на истирание (например, отбеленный чугун), и имеет вид обоймы, переходящей в нижней части в пятку. Для ограничения хода амортизатора по бокам его установлены ограничительные тросы *11*.

Костыль с резиновой пластинчатой амортизацией (фиг. 71) широко применялся в свое время на средних и тяжелых самолетах. Такой костыль состоял из основного стержня — костыля *1*, несущего на нижнем конце пятку *2*, а на верхнем — узел *3* крепления к фюзеляжу, и амортизатора, состоящего из набора резиновых пластин *4* и дуралюминовых прокладок *5*.



Фиг. 71. Костыль с резиновой пластинчатой амортизацией.



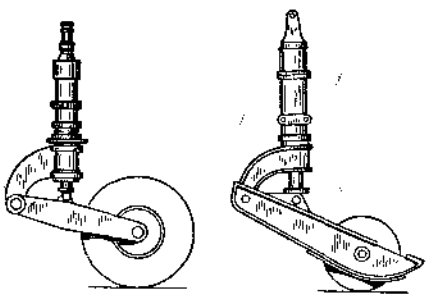
Фиг. 72. Костыль с жидкостно-воздушным амортизатором.

Применялись и костыльные установки с жидкостно-воздушными или пружинно-фрикционными амортизаторами (фиг. 72).

Костыли разделяются на *неориентирующиеся*, вращающиеся лишь вокруг горизонтальной оси, и *ориентирующиеся*, вращающиеся вокруг вертикальной и горизонтальной осей. Последние делают часто *управляемыми*, т. е. поворачивающимися вместе с рулем направления. Неориентирующиеся костыли давно уже не применяются, так как затрудняют повороты самолета на земле.

Хвостовые колеса

Первоначально установка хвостовых колес не сопровождалась изменением конструктивно-силовой схемы костыльной установки (фиг. 73): вместо опорной пятки костыля устанавливались колеса, а взамен рессоры или резины — жидкостно-воздушные амортизаторы. Дальнейшим усовершенствованием явилось объединение амортизатора и стойки колеса в один агрегат.

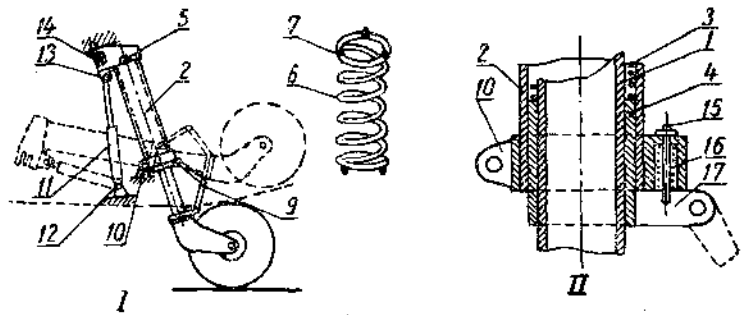


Фиг. 73. Замена в костыльной установке пятки колесом.

В настоящее время хвостовые установки часто делают убирающимися в полете внутрь хвостовой части фюзеляжа. Множество схем убирающихся хвостовых колес может быть сведено к двум основным типам: в первом типе ось вращения вилки совпадает с осью амортизатора, а во втором — не совпадает.

Установки первого типа более компактны, но требуют устранения вращения поршня в цилиндре жидкостно-воздушного амортизатора с целью уменьшения трения и износа обтюраторов.

Вращения поршня в цилиндре жидкостно-воздушного амортизатора избегают (фиг. 74), помещая цилиндр *1* в кожух *2* (схема *II*). Между внутренней поверхностью кожуха и наружной поверхностью цилиндра имеется кольцевая полость *3*, в которой помещена бронзовая втулка *4*, служащая подшипником. Второй (упорный) подшипник *5* цилиндра (схема *I*) находится в дне кожуха. В кольцевую полость между кожухом и цилиндром вставлены две цилиндрические с замкнутыми крайними витками пружины *6*, имеющие торцевые выступы *7*. При повороте цилиндра в кожухе одна пружина раскручивается, вторая закручивается. После взлета пружины возвращают колесо в нейтральное положение. Цилиндр и поршень связаны шлиц-шарниром *9*, который при повороте колеса поворачивается вместе с поршнем и цилиндром.



Фиг. 74. Схема уборки хвостового колеса.
Ось амортизатора совпадает с осью вращения вилки колеса.

При уборке колеса кожух поворачивается около ушков *10* (схема *I*). Цилиндр подъемника *11* нижним концом прикреплен к шарниру *12*. Верхний конец штока скреплен с ушком штыря *13*, служащего замком при выпущенном колесе. В начале хода уборки шток сжимает пружину *14* и открывает замок, а затем поворачивает кожух и стойку.

Стопорный механизм, превращающий ориентирующееся колесо в неориентирующееся, состоит из штыря *15* (схема *II*), укрепленного на хомуте кожуха. Штырь *15* прижимается пружиной *16* к хомуту *17*, служащему для крепления шлиц-шарнира на цилиндре амортизатора. С торцевой стороны хомута имеется отверстие, соответствующее нейтральному положению хвостового колеса. От штыря идет тросовая проводка в кабину. Для расстопорения колеса летчик, поворачивая рукоятку в кабине, вытаскивает штырь из углубления. Для стопорения, т. е. превращения колеса в неориентирующееся, необходимо отпустить трос. При повороте цилиндра штырь заходит под действием сжатой пружины в углубление и фиксирует колесо в плоскости симметрии самолета.

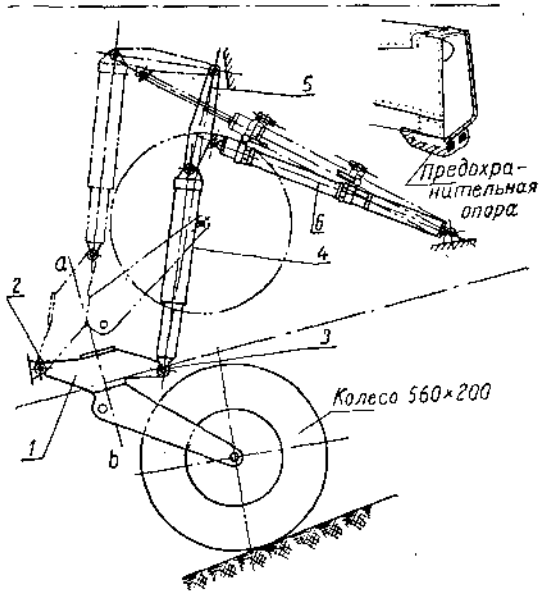
Во втором типе установки хвостовых колес (фиг. 75) ось *ab* вращения вилки, так же как и механизмы возвращения колеса в нейтральное положение и стопорения, не находится на одной оси с амортизатором. Рычаг *1* крепится к фюзеляжу двумя ушками *2*, воспринимающими боковые нагрузки. На другом конце рычага *1* находится узел *3* крепления амортизатора *4*, работающего только на осевые нагрузки. Вверху амортизатор крепится к рычагу *5*, удерживаемому подъемником *6*. При выпущенном колесе ось амортизатора составляет незначительный угол (зависящий от величины хода) с осью рычага *5*, и на подъемник передается лишь незначительное усилие. При убранном колесе шток подъемника выпущен.

Во избежание поломки фюзеляжа в случае посадки самолета с невыпущенным хвостовым колесом в нижней хвостовой части фюзеляжа установлена предохранительная опора.

Вся установка получается компактнее при наклоне оси вращения стойки вперед.

На фиг. 76 изображена конструкция самоориентирующейся и убирающейся хвостовой установки самолета Пе-2. Основными ее деталями являются:

1. Стойка *1* с двумя приваренными кронштейнами, шарнирно укрепленными двумя болтами *2* на узлах шпангоута фюзеляжа. В стойку вставлен упруго соединенный с ней шток, несущий на своей вилке *6* колесо.



Фиг. 75. Схема уборки хвостового колеса. Ось амортизатора не совпадает с осью вращения вилки колеса.

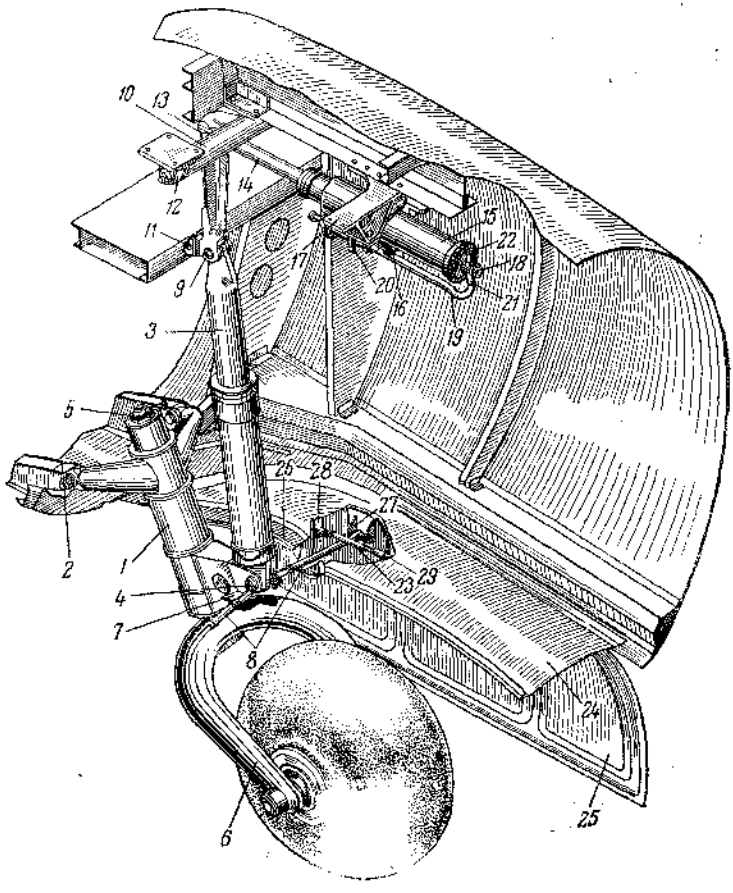
2. Амортизатор *3*, ухо цилиндра которого шарнирно соединено болтом *4* с кронштейном стойки, а ухо штока — болтом *9* с большим рычагом качалки *10*.

3. Качалка *10* с двумя рычагами, вращающимися в двух подшипниках *12*, укрепленных на двух балках между шпангоутами.

4. Гидравлический подъемник *15* с шарнирно соединенным с ним хомутом *16*, подвешенным на своих цапфах на узле *17*, установленном на балке; шток *14* подъемника шарнирно связан болтом *13* с малым рычагом качалки *10*.

При убранном колесе вся установка закрывается створками *25*. Внутренние створки *24* с грязевой щеткой *26* предохраняют хвостовую часть фюзеляжа при выпущенном колесе от пыли и грязи.

При уборке колеса шток *14* гидравлического подъемника давлением жидкости перемещается *внутрь* цилиндра и, одновременно поворачиваясь, тянет за собой малый рычаг качалки *10*. Последняя, вращаясь в подшипниках, перемещает своим большим рычагом назад и вверх амортизатор *3*.



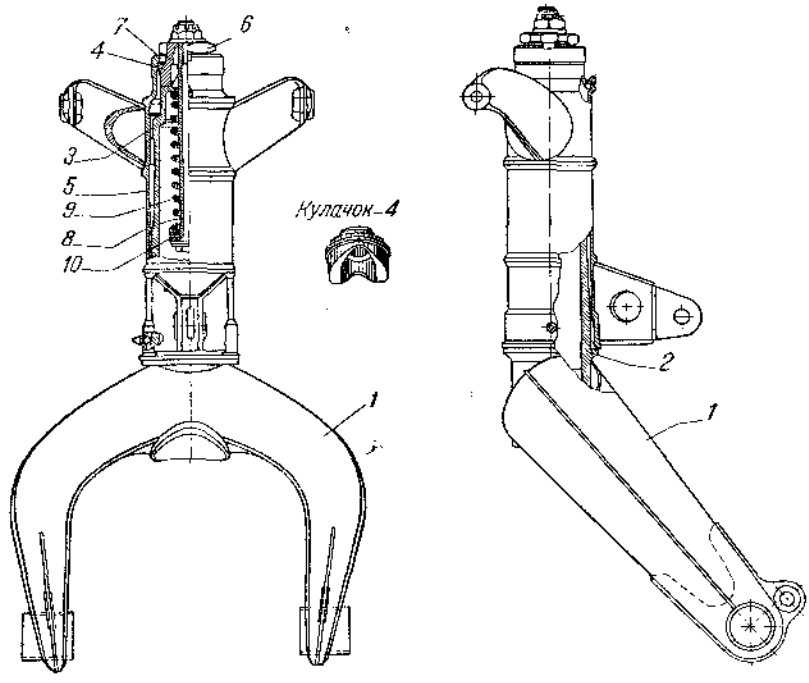
Фиг. 76. Хвостовая установка самолета Пе-2.

1—стойка; *2, 4, 9, 13*—болты; *3*—амортизатор; *5*—гайка-днище; *6*—вилка стойки; *7*—кронштейн; *8*—тяги управления створками; *10*—качалка; *11*—упор; *12*—подшипник; *14*—шток гидроподъемника; *15*—гидроподъемник; *16*—хомут; *17*—узел-подшипник; *18*—болт-штуцер; *19*—трубка выпуска; *20*—автоматический клапан; *21*—наконечник трубки выпуска; *22*—воздушный вентиль; *23*—тандер; *24*—внутренняя створка костыльного люка; *25* –наружная створка костыльного люка; *26*—грязевая щетка; *27*—кронштейн крепления тяги управления к наружной створке; *28*—кронштейн крепления тандера к внутренней створке; *29*—кронштейн крепления тандера к наружной створке.

Стойка *1*, шарнирно связанная с амортизатором, поднимается вместе с ним вверх и убирается внутрь хвостовой части фюзеляжа.

Конструкция стойки этой установки показана на фиг. 77. Стойка состоит из сварной вилки *1* с приваренным к ней штоком *2*. В верхнюю часть штока запрессовано направляющее бронзовое кольцо *3*.

Конец штока представляет собой кулачок с двумя зубьями, профиль которых выполнен по винтовой линии. Кулачок штока находится в зацеплении с таким же кулачком *4*, который притянут гайкой *6* к бурту цилиндра стойки *5*. Во избежание проворачивания кулачка *4* в месте со-



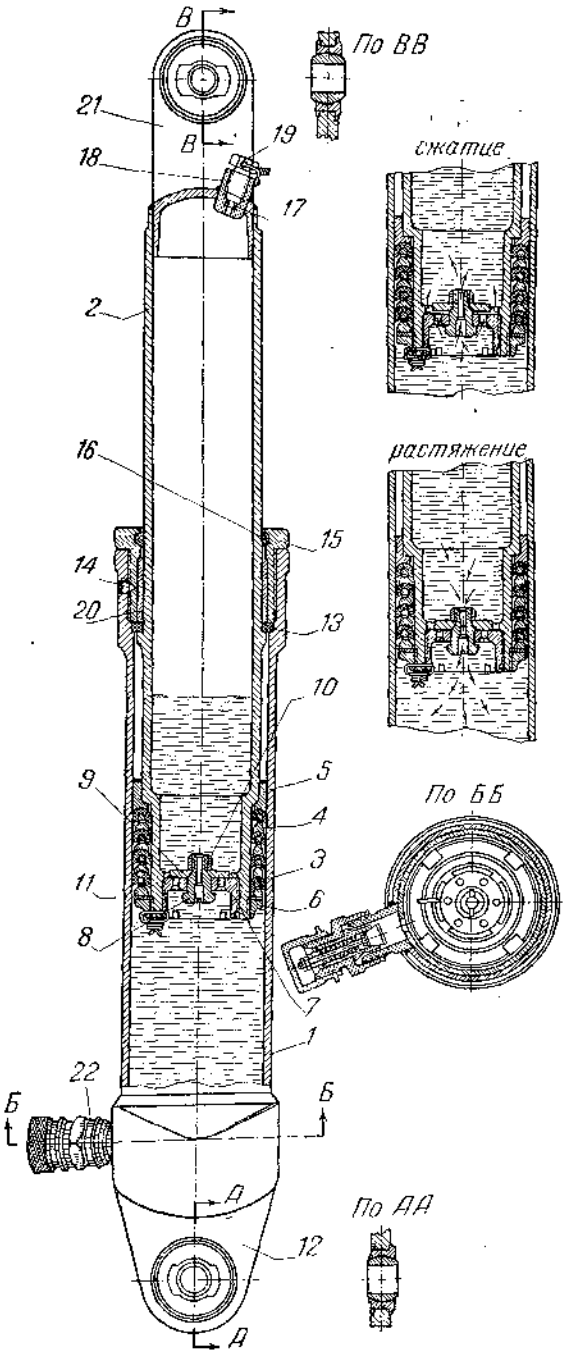
Фиг. 77. Стойка хвостового колеса самолета Пе-2.

прикосновения его цилиндрической поверхности с такой же поверхностью бурта цилиндра *5* в кулачок *4* запрессовано шесть штифтов *7* так, что одна половина каждого штифта заходит в тело кулачка, а другая — в тело бурта.

Шток стойки соединен с ее цилиндром упруго при помощи пустотелого болта *8* и пружины *9*, которая работает на сжатие и служит для удержания кулачка штока в зацеплении с кулачком цилиндра и для возвращения вилки *1* в исходное положение после отрыва колеса от земли. Упорный шарикоподшипник *10*, поставленный под пружину, предназначен для уменьшения трения при поворотах вилки.

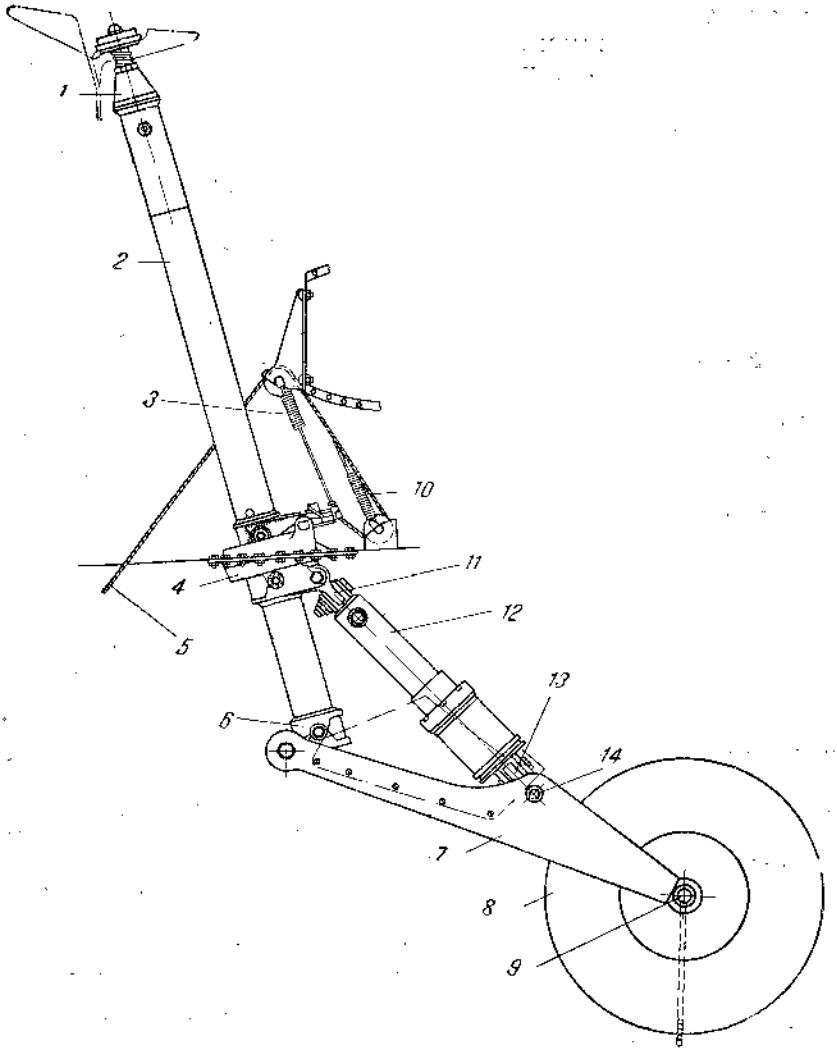
Подтягивание верхней гайки увеличивает усилие предварительной затяжки пружины.

Приведенный на фиг. 78 амортизатор хвостовой установки имеет следующее устройство. В стальном цилиндре *1* перемещается пустотелый стальной шток *2*, на нижний конец которого насажены четыре кожаные манжеты *3* с четырьмя распорными текстолитовыми кольцами *4*. Вверху манжеты упираются в кольцо *5*; внизу они затянуты гайкой *6*. Внутрь



Фиг. 78. Амортизатор хвостового колеса самолета Пе-2.

1—цилиндр; *2*—шток; *3*—кожаная манжета; *4*—текстолитовое кольцо; *5*—упорное кольцо; *6*—прижимная гайка; *7*—седло клапана; *8*—диффузор; *9*—тарелка клапана; *10*—гайка; *11*—кольцо; *12*—нижиее ухо крепления; *13*—упорное кольцо; *14*—стопор; *15*—гайка; *16*—сальник; *17*—свинцовая прокладка; *18*—штуцер для заливки гидросмеси; *19*—пробка; *20*—бронзовая втулка; *21*—верхнее ухо крепления; *22*—зарядный клапан.

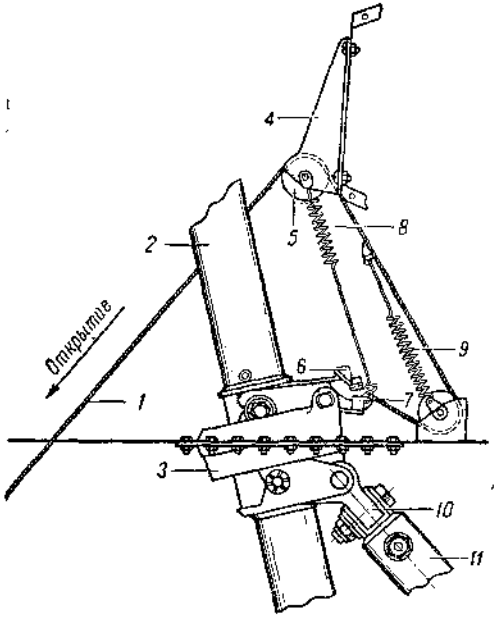


Фиг. 79. Установка хвостового колеса самолета Ли-2.

1—верхний узел; *2*—стойка; *3*—пружина; *4*—средний узел; *5*—трос замка; *6*—нижняя траверса; *7*—вилка; *8*—колесо; *9*—ось колеса; *10*—пружина замка; *11*, *13*—карданы; *12*—амортизатор; *14*—валик.

нижнего конца штока ввернут клапан, состоящий из седла 7 с отверстиями. В центральном отверстии седла перемещается вверх и вниз диффузор *8*, на верхний конец которого насажена тарелочка клапана *9*, затянутая гайкой *10*. В верхнюю часть штока *2* вварен штуцер *18* для заливки амортизатора жидкостью; он снабжен внутри нарезкой для ввертывания после заливки пробки *19*. Для зарядки амортизатора воздухом служит зарядный клапан *22*.

В средней части шток *2* имеет выступ, который ограничивает ход штока вверх, упираясь в кольцо *13*. Амортизатор заливается обычно смесью из 30% этилового спирта и 70% химически чистого глицерина. После заливки амортизатора его заряжают в свободном состоянии воздухом до давления около 40 *ат*.



Фиг. 80. Замок хвостового колеса самолета Ли-2.

1—трос замка; *2*—стойка; *3*—корпус подшипника; *4*—кронштейн; *5*—ролик; *6*—фланец замка; *7*—замок; *8*—пружина запора; *9*—пружина; *10*—кардан; *11*—амортизатор.

Характерна рычажная подвеска хвостового колеса на самолете Ли-2 (фиг. 79), состоящая из стойки *2*, вилки *7* с колесом *8*, амортизатора *12* и замка. Стойка *2* установки хвостового колеса свободно вращается вокруг своей оси, и, таким образом, колесо на рулежке свободно ориентируется, имея возможность поворачиваться на 360°. На разбеге и в полете колесо запирается замком (при рулежке замок отпирается), управляемым от рукоятки, расположенной на пульте управления двигателями.

При отклонении рукоятки на себя замок отпирается (фиг. 80), так как натяжением троса *1* нижняя часть замка *7* отводится вниз, зуб выходит из зацепления с фланцем замка и дает возможность стойке *2* свободно вращаться.

При ослаблении троса, когда ручка управления замком отводится вперед, пружина *9* выбирает трос обратно, и нижняя часть замка *7* под действием верхней пружины *8* поднимается вверх и фиксирует колесо в полетном положении.

Вилка *7* (фиг. 79) передает на амортизатор только осевые нагрузки, а все действующие на колесо боковые силы передаются вилкой на стойку.

9. ПЕРЕДНИЕ ИЛИ НОСОВЫЕ УСТАНОВКИ

Типы установок

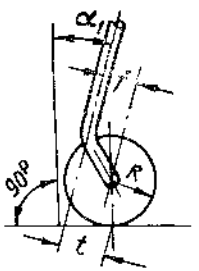
Возможны разные типы (фиг. 81) установки переднего (носового) колеса с разными углами наклона стойки α_1 и эксцентриситета f вилки, но оба эти параметра должны быть подобраны так, чтобы было удовлетворено условие

$$t = f + R \sin \alpha_1 > 0,$$

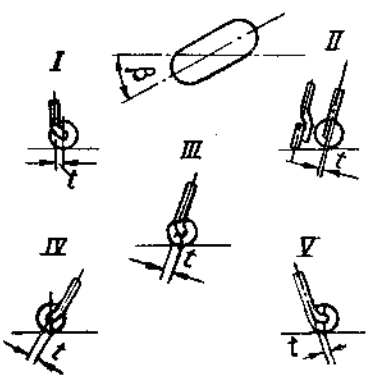
где t — плечо устойчивости или вынос.

Это условие выражает, что точка приложения реакции земли находится позади продолженной оси стойки.

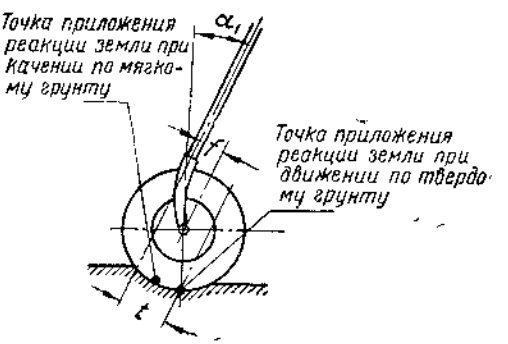
Если по какой-либо причине колесо повернется на некоторый угол β, то при соблюдении этого условия возникающая боковая сила будет стремиться вернуть колесо в прежнее положение, т. е. движение колеса будет устойчиво.



При движении самолета по твердому грунту было бы достаточно малого плеча устойчивости t, но при движении по мягкому грунту точка приложения реакции земли сместится вперед (фиг. 82), и плечо устойчивости уменьшится. При глубоком оседании в грунт колесо может сделаться нейтральным, а затем и неустойчивым, т. е. может развернуться и этим вызвать поломку передней ноги.



Фиг. 81.



Фиг. 82.

С изменением угла β изменяется и плечо устойчивости t, так как

$$t_\beta = f + R \sin \alpha_1 \cos \beta;$$

при $\beta = 90°$ имеем $\cos \beta = 0$ и, следовательно, $t_\beta = f$.

Таким образом, в установке типа *II* (фиг. 81), т. е. при $f = 0$, конструкция не должна допускать очень больших поворотов колеса относительно стойки.

Практикой установлено, что при эксплуатации на нормальных аэродромах с бетонированными дорожками или с травянистым покровом достаточна величина плеча устойчивости $t = 0{,}3—0{,}8$ диаметра переднего колеса, или что то же, $t = 0{,}6R \div 1{,}6R$.

Наибольшее распространение получили типы установок *II* и *III* (фиг. 81), остальные же типы почти не встречаются. Величина угла наклона передней стойки $\alpha_1 = 12 \div 18°$ обеспечивает, с одной стороны, достаточную для нормальных аэродромов величину плеча устойчивости, а с другой стороны, благодаря уменьшению изгибающего момента создает благоприятные условия работы для амортизационной стойки.

Угол поворота переднего колеса относительно оси стойки

При выборе максимально допустимого угла поворота переднего колеса нужно принимать во внимание следующее:

1. Угол поворота β должен быть достаточно большим для того, чтобы самолет мог развернуться на земле с минимально необходимым для него радиусом.

2. Когда колесо при повороте дойдет до упора, то у него должно оставаться некоторое положительное плечо устойчивости t_3. Это особенно важно для установки типа *II* (фиг. 81), у которой при $\beta=90°$ это плечо становится равным нулю.

Из первого условия величина β_{max} определится по формуле

$$\beta_{max}=\operatorname{arc\,tg}\frac{b}{0{,}5B+3},$$

где b — расстояние между главным и передним колесами;

B — колея шасси.

Исходя из второго условия и считая, что, когда колесо дойдет до упора, плечо устойчивости может уменьшиться не более чем на 50% значения его при $\beta=0$, не следует β_{max} брать больше 60—70°.

Демпферы для предотвращения самовозбуждающихся колебаний переднего колеса

При определенной скорости самолета движение свободно ориентирующегося переднего колеса перестает быть устойчивым, и возникают его колебания. Эти колебания заключаются в повторяющихся поворотах колеса в обе стороны относительно оси стойки и могут достигать столь больших амплитуд, что вызывают сильное раскачивание всего самолета, приводящее к аварии.

Для предотвращения таких колебаний обычно ставят специальные демпферы, которые, не лишая переднее колесо возможности ориентироваться, препятствуют возникновению колебаний. Наибольшее распространение получили гидравлические демпферы, создающие малое сопротивление поворотам колеса при рулежке на земле.

Существуют два типа гидравлических демпферов: поршневые и лопастные (крыльчатые).

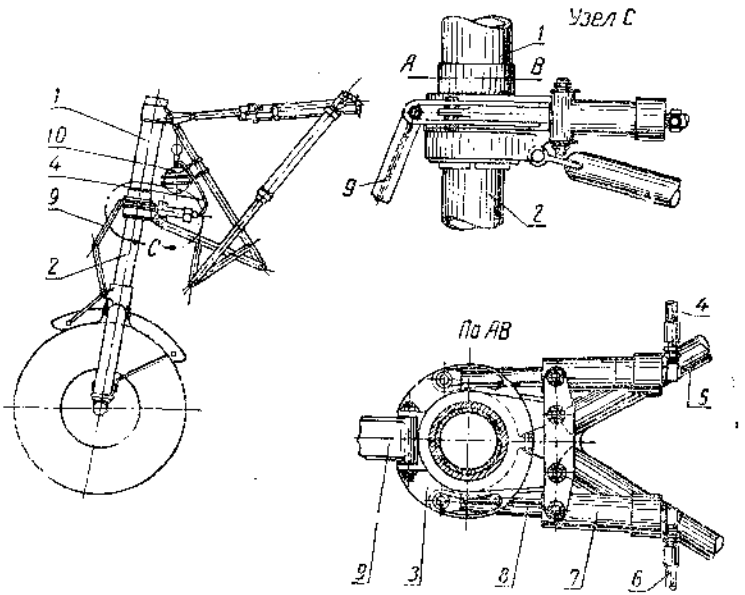
Поршневой демпфер (фиг. 83). Крутящие моменты от колеса при возникновении колебаний передаются на два демпфера *7* через шлицшарнир *9* и подвижный фланец *3*, укрепленный на цилиндре амортизатора. Шток *8* поршня демпфера соединен с подвижным фланцем болтом и может совершать поступательное движение. Цилиндр демпфера *7* крепится к неподвижному кронштейну на цилиндре амортизатора стойки и может совершать небольшие угловые перемещения вокруг оси болта крепления.

При сжатии демпфера находящаяся в нем гидросмесь вытесняется поршнем через калиброванное отверстие в жидкостно-воздушный аккумулятор *10*. Возникающий при этом противодействующий момент гасит начавшееся колебание. Демпферы допускают максимальное отклонение колеса в ту или другую сторону на 45°.

Обычно вместо одного поршневого демпфера применяется спаренная установка, как это показано на фиг. 83.

Устройство поршневых демпферов довольно просто. Недостаток их заключается в том, что они обычно соединяются гидропроводкой с жидкостно-воздушным аккумулятором, и установка получается некомпактной.

Лопастные (крыльчатые) демпферы. Основным элементом конструкции лопастного демпфера (фиг. 85, разрез *Р—Р*) является пара подвижных лопаток *34*, соединенных с вилкой колеса, и пара неподвижных лопаток *43*, соединенных с корпусом *3* демпфера. Лопатки помещены в корпусе, заполненном вязкой жидкостью. При повороте по-



Фиг. 83. Поршневой демпфер самовозбуждающихся колебаний переднего колеса.

1—цилиндр амортизатора; *2*—шток поршня амортизатора; *3*—подвижный фланец; *4*—гибкий шланг к аккумулятору; *5*—подкос; *6*—гибкий шланг к аккумулятору; *7*—корпус демпфера; *8*—шток поршня демпфера; *9*—шлиц-шарнир; *10*—жидкостно-воздушный аккумулятор.

движных лопаток, соединенных с вилкой колеса относительно неподвижных лопаток, вязкая жидкость перетекает через отверстия (каналы). Вследствие сопротивления, возникающего при протекании жидкости через каналы, создается демпфирующий момент, гасящий колебания шимми.

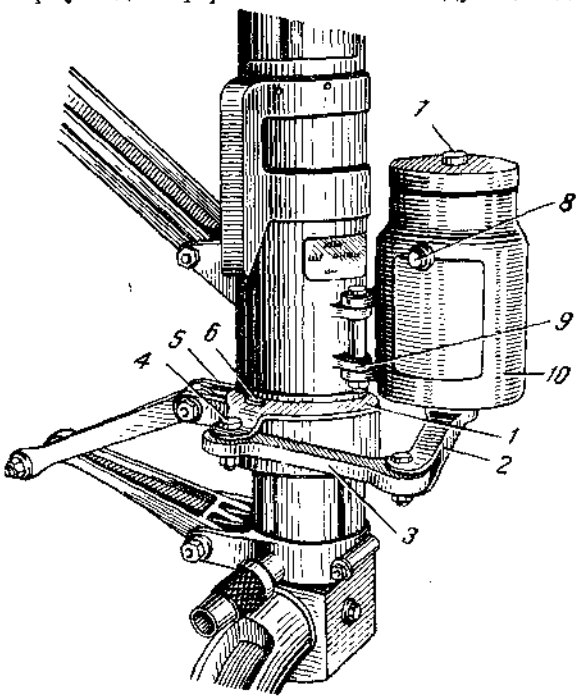
По способу установки на амортизационной стойке такие демпферы можно разделить на две основные группы: демпферы с внешней установкой и демпферы с внутренней установкой.

При *внешней установке* (фиг. 84) демпфер *10* крепится к кронштейну *9* на цилиндре амортизационной стойки. Типична следующая система передачи. От вала подвижных лопастей демпфера *10* в последовательном порядке расположены рычаг *2*, звено *3* рычага, далее ведущий рычаг, изготовленный заодно с вращающимся хомутом на цилиндре амортизационной стойки, звенья шлиц-шарнира и, наконец, вилка колеса. Изменением передаточного числа такого механизма можно обеспечить требуемое соотношение углов поворотов вала демпфера и вилки колеса. Обычно

угол поворота демпфера в каждую сторону равен 40—60°. Преимуществом внешней установки является удобство осмотра и регулирования демпфера.

При *внутренней установке* корпусом демпфера служит сам шток амортизационной стойки. Внутренняя установка обеспечивает большую компактность демпфера и облегчает уборку передней ноги шасси. Однако она требует некоторого удлинения передней стойки.

Демпфер самолета Ил-12 приведен на фиг. 85. В цилиндрическом корпусе демпфера заключены следующие детали: лопатки подвижные *34*, лопатки неподвижные *43*, поршень *7* с уплотнением *6*, пружины, термоклапан, жиклер, две крышки — верхняя *1* и нижняя *14*, сальник, регулировочный винт, зарядный штуцер *27*, указатель зарядки и другие мелкие детали.



Фиг. 84. Общий вид наружной установки демпфера на передней ноге шасси.

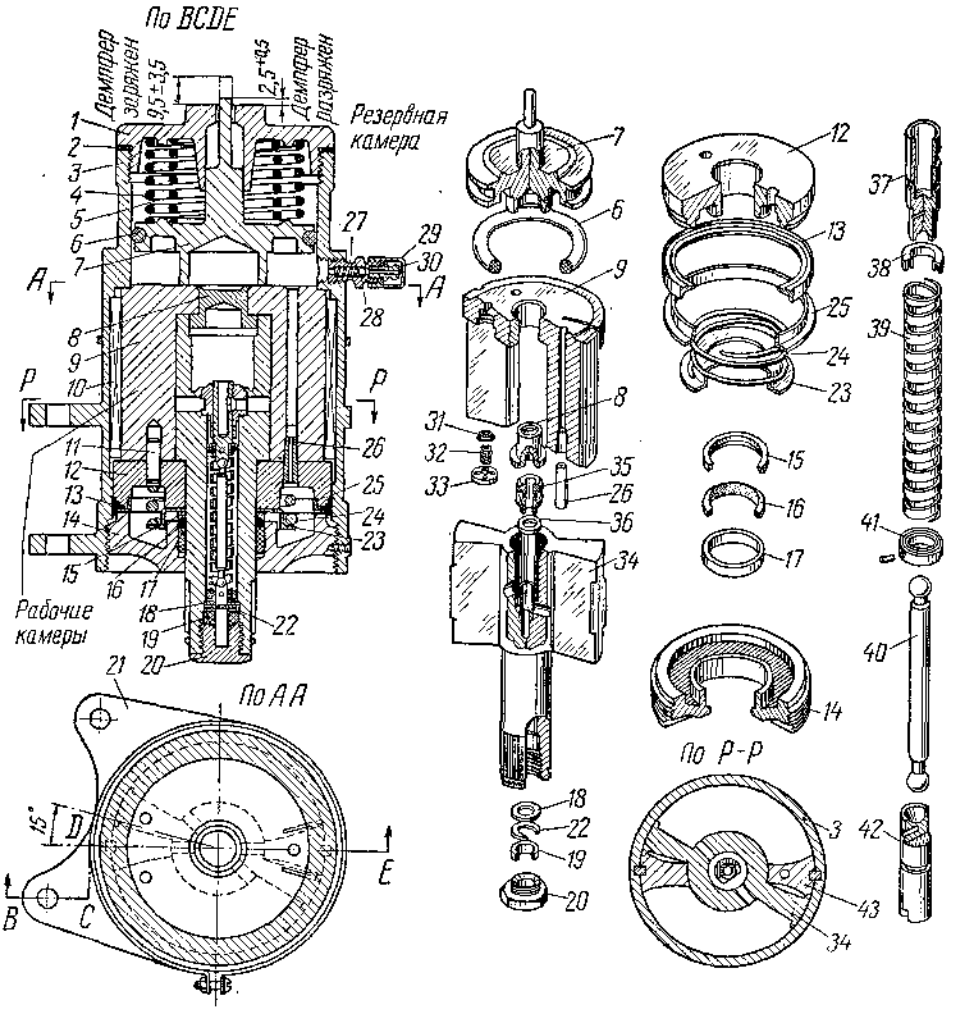
1—кольцо с рычагом; *2*—рычаг демпфера; *3*—промежуточное звено; *4, 6*—болты; *5*—щека; *7*—штуцер для заливки жидкости; *8*—индикатор; *9*—кронштейн; *10*—демпфер.

Цилиндрический корпус, неподвижные лопатки, подвижные лопатки и две крышки образуют четыре камеры. Все камеры заполнены жидкостью. При повороте (см. разрез *Р—Р*) подвижных лопаток *34*, соединенных посредством вала крыльчатки с рычагом демпфера, две камеры увеличиваются в объеме, а две другие уменьшаются. Поэтому при повороте подвижных лопаток жидкость, заполняющая камеры, должна перетекать из одной пары камер в другую. Кроме того, жидкостью заполнена и та часть демпфера, которая расположена выше камер, до поршня *7*.

При повороте подвижных лопаток жидкость из одной пары камер перетекает в другую по каналам, просверленным в валу подвижных лопаток. Между каналами имеется золотниковая полость с золотником, в котором сделано калиброванное регулируемое отверстие. Размеры проходных сечений подобраны так, чтобы создать определенное сопротивление перетеканию жидкости.

При рулежке самолета поворот колеса вокруг оси стойки совершается достаточно медленно, и поэтому скорость перетекания жидкости в демпфере незначительна, сила торможения при перетекании жидкости мала, и, следовательно, демпфер почти не сопротивляется повороту колеса.

При резком повороте колеса сила торможения при перетекании жидкости резко возрастает, и, следовательно, демпфер оказывает большое сопротивление повороту колеса. Вследствие этого быстрые колебания колеса с увеличивающейся амплитудой невозможны. Следует особо



Фиг. 85. Устройство лопастного демпфера, установленного на передней стойке самолета Ил-12.

1—верхняя крышка; *2*—медно-асбестовая прокладка; *3*—корпус демпфера; *4*—наружная пружина; *5*—внутренняя пружина; *6*—резиновый уплотнительный валик; *7*—поршень со штырем-указателем; *8*—упорная втулка; *9*—гнездо крыльчатки; *10*—шпонка; *11*—шпилька; *12*—перегородка; *13*—резиновое уплотнительное кольцо; *14*—нижняя крышка; *15*—стальное кольцо; *16*—паронитовое кольцо; *17*—фетровое кольцо; *18*—шайба; *19*—фетровое уплотнительное кольцо; *20*—крышка; *21*—ушки крепления демпфера; *22*—стальная фасонная шайба; *23*—упорная гайка; *24*—пружина; *25*—кольцо из нержавеющей стали; *26*—конусная шпилька; *27*—корпус зарядного штуцера; *28*—шарик с пружиной; *29*—колпачок; *30*—головка клапана; *31*—тарелка клапана; *32*—пружина; *33*—упорная шайба; *34*—лопатка; *35*—гнездо термоклапана; *36*—медная шайба; *37*—золотник термоклапана; *38*—верхний наконечник; *39*—биметаллическая пружина термоклапана; *40*—тяга; *41*—нижний наконечник; *42*—регулирующий наконечник термоклапана; *43*—неподвижные лопатки.

подчеркнуть недопустимость люфтов в сочленениях от вилки колеса до демпфера.

Так как вязкость жидкости в демпфере изменяется при изменении температуры, то, для того чтобы сила торможения при перетекании жидкости не зависела от температуры, в демпфер введен *терморегулятор*, изменяющий величину проходного сечения канала, соединяющего камеры демпфера. Термоклапан состоит из золотника *37*, который при повороте вокруг своей оси изменяет проходное сечение, и биметаллической пружины *39*, нижний конец которой прикреплен к валу демпфера. Вследствие разных коэффициентов теплового расширения металлов, из которых изготовлена пружина, последняя при изменениях температуры закручивается, поворачивая золотник в нужную сторону и изменяя тем самым величину проходного сечения.

В верхней части демпфера помещен поршень *7*, прижимаемый вниз пружинами *5* и *4*. Сила этих пружин создает некоторое давление жидкости, позволяющей ей проходить в камеры демпфера по мере утечки жидкости из камер. Таким образом поддерживается постоянное заполнение жидкостью камер демпфера.

Конструктивные схемы и кинематика уборки передних ног шасси

Передняя нога шасси может быть убрана назад или вперед. Обычно ее убирают назад. Следует иметь в виду, что если при этом и главные ноги убираются тоже назад, то центр тяжести самолета заметно смещается назад (до 2,5% САХ). Предпочтительнее поэтому такие схемы уборки шасси, в которых главные ноги и нога переднего колеса движутся в противоположных направлениях или под углом 90°.

Передняя нога самолета Ил-12 (фиг. 86) расположена по оси симметрии самолета в передней части фюзеляжа. Нога состоит из следующих основных частей: амортизационной стойки *17*, траверсы *7*, колеса *12*, складывающегося подкоса *18* и *20*, подъемника *3*, аварийного подъемника *1* и верхнего замка *26*, запирающего стойку в убранном положении.

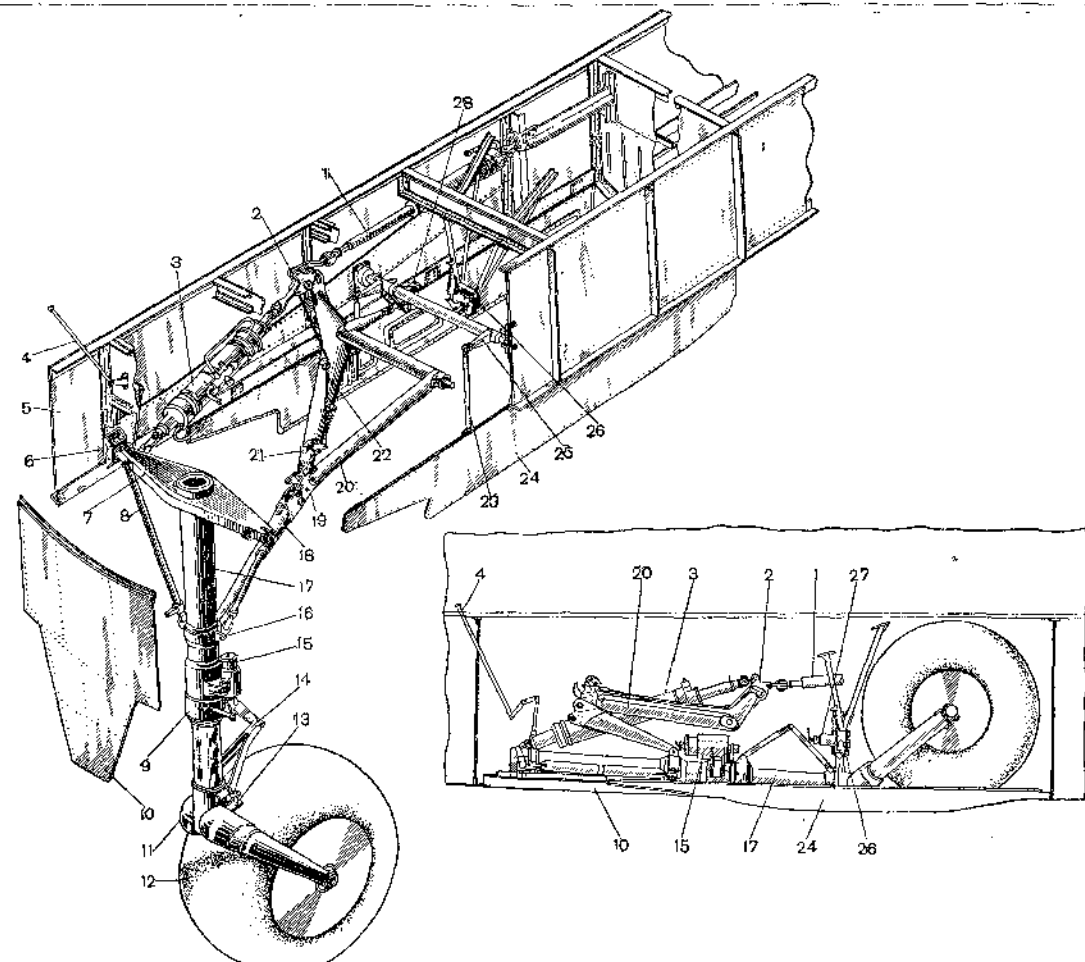
Амортизационная стойка *17* вставляется цапфами траверсы *7* в подшипники узлов крепления *6*, установленных на продольных балках отсека.

К среднему хомуту стойки *16* присоединяется складывающийся подкос. Подкос состоит из двух половин *18* и *20*, соединенных между собой замком *19*. Верхняя половина подкоса *20* крепится к продольным балкам фюзеляжа на двух подшипниках.

Подъемник *3*, осуществляющий выпуск и уборку, присоединен штоком поршня к рычагу на подкосе *20* через переходную качалку *2*, а концом цилиндра — к уху на траверсе *7*. С другой стороны к качалке *2* крепится шток поршня цилиндра *1* аварийного выпуска стойки. В шарнирных узлах крепления этих цилиндров поставлены болты и распорные втулки.

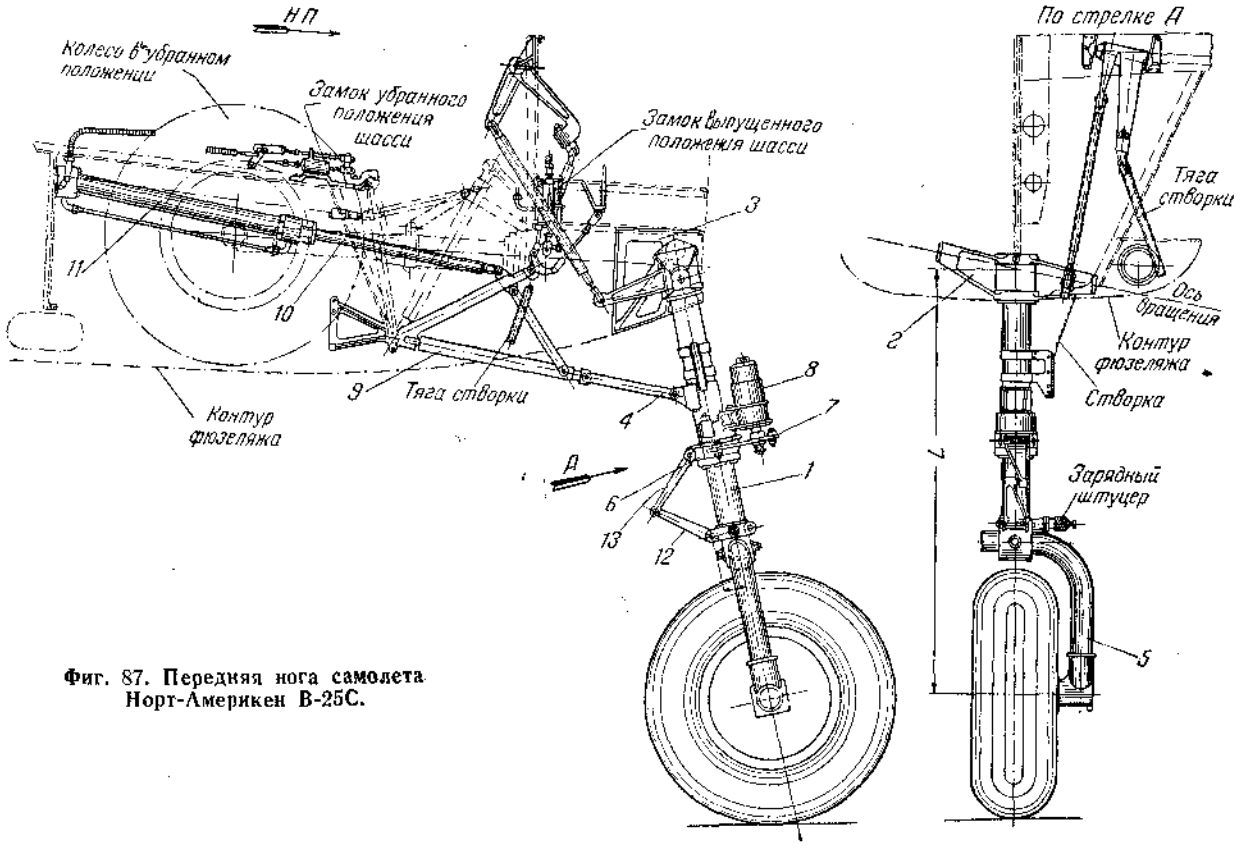
Замок *26*, фиксирующий стойку в убранном положении, установлен на трубчатой ферме в задней части отсека стойки. Створки, закрывающие отсек при уборке колеса, состоят из трех частей. Передний щиток *10* крепится к амортизационной стойке хомутами и при выпуске и уборке ходит вместе со стойкой. Две боковые створки *24* подвешены на трех узлах каждая к балкам фюзеляжа и закрываются с помощью тяг и переходных качалок, связанных с верхней половиной складывающегося подкоса.

На фиг. 87 показана схема передней ноги самолета В-25С и схема ее уборки. Амортизационная стойка *1* передней ноги укреплена в передней части фюзеляжа при помощи штампованной из алюминиевого сплава



Фиг. 86. Передняя нога шасси самолета Ил-12.

1 — цилиндр аварийного выпуска колеса; *2* — качалка подъема ноги и управления замком подкоса; *3* — подъемник; *4* — механический указатель положения колеса; *5* — продольная балка отсека шасси в фюзеляже; *6* — узел крепления стойки; *7* — траверса; *8* — боковой подкос; *9* — нижний хомут для крепления рычагов шлиц-шарнира и рычага демпфера колебаний; *10* — передний щиток отсека; *11* — вилка колеса; *12* — колесо; *13* — серьга для подвески стойки в убранном положении; *14* — шлиц-шарнир; *15* — демпфер колебаний; *16* — хомут крепления подкосов стойки; *17* — амортизационная стойка; *18* — нижняя половина складывающегося подкоса стойки; *19* — замок подкоса; *20* — верхняя половина складывающегося подкоса; *21* — концевой выключатель сигнализации выпущенного положения стойки; *22* — трос управления замком подкоса; *23* — тяга управления створкой; *24* — створки; *25* — рычаг управления створкой; *26* — замок (верхний) стойки в убранном положении; *27* — концевой выключатель сигнализации убранного положения стойки; *28* — механизм управления створками.



Фиг. 87. Передняя нога самолета Норт-Америкен B-25C.

траверсы *2* и двух кронштейнов *3*. В нижней части цилиндра амортизатора приварены фрезерованные ушки, к которым шарнирно присоединено звено *4* складывающегося подкоса. На головке штока поршня амортизатора жестко укреплена полувилка *5* колеса. К ушкам хомута, укрепленного на головке штока и имеющего приспособления для стопорения полувилки, шарнирно прикреплено нижнее звено *12* шлиц-шарнира. Верхнее звено *13* шлиц-шарнира одним концом соединено с нижним звеном, а другим концом — с хомутом *6*, который так укреплен на нижнем кольце цилиндра амортизатора, что может свободно вращаться вокруг его оси. С хомутом *6* соединена тяга, идущая к рычагу *7* демпфера *8*. Демпфер жестко соединен с цилиндром амортизатора.

Таким образом, на этом самолете применена внешняя установка демпфера.

Складывающийся подкос, воспринимающий усилия от переднего удара, состоит из двух звеньев *4* и *9*. Переднее звено *4* представляет собой стальной стержень двутаврового сечения, заднее звено *9* изготовлено в виде двух стальных штампованных стержней двутаврового сечения и одного трубчатого стержня. Все три стержня соединены между собой болтами. Стержни треугольника, образующие задние узлы, шарнирно укреплены на фюзеляже, передний узел соединен с передним звеном *4* и средний узел — со штоком подъемника *10*. Цилиндр подъемника *11* при помощи кронштейнов шарнирно укреплен на фюзеляже. Таким образом, траверса *2* воспринимает вертикальные горизонтальные и боковые усилия, а ломающийся подкос — только усилия от переднего удара в колесо.

Схема амортизатора передней ноги аналогична схеме амортизаторов главных ног с незначительными конструктивными отличиями. Полный ход поршня, как и у главных стоек, равен 254 *мм*, максимальная стояночная усадка — 124 *мм*.

Кинематика описываемого механизма уборки передней ноги отличается от обычных схем механизмов шасси со складывающимся подкосом тем, что ось вращения траверсы *2* не перпендикулярна к оси стойки *1*. Вследствие этого траектория движения колеса при уборке не вертикальна, а отклоняется вправо примерно на 275 *мм* от вертикальной плоскости, для того чтобы в убранном положении колесо, амортизационная стойка и стержни складывающегося подкоса могли разместиться в передней части фюзеляжа, не задевая подъемника шасси и других агрегатов, расположенных в этом месте фюзеляжа.

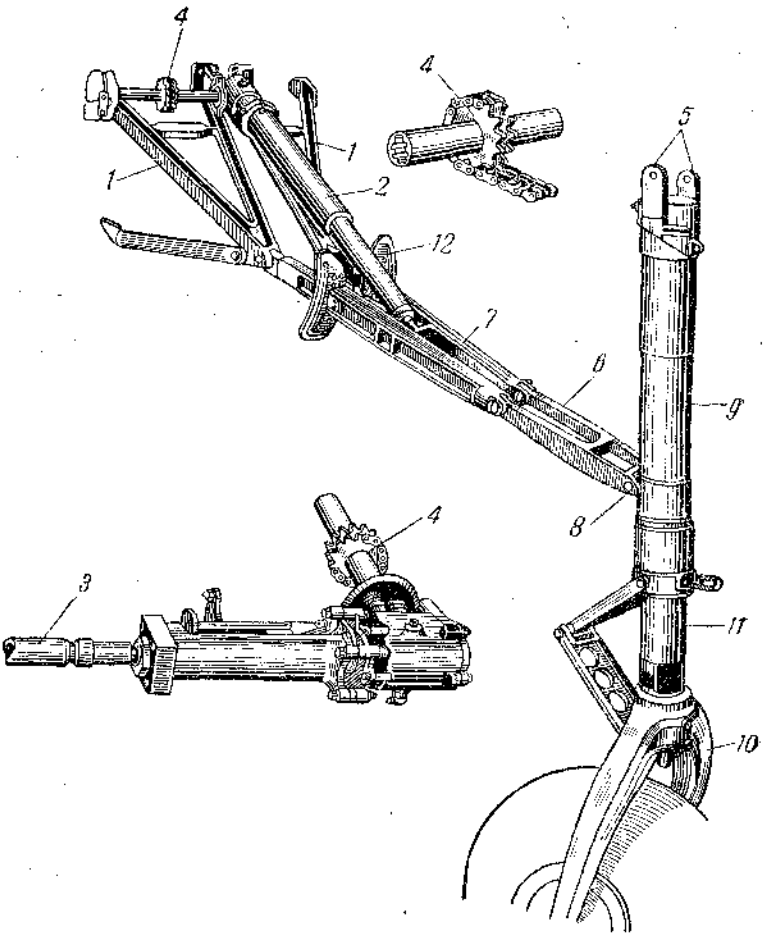
Передняя стойка снабжена обычным центрирующим устройством, состоящим из двух профилированных кулачков. Максимальный поворот носового колеса в каждую сторону равен 65°.

На вилке переднего колеса имеются буксировочные ушки; на передней стойке носового колеса поставлен стопор для выключения при буксировке самолета демпфера самовозбуждающихся колебаний носового колеса.

На фиг. 88 показана конструктивная схема передней ноги самолета «Эракобра» и на фиг. 89 — схема ее уборки. Верхняя часть стойки ушками *5* крепится шарнирно к узлу, расположенному на усиленном шпангоуте носовой части фюзеляжа. Складывающийся подкос состоит из звеньев *6* и *7* в виде плоских рам из алюминиевого сплава. Верхнее звено *7* шарнирно прикреплено болтами к кронштейну *1*, а нижнее звено — к ушкам *8*, приваренным к цилиндру *9* амортизатора.

Усилия от переднего удара в колесо воспринимает складывающийся подкос, а боковые усилия в основном воспринимает узел *5* подвески амортизационной стойки.

Стойка оборудована жидкостно-воздушным амортизатором с основным торможением на обратном ходе. Вилка *10* колеса крепится к штоку *11* стойки амортизатора. Вилка несколько загнута назад, для того чтобы

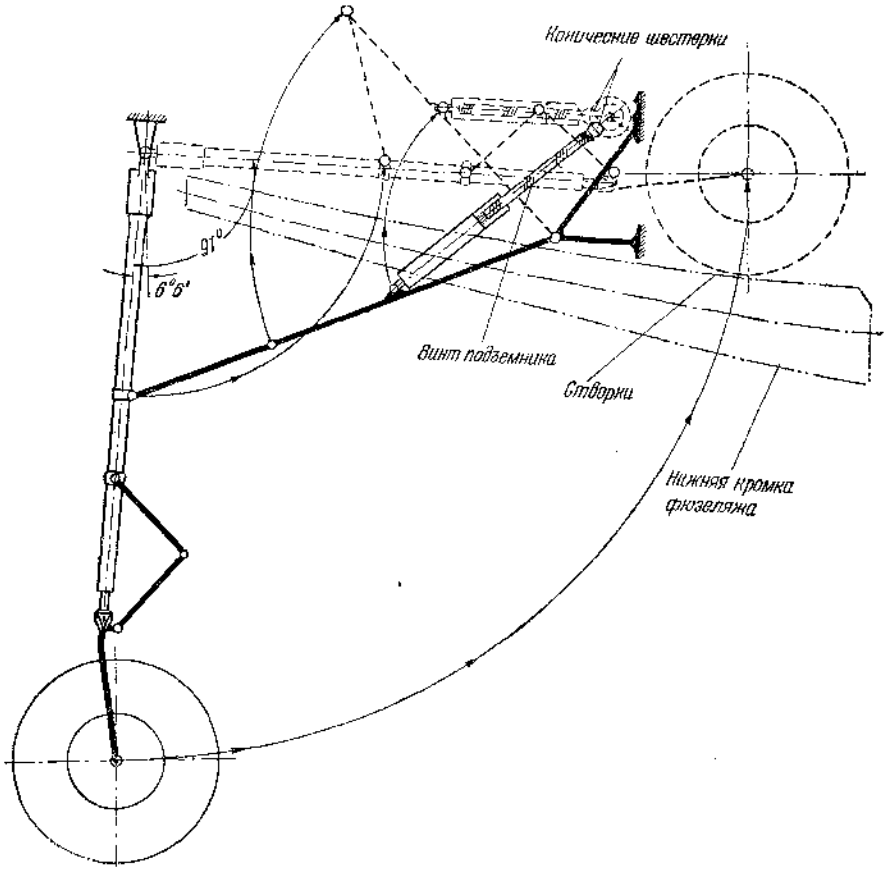


Фиг. 88. Передняя нога самолета «Эракобра» P-39.

увеличить плечо устойчивости переднего колеса при движении по мягкому грунту.

Во внутренней полости штока, в его нижней части, помещен крыльчатый демпфер, который не отключается при буксировке самолета, что весьма неудобно, ибо хотя угол ориентировки колеса и достаточно велик, но все же маневренность самолета на рулежке несколько снижается демпфером. Расположение демпфера в полости штока амортизатора усложняет монтаж, демонтаж и наблюдение за работой демпфера. Кроме того, при повреждении или износе какой-либо детали демпфера, связанной со штоком амортизатора, приходится заменять шток с вилкой или даже всю амортизационную стойку.

Уборка и выпуск передней ноги производится следующим образом. Винтовой подъемник *2* приводится в движение от электромотора трубами *3*, работающими на кручение. В местах изменения направления проводки поставлены конические шестерни. На валу, приводящем в движение подъемник, установлены зубчатки *4* с цепью, являющиеся муфтой, соединяющей обе части вала. Замком ноги в выпущенном и убранном положении служит самотормозящий винт подъемника. Аварийный выпуск производят той же проводкой, но от руки при помощи особой рукоятки.



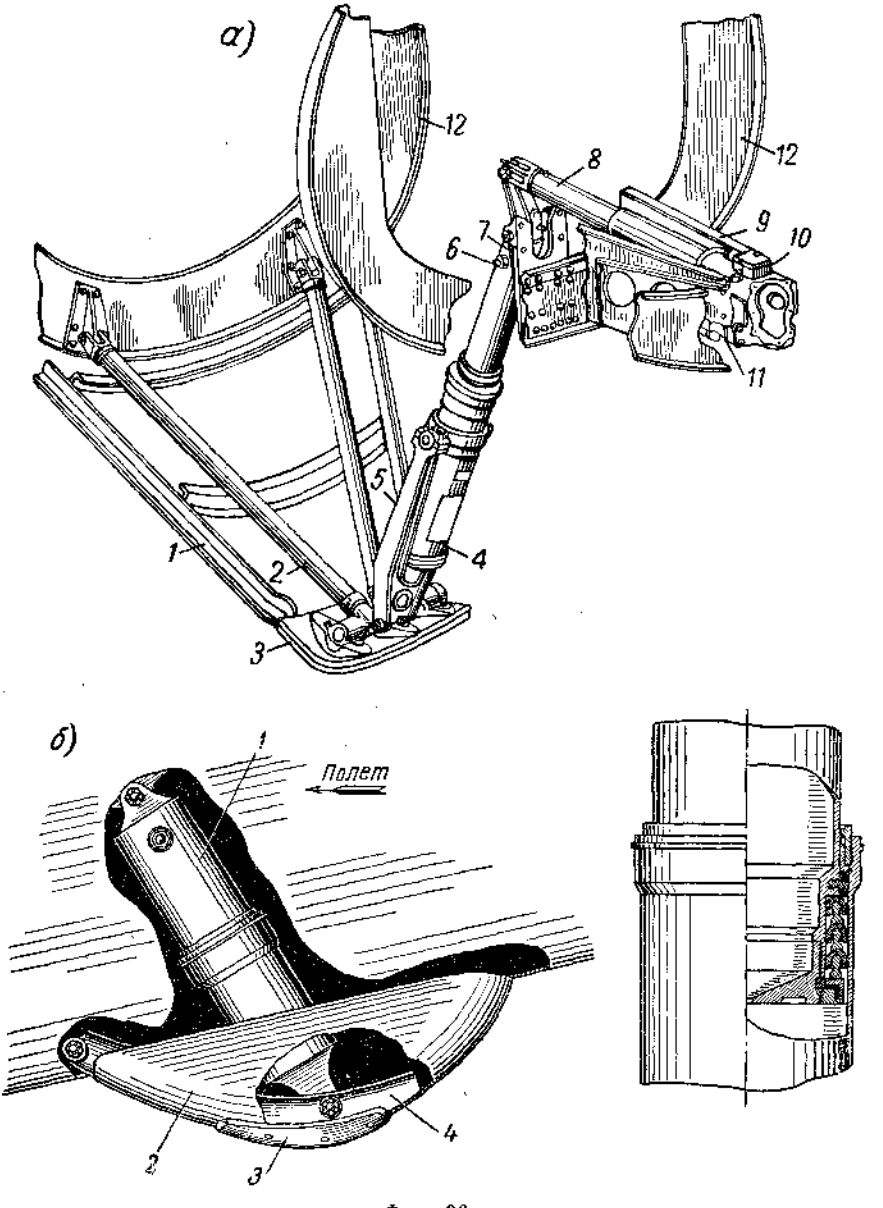
Фиг. 89. Кинематика механизма уборки передней ноги самолета «Эракобра» P-39.

В убранном положении передняя нога шасси закрывается створками, механизм которых кинематически связан с верхним звеном подкоса. Одно из звеньев механизма створок в виде кривой пластинки *12* с прорезью укреплено на складывающемся подкосе.

Для рассматриваемой конструкции характерно применение штампованных деталей из легких сплавов и стали.

Хвостовая предохранительная опора

При посадке, а иногда и при взлете самолет с передним колесом может коснуться земли хвостом. Для предохранения хвостовой части фюзеляжа от возникающих при этом ударных нагрузок устанавливают под



Фиг. 90.

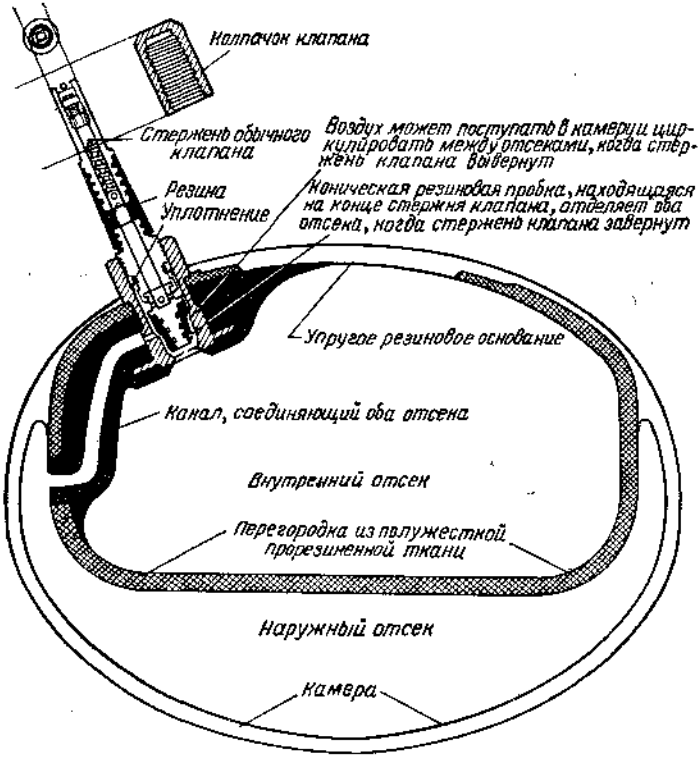
а — конструкция убирающейся предохранительной хвостовой опоры; *1*—обтекатель; *2*—подкос; *3*—башмак; *4*—амортизатор; *5*—вилка крепления амортизатора; *6*—зарядный штуцер амортизатора; *7*—кронштейн крепления амортизатора; *8*—винтовой механизм; *9*—крепление винтового механизма; *10*—концевой выключатель; *11*—электромотор; *12*—шпангоут фюзеляжа.

б — конструкция неубирающейся предохранительной хвостовой опоры; *1*—амортизатор; *2*—обтекатель; *3*—накладка; *4*—башмак.

фюзеляжем специальные хвостовые опоры. На небольших самолетах такой опорой может служить развитая книзу и усиленная хвостовая часть фюзеляжа. У самолетов двухбалочной схемы, на которых обычно имеется двухкилевое оперение, хвостовые предохранительные опоры устанавливают на развитых книзу килях.

В качестве предохранительной опоры обычно применяют пневматики без специальной амортизационной стойки. В последнее время все шире применяют специальный тип убирающегося в полете костыля с жидкостно-воздушным или пружинным амортизатором. На фиг. 90 показаны такие предохранительные опоры, установленные на бомбардировщиках. Предохранительная опора (фиг. 90,*а*) имеет V-образный подкос, оканчивающийся стальным башмаком. Амортизатор жидкостно-воздушный. Для выпуска и уборки имеется специальный привод (винтовой механизм) с электродвигателем.

Предохранительная опора (фиг. 90,*б*) неубирающаяся, она незначительно выступает из контура фюзеляжа и заключена в обтекатель. Эта опора шарнирно прикреплена к фюзеляжу и имеет амортизатор.



Фиг. 91. Двойная камера пневматика переднего колеса.

Выбор колес для передней ноги шасси

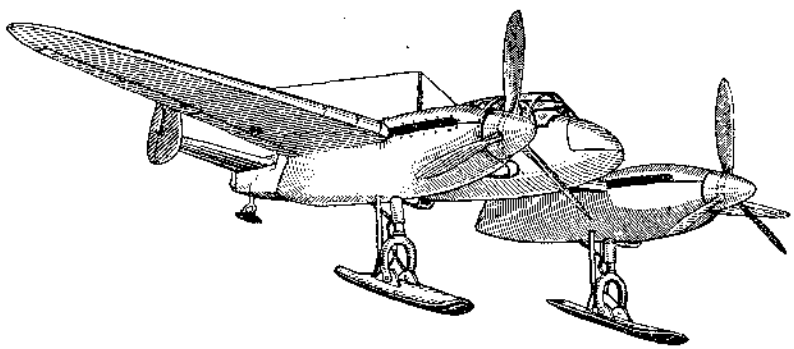
При выборе размеров пневматика передней ноги приходится считаться со следующими противоречивыми соображениями. Во избежание зарывания колеса в мягкий грунт и самопроизвольных разворотов относительно стойки пневматик должен иметь возможно больший диаметр.

Однако трудности уборки большого колеса, особенно на одномоторных самолетах, очень велики. Кроме того, большое колесо труднее раскрутить при приземлении. Поэтому брать большое колесо также невыгодно, но все же минимальный диаметр переднего колеса рекомендуется около 500 *мм*.

Прокол или иное повреждение камеры переднего колеса грозят аварией или даже катастрофой, поэтому на современных самолетах пневматики диаметром 915 *мм* и менее, устанавливаемые на передних ногах, имеют две независимые камеры (фиг. 91). При проколе наружной камеры в работу вступает внутренняя, и колесо сохраняет способность поглощать передние удары. Обе камеры заряжаются одновременно, причем в ниппеле имеется специальное приспособление, соединяющее их при зарядке и разобщающее после зарядки. Таким образом, после зарядки воздухом камеры разобщаются и работают изолированно.

10. ЛЫЖИ

При глубоком снежном покрове колеса зарываются в снег, и производить взлет, посадку и рулежку на колесах затруднительно. Поэтому зимой у самолетов иногда вместо колес на оси шасси и хвостовые или носовые установки надевают лыжи (фиг. 92).



Фиг. 92. Самолет на лыжах.

Опорная площадь лыж рассчитывается по нормам допустимой удельной нагрузки, величина которой обычно выбирается в пределах 900—1300 *кг/м*². Нижний предел относится к тяжелым самолетам с большим значением G/N и малой величиной G/S. Верхний предел относится к легким самолетам с большой удельной нагрузкой на крыло и большой удельной мощностью.

Установка лыж на самолете

Лыжи во всех случаях устанавливаются на о с и шасси и хвостовых передних опор. Для предотвращения возможности зарывания носа в снег лыжа при горизонтальном положении продольной оси самолета (в линии полета) должна иметь положительный угол установки (угол между полозом лыжи и горизонтом). Этот угол обычно равен 2—3°.

Для обеспечения указанного положения лыжи применяются различные стабилизирующие приспособления, выполненные в виде амортизаторов (пружинных или резиновых). Стабилизаторы устанавливаются вне-

реди или позади амортизаторов шасси. Для уменьшения усилий в стабилизаторах желательно устанавливать их возможно дальше от стойки шасси.

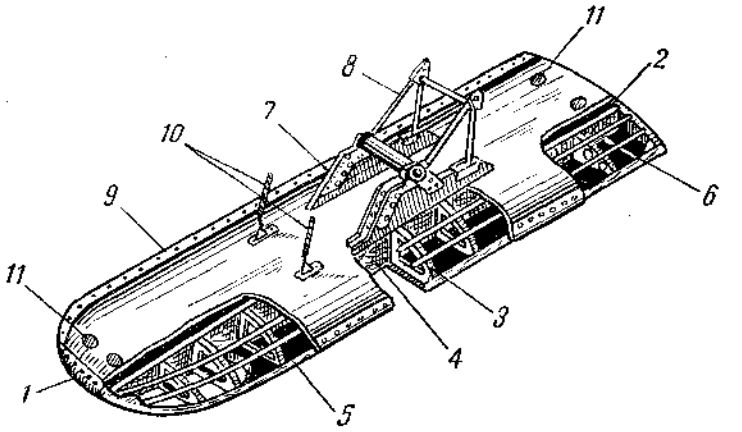
Кинематика механизма для убирания лыж в полете должна быть такой, чтобы при убирании лыж амортизирующий элемент стабилизатора не обжимался, т. е. лыжа в конце убирания должна подходить к опорам одновременно по всей длине.

Для предохранения от зарывания хвостовой лыжи в снег необходимо ее устанавливать под углом, который обеспечил бы касание к земле в момент посадки хвостовой частью лыжи. Угол, образуемый полозом лыжи и горизонталью при трехточечном положении самолета, должен быть равен 4—6°. Поворот хвостовой лыжи в горизонтальной плоскости должен быть ограничен углами в 20—30° в обе стороны. Лыжа должна иметь устройство, возвращающее ее после отклонения в нейтральное положение.

Схема установки и конструкции лыж

Лыжи делают деревянные и металлические. Чаще применяют деревянные лыжи, так как они просты в производстве и удобны в эксплуатации.

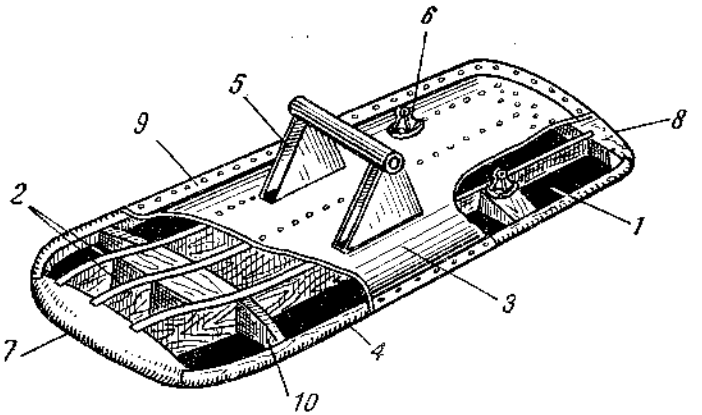
Лыжа самолета Пе-2 (фиг. 93) деревянная, с фанерной обшивкой и полозом из ясеня. Верхняя поверхность лыжи обтянута полотном, оковка изготовлена из алюминиевого сплава, полоз покрыт нитролаком, деревянные детали скрепляются клеем и гвоздями или шурупами.



Фиг. 93. Конструкция лыжи.

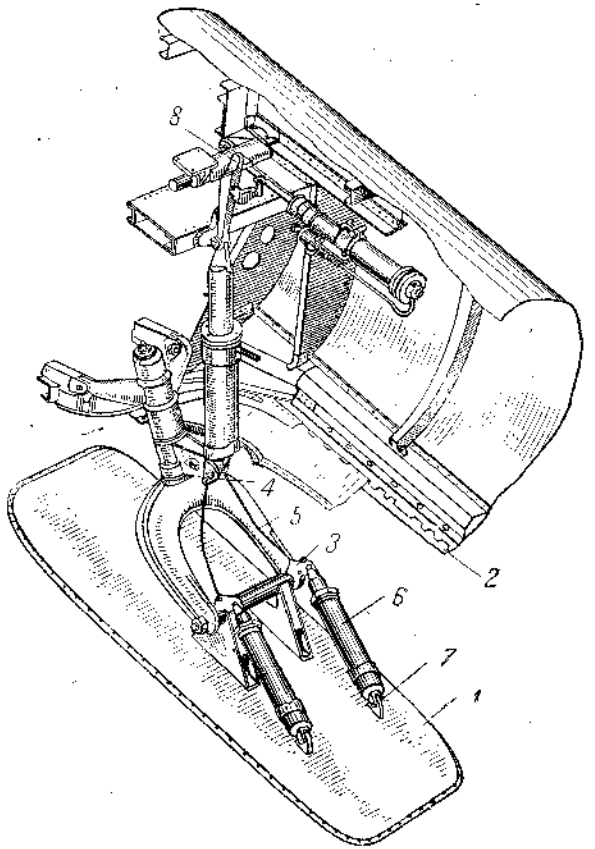
1—передняя бобышка; *2*—задняя бобышка; *3*—шпангоут; *4*—лонжерон; *5*—бортовое ребро; *6*—стрингер; *7*—кабан; *8*—задняя ферма кабана; *9*—металлическая окантовка; *10*—ограничительные тросы; *11*—лючки для проветривания лыжи.

Передняя и задняя бобышки *1* и *2* выполнены из липы или ясеня в виде фасонных брусков с вырезами для крепления продольных элементов (стрингеров и лонжеронов). Шпангоуты *3* состоят из верхней и нижней сосновых полок, соединенных вертикальными стойками из липы и уголками. Стойки и полки с обеих сторон оклеены фанерой. Кабан лыжи состоит из двух ферм: передней *7* — собственно кабана, которым лыжа надевается на ось шасси, и задней фермы *8*, к которой крепится пружинный стабилизатор. Обе фермы укреплены болтами на стойках



Фиг. 94. Хвостовая лыжа самолета Пе-2.

1—полоз; *2*—продольные брусья; *3*—фанерная обшивка; *4*—бортовые ребра; *5*—кабан; *6*—ухо пружинного амортизатора; *7*—передняя бобышка; *8*—задняя бобышка; *9*—металлическая окантовка; *10*—шпангоут.



Фиг. 95. Установка хвостовой лыжи самолета Пс-2.

1—лыжа; *2*—обтекатель; *3*—узел; *4*—серьга; *5*—ограничительный трос; *6*—пружинный амортизатор; *7*—ухо; *8*—ограничитель.

лыжи. Передняя ферма имеет втулку, внутрь которой впрессованы два стальных кольца. На переднем и заднем концах лыжи сверху имеются заклеенные тканью круглые лючки *11* для проветривания лыжи летом. На передней части лыжи сверху установлены кронштейны для крепления ограничительных тросов *10*.

Хвостовая лыжа самолета Пе-2 (фиг. 94) деревянная и состоит из ясеневого полоза *1*, трех продольных брусьев *2*, верхней фанерной обшивки *3*, двух сосновых бортовых ребер *4*, передней *7* и задней *8* бобышек из липы. На верхней обшивке укреплены кабан *5* и уши *6* для крепления пружинных стабилизаторов. Лыжа имеет окантовку *9* из алюминиевого сплава. Верхняя поверхность фанерной обшивки оклеена полотном. Полоз лыжи лакируется нитролаком.

На фиг. 95 изображена схема убирающейся хвостовой лыжи.

ЗАДАНИЕ ПО ШАССИ

Описать шасси самолета.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

1. Составить конструктивно-силовые схемы шасси с хвостовым или передним колесами, указать наименования, назначение и материал основных элементов конструкции.
2. Определить тип конструкции согласно принятой в настоящем курсе классификации и написать основные технические требования, предъявляемые к данным элементам конструкции самолета.
3. Сделать эскиз конструкции крепления главных ног к крылу или фюзеляжу.
4. Составить схему устройства и работы масляно-воздушного амортизатора.
5. Дать схемы компоновок на самолете шасси с хвостовым колесом и с передним колесом и произвести сравнительную оценку этих шасси.
6. Описать схемы убирающегося шасси и дать критическую их оценку.
7. Сделать эскиз подъемника шасси и описать принцип его работы.
8. Описать тормозные колеса, принцип их устройства и управления.
9. Дать критическую оценку рассматриваемой конструкции с точки зрения прочности, веса, технологии и эксплуатации.

ГЛАВА VII

СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ НА САМОЛЕТАХ

1. НАЗНАЧЕНИЕ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК И ТРЕБОВАНИЯ К НИМ

Силовая установка на самолете представляет собой совокупность двигателя с его агрегатами, систем и устройств, обеспечивающих надежную работу двигателя в различных условиях полета.

В силовую установку входят:

1) двигатель (поршневой, турбовинтовой, турбореактивный, ракетный и др.) с агрегатами и системами запуска и управления;

2) воздушный винт (для силовых установок с поршневыми и турбовинтовыми двигателями);

3) моторная рама или другой вид подвески и крепления двигателя к конструкции самолета;

4) капоты, обтекатели, гондола двигателя;

5) системы питания двигателя горючим и смазочным с баками;

6) системы охлаждения двигателя и его агрегатов;

7) устройства для всасывания воздуха (кроме силовых установок с ракетными двигателями) и выхлопа отработавших газов;

8) системы управления и контроля за работой различных агрегатов;

9) противопожарные устройства.

Особенности силовых установок на самолетах определяются типом двигателя, который выбирается конструктором на основании технических условий, предъявляемых к проектируемому самолету.

В настоящее время на самолетах устанавливаются силовые установки с различными типами двигателей.

Силовые установки с поршневыми двигателями (ПД) с жидкостным и воздушным охлаждением. Эти двигатели вместе с воздушным винтом образуют винтомоторную группу (ВМГ), которая и создает силу тяги, необходимую для взлета и полета самолета. Экономичность такой установки на скоростях полета до 700—800 *км/час* обусловливает целесообразность их применения.

Однако силовые установки с поршневыми двигателями (даже со скоростными воздушными винтами) не могут обеспечить самолету достижения больших скоростей полета. Известно, что мощность, развиваемая поршневым двигателем, мало зависит от скорости полета, и поэтому сила тяги, равная

$$P=\frac{75N\eta}{V},$$

где P — сила тяги в *кг*;
N — мощность двигателя в *л. с.*;
η — к. п. д. воздушного винта;
V — скорость полета в *м/сек*.

изменяется обратно пропорционально скорости полета V и прямо пропорционально к. п. д. винта η.

Для получения необходимой силы тяги для полета на больших скоростях требуется значительное увеличение мощности двигателя. Так, например, на современном небольшом самолете с одним двигателем для достижения скорости полета 1000 *км/час* потребуется тяга в 2500—3000 *кг*. Если принять к. п. д. воздушного винта $\eta=0{,}70—0{,}80$, то мощность двигателя для получения указанной тяги должна быть

$$N=\frac{PV}{75\eta}=\frac{3000\cdot 1000}{75\cdot 0{,}80\cdot 3{,}6}\approx 14\,000\ л.\ с.$$

Поршневой двигатель, развивающий такую мощность, должен иметь большой вес и большие габариты. В этом и заключается основная причина затруднений, встретившихся при переходе к большим скоростям полета самолетов с винтомоторными силовыми установками.

Сила тяги реактивных двигателей не зависит от скорости полета, а у некоторых типов двигателей даже увеличивается со скоростью. Если к этому добавить, что удельные веса и габариты реактивных двигателей значительно меньше, чем поршневых, то станет понятным, почему для скоростных самолетов силовые установки с реактивными двигателями получили такое развитие.

Силовые установки с газотурбинными двигателями. Основные типы газотурбинных двигателей, применяющиеся в современном самолетостроении, следующие.

а) *Турбовинтовые двигатели (ТВД)* характеризуются тем, что у них сила тяги образуется воздушным винтом и частично реакцией вытекающих из сопла газов. Такая установка имеет значительно лучшие тяговые характеристики на скоростях до 800—900 *км/час* полета, чем у турбореактивного двигателя. Однако с увеличением скорости полета показатели турбореактивного двигателя улучшаются, и, начиная со скоростей свыше 900 *км/час*, удельная тяга становится больше, а удельный расход топлива, отнесенный к тяге, меньше, чем у турбовинтового двигателя.

б) *Турбореактивные двигатели (ТРД)* с центробежными и осевыми компрессорами характеризуются тем, что у них сила тяги образуется только за счет реакции вытекающих из сопла газов. Наибольшее значение для скоростных самолетов на современном этапе представляют турбореактивные двигатели (см., например, учебник «Авиационные газотурбинные двигатели» Н. В. Иноземцева и В. С. Зуева, Оборонгиз, 1949).

Силовые установки с прямоточными воздушно-реактивными двигателями (ПВРД). Эти двигатели в настоящее время применяются как вспомогательные двигатели. Однако в будущем при очень больших скоростях (сверхзвуковых) полета они могут применяться как основные двигатели. На малых скоростях полета прямоточные воздушно-реактивные двигатели имеют незначительную тяговую мощность и довольно плохую экономичность.

Силовые установки с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) отличаются от воздушно-реактивных прежде всего тем, что они работают на горючей смеси, состоящей из жидкого топлива и жидкого окислителя, находящегося на борту. Весовые и габаритные характеристики этих двигателей значительно лучше, чем других авиационных двигателей, но жидкостные ракетные двигатели имеют очень большие удельные расходы горючей смеси. Так, например, на скоростях полета $V=700—800$ *км/час* удельный расход горючей смеси почти в 17 раз больше, чем в винтомоторных поршневых установках. Это ограничивает применение жидкостных ракетных двигателей на самолетах с дозвуковыми скоростями полета. Вместе с тем такие качества этих двигателей, как большая тяга при малых габаритах и весе, дают возможность применять их для истребителей-перехватчиков или в качестве дополнительного двигателя (ускорителя) на самолетах с другими основными авиационными двигателями.

Благодаря малым габаритам жидкостные ракетные двигатели сравнительно легко размещаются внутри фюзеляжа или крыла, почти не нарушая внешних форм. В этом случае размеры самолета определяются размещением топлива, окислителя, экипажа и прочего оборудования.

Для самолетов со сверхзвуковыми скоростями полета целесообразна силовая установка с жидкостным ракетным двигателем в сочетании с прямоточным воздушно-реактивным двигателем. Кроме того, при современном состоянии техники можно осуществить самолет-снаряд с жидкостным ракетным двигателем для полетов на очень больших высотах и скоростях.

Комбинированные силовые установки. Встречаются самолеты, имеющие комбинированную силовую установку, состоящую из поршневого или турбовинтового двигателя и турбореактивного или ракетного двигателя. Самолет при такой силовой установке благодаря значительной тяге винта на малых скоростях обладает хорошими взлетными качествами и большой экономичностью при полете с остановленным реактивным двигателем. При достижении значительной скорости полета включение реактивного или ракетного двигателя резко увеличивает тягу, а следовательно, и скорость полета. Таким образом, основной полет на самолете с комбинированной силовой установкой совершается при помощи винтомоторной группы, имеющей высокий к. п. д. на сравнительно малых скоростях полета, а силовая установка с реактивным или ракетным двигателем выполняет функцию ускорителя при разбеге, наборе высоты, а также при горизонтальном полете на максимальной скорости.

К силовым установкам, независимо от их типа и расположения на самолете, предъявляются следующие основные требования.

1. Выгодное с аэродинамической точки зрения расположение установки в фюзеляже или на крыле и рациональное конструктивное оформление.

2. Минимальная затрата мощности, связанной с работой самой силовой установки, и минимальные потери в системах всасывания и выхлопа.

3. Поглощение вибраций двигателя и винта креплениями силовой установки к самолету так, чтобы они не передавались на конструкцию самолета.

4. Компенсирование в узлах креплений (особенно при установке двигателя внутри крыла или фюзеляжа) температурных расширений корпуса двигателя, а также независимость перемещений элементов конструкции при ее деформациях.

5. Быстрое снятие и установка двигателя и его агрегатов.

6. Удобство монтажа, легкий доступ ко всем частям двигателя и его оборудования, требующих периодического осмотра и регулирования.

7. Обеспечение для военных самолетов живучести (малой поражаемости в боевых условиях) всей силовой установки, т. е. правильное расположение защитных устройств для наиболее уязвимых агрегатов.

8. Локализация пожара при его возникновении в пределах мотоотсека. Пожарные перегородки должны вполне надежно защищать каркас самолета от распространения пожара.

Кроме того, двигатель должен иметь возможно бо́льшую мощность или тягу и высотность при возможно меньшем весе, надежно работать в пределах установленного срока, легко запускаться в любую погоду и на различных высотах, обладать возможно меньшими габаритами, иметь малый удельный расход топлива и хорошую приемистость.

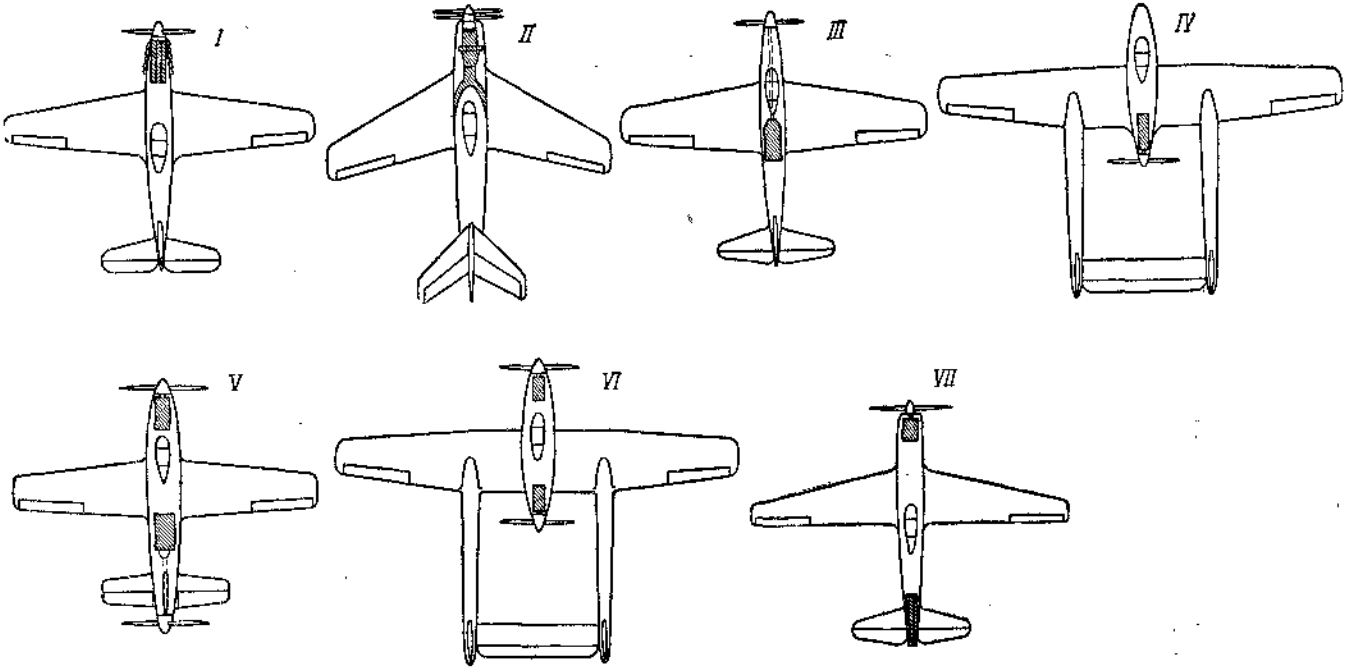
2. РАСПОЛОЖЕНИЕ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК НА САМОЛЕТЕ

Силовые установки с поршневыми и реактивными двигателями располагаются в фюзеляже, гондолах и на крыльях (см. фиг. 1, 2, 5, 8, 12, 18, 20, 21, 22, 23).

Типы двигателей, их количество и расположение на самолете определяются конструктором на основании тактико-технических условий.

Силовые установки с поршневыми и турбовинтовыми двигателями

Силовые установки, расположенные в фюзеляже. Силовые установки с одним поршневым или турбовинтовым двигателем и тянущими винтами обычно располагают в носовом отсеке фюзеляжа (фиг. 1, *I, II*). При таком размещении двигателя сравнительно просто решается компоновка всей силовой установки и ее крепление к фюзеляжу.



Фиг. 1. Расположение силовых установок в фюзеляже и в гондоле.

Однако в этом случае затрудняется установка стрелково-пушечного вооружения и убирающегося шасси с передним колесом.

В целях придания передней части фюзеляжа большей заостренности, что необходимо для уменьшения сопротивления, иногда двигатель располагают за кабиной летчика и применяют при этом удлиненный вал (фиг. 1,*III*).

Это мероприятие, кроме того, позволяет использовать переднюю часть фюзеляжа для установки вооружения и размещения переднего колеса шасси.

В случае силовой установки с толкающим винтом поршневой двигатель располагают в хвостовой части фюзеляжа или гондолы. Последний случай соответствует двухбалочной схеме самолета (фиг. 1,*IV*). При применении силовой установки с толкающим винтом сопротивление самолета уменьшается, так как в этом случае фюзеляж и центроплан не обдуваются потоком от винта. Однако в этом случае затрудняется компоновка самолета: применение балочной схемы, увеличение высоты шасси, ухудшение охлаждения двигателя при его работе на земле и пр.

Иногда встречаются самолеты с двумя силовыми установками, расположенными в фюзеляже (фиг. 1 *V*) или в гондоле самолета балочной схемы (фиг. 1,*VI*). Такие самолеты не имеют перспективы развития, так как не решают проблемы достижения больших скоростей полета, а компоновка получается весьма сложная.

В этом отношении лучшие летно-технические характеристики дают так называемые комбинированные силовые установки с поршневым или турбовинтовым двигателями в передней части и реактивным или ракетным двигателями в хвостовой части фюзеляжа (фиг. 1,*VII*).

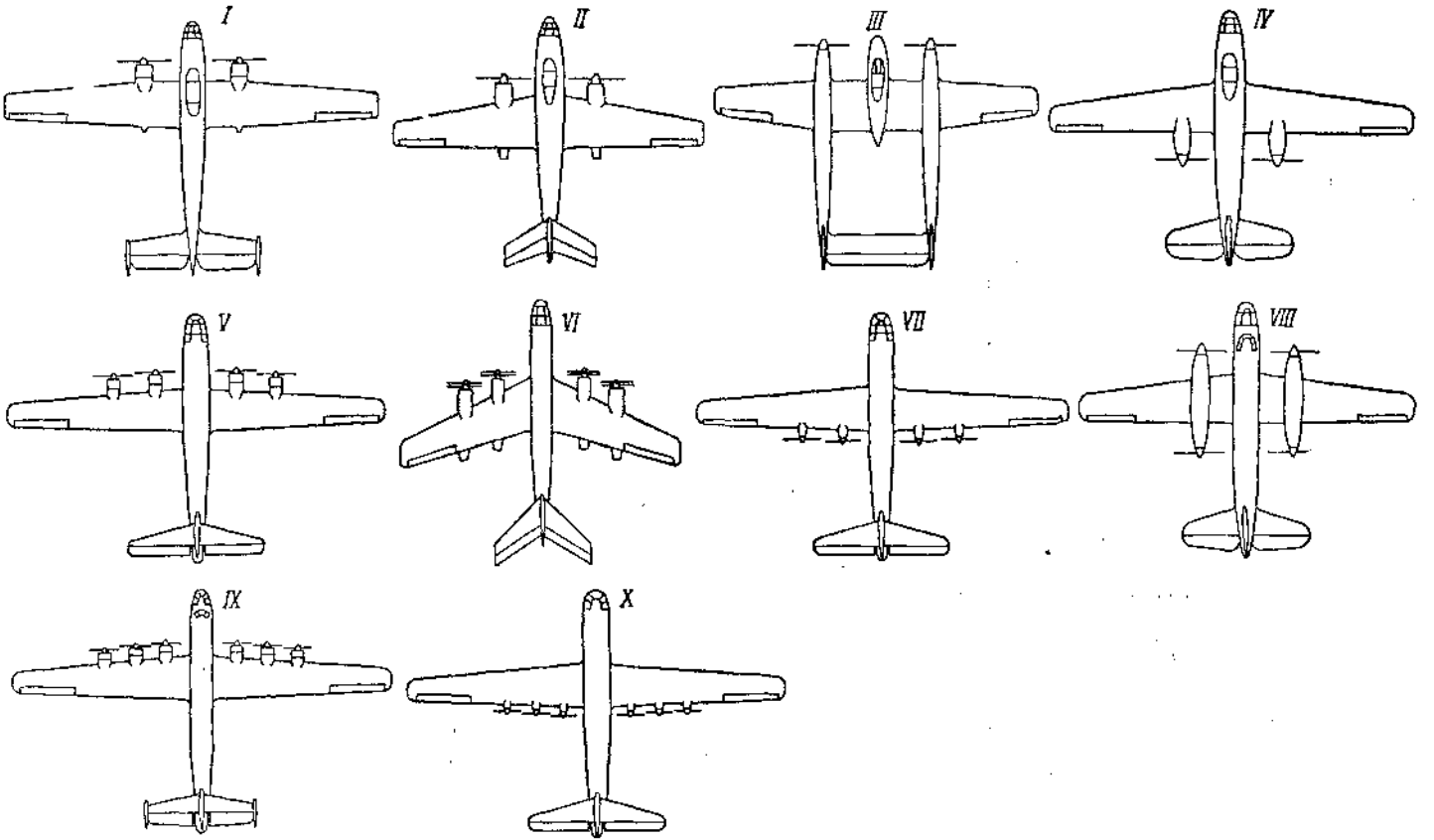
Самолеты с силовыми установками, расположенными на крыльях. В настоящее время самолеты с силовыми установками, расположенными на крыльях, обычно имеют два, четыре и реже шесть поршневых или газотурбинных двигателей. Силовые установки, как правило, располагаются по передней кромке крыла.

Широкое распространение получили самолеты с поршневыми и газотурбинными двигателями и тянущими винтами (фиг. 2,*I, II, V, VI, IX*). Такое расположение двигателей дает некоторое уменьшение веса конструкции крыла вследствие разгружающего действия веса силовых установок. При таком размещении двигателей необходимо при компоновке учитывать взаимное влияние гондолы, винта и крыла (см. курсы «Аэродинамика самолета») и удобство размещения и уборки шасси.

Двухбалочные самолеты с размещением силовых установок в балках (фиг. 2,*III*) распространения не получили, так как эта схема хотя и имеет некоторые преимущества (улучшение обзора и обстрела), но она не может быть признана совершенной с точки зрения аэродинамики, а конструктивная компоновка ее достаточно сложна.

Для уменьшения сопротивления крыла иногда силовые установки с поршневыми двигателями располагают по задней кромке крыла с применением толкающих винтов (фиг. 2,*IV, VII, X*) или одновременно с толкающим и тянущим винтами (фиг. 2,*VIII*).

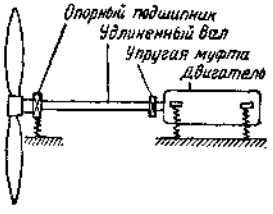
Силовые установки с удлиненными валами и трансмиссиями. Для повышения летных качеств самолета иногда устанавливают поршневые или турбовинтовые двигатели со специальными приводами. В этих случаях двигатели располагают внутри фюзеляжа или крыла, а мощность на воздушные винты передают при помощи удлиненного вала или трансмиссии.



Фиг. 2. Расположение силовых установок на крыльях.

Передача мощности на воздушные винты трансмиссией была осуществлена русским конструктором А. Ф. Можайским на первом в мире самолете. Передача больших мощностей на многомоторном самолете была впервые осуществлена в 1916 г. конструктором В. А. Слесаревым на самолете «Святогор».

При размещении двигателей в крыльях с удлиненным валом или трансмиссией на больших самолетах можно обойтись без гондол, а при размещении двигателя внутри фюзеляжа хотя и получается более сложная конструкция, имеющая больший вес, но вследствие лучших форм носовой части это может компенсироваться улучшением аэродинамики самолета.

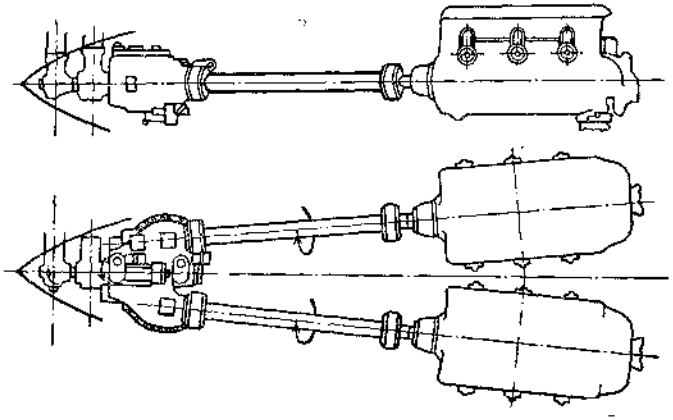


Фиг. 3. Схема рекомендуемой силовой установки с удлиненным валом.

В некоторых поршневых двигателях вал самого двигателя или редуктора удлинен. Удлинение вала обычно небольшое (0,4—0,8 *м*), а редуктор составляет одно целое с двигателем, и в этом случае нет необходимости в промежуточных опорах.

Применяются также удлиненные валы, представляющие собой отдельный агрегат винтомоторной установки и устанавливаемые на опорах, монтируемых на самолете. При таких валах редуктор в большинстве случаев отделяют от двигателя и располагают непосредственно у винта.

Вал соединяют с двигателем и крепят к конструкции самолета посредством упругих муфт и упругих опор, для того чтобы частоты собственных колебаний вала не совпадали с частотой его вынужденных колебаний, а также чтобы не возникали деформации конструкции самолета (фиг. 3).



Фиг. 4. Схема передачи от двух двигателей к винтам.

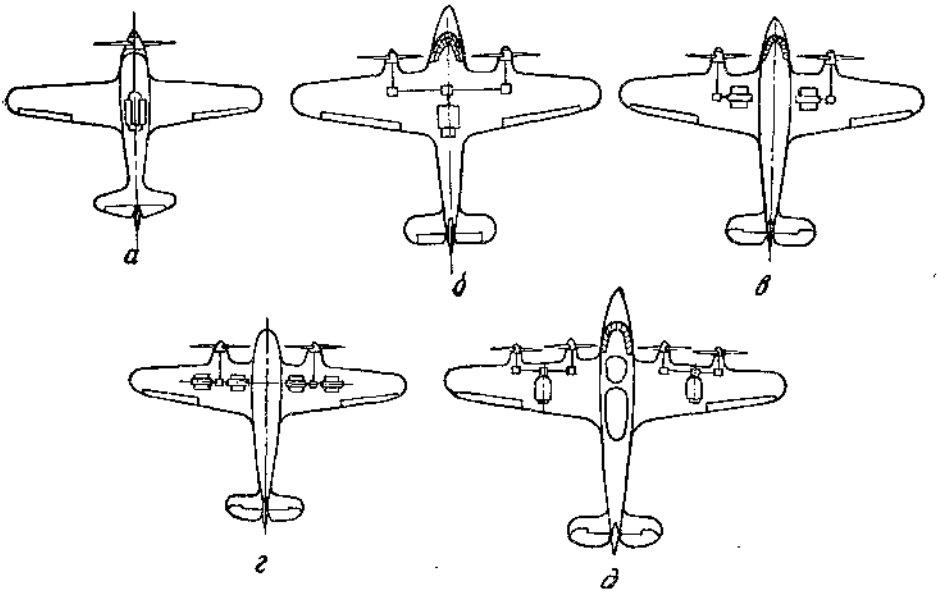
Трансмиссионные установки (фиг. 4), передающие мощность на винт посредством валов, расположенных под углом, также требуют применения противовибрационных устройств.

Расположение поршневых двигателей с удлиненными валами на самолете и схемы передачи мощности на винты могут быть следующие.

Двигатель расположен в фюзеляже (сзади летчика) и работает на один винт (фиг. 5,*а*). В этом случае можно

получить удобообтекаемую форму фюзеляжа и обеспечить летчику хороший обзор вперед. Такая установка двигателя была применена на истребителях и может оказаться целесообразной для учебно-тренировочных самолетов.

Двигатель расположен в фюзеляже и работает на два винта (фиг. 5,*б*). При такой установке получается обтекаемая форма фюзеляжа, малые размеры винтовых гондол и хороший обзор вперед.



Фиг. 5. Схемы силовых установок с передачей мощности на винт через удлиненные валы или трансмиссии.

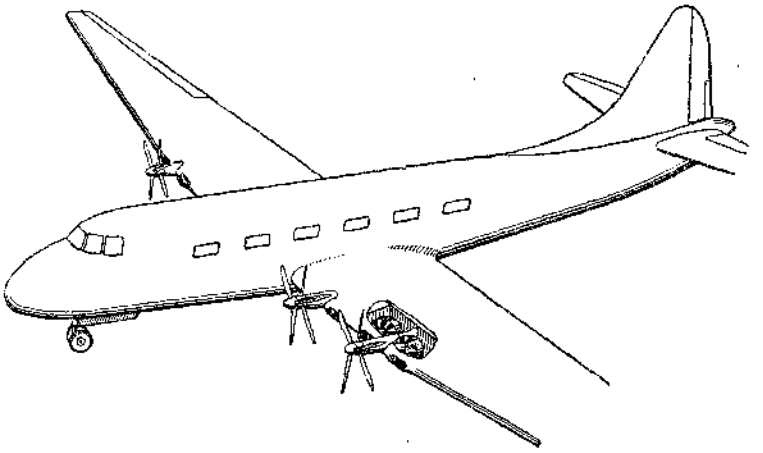
При расположении двигателей в крыле целесообразны две схемы установок.

1. *Ось двигателей перпендикулярна к оси винта* (фиг. 5,*в*). В этом случае мощность двигателя передается на винт через муфту и шестеренчатый редуктор. На тяжелых самолетах может быть установлено по два двигателя на каждой стороне с передачей мощности на один вал (фиг. 5,*г*).

2. *Ось двигателей параллельна оси винта* (фиг. 5,*д*). Такая схема может быть выгодной для тяжелых самолетов с весьма мощными двигателями, так как позволяет более эффективно использовать мощность силовой установки при малом лобовом сопротивлении самолета, особенно в случае применения толкающих винтов.

Из рассмотренных схем получили распространение лишь те, в которых редуктор расположен в передней части двигателя и составляет с ним одно целое. Однако имелись самолеты, на которых были применены и другие способы передачи мощности от двигателя к винту. Так, например, на одном из пассажирских самолетов (фиг. 6) двигатели были установлены внутри крыла, а винты вынесены вперед на удлиненных валах редукторов, что значительно улучшило аэродинамику самолета.

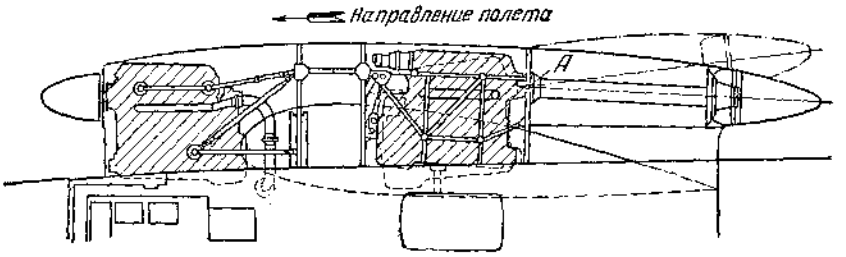
На фиг. 7 показана оригинальная установка с удлиненным валом, использованная на гидросамолете. Установка состоит из двух двигателей, расположенных один за другим. Мощность от заднего двигателя передается на винт удлиненным валом, причем при взлете задняя силовая установка поворачивается относительно узла *A*, приподнимая задний винт для предохранения его от ударов волн. В полете винт устанавливается в нормальное положение.



Фиг. 6.

В 1937 г. советский конструктор В. Ф. Болховитинов построил самолет с передачей мощности при помощи удлиненного вала на два соосных винта.

В 1938 г. американская фирма Белл выпустила истребитель «Эракобра» (фиг. 8) с расположением двигателя в средней части фюзеляжа и с передачей мощности на винт удлиненным валом. Длительная эксплуатация

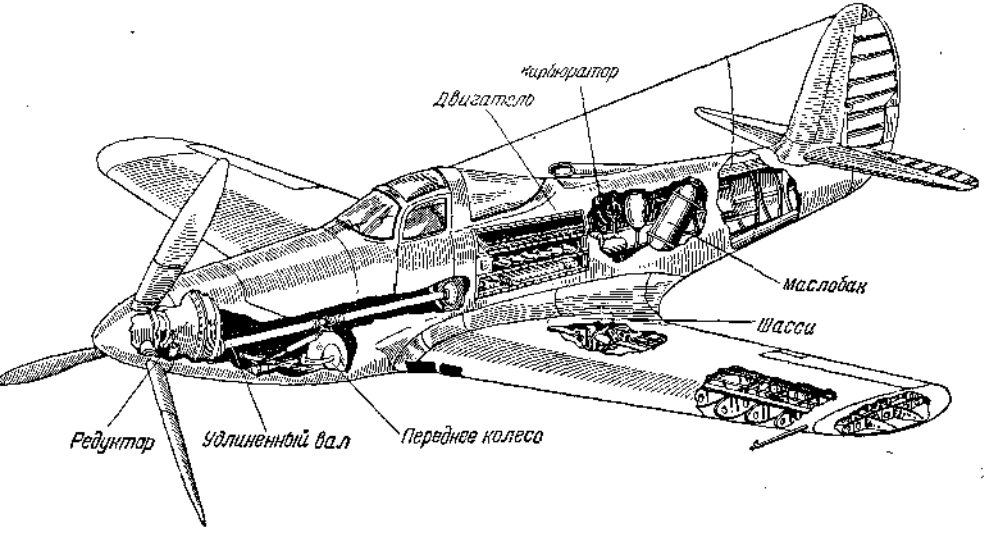


Фиг. 7. Схема поворачивающейся в полете винтомоторной установки.

этого истребителя во время второй мировой войны показала достаточную надежность такой установки.

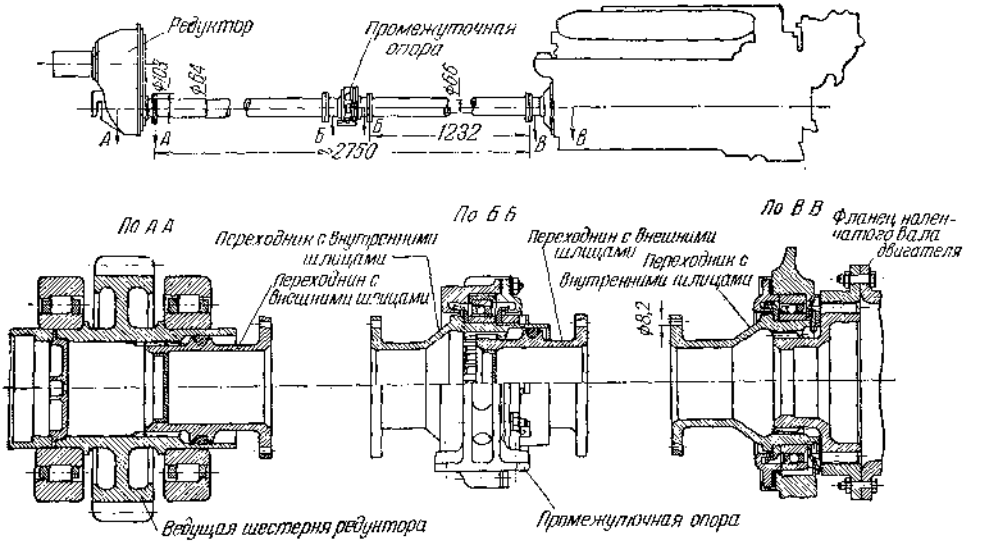
Удлиненный вал (фиг. 9) на самолете «Эракобра» состоит из двух взаимозаменяемых стальных труб диаметром 65×56 *мм*, двух шлицевых соединений и промежуточной опоры, которая жестко крепится к балкам передней части фюзеляжа. Шлицевые соединения состоят из профилированных зубьев и пазов. Зазоры между зубьями и пазами допускают небольшие осевые и угловые смещения удлиненного вала без изгиба его оси.

В настоящее время начинают применять спаренные силовые установки с турбовинтовыми двигателями. В этом случае увеличение мощности установки сдваиванием турбовинтовых двигателей имеет некоторые



Фиг. 8. Общий вид винтомоторной установки самолета Белл P-39 «Эракобра».

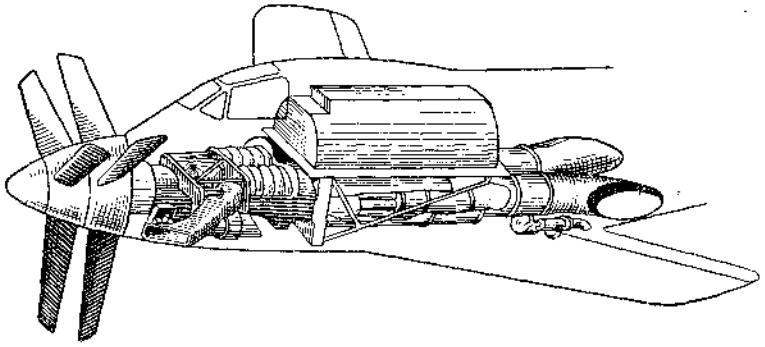
преимущества по сравнению с увеличением мощности двигателя путем создания на его базе геометрически подобного ему двигателя большей мощности. Аэродинамическим преимуществом сдвоенной установки по



Фиг. 9. Конструкция системы удлиненного вала самолета Белл P-39 «Эракобра».

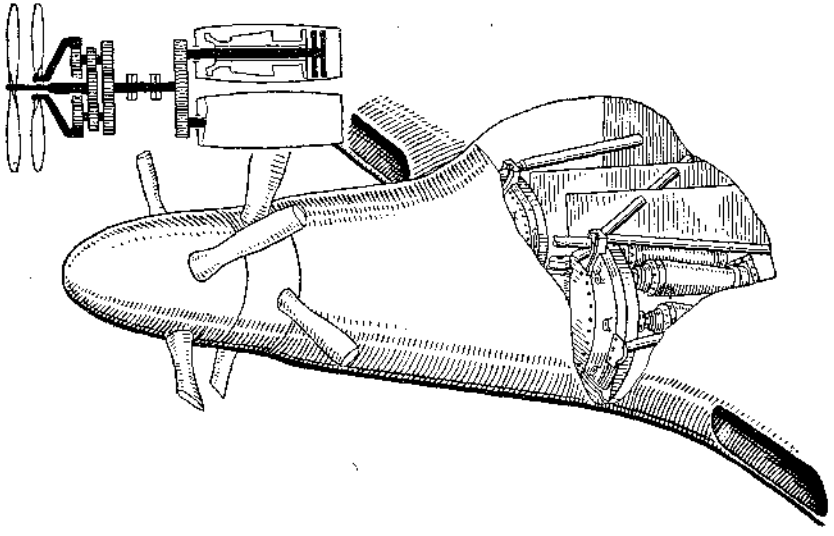
сравнению с двигателями, расположенными отдельно, является уменьшение интерференции между винтом и крылом или фюзеляжем. Это преимущество особенно сказывается в том случае, когда небольшие двигатели

удается полностью разместить внутри передней части фюзеляжа (фиг. 10) или внутри крыла (фиг. 11) и осуществить привод винта с помощью удлиненного вала. Кроме того, при сдвоенной установке в крыле можно выполнить лучшее расположение воздухозаборников.



Фиг. 10. Установка сдвоенного ТВД в передней части фюзеляжа.

При применении сдвоенных силовых установок с турбовинтовыми двигателями необходимо особо позаботиться об устранении вибраций, возникающих в основном из-за интерференции соосных винтов, а также колебаний концентрических валов редуктора, вызванных винтами. Кроме того, следует учитывать трудности, связанные с термическими деформациями ТВД и упругими деформациями конструкции крыла.

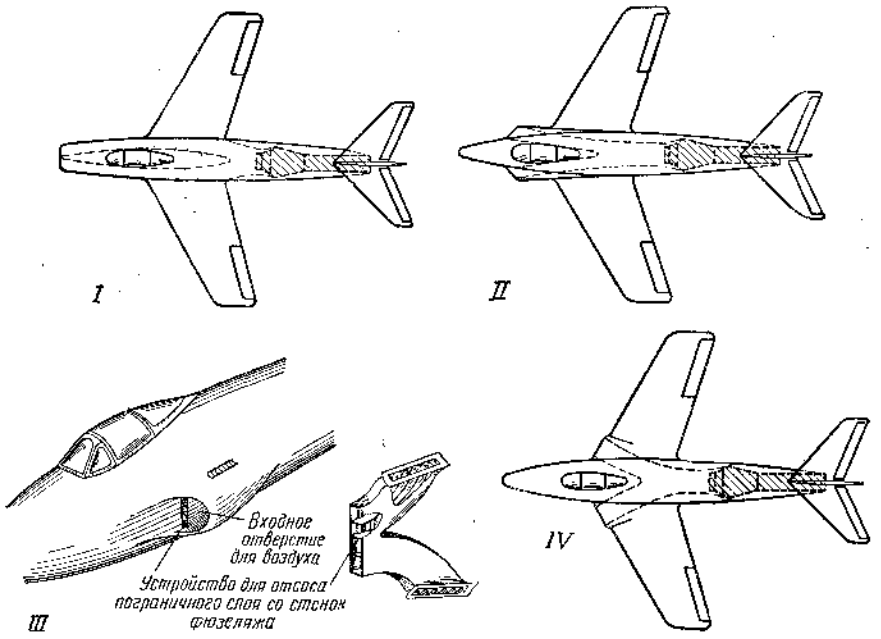


Фиг. 11. Установка сдвоенного ТВД в крыле.

Для сдваивания выгоднее применять ТВД, имеющие отдельную турбину для привода винта, не связанную с турбиной привода компрессора, так как в этом случае при выходе из строя одного двигателя другой двигатель может работать на турбину привода его винта.

Силовые установки с реактивными двигателями и расположение их воздухозаборников

Расположение силовой установки с реактивным двигателем в хвостовой части фюзеляжа (фиг. 12,*I, II, III, IV*) даст возможность поместить экипаж и оружие в передней части фюзеляжа. При таком расположении двигателя ось выхлопного сопла обычно совпадает с осью хвостовой части фюзеляжа и проходит через центр тяжести самолета; поэтому балансировка самолета при изменении режима работы двигателя почти не нарушается.

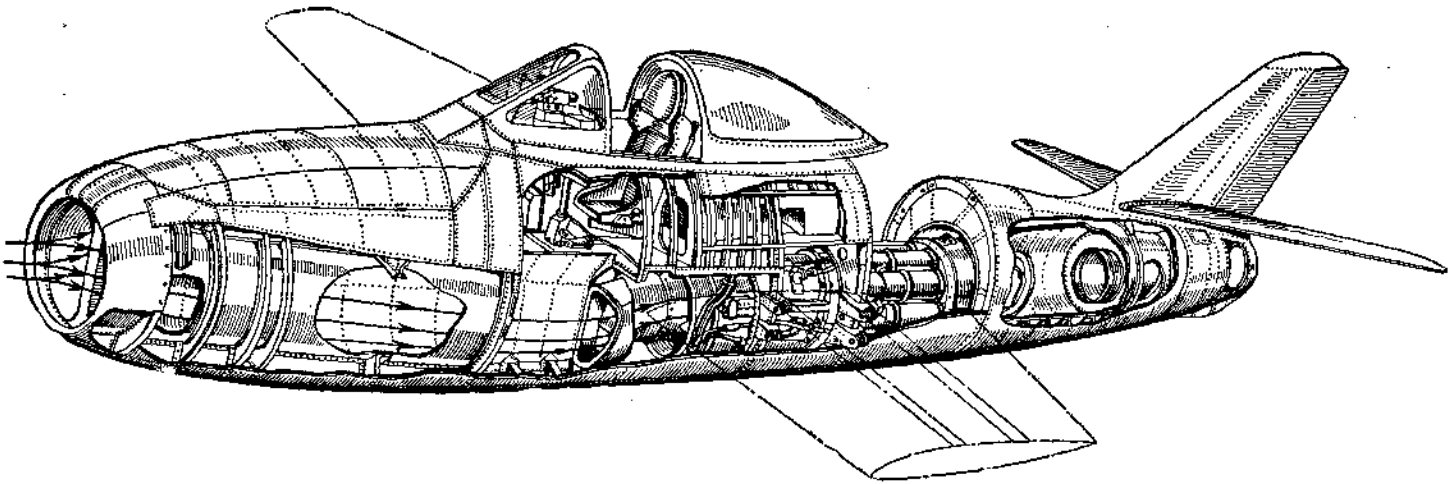


Фиг. 12.

Турбореактивные двигатели расходуют воздуха в 15—20 раз больше поршневых, поэтому при проектировании самолетов с турбореактивными двигателями необходимо уделять особое внимание устройству системы всасывания с минимальными потерями. Следует стремиться, чтобы поток воздуха, проходящий через всасывающий канал к двигателю, имел возможно меньшие потери, но одновременно с этим положение воздухозаборника должно быть таким, чтобы была исключена возможность засасывания всякого рода загрязнений при пробеге самолета по аэродрому.

При установке в хвостовой части фюзеляжа одного ТРД не реализуется одно из преимуществ двигателя с осевым компрессором — его малый диаметр сечения, так как размеры фюзеляжа определяются не размерами двигателя, а другими факторами, например, размером кабины летчика и объемом топлива. Небольшая длина двигателя с центробежным компрессором, позволяющая более рационально использовать объем фюзеляжа, делает этот двигатель более подходящим для истребителей с одним ТРД.

Размещение силовой установки с турбореактивным двигателем в хвостовой части фюзеляжа осложняется необходимостью иметь длинный



Фиг. 13. Компоновочная схема самолета с турбореактивным двигателем, расположенным в хвостовой части фюзеляжа, и с воздухозаборником в носке фюзеляжа (передняя нога шасси не показана).

канал, идущий вдоль всего фюзеляжа в том случае, если воздух для питания двигателя поступает через воздухозаборник, расположенный в носовой части фюзеляжа (фиг. 12,*I*, фиг. 13 и 13,*а*).

Один канал с воздухозаборником в носке (фиг. 13,*а*) значительно усложняет компоновку кабины летчика, размещение баков для топлива и оборудование.

Раздвоенные каналы, проходящие по бортам фюзеляжа, удобнее и позволяют более компактно разместить в фюзеляже топливо, потребное современному самолету. На фиг. 22 гл. I и фиг. 13 гл. VII каналы воздухозаборника двигателя служат и работающими элементами конструкции фюзеляжа.

Воздухозаборники в носке фюзеляжа с длинными и изогнутыми каналами могут иметь бо́льшие потери, чем более короткие каналы, расположенные по бокам фюзеляжа (см. фиг. 12,*II*). Применение боковых воздухозаборников связано с необходимостью сдувать или отсасывать пограничный слой со стенок фюзеляжа. Решение этой задачи тем сложнее, чем больше толщина пограничного слоя, поэтому боковые воздухозаборники следует располагать как можно ближе к носу фюзеляжа.

Отсасывание (см. фиг. 12,*III*) осуществляется через отдельную полость, начинающуюся на входе в воздухозаборник. Эта полость разделена на ряд искривленных каналов, по которым воздух отводится к выходным отверстиям, расположенным вверху и внизу по бокам фюзеляжа. На фиг. 14 приведена компоновочная схема самолета с воздухозаборниками, расположенными по бокам фюзеляжа.

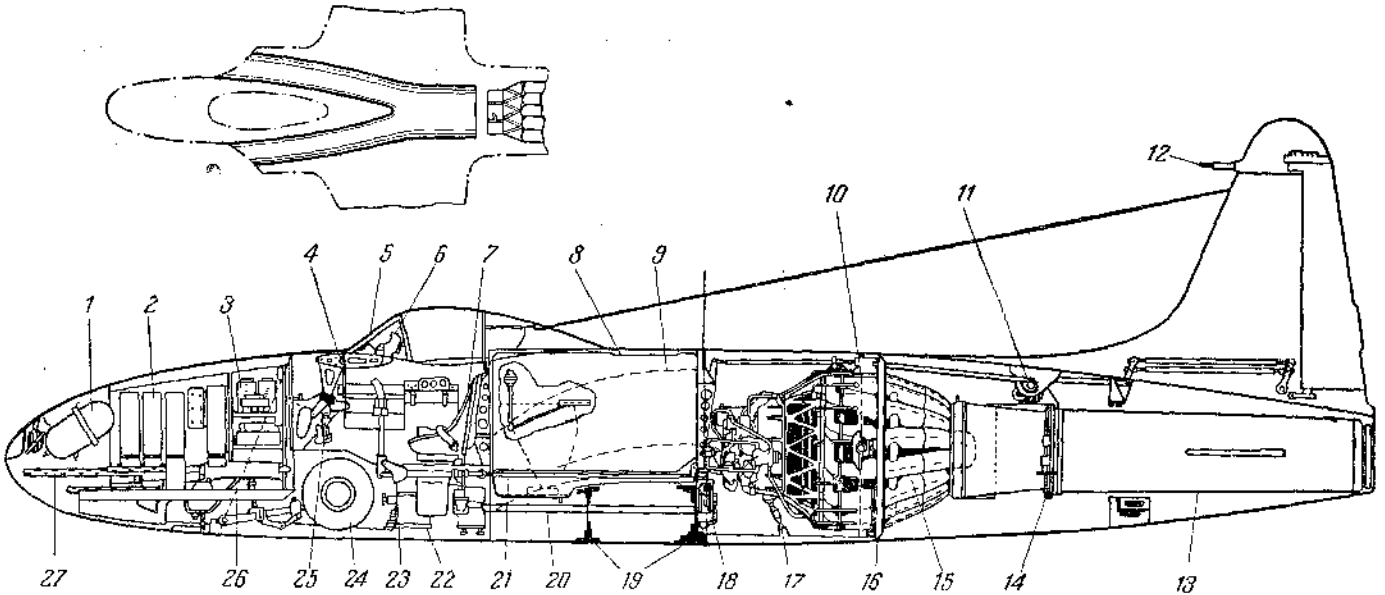
Воздухозаборники в передней кромке корневой части крыла (см. фиг. 12,*IV*) требуют увеличения толщины крыла у корня, что приводит к усложнениям конструкции центроплана крыла, но облегчает задачу сдува пограничного слоя, так как высота входного отверстия у борта фюзеляжа невелика.

Большая толщина корневой части крыла в этом случае не вызывает значительного увеличения сопротивления, так как действие воздушного потока, входящего внутрь крыла, эквивалентно уменьшению относительной толщины профиля. На фиг. 15 приведена компоновочная схема самолета, у которого воздухозаборники расположены в носке корневой части крыла.

При расположении воздухозаборников под фюзеляжем (фиг. 16,*I*) габариты фюзеляжа несколько уменьшаются, но всасывающий канал имеет изогнутую форму, что может дать увеличение потерь в канале. Кроме того, расположение воздухозаборника под фюзеляжем требует применения защитных устройств для предупреждения попадания загрязнений в канал. На фиг. 16,*II* изображена схема с воздухозаборником на верхней поверхности фюзеляжа. В этом случае хотя вопрос о загрязнении потока отпадает, но изогнутая форма канала может увеличить потери, и, кроме того, расположение фонаря перед воздухозаборником резко ухудшает использование скоростного наддува на больших углах атаки.

Неправильно спроектированная система подвода воздуха к двигателю может значительно ухудшить летные качества самолета, поэтому расположение воздухозаборников, сечения каналов и их изогнутость должны определяться путем тщательного исследования.

При проектировании системы отвода реактивной струи двигателя, установленного в хвостовой части фюзеляжа, необходимо: а) предупреж-

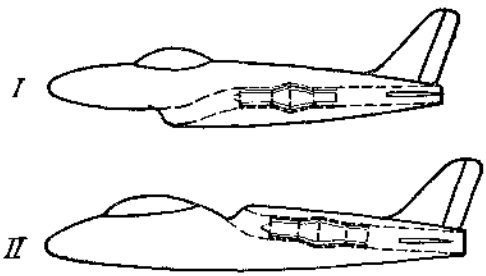


Фиг. 14. Компоновочная схема самолета с турбореактивным двигателем, расположенным в хвостовой части фюзеляжа, и с боковыми воздухозаборниками.

1—кислородный баллон; *2*—патронные коробки; *3*—командная радиостанция; *4*—приборная доска; *5*—пулестойкое стекло; *6*—прицел; *7*—сиденье летчика; *8*—топливный бак; *9*—воздухопровод питания двигателя; *10*—стык хвостовой части фюзеляжа; *11*—дифференциальный механизм управления рулем высоты; *12*—ПВД; *13*—выхлопная труба; *14*—фланцевое соединение выхлопной трубы; *15*—двигатель; *16*—уплотнение между отсеком повышенного давления и хвостовой частью фюзеляжа; *17*—узел крепления двигателя; *18*—бустер элеронов; *19*—лонжероны крыла; *20*—трубчатая тяга элеронного управления; *21*—тяги управления рулем высоты; *22*—аккумулятор; *23*—узел ручного управления; *24*—колесо передней стойки шасси; *25*—педали управления; *26*—стык передней части фюзеляжа; *27*—пулеметы.

дать перегрев конструкции хвостовой части фюзеляжа, б) избегать потери тяги двигателя и в) обеспечивать гибкость крепления выхлопной трубы.

Температура выходящих из двигателя газов, даже при отсутствии форсажной камеры, достигает 700—750° С, нагрев же элементов конструкции самолета из алюминиевых сплавов не должен превышать 120° С. В ряде случаев предотвратить нагрев обшивки фюзеляжа удается продувкой воздуха через кожух, окружающий камеры сгорания и выхлопную трубу двигателя. Этот кожух, изолируя наиболее горячие части двигателя, является одновременно и надежной противопожарной защитой для хвостовой части самолета. Воздух для продува кожуха может быть взят или из каналов, подводящих воздух для работы двигателя, или непосредственно из атмосферы. Для теплоизоляции конструкции самолета могут применяться теплоизоляционные покрытия выхлопной трубы. В ТРД с форсажной камерой температура выхлопных газов при работе на форсированном режиме может в 1,5—2 раза превышать обычную температуру, и задача охлаждения хвостовой части самолета становится особенно сложной и актуальной.

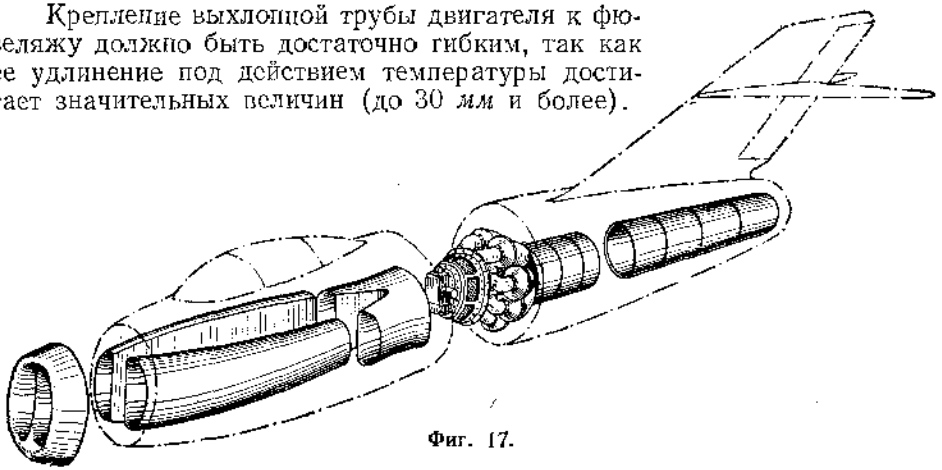


Фиг. 16.

I—схема самолета с воздухозаборником под фюзеляжем; *II*—схема самолета с воздухозаборником на верхней поверхности фюзеляжа.

Для уменьшения веса выхлопной трубы, потери тяги, упрощения охлаждения и креплений желательно выхлопную трубу делать более короткой, однако в большинстве случаев длина ее определяется общей компоновкой самолета.

Крепление выхлопной трубы двигателя к фюзеляжу должно быть достаточно гибким, так как ее удлинение под действием температуры достигает значительных величин (до 30 *мм* и более).



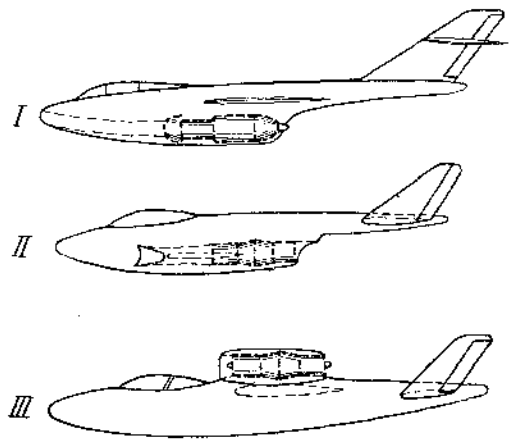
Фиг. 17.

Доступ к двигателю, установленному внутри хвостовой части фюзеляжа, возможен только при отсоединенной хвостовой части. Для доступа же к агрегатам, которые требуют наиболее частого осмотра и регулирования, в обшивке делают небольшие легкосъемные люки.

Для установки и снятия двигателя при его замене или ремонте иногда устраивают большие люки в верхней (см. фиг. 20 гл. I) или нижней обшивке фюзеляжа. Но чаще для этой цели делают хвостовую часть фюзеляжа отъемной (см. фиг. 17 гл. VII и фиг. 21 гл. I).

Расположение в хвостовой части самолета силовой установки с жидкостным ракетным двигателем не вызывает особых затруднений, так как этот тип двигателя имеет малые размеры и малый вес.

Расположение силовых установок с реактивными двигателями внизу и над фюзеляжем. В случае расположения двигателя в нижней части фюзеляжа (фиг. 18, *I, II*) потери на выхлопе минимальны. При такой компоновке сравнительно легко установить два турбореактивных двигателя с осевыми компрессорами, придавая поперечному сечению фюзеляжа овальную форму, суживающуюся кверху. Конструкция фюзеляжа, особенно хвостовой части, получается сложной, кроме того, так как выхлопная труба расположена под хвостовой частью фюзеляжа, необходимо обеспечить достаточный зазор для прохождения реактивной струи. При этом следует иметь в виду, что реактивная струя при подъеме и полете самолета на больших высотах расширяется. Если же не учесть этого, то по мере увеличения высоты полета струя будет все более тормозиться обшивкой, и тяга будет уменьшаться. При таком размещении двигателя сравнительно легко разрешаются вопросы центровки самолета. Однако эта компоновка для бомбардировщиков нецелесообразна, так как затрудняется расположение бомбовой нагрузки в фюзеляже.

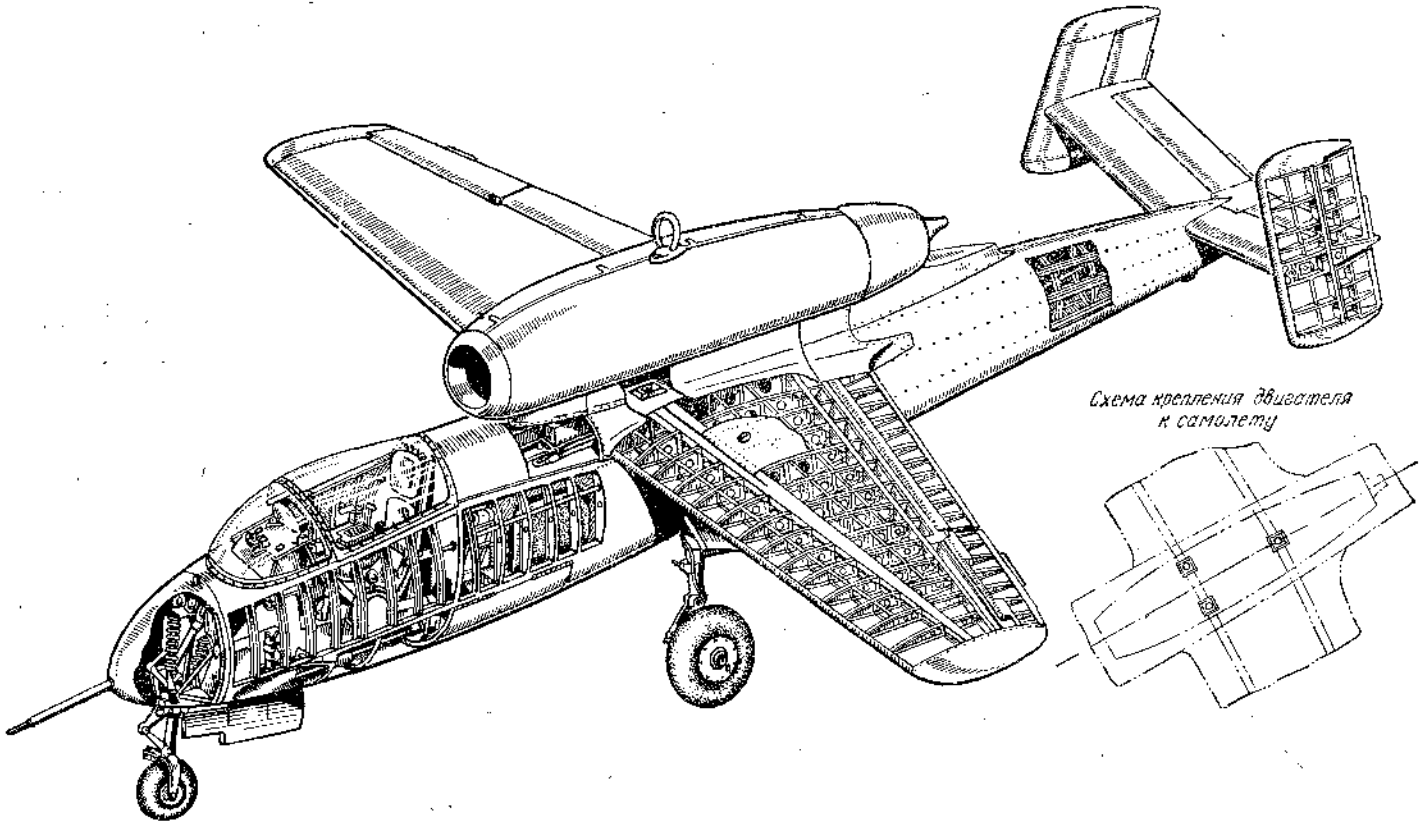


Фиг. 18. Расположение силовых установок под фюзеляжем и над ним.

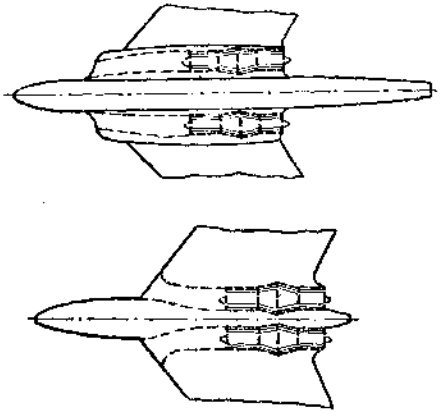
Расположение силовой установки над фюзеляжем (фиг. 18, *III* и фиг. 19) устраняет необходимость изогнутых всасывающих каналов, и при этом эффективно используется внутренний объем фюзеляжа. Одновременно с этими преимуществами имеются недостатки: ограничивается обзор летчика назад и увеличивается площадь миделя, а следовательно, и сопротивление самолета.

Расположение силовых установок с реактивными двигателями в центроплане и на крыльях. Отсутствие воздушных винтов позволяет поместить двигатели ближе к продольной оси фюзеляжа или даже расположить их непосредственно по бокам фюзеляжа (фиг. 20). При такой компоновке при полете с одним остановленным двигателем разворачивающий момент от работающего двигателя получается незначительным.

Размещение двигателей в гондолах на крыле (фиг. 21, *I, II, III*) увеличивает сопротивление самолета и уменьшает эффект стреловидности крыла (снижает критическое число M). Лучшим сопряжением гондол двигателя с крылом является среднепланное (фиг. 22). Однако такая



Фиг. 19. Компоновочная схема самолета с реактивным двигателем над фюзеляжем.

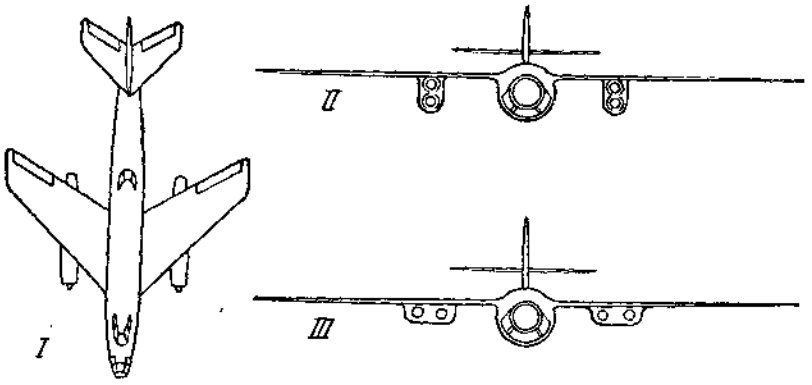


Фиг. 20.

компоновка силовой установки на тонком крыле в конструктивном отношении весьма сложна. В случае тонкого крыла широкое распространение получила установка двигателя с осевым компрессором (вследствие его малой фронтальной площади) в гондоле под крылом (фиг. 23).



Фиг. 23.



Фиг. 21. Расположение реактивных двигателей под крылом.

При необходимости установки на самолете свыше двух двигателей, их можно спаривать, располагая в гондоле под крылом (фиг. 21, *II, III*). Это уменьшает лобовое сопротивление силовой установки.

3. МОТОРНЫЕ РАМЫ И ДРУГИЕ ВИДЫ КРЕПЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ К КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА

Для установки двигателя и его крепления к конструкции фюзеляжа или крыла применяются моторные рамы или другие виды крепления. Независимо от типа конструкции крепления двигателя к самолету они должны удовлетворять следующим основным требованиям:

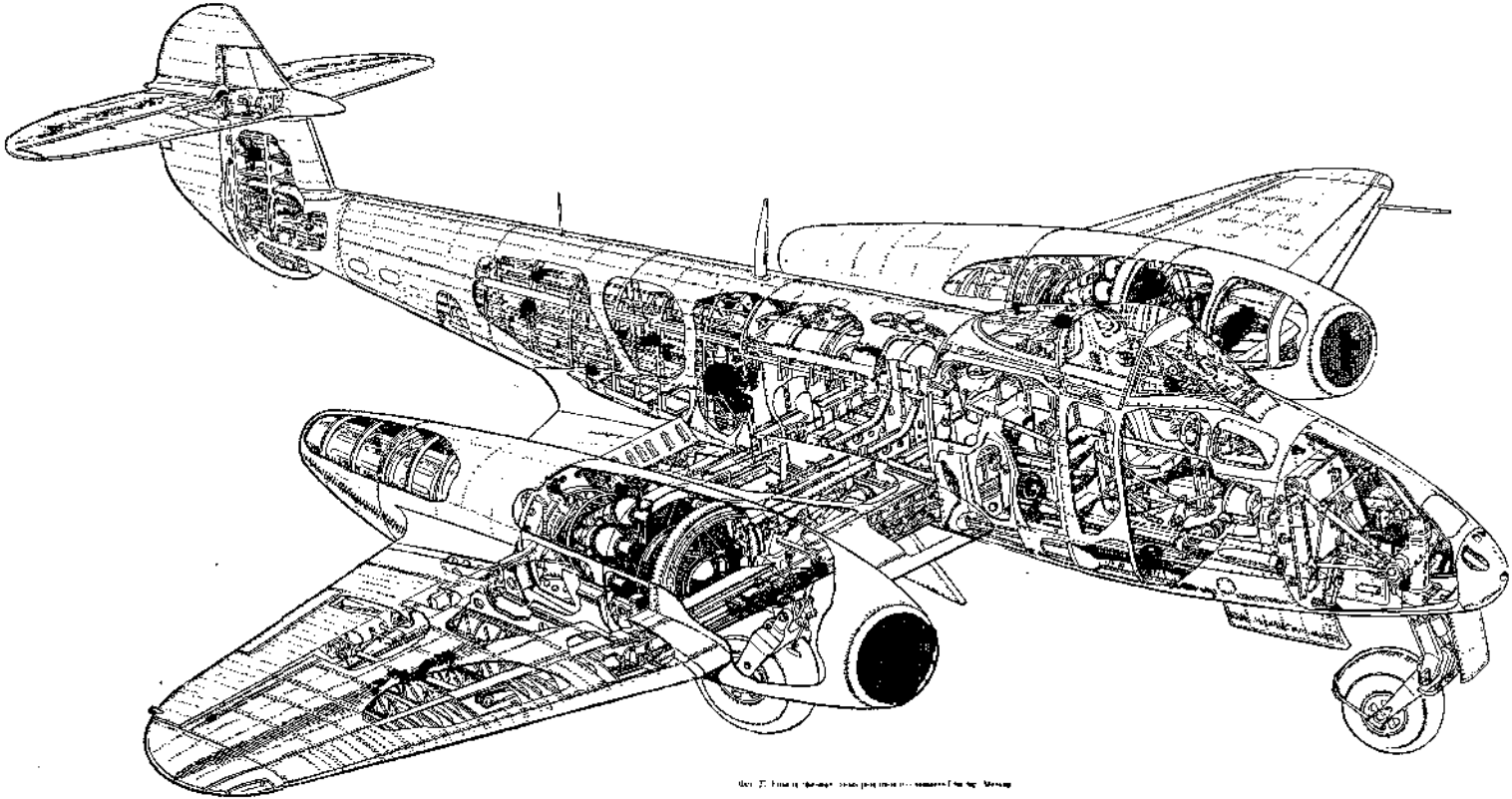
1. Минимальный вес при достаточной прочности (статической и динамической) и жесткости.

2. Свободный доступ к системам и агрегатам двигателя во время сборки, эксплуатации и ремонта самолета.

3. Простота и компактность соединений элементов конструкции, позволяющая легкую замену двигателя (или двигателя вместе с моторамой) и отдельных агрегатов установки.

4. Эластичность крепления двигателя к раме или рамы к самолету, поглощающая вибрации.

5. Возможность перемещения элементов конструкции при деформациях, а также при температурных расширениях двигателя.



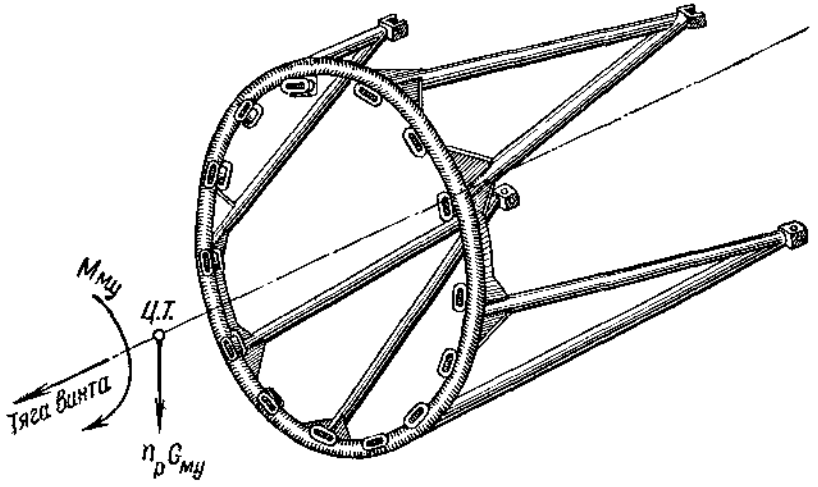
Нагрузки, действующие на моторные рамы

На моторную раму действуют следующие нагрузки (фиг. 24):

1) вес силовой установки, состоящий из веса всех ее агрегатов (двигателя, винта с коком, обтекателей, рамы или других элементов крепления двигателя к конструкции самолета) $G_{м.у}$;

2) инерционные силы при неустановившемся полете, величина которых определяется коэффициентом перегрузки $n_{м.у}$;

3) тяга P, создаваемая воздушным винтом или реактивным двигателем;



Фиг. 24.

4) реактивный момент от винта $M_{жу}$ (для самолетов с воздушным винтом);

5) аэродинамические нагрузки, действующие на гондолу или на капот силовой установки.

Силы от весовых и инерционных нагрузок во всех случаях проходят через центр тяжести установки, а их направление задается нормами прочности.

В нормах прочности предусматриваются расчетные случаи, для которых даются коэффициенты эксплуатационной перегрузки и коэффициент безопасности f. Приведем несколько примеров.

1. *Случай* $A_{м.у}$ соответствует случаю A крыла; для него эксплуатационная нагрузка определяется по формуле

$$P^{э}_{A_{м.у}} = G_{м.у}\,(n^{э}_{A}+1{,}5),$$

где $G_{м.у}$ — вес силовой установки;

$n^{э}_{A}$ — эксплуатационная перегрузка для случая A крыла.

Направление нагрузки $P^{э}_{A_{м.у}}$ соответствует случаю A крыла.

Стоящая в скобках величина 1,5 учитывает возникающие при вращении самолета вокруг его центра тяжести дополнительные силы инерции вследствие расположения моторной установки на некотором расстоянии от центра тяжести.

2. *Случай* $D_{м.у}$ соответствует случаю D крыла; нагрузка в этом случае действует снизу вверх и определяется по формуле

$$P^э_{D\ м.у} = G_{м.у}(n^э_D + 1{,}5),$$

где $n^э_D$ — эксплуатационная перегрузка для случая D, определяемая по формуле

$$n^э_D = n^э_A \frac{c_{yD}}{c_{yA}}.$$

3. *Посадочные случаи* предусматривают нагрузки на моторную раму в соответствии с расчетными случаями для шасси.

4. *Случай* $H_{м.у}$ предусматривает действующие на силовую установку боковые нагрузки, которые определяются по формуле

$$P^э_{H_{м.у}} = \pm n^э_H G_{м.у},$$

где $n^э_H$ принимается для всех самолетов равной 1,5.

5. *Случай* $M_{м.у}$ предусматривает нагрузки, действующие на моторную раму при работе двигателя на стоянке. В этом случае берутся максимальная тяга и максимальный момент от винта.

В нормах прочности, кроме указанных случаев нагружения моторных рам, рассматривают также случаи совместного действия нагрузок:

$$A_{м.у} + M_{м.у};\quad D_{м.у} + M_{м.у}\quad \text{и}\quad H_{м.у} + M_{м.у}.$$

Сечения каждого элемента конструкции моторной рамы определяют по максимальным значениям осевых сил и изгибающих моментов, полученных из всех расчетных случаев.

Прочность моторной рамы проверяют статическими и динамическими испытаниями.

Классификация моторных рам

Моторные рамы разнообразны по конструкции, однако, если принять за основу силовой схемы рамы тип двигателя и его расположение на самолете, то можно все конструкции моторных рам классифицировать (табл. 1. VII).

1. Ферменные моторные рамы для рядных поршневых двигателей применяются двух типов.

Рамы с поперечной связью (табл. I. VII, схема 1) под двигатели, картеры которых не рассчитаны на боковые нагрузки. Основными элементами таких конструкций являются два параллельных связанных между собой подмоторных бруса *1*, поперечная связь *2* и пространственная ферма, при помощи которой вся установка крепится к самолету.

Рамы без поперечных связей (табл. 1, схема 2) под двигатели, картеры которых рассчитаны на боковые нагрузки. Картер двигателя в этом случае заменяет поперечную связь. Основными элементами таких конструкций являются подмоторные брусья *1* и подкосы *2*.

В рамах под *звездообразные* поршневые двигатели (табл. 1. VII, схема 3) основными элементами являются: кольцо *1*, к которому крепится двигатель, и пространственная ферма, состоящая из нескольких прямолинейных подкосов *2*, образующих опорную систему, связывающую кольцо с узлами крепления рамы к самолету. Пространственные фермы чаще всего выполняют однопролетными, но иногда встречаются моторные рамы с составной пространственной фермой, образующей два или три пролета (табл. 1. *VII*, схема 4).

Многопролетность рам вызывается необходимостью создать жесткую ферму при значительном выносе двигателя вперед.

2. Балочные моторные рамы представляют собой консольную балку, закрепленную в крыле или фюзеляже (табл. 1. *VII*, схема 5). Такие рамы обычно состоят из двух независимых половин: правой и левой.

3. Балочно-ферменные моторные рамы. К балочно-ферменным относятся такие рамы, в которых часть элементов работает как балки, а часть — как стержни фермы. Такие рамы применяются довольно часто. В табл. 1. *VII* на схеме 6 показана рама под рядный поршневой двигатель с картером, не работающим на боковые нагрузки. В силовую схему этой рамы включена нижняя часть обшивки капота. К обшивке капота крепятся два бруса *1* и две поперечные полурамы *2*. Задняя полурама связана подкосом с фюзеляжем. Характерным примером такой конструкции служит силовая установка, изображенная на фиг. 28.

К балочно-ферменным относятся также рамы, в которых брусья работают как двухопорные балки с консолью (табл. 1. *VII*, схема 7). Силовая схема такой рамы состоит из двух плоских ферм, образуемых подмоторными брусьями *1* и подкосами *2*.

Рамы смешанной силовой схемы иногда применяются и для установки звездообразных двигателей (табл. 1. *VII*, схема 8). В этом случае двигатель крепится стержнями непосредственно к гондоле, являющейся силовым агрегатом типа полумонокок.

4. Моторные рамы-постаменты применяются в тех случаях, когда двигатель крепится к самолету не через специальную ферму или балку, а устанавливается непосредственно в фюзеляже или крыле. Конструкция самолета в месте крепления двигателя усиливается и образует как бы постамент под двигатель. Такие установки применяются в самолетах, где мощность передается от двигателя к винту посредством удлиненного вала или трансмиссии (см. фиг. 33).

Конструкция моторных рам

Конструктивные элементы моторных рам изготовляются из высококачественных сталей или алюминиевых и магниевых сплавов и соединяются при помощи сварки, заклепок и, реже, болтов.

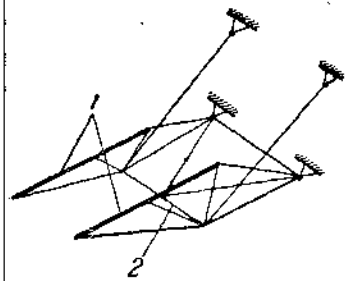
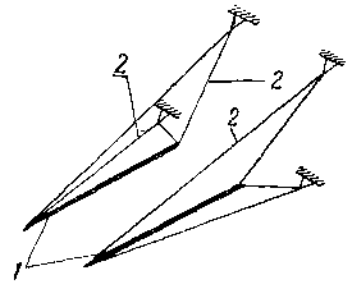
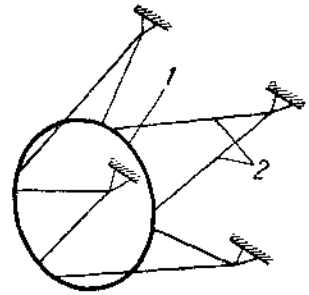
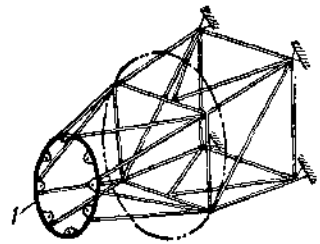
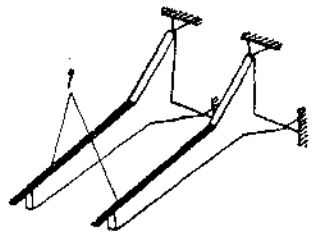
На фиг. 25 показана моторная рама самолета Пе-2 сварная, ферменного типа, с поперечной связью. Две трубы *1* диаметром 40×37 *мм* укреплены на поперечной связи при помощи пространственных ферм из труб. К этим трубам приварены профили *2* коробчатого сечения, на которые положены фибровые прокладки *3*, обеспечивающие равномерное прилегание картера двигателя. Двигатель крепится к раме по всей длине картера болтами, для которых в подмоторные брусья вварены втулки.

Поперечная связь состоит из массивной трубы *4*, подкрепленной в наклонной плоскости дугообразной трубой *5*. К поперечной связи сходятся все основные элементы рамы. Силовая установка крепится к конструкции самолета в четырех узлах: вверх — к узлам переднего лонжерона при помощи двух регулирующихся по длине подкосов *6*, внизу — к ферме шасси. Эластичность подвески обеспечивается установкой четырех резиновых демпферов-амортизаторов.

Два малых амортизатора установлены в сочленении рамы с узлами фермы под шасси *7*, а два больших — в средней части моторной рамы в нижних точках *8* крепления подкосов *6*.

Таблица 1. VII

Классификация моторных рам

Силовая схема	РЯДНЫЕ ДВИГАТЕЛИ		ЗВЕЗДООБРАЗНЫЕ ДВИГАТЕЛИ	
	Рамы с поперечной связью. Двигатели с картером, не работающим на боковые нагрузки	Рамы без поперечной связи. Двигатели с картером, работающим на боковые нагрузки	Простая ферма	Сложная ферма
Фермешная	 Схема 1	 Схема 2	 Схема 3	 Схема 4
Балочная		 Схема 5		

Рама-поставент

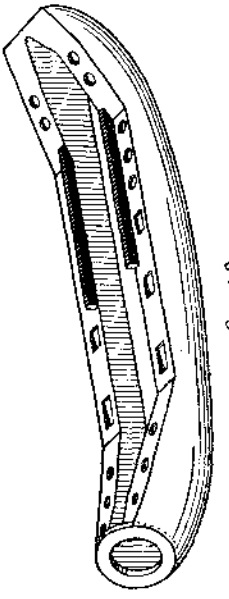


Схема 9

Балочно-ферменная

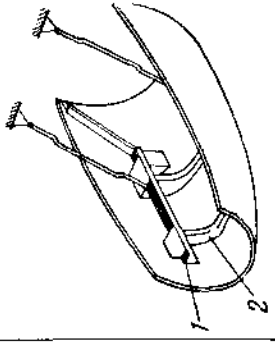


Схема 6

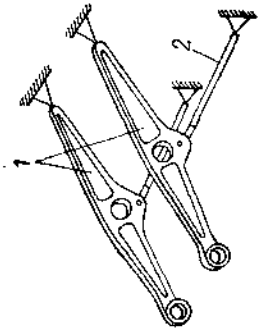


Схема 7

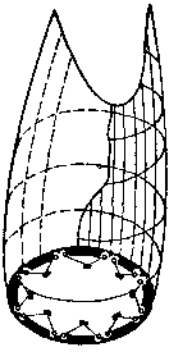
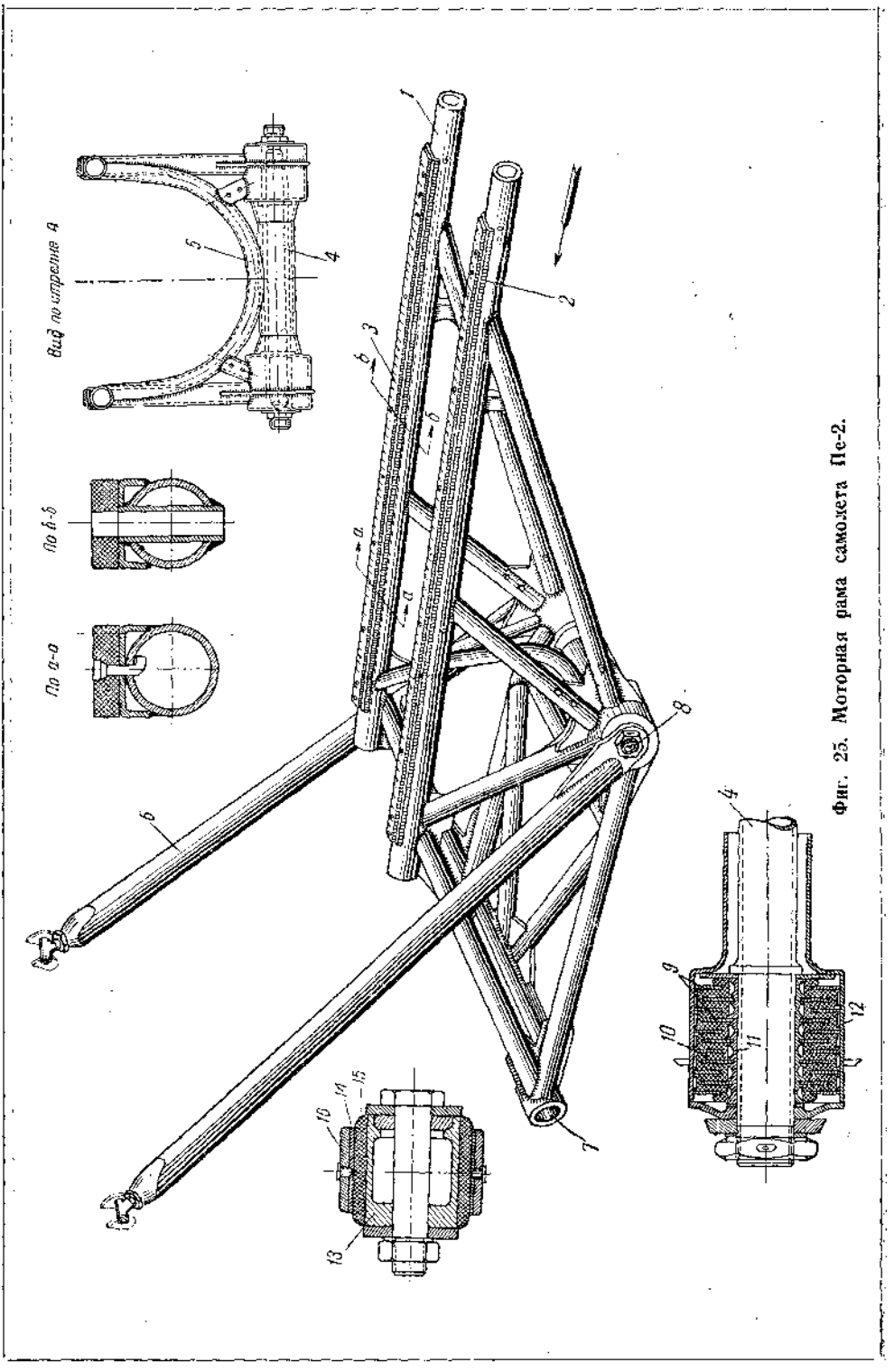


Схема 8

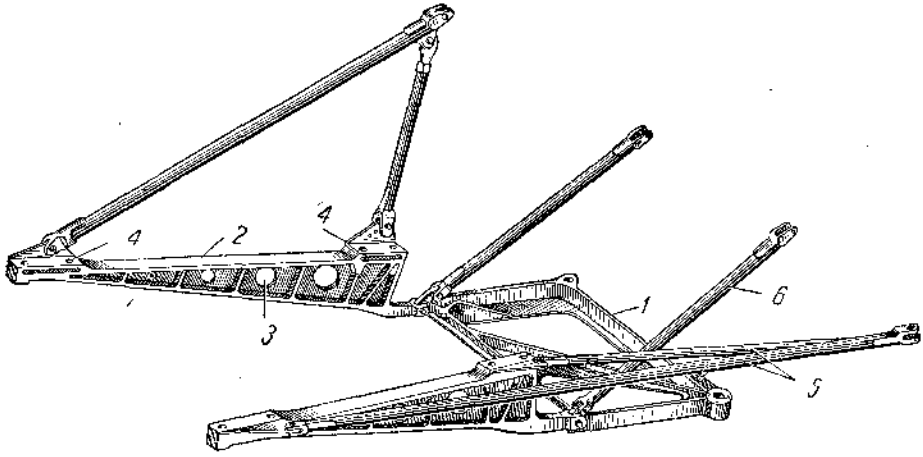


Фиг. 25. Моторная рама самолета Пе-2.

Большой амортизатор состоит из набора стальных колец *9*, между которыми завулканизирована резина *10*, прочно прилегающая к кольцам по всей поверхности. Для разборки амортизатора дуралюминовые кольца *11* выполнены из четырех частей, а наружные стальные кольца *12* сделаны разрезными. В наружных и внутренних кольцах имеются выточки, в которые раздается резина при деформации. Амортизатор заключен в кожух и насажен на трубу *4* поперечной связи.

Под действием нагрузки внутренние кольца, перемещаясь в радиальном направлении, передают через резину нагрузку на внешние кольца, кожух и подкос.

Малый амортизатор состоит из стальной втулки *13* и колец *14*, между которыми впрессован амортизирующий слой резины *15*. В собранном виде амортизатор впрессовывается в обойму *16*, являющуюся составной частью рамы.



Фиг. 26. Моторная рама без поперечной связи брусьев.

Моторная рама, показанная на фиг. 26, представляет собой пространственную ферму с задней поперечной горизонтальной связью — рамой жесткости *1*, отштампованной из алюминиевого сплава. Подмоторные брусья *2* отштампованы из алюминиевого сплава в виде балочек, имеющих отверстия облегчения *3*. Двигатель устанавливается на выступы *4*.

Боковые *5* и задние *6* подкосы из хромомолибденовых труб крепятся к элементам рамы и к конструкции самолета болтами. Отсутствие поперечной связи между брусьями, которую заменяет работающий на боковые нагрузки картер двигателя, уменьшает вес рамы.

Амортизаторы установлены в узлах крепления двигателя к раме. Рама крепится к крылу и гондоле шестью узлами.

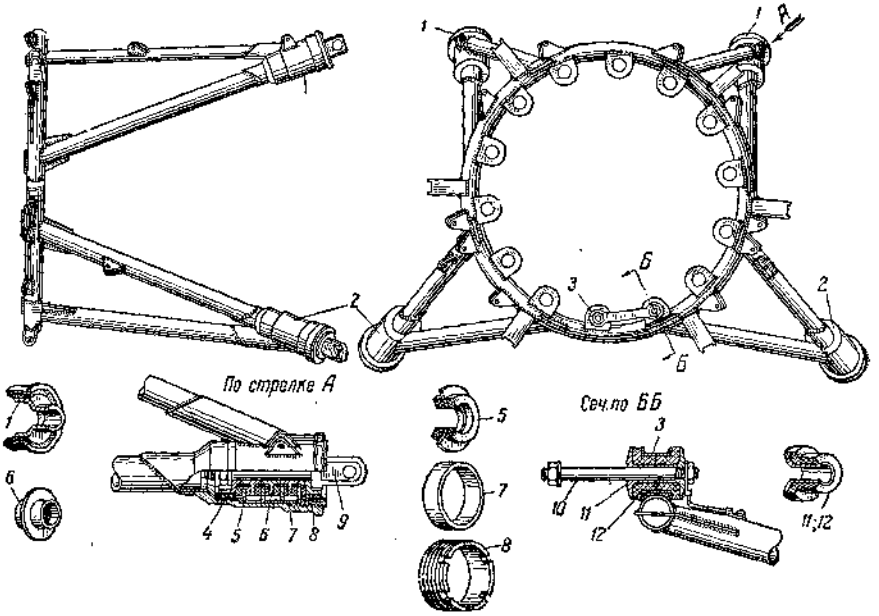
На фиг. 27 изображена моторная рама самолета Ил-12.

Рама ферменной конструкции сварена из хромансилевых труб и состоит из кольца и восьми подкосов. Передние концы подкосов приварены к кольцу, а задние концы сведены попарно в четыре узла, которыми рама крепится к узлам на мотогондоле.

Двигатель крепится к кольцу рамы четырнадцатью шпильками *10*, проходящими через стальные втулки *11* с привулканизированными к ним резиновыми амортизационными втулками *12*. В каждые из четырнадцати втулок *3*, приваренных к кольцу моторамы, вставлены по две амортиза-

ционные втулки *12*. В свободном состоянии зазор между втулками *11* составляет 4 *мм*. При затяжке шпильки этот зазор исчезает и создается предварительный натяг амортизаторов. Толщина стенок резиновой втулки 9 *мм*.

Чтобы свести к минимуму влияние вибрации винтомоторной установки на конструкцию крыла, в дополнение к амортизаторам на кольце рамы предусмотрены амортизаторы в узлах *1* и *2* крепления рамы к мотогондолам. Каждый из этих амортизаторов состоит из четырех стальных шайб *5* с привулканизированными к ним с одной стороны толстыми, а с другой — тонкими резиновыми амортизационными шайбами, трех рас-



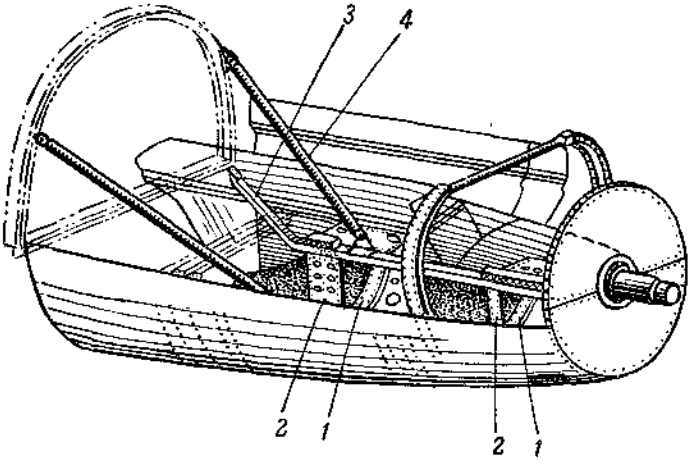
Фиг. 27. Конструкция моторной рамы самолета Ил-12.

1—верхние узлы с амортизаторами; *2*—нижние узлы с амортизаторами; *3*—втулка крепления двигателя к мотораме; *4*—распорная чашка; *5*—шайба с привулканизированными резиновыми шайбами; *6*—распорная втулка; *7*—втулка; *8*—затяжная гайка; *9*—вильчатый болт; *10*—болт крепления двигателя; *11*—втулка; *12*—резиновая втулка.

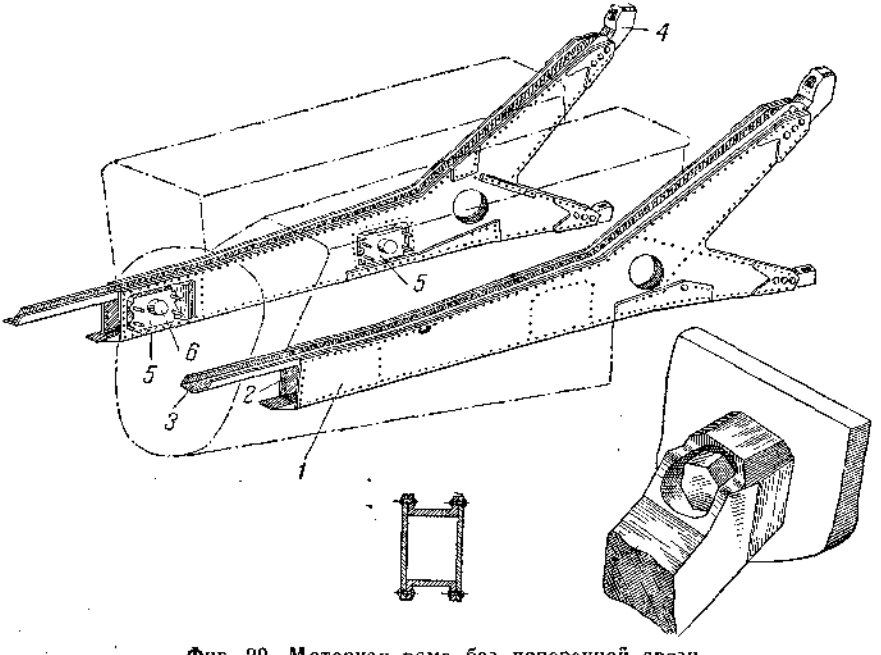
порных втулок *6* с шайбами, двух стальных чашек *4* с привулканизированными к ним резиновыми амортизационными втулками и трех распорных стальных втулок *7*, устанавливаемых между шайбами *5*. Распорная втулка с шайбой надевается на ушковый болт и стягивается корончатой гайкой с последующей контровкой. Собранный пакет вставляется в стакан узла до упора и затягивается гайкой с торцевыми шлицами.

К раме прикреплены кронштейны крепления задней части капота и кронштейны для фермы маслорадиатора.

На фиг. 28 изображена моторная рама, представляющая собой несущую нижнюю часть металлического корпуса носовой части фюзеляжа. Для создания жесткости в боковом направлении к корпусу приклепаны две поперечные полурамы *1* из листового дуралюмина. В местах крепления двигателя установлены четыре опорных кронштейна *2*. Кронштейны и полурамы связаны между собой двумя продольными дуралюминовыми



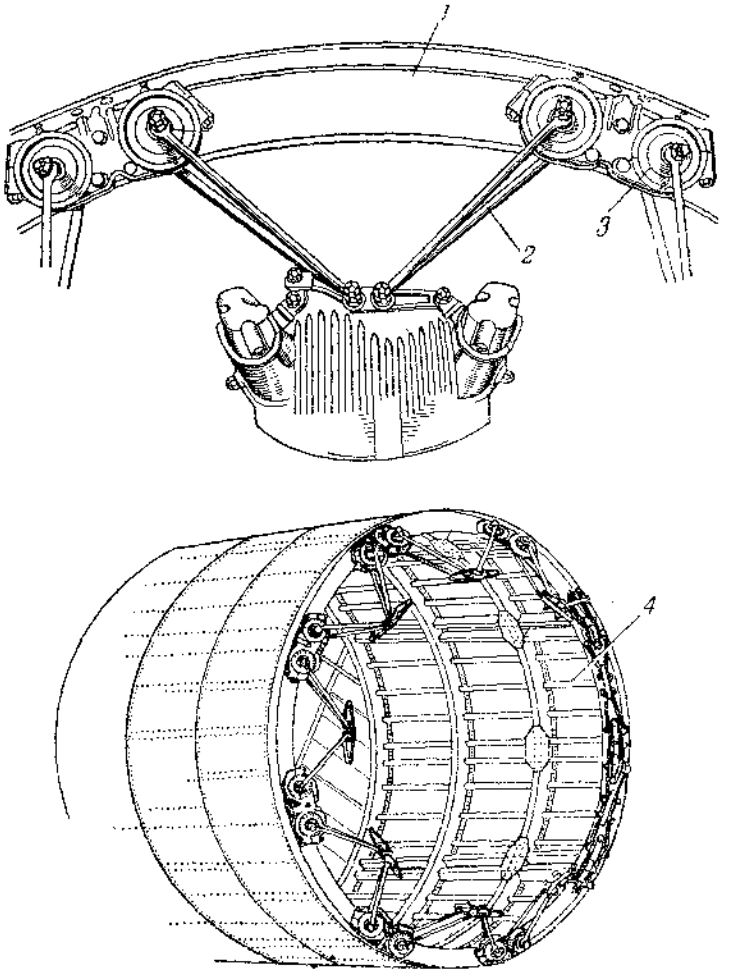
Фиг. 28. Моторная рама с работающей обшивкой.



Фиг. 29. Моторная рама без поперечной связи.

профилями *3* Г-образного сечения. Задняя полурама (дуга) и продольный профиль *3* связаны узлом, усилие от которого через трубчатый подкос *4* передается на конструкцию фюзеляжа. Узел и подкос изготовлены из термически обработанного хромансиля.

Картер двигателя устанавливается на продольные профили и крепится к ним болтами. В местах крепления двигателя к профилю *3* снизу



Фиг. 30. Моторная рама балочно-лонжеронного типа.

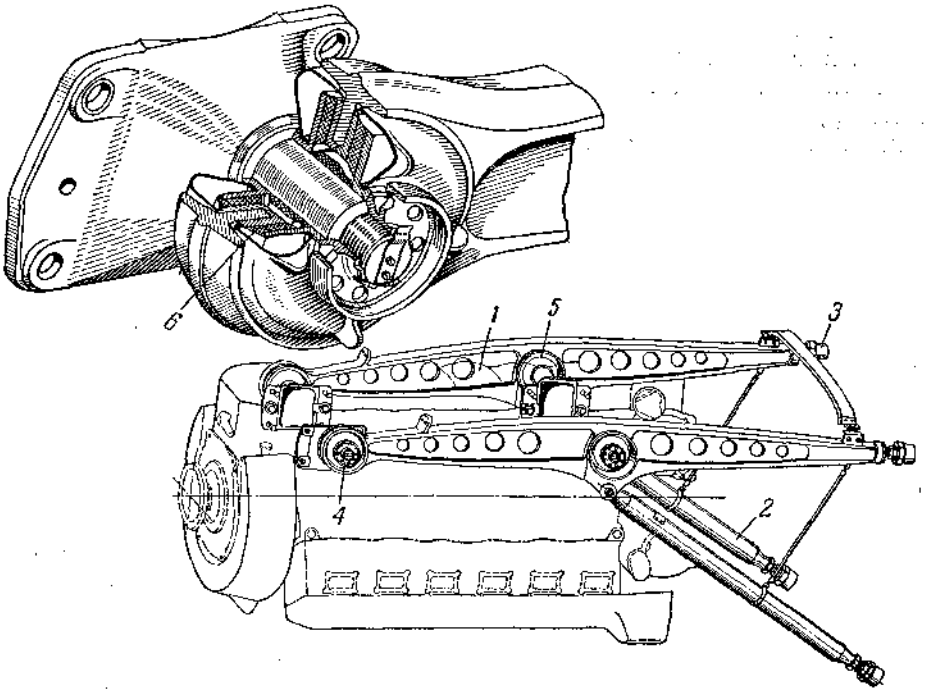
приклепаны литые кронштейны, через которые проходят крепежные болты. Между лапками картера и профилями *3* проложены фибровые и резиновые прокладки.

Основная нагрузка от двигателя передается полурамами и кронштейнами на броневой корпус, а с корпуса — на нижнюю переднюю часть фюзеляжа. Часть нагрузки воспринимают подкосы.

Моторная рама, приведенная на фиг. *29*, состоит из двух мощных дуралюминовых балок (брусьев) *1* коробчатого сечения, которые в месте подхода к фюзеляжу разветвляются к двум опорам с узлами *4* крепления к фюзеляжу. Каждая балка состоит из стенки *2*, верхних и нижних про-

филей *3* и боковых накладок для жесткости или местного усиления конструкции.

Двигатель подвешен к балкам на специальных цапфах *5* в четырех узлах на упругих опорах. Узлы опор входят внутрь балки через вырезы во внутренней стенке и крепятся к балке болтами. На корпусе каждой опоры имеется цилиндрический выступ *6*, который плотно входит в соответствующее углубление в картере двигателя.



Фиг. 31. Моторная рама, штампованная из электрона.

Моторная рама, изображенная на фиг. 30, представляет собой клепаную дуралюминовую толкостенную конструкцию. Конструкция моторной гондолы выполнена так, что к ней непосредственно крепится двигатель. Для этой цели в гондоле установлен мощный шпангоут *1*, к которому крепятся трубчатые кронштейны-подвески *2*. В местах крепления кронштейнов к шпангоуту установлены амортизаторы *3*. Каркас гондолы состоит из шпангоутов, обшивки и часто расположенных стрингеров *4*, усиленных в местах крепления двигателя.

Гондола через подвески воспринимает всю нагрузку от ВМУ и работает как фюзеляж типа полумонокок.

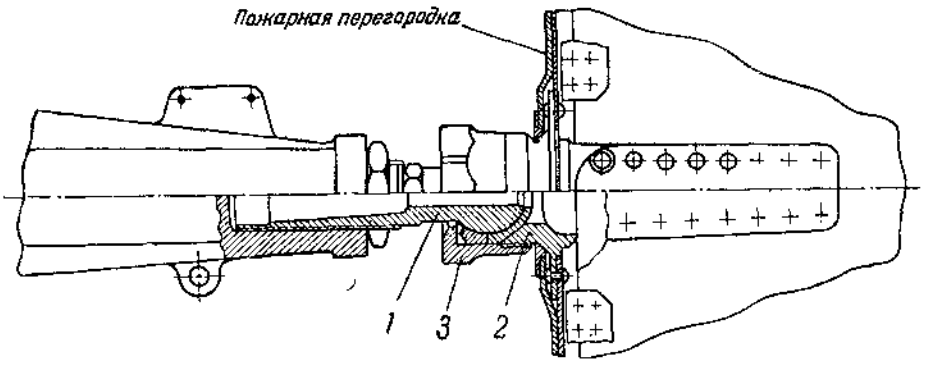
Оригинальная конструкция моторной рамы изображена на фиг. 31. Она состоит из двух независимых (правой и левой) балок *1* и подкосов *2*. Поперечных элементов рама не имеет, и боковые силы воспринимает картер двигателя. Балки и подкосы оканчиваются шаровыми наконечниками с гайками *3* для крепления к узлам конструкции самолета.

Консольная балка (брус) *1* двутаврового сечения изготовлена горячей штамповкой из электрона. В стенке балки сделаны отверстия облегчения. В местах крепления переднего *4* и заднего *5* амортизаторов и опор подкосов на балке имеются соответствующие утолщения.

Двигатель подвешен на консольных балках в четырех узлах. Цапфы двигателя входят в специальные обоймы, в которые вмонтированы резиновые амортизаторы *6*. Передние узлы крепления двигателя расположены на конце консоли балки, задние — над креплением подкосов. Подкосы крепятся к балкам болтами.

На фиг. 32 показано крепление моторной рамы к самолету, имеющее сферический шарнир. Крепление рамы происходит накидной гайкой *3*, соединяющей балку рамы с конструкцией самолета посредством шарового шарнира *1*, ввернутого хвостовиком в балку рамы и чашкой *2*, приклепанной к конструкции самолета.

Моторная рама, представленная на фиг. 33, выполнена в виде постамента, расположенного в средней части фюзеляжа за кабиной летчика. Двигатель устанавливается сверху на две продольные тонкостенные бал-



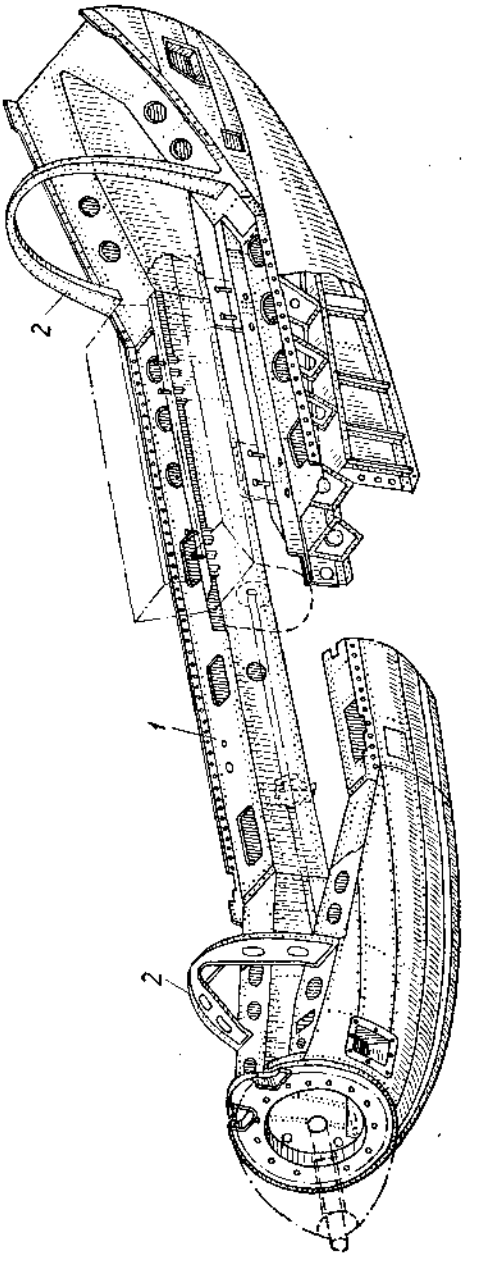
Фиг. 32. Расположение точек крепления на турбореактивном двигателе.

ки *1*, которые одновременно являются элементами конструкции фюзеляжа. Верхняя часть фюзеляжа в моторном отсеке выполнена съемной для возможности установки двигателя и ухода за ним. По концам моторного отсека поставлены шпангоуты *2*, к которым крепятся крышки. На продольных балках в местах крепления двигателя имеются соответствующие усиления.

Из рассмотренных примеров конструкций моторных рам можно сделать вывод, что установка двигателей и их крепление могут производиться одним из следующих способов.

1. Установка двигателя на опорные брусья моторной рамы с креплением по всей длине (см. фиг. 25) или на опорные площадки (см. фиг. 26, 28), для чего в картере двигателя предусмотрены соответствующие приливы. Такие схемы установки и крепления характерны для рядных поршневых двигателей. Для облегчения условий работы картера длинного рядного двигателя на изгиб и кручение точки крепления подмоторного бруса к подкосам фермы должны располагаться возможно ближе к передней части двигателя. Кроме того, для лучшего прилегания опорных поверхностей, для уменьшения влияния термических деформаций двигателя, а также для частичной амортизации колебаний между двигателем и подмоторными брусьями следует между двигателем и подмоторными брусьями устанавливать фибровые прокладки толщиной в 5—6 *мм*.

2. Установка двигателя на опорное кольцо моторной рамы с непосредственным креплением его по всей окружности кольца (см. фиг. 27), а иногда посредством стержней к усиленному шпангоуту гондолы (см. фиг. 30). Такие схемы установки и крепления характерны для звездо-



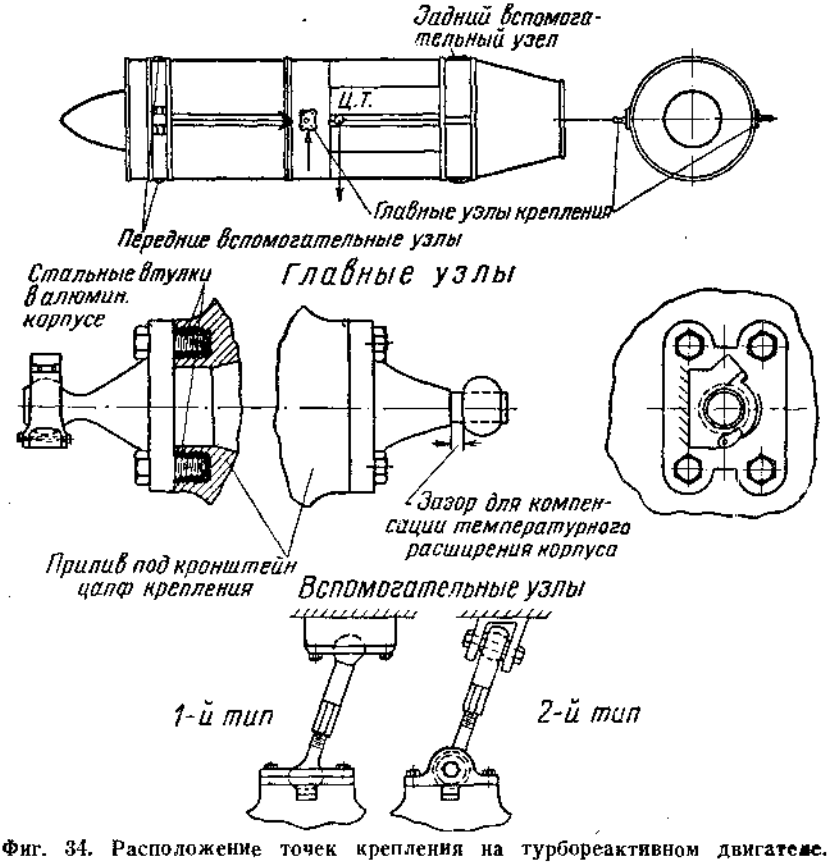
Фиг. 33. Моторная рама-постамент.

образных поршневых двигателей. Двигатель в этом случае крепится при помощи шпилек, имеющихся на картере или на специальных приливах головок цилиндров.

3. Установка двигателя на опорных цапфах (см. фиг. 29, 31), расположенных по бокам двигателя. В этом случае двигатель имеет по две цапфы с каждой стороны, при помощи которых он крепится к брусьям моторной рамы. Такая установка и крепление характерны для рядных поршневых двигателей, у которых картер рассчитан на восприятие боковых нагрузок.

Особенности крепления реактивных двигателей

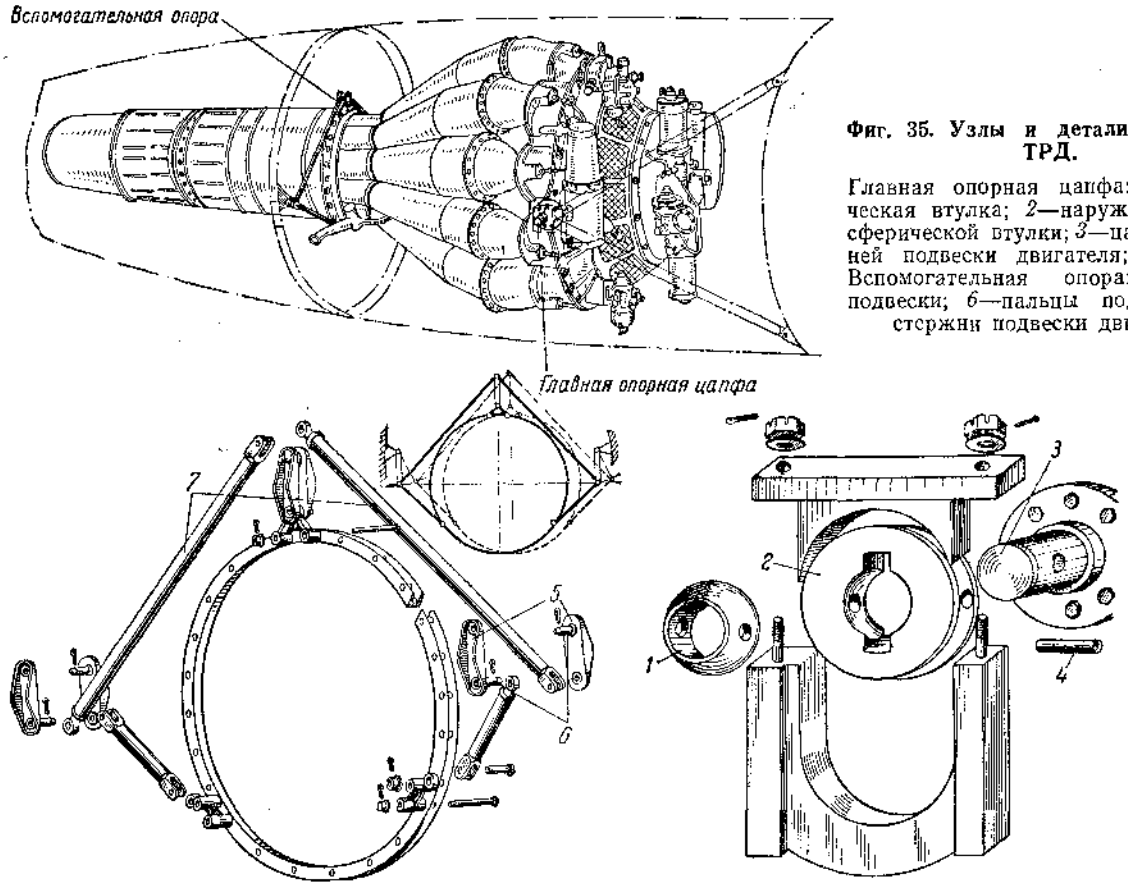
Конструкции креплений реактивных двигателей имеют существенные отличия от креплений поршневых двигателей вследствие специфичности устройства реактивных двигателей, их большей длины и более напряженного температурного режима.



Фиг. 34. Расположение точек крепления на турбореактивном двигателе.

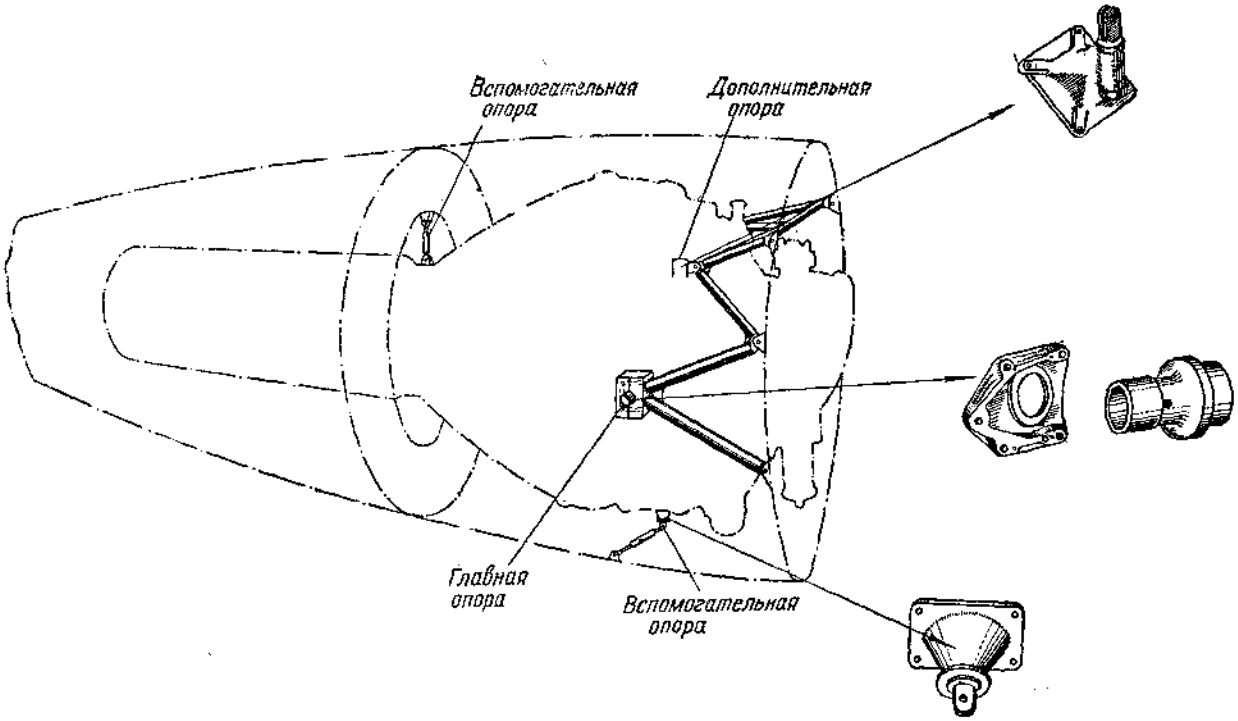
Крепление двигателя к самолету должно быть таким, чтобы в конструкции самолета не появлялись напряжения при термических деформациях двигателя, т. е. реактивный двигатель нельзя непосредственно включать в силовую схему конструкции самолета.

Часто реактивный двигатель крепится к самолету при помощи опорных цапф и переходных стержней (фиг. 34, 35). Главные опорные цапфы



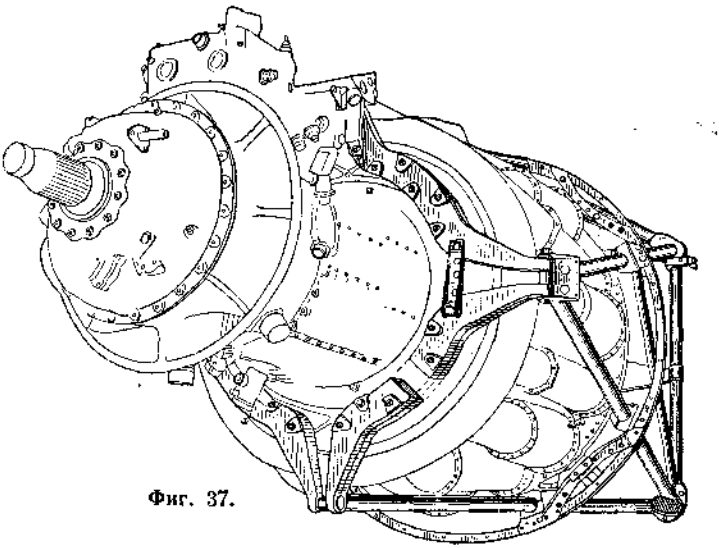
Фиг. 35. Узлы и детали крепления ТРД.

Главная опорная цапфа: *1*—сферическая втулка; *2*—наружная обойма сферической втулки; *3*—цапфа передней подвески двигателя; *4*—штифт. Вспомогательная опора: *5*—щеки подвески; *6*—пальцы подвески; *7*—стержни подвески двигателя.



Фиг. 36. Крепление двигателя ТРД.

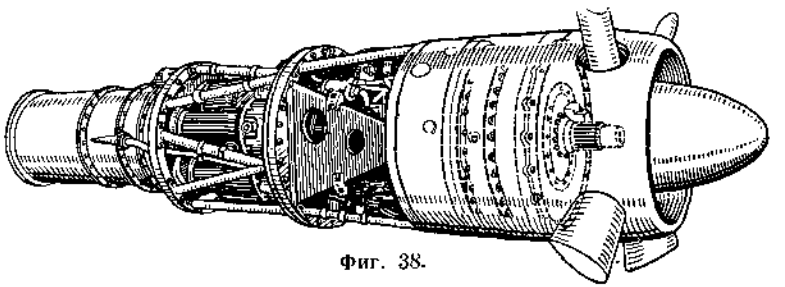
и вспомогательные опоры выполняются так, чтобы была свобода перемещения двигателя и его выхлопной трубы при температурных расширениях. Вспомогательные узлы крепления не должны воспринимать нагрузок от силы тяги двигателя. Для удовлетворения этим условиям крепления выполняются со сферическими шарнирами или с обычными шарнирами, но



Фиг. 37.

с большими люфтами в направлении оси двигателя и ей перпендикулярном (фиг. 34, см. вспомогательные узлы).

Возможны и другие конструктивные решения крепления к вспомогательной опоре; например, на фиг. 35 приведена конструкция, выполненная в виде шарнирного четырехзвенника, который позволяет свободное

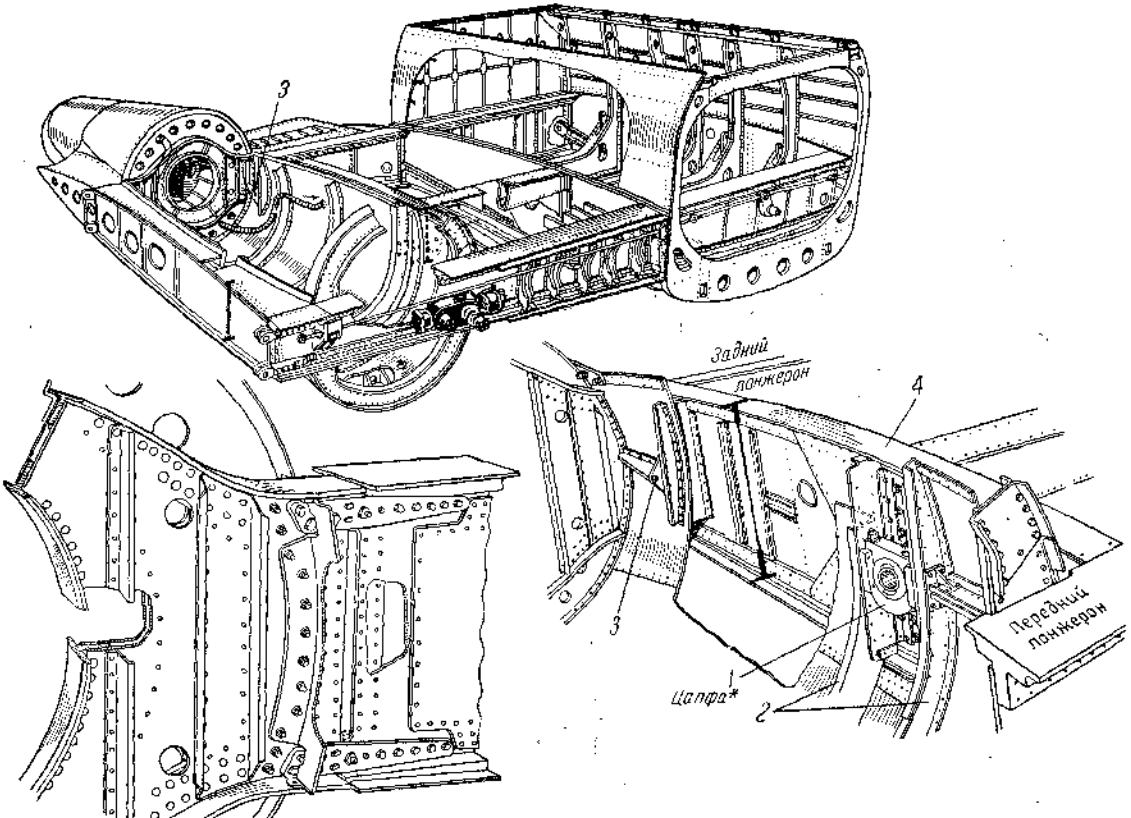


Фиг. 38.

перемещение как вдоль оси выхлопной трубы, так и в боковом направлении. Обычно реактивные двигатели имеют вблизи центра тяжести специальные приливы для главных узлов крепления, которые позволяют применить несколько вариантов конструкций крепления.

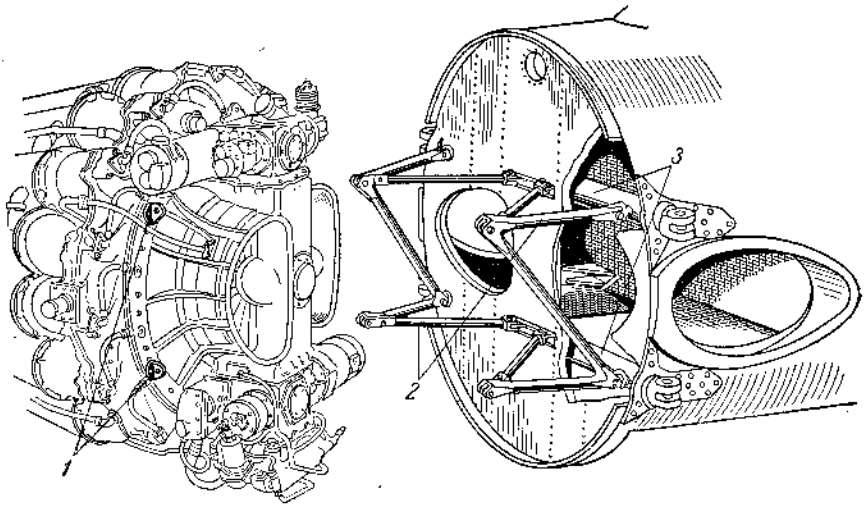
Для уменьшения нагрузки на вспомогательную опору в вертикальной плоскости некоторые двигатели имеют, кроме главных опорных цапф, дополнительные опоры (фиг. 36).

Иногда для крепления двигателей вместо цапф применяют кольца. В этом случае моторная рама может представлять собой отдельный агрегат (фиг. 37) или входить в конструкцию самого двигателя (фиг. 38).



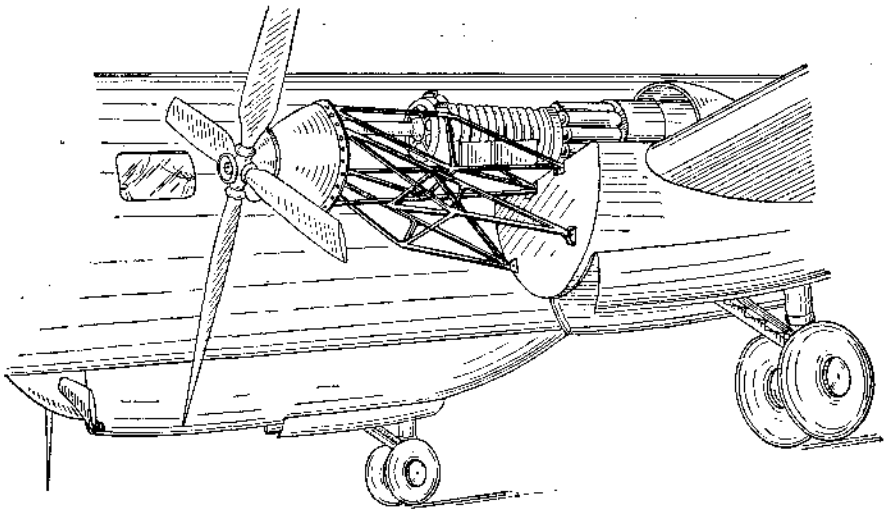
Фиг. 39. Расположение узлов крепления реактивного двигателя к конструкции крыла.
* см. фиг. **35**.

На фиг. 39 (см. также фиг. 22) показано расположение узлов крепления реактивного двигателя к конструкции крыла. Двигатель крепится главными опорными цапфами к узлам *1* расположенным на усиленных нервюрах *4* и шпангоуте *2* гондолы. На усиленной нервюре вблизи заднего



Фиг. 40. Крепление реактивного двигателя на самолете (см. фиг. 15).

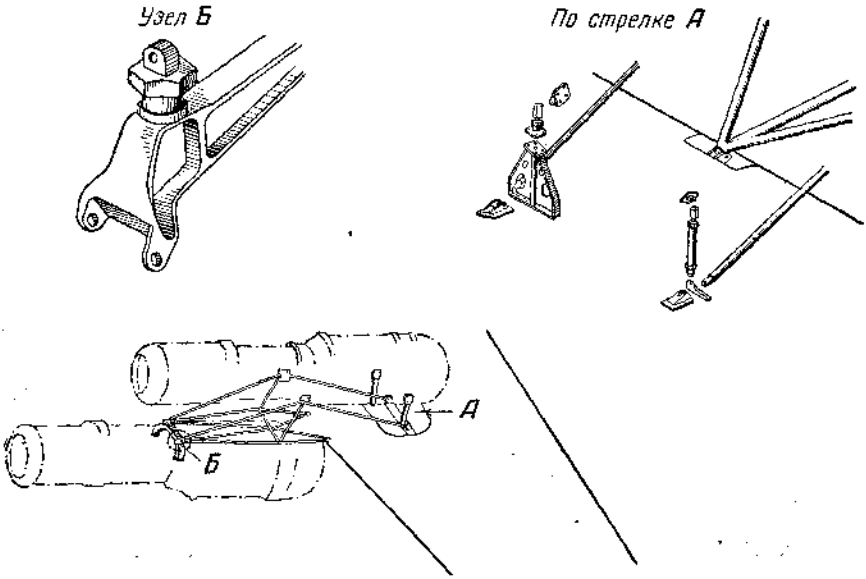
лонжерона расположены вспомогательные узлы *3* крепления двигателя. Задний лонжерон в месте гондолы двигателя выполнен в виде кольцеобразной рамы. Внутри этой рамы помещается выхлопная труба двигателя.



Фиг. 41.

На фиг. 40 (см. также фиг. 15) показано крепление двигателя к конструкции фюзеляжа-гондолы. В передней части корпуса двигателя имеется четыре узла *1*, которыми при помощи фермы *2* крепится двигатель к лонжерону *3* крыла.

На фиг. 41 приведено крепление турбовинтового двигателя с вынесенным редуктором. Двигатель с редуктором крепится при помощи моторной рамы ферменной конструкции.



Фиг. 42. Крепление спаренных ТРД к крылу самолета.

На фиг. 42 дана ферменная моторная рама для крепления спаренных газотурбинных двигателей.

Амортизаторы моторных рам

Частота собственных колебаний конструкций современного самолета обычно находится внутри эксплуатационного диапазона частот возмущающих сил от силовой установки; особенно это справедливо по отношению к двигателям с воздушными винтами. Это заставляет обращать особое внимание на амортизацию в местах крепления силовой установки. Амортизацию применяют для снижения частоты передаваемых самолету импульсов во избежание резонанса, который может привести к разрушению конструкции самолета и силовой установки.

Собственные частоты можно понизить, уменьшая жесткость крепления моторной рамы и двигателя с помощью специальных приспособлений — амортизаторов, причем амортизаторы подбираются так, чтобы все собственные частоты крепления были ниже частот импульсов силовой установки при эксплуатационных числах оборотов двигателя.

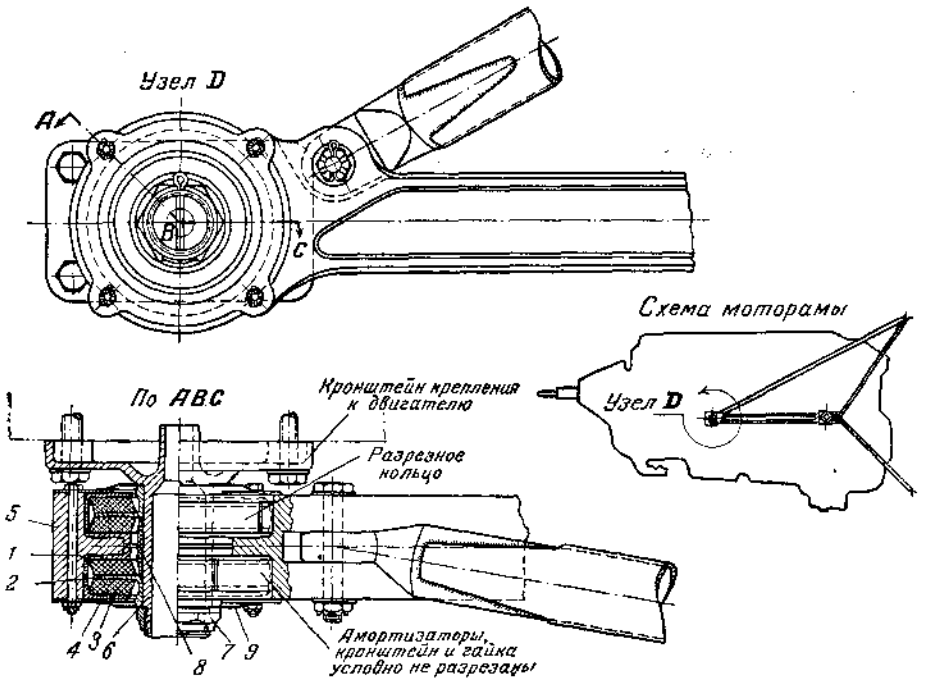
Амортизация крепления силовой установки применяется и в тех случаях, когда опасность резонанса отсутствует. В этом случае она необходима для смягчения усталостных нагрузок моторных рам и конструкции самолета, а также для устранения неприятных ощущений, вызываемых вибрацией самолета у пассажиров и экипажа.

Ориентировочно можно считать, что допустимые с физиологической точки зрения амплитуды колебаний A ($см$) связаны с их частотой ν (в мин.) равенством

$$A\nu^{0,5} \leqslant 4 \div 5.$$

Хотя у силовых установок с турбореактивными двигателями благодаря высокой их уравновешенности и большому числу оборотов явление резонанса исключается, все же желательно применять амортизацию и для ТРД. О расчете амортизации см. книгу «Самолетные силовые установки» В. И. Поликовского, Оборонгиз, 1952.

Амортизаторы силовой установки обычно ставятся в узлах крепления двигателя к моторной раме, иногда их ставят в узлах крепления рамы к конструкции самолета.



Фиг. 43. Конструкция амортизатора типа ЦАГИ.

В некоторых случаях (см. фиг. 27) амортизаторы устанавливают как в узлах крепления двигателя, так и в узлах крепления моторной рамы к самолету. Очевидно, что такая амортизация приводит к более полной изоляции конструкции самолета от колебаний силовой установки.

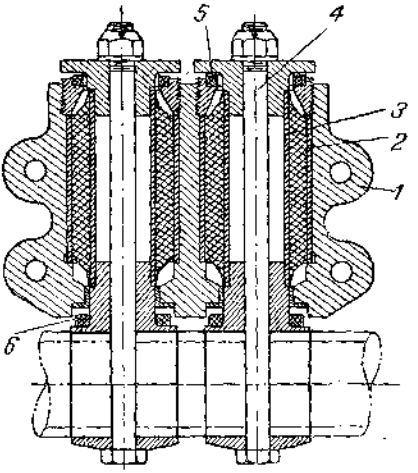
Жесткость моторной рамы в разных направлениях различна и соответственно различны и собственные частоты колебаний, а следовательно, различна и потребная степень амортизации. Это достигается вследствие разных модулей резины на срез и сжатие, а также различной толщины амортизаторов.

В разделе «Конструкции моторных рам» было дано несколько примеров устройства амортизаторов, в данном же разделе рассмотрим более подробно основные типы конструкций амортизаторов.

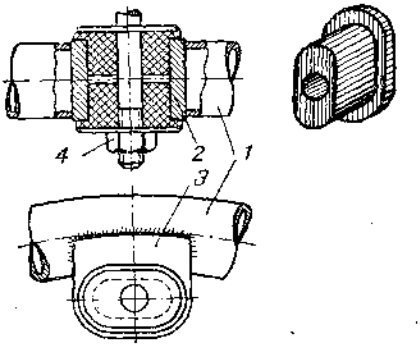
Амортизаторы под блочные рядные двигатели. Простейшим амортизатором под рядный двигатель являются резиновые прокладки, положенные в местах крепления картера к моторной раме. Но такие прокладки обеспечивают лишь частичное поглощение вибраций.

В более усовершенствованных амортизационных устройствах резиновые шайбы или втулки завулканизированы в металлические шайбы или втулки.

На фиг. 43 показан амортизатор, разработанный ЦАГИ для случая, когда двигатель крепится к моторной раме посредством цапф, установленных на боковой усиленной части картера. Рама, для которой предназначен данный амортизатор, состоит из двух брусьев, имеющих по два гнезда, и системы подкосов, которые крепятся к фюзеляжу или лонжеронам

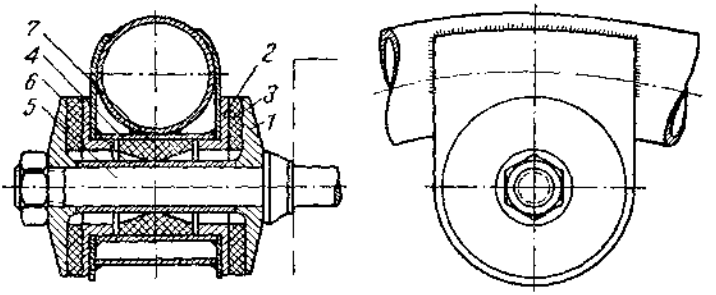


Фиг. 44. Амортизатор типа «Лорд».



Фиг. 45. Амортизатор «Втулка».

крыла. В каждое гнездо подмоторного бруса вставляются два амортизатора, которые затягиваются гайкой, имеющейся на цапфе. Амортизатор состоит из металлических шайб *1*, *2* и *3*, между которыми завулканизированы слои резины *4*. Шайбы *1* и *3* неподвижно укреплены в гнезде подмоторного бруса *5*, а шайбы *2* надеваются на подмоторную цапфу *6*



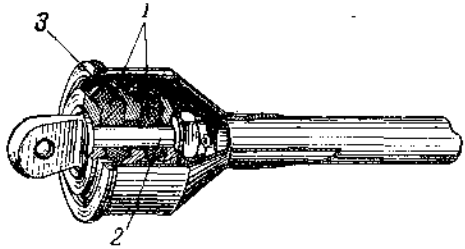
Фиг. 46. Амортизатор типа ЦАГИ под звездообразный двигатель.

и зажимаются на ней гайкой *7*. Между шайбами *2* поставлена ограничительная втулка *8*. Во избежание попадания внутрь амортизатора бензина, масла и грязи амортизатор закрыт крышками *9*.

Амортизаторы типа «Лорд» изображены на фиг. 44. Двигатель в этом случае укреплен при помощи четырех пар амортизаторов. Каждый амортизатор крепится внешней втулкой *2* в корпусе *1*, который прикреплен к картеру двигателя. Внутренняя втулка *3* амортизатора крепится болтами *4* к подмоторному брусу. Ограничителями перемещения служат резиновые кольца *5* и *6*, закрепленные в гайке корпуса и на втулке болта.

Амортизаторы под звездообразные двигатели. Довольно широко распространена упругая подвеска звездообразных двигателей с использованием амортизаторов типа «Втулка» (фиг. 45). В этом случае по кольцу *1* моторной рамы устанавливаются металлические гнезда *2*, которые привариваются к кольцу рамы при помощи боковых металлических накладок *3*. В каждое гнездо закладывают резиновые втулки, внутри которых проходят болты *4* крепления двигателя. Во всех направлениях резина втулки работает на сжатие, но, вследствие того что площадь сечения втулки в разных направлениях различна, жесткость амортизатора в разных направлениях также различна.

Амортизатор этого типа прост и легок. В нем не приходится привулканизировать резину к металлу. Однако ввиду того что резина в данном случае работает во всех направлениях на сжатие, эластичные свойства этого амортизатора ниже, чем тех амортизаторов, в которых резина работает на срез.



Фиг. 47. Амортизационный стакан моторной рамы самолета И-153.

Хороший амортизатор под звездообразный двигатель показан на фиг. 46. Он состоит из двух пар шайб *1* и *2* с привулканизированной к ним резиной *3*. Шайбы вставлены в гнездо *4* на кольце моторной рамы так, что шайба *2* неподвижно скреплена с рамой, а шайба *1* — с болтом *5* крепления двигателя. Между шайбами *1* и болтами *5* поставлены распорные втулки *6*. Для дополнительной жесткости и упругого соприкосновения болта со втулкой рамы при больших перемещениях двигателя во время перегрузки внутрь гнезда вставляется резиновое кольцо *7*. При перемещении двигателя в плоскости кольца рамы резина амортизаторов работает на сдвиг.

Реже встречаются моторные рамы, в которых амортизаторы смонтированы в узлах крепления рамы к самолету. На фиг. 47 дан амортизатор самолета И-153. Этот амортизатор, состоящий из двух фигурных резиновых шайб *1*, смонтированных на стыковом болте *2*, ввертывается при помощи гайки *3* в стакан узла рамы.

При установке амортизаторов следует иметь в виду, что на резину, применяемую в амортизаторах, вредно действуют бензин и масло. Поэтому амортизаторы должны быть защищены от попадания в них бензина и масла защитными корпусами или крышками. Кроме того, поскольку прочность и особенно упругие свойства амортизаторов резко ухудшаются при низких температурах (меньших —30), то их следует устанавливать вне зоны обдувки холодным воздухом и в местах, подогреваемых теплом двигателя, но при температуре не свыше +60° С.

4. КАПОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ

На современных самолетах двигатели для уменьшения лобового сопротивления заключаются в специальные обтекатели-капоты. Капоты осуществляют плавный переход от силовой установки к фюзеляжу или крылу и предохраняют двигатель и его агрегаты от загрязнения. Одновременно с этим в силовых установках с поршневыми двигателями воздушного охлаждения, турбовинтовыми и газотурбинными капоты используются для правильного распределения и направления потока воздуха, охлаждающего двигатель.

Капоты двигателей представляют собой тонкостенные конструкции, аналогичные конструкциям подкрепленной обшивки фюзеляжа или крыла. К капотам двигателей предъявляются следующие основные требования:

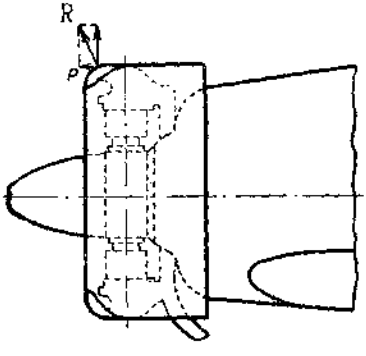
1) правильная форма с гладкой поверхностью без уступов и щелей;
2) подвод воздуха, необходимого двигателю как для его работы, так и для охлаждения на всех режимах полета;
3) достаточная прочность и жесткость при минимальном весе конструкции;
4) удобный осмотр, регулирование, снятие и постановка двигателя и агрегатов, для чего капоты должны иметь лючки с крышками различной степени быстросъемности (конструкция капотов, состоящая из быстросъемных откидных панелей, лучше всего удовлетворяет требованиям эксплуатации).

При определении основных размеров капота следует учитывать температурные деформации (радиальные и осевые) двигателя. Удовлетворение всем этим требованиям весьма усложняется, особенно для скоростных самолетов, когда на капоты действуют большие аэродинамические нагрузки, достигающие 3000—4000 *кг/м²* и выше.

Капоты звездообразных поршневых двигателей воздушного охлаждения

Первым простейшим обтекателем двигателя воздушного охлаждения было узкое *кольцо* (фиг. 48), охватывавшее головки цилиндров двигателя.

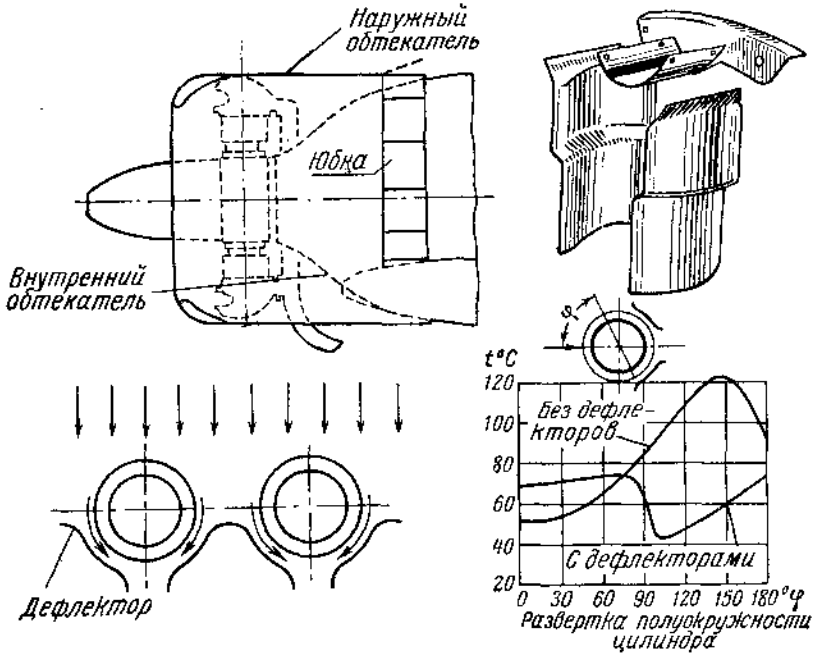
Профиль поперечного сечения кольца имеет вид крыловой дужки. При обтекании встречным потоком кольца возникает аэродинамическая сила R, наклоненная вперед, т. е. дающая составляющую P, направленную по полету и уменьшающую сопротивление установки. Кроме того, при наличии кольца улучшается и обтекание фюзеляжа. Установка кольца уменьшает сопротивление фюзеляжа с двигателем на 40—45%. Несмотря на простоту таких колец, они не получили широкого применения, так как не допускали регулирования охлаждения двигателя.



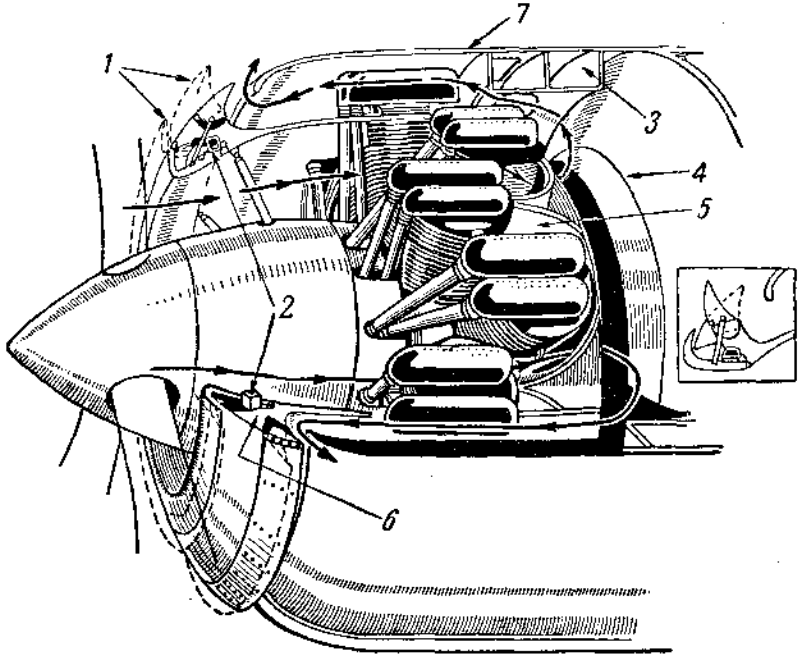
Фиг. 48. Обтекатель двигателя, выполненный в виде узкого кольца.

Капот с профилированным передним кольцом и регулируемой выходной щелью (фиг. 49) еще больше уменьшает сопротивление самолета по сравнению с узким кольцом и, кроме того, обеспечивает достаточное охлаждение двигателя на всех режимах полета. Он состоит из наружного и внутреннего обтекателей, между которыми образуется канал для прохода воздуха.

Для равномерного охлаждения цилиндров двигателя внутри капота ставят направляющие профилированные пластинки, называемые *дефлекторами* (фиг. 49), которые располагают так, чтобы обеспечить приток холодного воздуха и к задней части цилиндров. Разница между температурами воздуха, входящего в капот и выходящего из капота, без дефлекторов 40—50°, а с дефлекторами 70—75°.

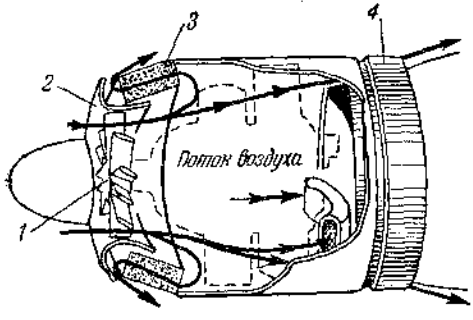


Фиг. 49. Капот двигателя воздушного охлаждения с регулируемой выходной щелью и дефлекторы.



Фиг. 50. Капот с выходом воздуха в передней кольцевой части.

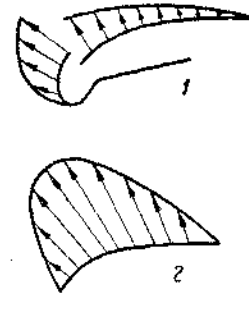
Для регулирования охлаждения двигателя на различных режимах полета такие капоты имеют регулируемые заслонки, которые устанавливаются в передней части капота перед цилиндрами двигателя (створки, жалюзи) или в задней его части («юбки»). Наиболее широкое применение получили «юбки» (фиг. 49). Обеспечивая хорошее обтекание двигателя, капоты в то же время улучшают и обтекание фюзеляжа или моторной гондолы.



Фиг. 51. Комбинированный капот.

Оригинально выполнен капот с возвратным движением воздуха, приведенный на фиг. 50. Воздух через переднее кольцевое отверстие поступает во внутреннюю часть капота, где, омывая цилиндры двигателя, изменяет направление движения и выходит снова на переднюю сторону капота через кольцевую регулируемую щель в области пониженного давления. Капот состоит из переднего подвижного кольца *1*, камеры *2* управления передним кольцом, выхлопных отводов *3*, задней кромки капота *4*, дефлекторов *5*, кольцевой щели *6* и внешней оболочки *7*. Интенсивность охлаждения регулируется изменением сечения щели между внешней оболочкой капота и передним кольцом.

Комбинированный капот. На современных самолетах с поршневыми двигателями воздушного охлаждения и ТВД иногда применяют капот с расположением в его носке радиатора для охлаждения масла (фиг. 51). Охлаждающий воздух при таком капоте поступает в переднее кольцевое отверстие и проходит через вентилятор *1*, создающий дополнительный напор. Расход воздуха регулируется передним кольцом *2*. От вентилятора одна часть воздушного потока идет к цилиндрам и выходит наружу через заднее выходное кольцо *4*. Скорость этой части потока регулируется шириной выходной щели, которую можно изменять, перемещая в осевом направлении заднее подвижное кольцо *4* с внутренним конусом. Другая часть потока, делая два поворота, проходит через масляный радиатор *3* в кольцевую щель, расположенную в области пониженного давления.



Фиг. 52. Нагрузка на переднюю часть капота.

Наличие щели изменяет распределение воздушных нагрузок на передней части капота (фиг. 52, *1*) и уменьшает их величину. При отсутствии щели (фиг. 52, *2*) нагрузки резко возрастают.

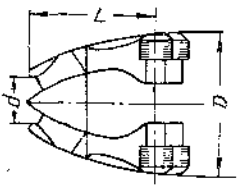
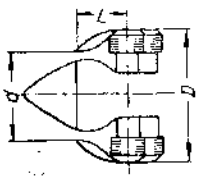
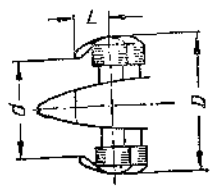
Кроме того, масляный радиатор и поток воздуха за радиатором нагревают носок капота, тем самым предохраняя его от обледенения.

При больших скоростях полета особое значение приобретает плавность контуров передней части капота. При большой кривизне контура возможно появление на капоте местных звуковых скоростей и в связи с этим увеличение лобового сопротивления. В табл. 2.VII показаны три схемы капотов и приведены наибольшие критические скорости при полете самолета с такими капотами на высоте 5000 *м*. Здесь отчетливо видно преимущество двигателей с удлиненными валами. При поршневых звез-

дообразных и турбовинтовых двигателях с удлиненными валами на втулки винтов ставятся обтекатели (коки) больших размеров, которые придают плавные обводы всему капоту.

Таблица 2. VII

Зависимость критической скорости полета от формы капота

Схема капота	$\frac{V_{кр}\ км/час}{H\ м}$	Описание капота
	$\frac{850-900}{5000}$	Вход на носке Удлиненный вал Вентилятор при рулежке и взлете $d=(0{,}4-0{,}5)\ D^*$
	$\frac{700-750}{5000}$	Кольцевой вход малой площади $d=(0{,}55-0{,}65)\ D^*$
	$\frac{450-550}{5000}$	Кольцевой вход большой площади $d=(0{,}60-0{,}80)\ D$ $\frac{L}{D}=0{,}2-0{,}3$

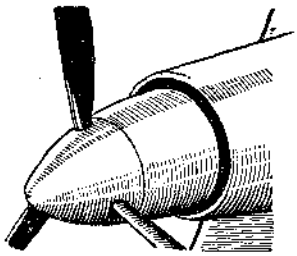
* При $M_{полета}=0{,}70$ отношение $\frac{L}{D}=0{,}90$; $M_{полета}=0{,}65$ отношение $\frac{L}{D}=0{,}55$; $M_{полета}=0{,}62$ отношение $\frac{L}{D}=0{,}50$; $M_{полета}=0{,}50$ отношение $\frac{L}{D}=0{,}25$.

Передняя кромка капота не должна быть ближе 50 *мм* от плоскости вращения задней кромки винта.

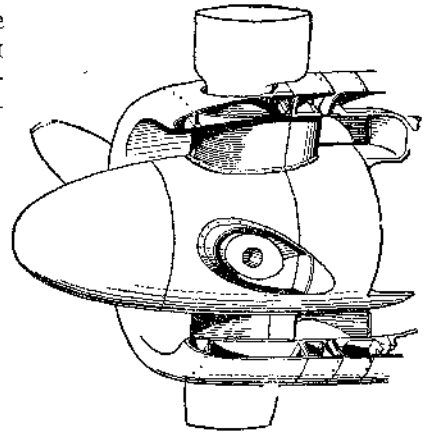
В таких капотах (фиг. 53) входные отверстия выполняют в виде узкой кольцевой щели между коком носка и капотом или в виде специального заборника воздуха. Заборники располагают обычно по бокам гондолы или в носовой части крыла, откуда воздух по туннелям поступает к двигателю.

Иногда обтекатели винтов делаются тунельными (фиг. 54), а комлевая часть винтов снабжается обтекателями и используется как вентилятор.

Размер и форма выходного отверстия капота сильно влияют на расход воздуха через капот, а следовательно, и на охлаждение двигателя и сопротивление установки. Аэродинамические исследования показали, что наиболее выгодно располагать выходные отверстия в нижней части фюзеляжа или по бокам гондолы. Нежелательно располагать выходное отверстие для воздуха перед носком крыла. Направление потока на выходе должно совпадать с направлением основного потока.

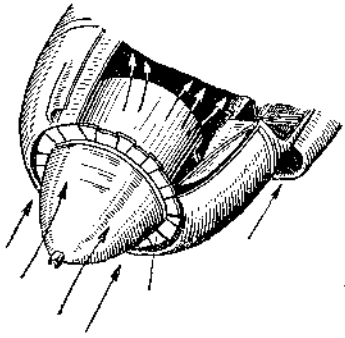


Фиг. 53.

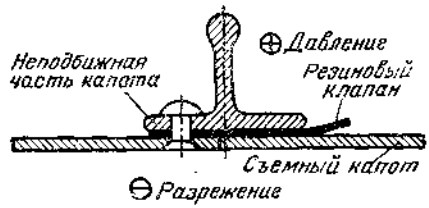


Фиг. 54.

Регулирование охлаждения посредством жалюзи или щитков на входном отверстии следует применять лишь в тех случаях, когда регулирование на выходе не может предотвратить переохлаждения двигателя на режимах пикирования и длительного планирования на малом газе. На фиг. 55 показана схема регулирования переднего входного отверстия на истребителе Ла-5.



Фиг. 55. Схема регулирования переднего входного отверстия самолета Ла-5.



Фиг. 56.

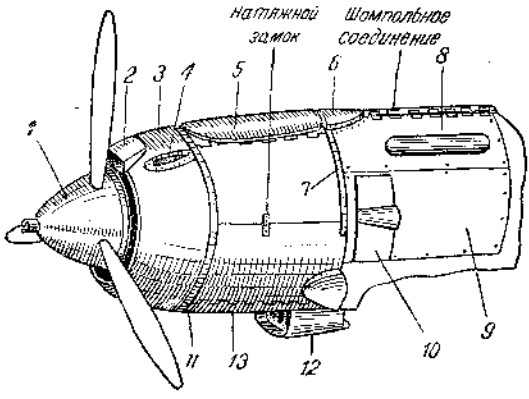
По мере увеличения скорости полета намечается определенная тенденция к уменьшению площади входного отверстия и даже к замене кольцевого входа центральным входом, находящимся на носке капота.

На уменьшение сопротивления капота сильно влияет его герметичность. Необходимо, чтобы у основания капота, где устанавливается противопожарная перегородка, не было щелей, а отверстия для выводов были плотными. Крышки к каркасу капота или панели следует крепить зажимными замками и ставить эластичные прокладки. Рекомендуется, особенно при кольцевом соединении элементов капота, применять резиновые прокладки (фиг. 56).

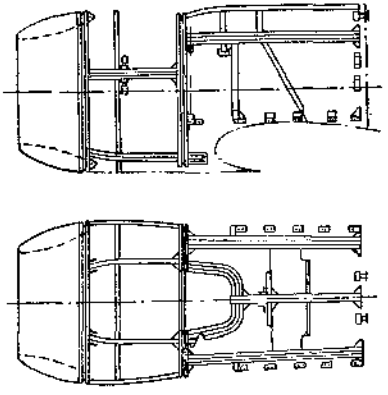
Достижение больших скоростей полета обусловило значительный рост воздушных нагрузок на капот и прежде всего на его переднюю часть.

В соответствии с величиной и характером нагрузок совершенствовались конструктивно-силовые схемы капотов. Капоты обычно изготовляются из дуралюминовых листов и профилей; иногда в качестве материала применяются магниевые сплавы. На участках, подвергающихся высоким температурам, применяется сталь и оцинкованное железо.

В современных силовых установках применяются *каркасные* и *панельные* конструктивно-силовые схемы капотов. Каркасная конструкция капота состоит из мощного каркаса и небольших съемных сравнительно гибких крышек, которые крепятся к каркасу. Панельная конструкция капота состоит из больших и достаточно жестких панелей. Встречаются конструкции и промежуточные каркасно-панельные. Рассмотрим несколько конкретных примеров конструкций капотов.



Фиг. 57. Капот двигателя самолета Ла-5.



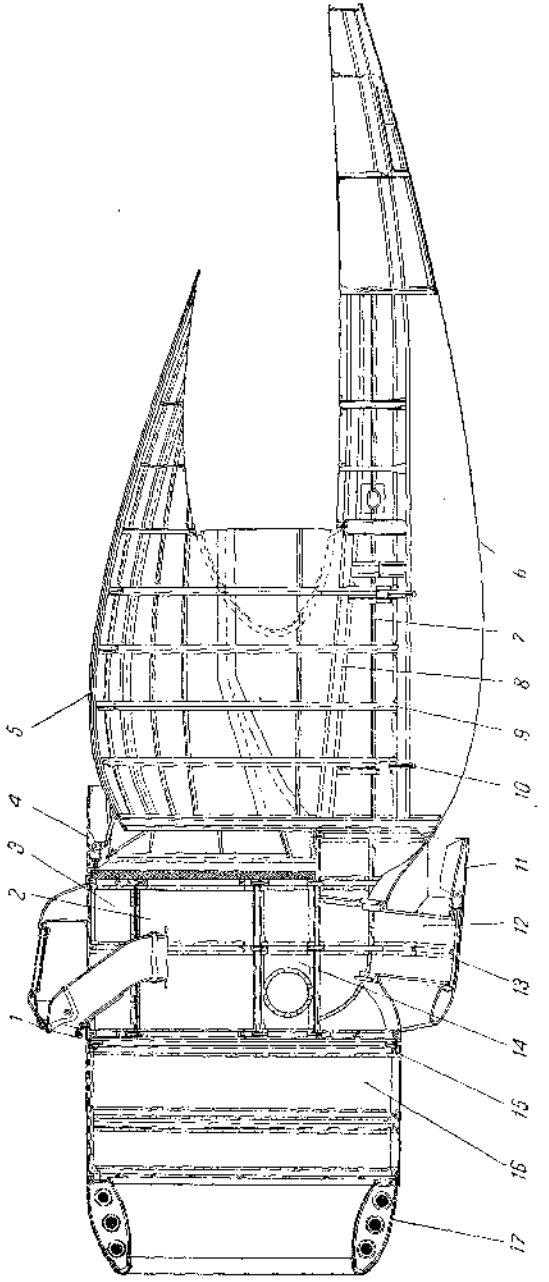
Фиг. 58. Каркас капота.

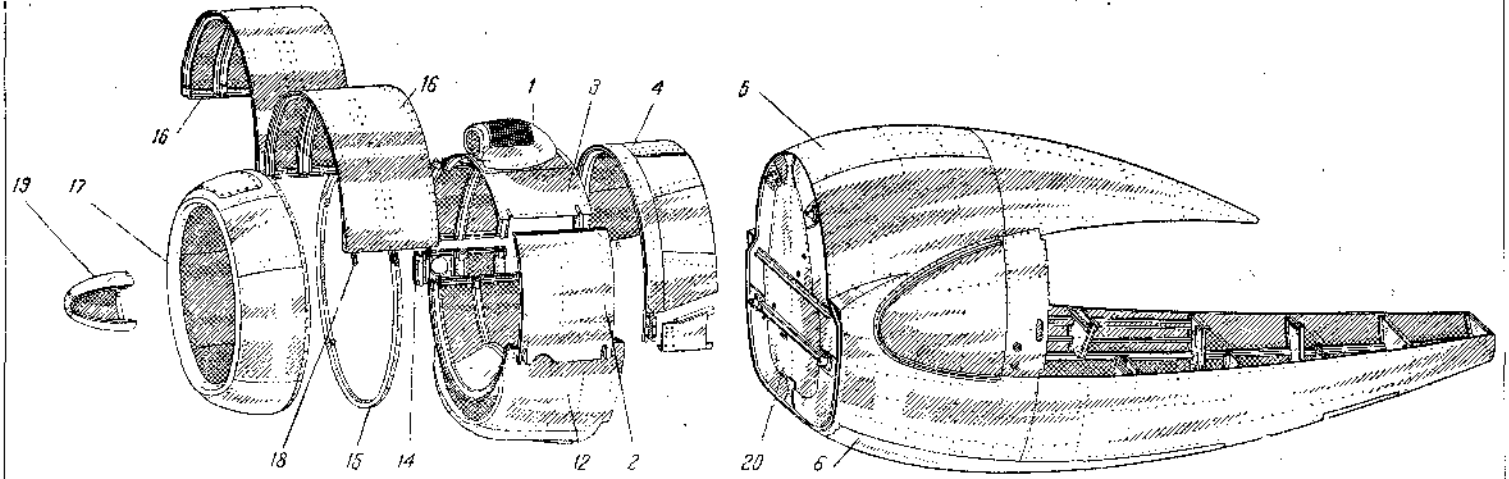
На фиг. 57 и 58 показан капот истребителя Ла-5 каркасного типа; он состоит из наружного капота, внутреннего капота, капота редуктора и кока винта *1*. Наружный капот в свою очередь состоит из переднего кольца *3*, крышек капота (верхней *5, 6* и нижней *13*) и двух боковых створок *10* для регулирования охлаждения двигателя. Для крепления крышек капота служит каркас из дуралюминовых профилей, к которым прикреплены пружины для замков типа, показанного на фиг. 63.

В профилях каркаса в местах крепления крышек имеются отверстия под замки. К каркасу для более плотного прилегания крышек пришивается лента из сыромятного ремня.

Переднее кольцо *3* капота состоит из штампованных первюр и внешней и внутренней обшивок из дуралюминовых листов. К кольцу приклепаны стальные узлы, которыми капот крепится к приливам на головках цилиндров. В верхней части переднего кольца приклепаны ограждающие трубы *4* для вывода стволов оружия и заборник воздуха *2* всасывающего патрубка.

Крышки капота крепятся к каркасу натяжными замками. Передние крышки соединены между собой шомполом; аналогично соединены задние верхние крышки *8*. Дополнительно крышки стягиваются двумя натяжными лентами *7* и *11*. К нижней крышке приклепан туннель маслорадиатора *12* с регулируемым совком. Все крышки изготовлены из листового дуралюмина толщиной 1 *мм*, а две задние боковые крышки *9* — из оцинкованного


1
2
3
4
5
6
7
8
9
10
11
12
13
14
15
16
17



Фиг. 59. Конструкция капота и гондолы двигателя самолета Ил-12.

1 — всасывающий патрубок двигателя; *2* — боковая съемная крышка задней части капота; *3* — верхняя крышка задней части капота; *4* — юбка; *5* — задняя часть мотогондолы; *6* — управляемые створки мотогондолы; *7* — стрингер; *8* — лонжерон мотогондолы; *9* — шпангоут мотогондолы; *10* — узел подвески створки мотогондолы; *11* — заслонка маслорадиатора; *12* — нижняя крышка капота с туннелем маслорадиатора; *13* — лючок под слив масла из маслорадиатора; *14* — боковая панель капота с вырезом под выхлопной патрубок; *15* — шпангоут средней части капота; *16* — откидная крышка средней части капота двигателя; *17* — переднее кольцо; *18* — замок крышек средней части капота; *19* — обтекатель винта; *20* — противопожарная перегородка.

железа. Боковые створки *10* из листовой стали толщиной 1 *мм* служат для регулирования охлаждения двигателя.

Переднее кольцо капота *3* (капот редуктора) закрывает носок картера двигателя и улучшает обтекание центральной части двигателя. С коком винта *1* капот редуктора образует кольцевой туннель. Капот редуктора состоит из дуралюминовой обшивки толщиной 1 *мм*, диска, четырех П-образных профилей и заднего кольцевого профиля. В передней его части установлены вращающиеся створки для регулирования охлаждения.

Каркас капота выполнен из дуралюминовых профилей, соединенных между собой угольниками. В задней части каркас крепится к шпангоуту фюзеляжа и при помощи стальных кронштейнов — к стержням моторной рамы. В передней части каркас прикреплен к переднему кольцу.

Конструкция капота и гондолы двигателя самолета Ил-12 изображена на фиг. 59. Капот *каркасно-панельного* типа состоит из трех основных частей: передней, средней и задней.

Передняя часть *17* представляет собой кольцо, состоящее из внешней и внутренней обшивок. Спереди кольца обшивки соединены носком, а сзади — кольцом-шпангоутом. Для жесткости между обшивками поставлены продольные диафрагмы. Кольцо крепится к двигателю кронштейнами, приклепанными к кольцу-шпангоуту.

Средняя часть капота закрывает цилиндры передней и задней звезд двигателя и состоит из двух крышек-полуколец *16*, продольной балки и заднего кольца-шпангоута *15*. Шпангоут крепится к головкам цилиндров задней звезды двигателя при помощи кронштейнов. Крышки подвешены к продольной балке на петлях и стягиваются внизу тремя быстроразъемными замками *18*. Опираются они на переднее кольцо *17* и шпангоут через кожаные прокладки, обеспечивающие плотность стыков. Продольная балка и крышки склепаны из дуралюмина.

Задняя часть капота состоит из четырех крышек (верхней *3*, двух боковых *2* и одной нижней *12*), одной панели *14*, расположенной с одной стороны капота между боковой и нижней крышками, и юбки *4*.

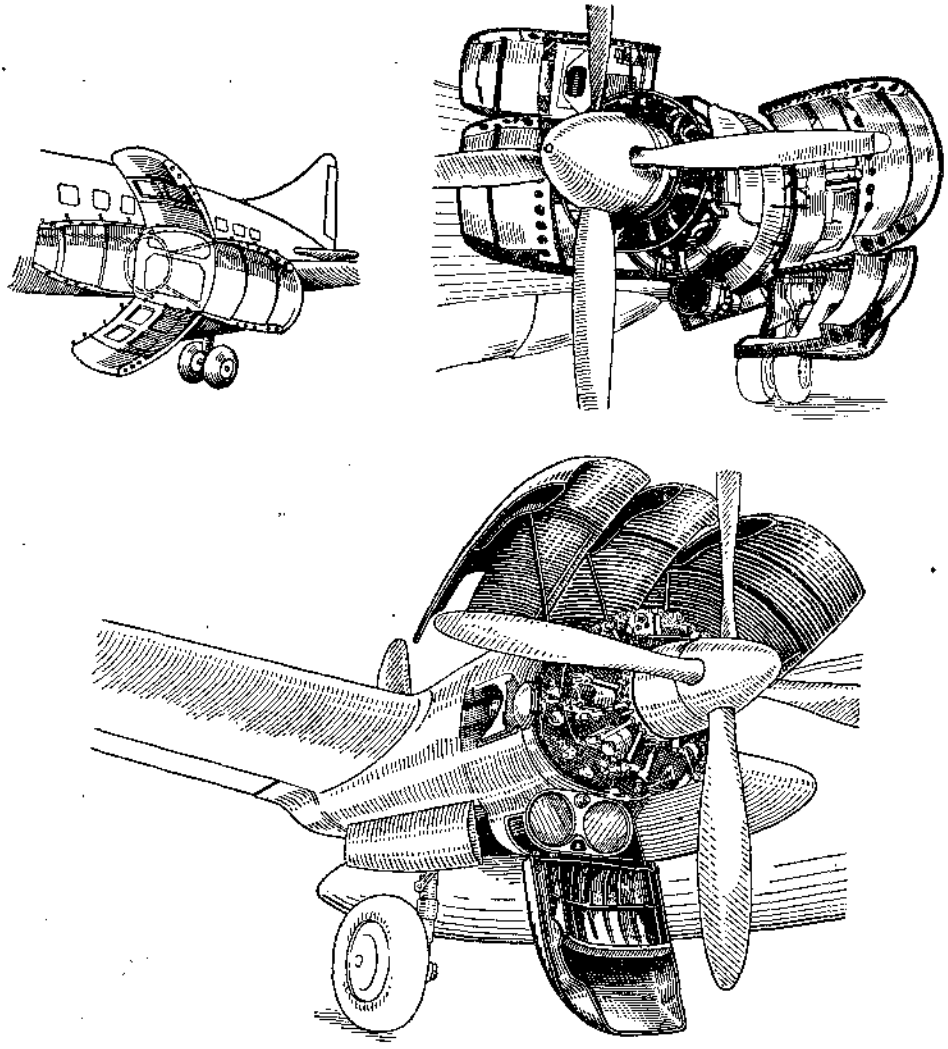
Задняя часть капота крепится к моторной раме при помощи кронштейнов. Юбка крепится к первой раме обтекателя мотогондолы.

Все крышки и панель склепаны из дуралюмина. Между средней и задней частями капота имеется зазор в 8—10 *мм*, уплотненный кожаной лентой, предохраняющей капоты от повреждения при вибрациях.

Быстроразъемные замки для сочленения отдельных частей капота значительно облегчают и ускоряют все работы по уходу за винтомоторной установкой.

На фиг. 60 изображены конструктивные схемы капотов, состоящих из больших жестких панелей. Панели, связанные быстродействующими стягивающими замками, образуют замкнутую достаточно жесткую оболочку-капот. Ввиду большого размера панели имеют большой вес и поэтому их обычно делают откидными (несъемными) на петлях или шомполах. В открытом положении панели фиксируются распорками или тросами.

Для лучшего прилегания панелей в закрытом состоянии рекомендуется по стыкам панелей прокладывать герметизирующие резиновые ленты или жгуты. Капоты, состоящие из больших жестких панелей, имеют хорошую герметичность, меньше деформируются в эксплуатации и обеспечивают хороший доступ к двигателю и к агрегатам силовой установки.



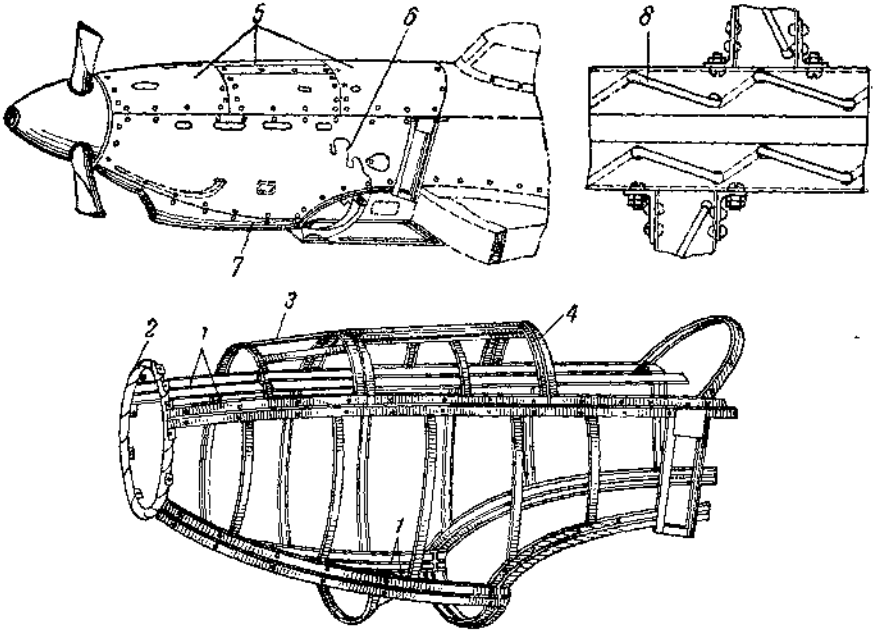
Фиг. 60. Схемы панельных капотов.

Капоты поршневых двигателей жидкостного охлаждения

Параллельно с усовершенствованием капотов поршневых двигателей воздушного охлаждения улучшалось и капотирование двигателей жидкостного охлаждения. Внешние контуры таких капотов образуют с фюзеляжем или мотогондолой и коком винта плавные переходы, чем сводится к минимуму лобовое сопротивление силовой установки. При капотировании двигателей жидкостного охлаждения возможны два следующих варианта: первый — при отсутствии радиатора внутри капота и второй — при наличии радиатора внутри капота. В последнем случае капот должен иметь входное отверстие, ведущее к туннелю радиатора.

На фиг. 61 показан капот истребителя с двигателем жидкостного охлаждения. Капот каркасного типа состоит из жесткого каркаса и крышек капота: трех верхних *5*, двух боковых *6* и нижней *7*. Каркасом этого

капота служат дуралюминовые продольные профили *1*. В носовой части эти продольные профили скреплены между собой кольцом *2* из стальной трубы (часто ставится дисковое кольцо из листового материала), к которому приварены стальные пластины для крепления продольных про-



Фиг. 61. Капот двигателя самолета Як-1.

филей и крышек (обшивки). Для местного усиления каркаса в верхней части поставлены дополнительные продольные элементы *3*. Продольный набор связывается поперечным набором *4*. Все профили каркаса для плотного прилегания к ним крышек капота прошиты ремнем *8*.

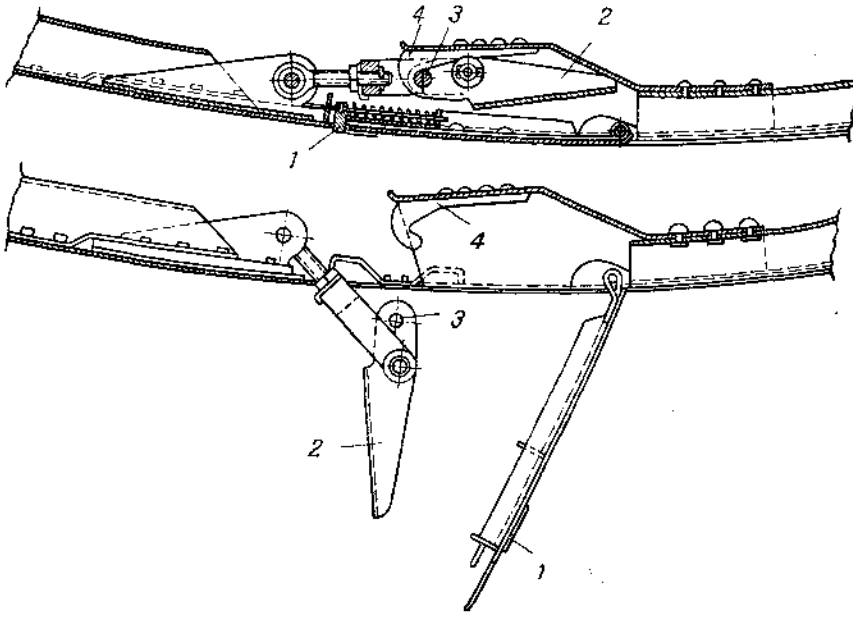


Фиг. 62. Быстродействующий винтовой замок.

Для крепления крышек капота к каркасу на профили с внутренней стороны против выштампованных гнезд приклепаны пружины с отверстиями под быстродействующие винтовые замки (фиг. 62). Каркас крепится к моторной раме и двигателю.

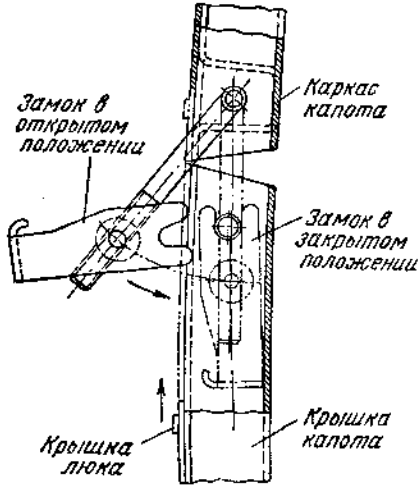
Крышки капотов состоят из обшивки, подкрепленной профилями. Часто в крышках устанавливают радиаторы и заборники всасывающих патрубков; в этих случаях в конструкцию крышек включают и тоннели.

На фиг. 63 показан замок, применяющийся для соединения и стягивания крышек капота между собой. Для открытия замка нужно сначала открыть его крышку, отведя защелку *1* вправо, затем оттянуть на себя натяжной рычаг *2*, отчего ось *3*, укрепленная в натяжном рычаге, осво-



Фиг. 63. Стяжной замок.

бодится от сцепления с крюком 4, и крышки капота разъединятся, так как крюк укреплен на одной крышке, а натяжной рычаг — на другой. На фиг. 64 показан замок того же назначения, но иной конструкции, установленный на самолете Пе-2.



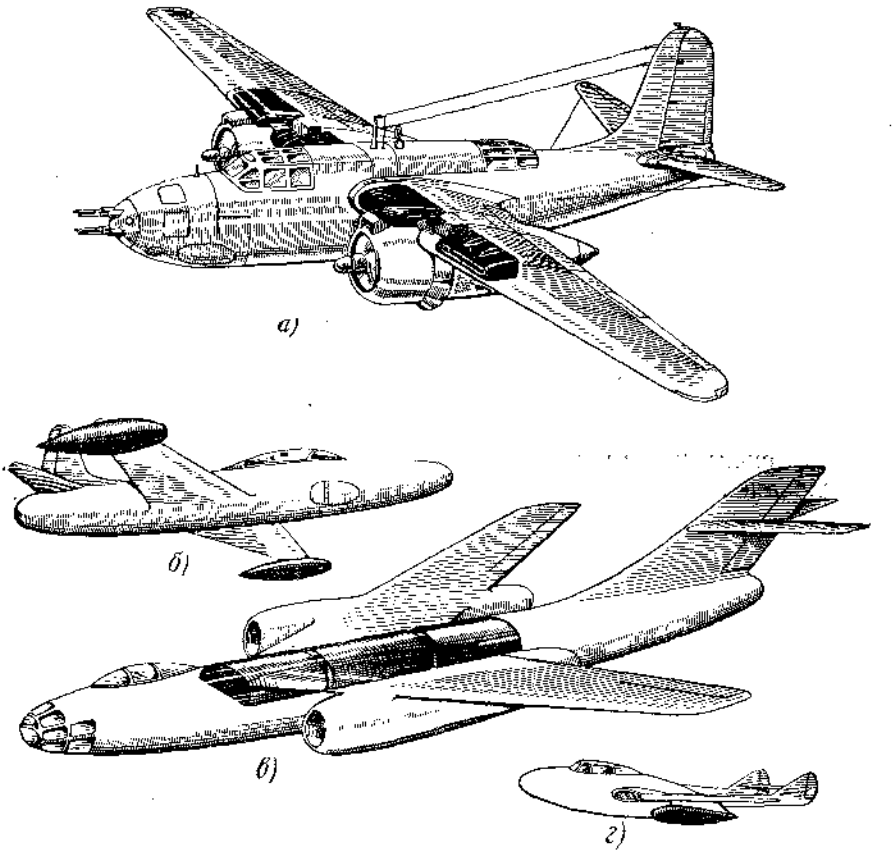
Фиг. 64. Стяжной замок, установленный на самолете Пе-2.

При расположении двигателей внутри фюзеляжа вопрос о капотировании двигателя отпадает, к конструкции же фюзеляжа предъявляются требования обеспечения доступа к двигателю путем создания съемных панелей обшивки.

5. ТОПЛИВНЫЕ И МАСЛЯНЫЕ БАКИ

Расположение топливных баков и требования к ним

Формы баков весьма разнообразны и зависят от местоположения их на самолете. Из-за ограниченности свободных внутренних объемов в самолете, а также из соображений безопасности полета на самолете устанавливают несколько баков, располагая их в крыле, центроплане и фюзеляже (фиг. 65).



Фиг. 65. Расположение топливных баков на самолете.

При размещении баков необходимо предусмотреть, чтобы по мере расходования топлива не изменялось заметно положение центра тяжести самолета.

При конструировании баков и их размещении на самолете должны быть удовлетворены следующие основные требования:

1. Достаточная прочность и герметичность при минимальном весе.
2. Удобное расположение на самолете, облегчающее эксплуатацию и ремонт их.
3. Простота конструкции бака и его креплений; крепления должны быть эластичными для поглощения вибрационных нагрузок.
4. Быстрое заполнение бака топливом, а также быстрый слив топлива.

Ввиду малой толщины крыльев скоростного самолета и большого расхода топлива турбореактивными двигателями приходится значительную часть топлива размещать в фюзеляже, а это увеличивает опасность пожара. Поэтому к бакам, расположенным в фюзеляже, следует предъявлять дополнительные требования:

1. Надежная защита бака от проколов и пробоин при полете и посадке, особенно с убранным шасси.

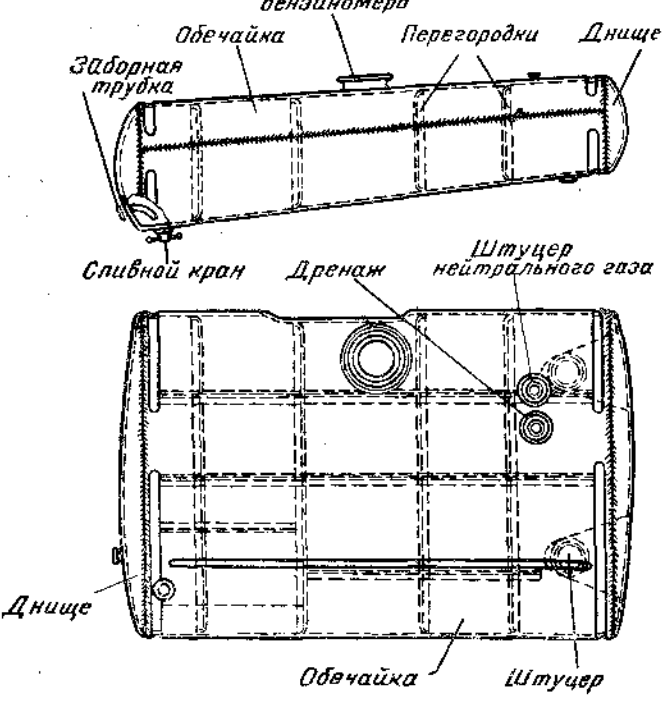
2. Повышенная прочность конструкции баков, исключающая появление течи при больших перегрузках.

3. Хорошая вентиляция пространства между баками и внутренними помещениями самолета.

Крайняя ограниченность внутренних объемов в фюзеляже и крыле заставляет применять подвесные топливные баки (фиг. 65,*б*, *г*). Такие баки в полете после использования топлива обычно сбрасываются.

Типы и конструкции баков

Баки состоят (фиг. 66) из обечайки (боковой наружной поверхности), двух днищ и внутренних перегородок. Перегородки имеют отверстия с отбортовкой и, во-первых, придают баку жесткость, во-вторых, преду-



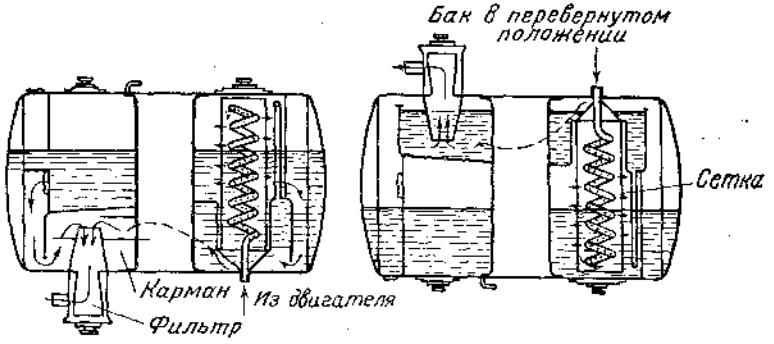
Фиг. 66. Элементы конструкции топливного бака.

преждают резкое переливание топлива при фигурных полетах и, в-третьих, смягчают гидравлические удары при кратковременных ускорениях и прострелe бака.

Для заполнения топливом или маслом баки имеют заливную горловину, вмонтированную в обечайку. В нижних точках баков устраивают

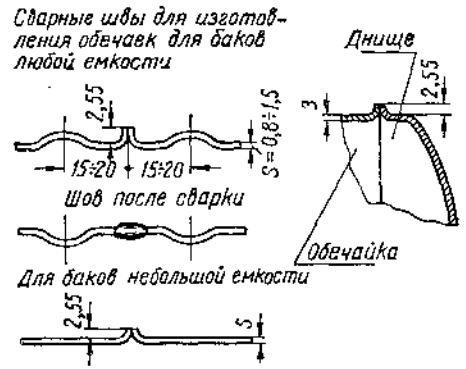
специальные отстойники, в которых оседает влага, попадающая в бак с воздухом из атмосферы через дренажные трубки. Отстойники могут быть съемными или составлять часть баков.

Сливной кран устанавливают в самой нижней части бака (при стоянке самолета). Иногда баки снабжают аварийным сливом, позволяющим быстро опорожнять баки в полете.



Фиг. 67. Схема маслобака самолета Пе-2.

В конструкцию *маслобака* (фиг. 67) включается фильтр для очистки от механических примесей масла, идущего в двигатель, и пеногаситель. Иногда пеногасители выносят за пределы маслобака и устанавливают в виде отдельных бачков-пеногасителей. Пеногасители в маслобаках устраиваются в виде лотков, по которым масло разливается и гасит пену, или в виде сепараторов, представляющих собой спиральные трубы с большим количеством отверстий.



Фиг. 68. Сварные соединения баков.

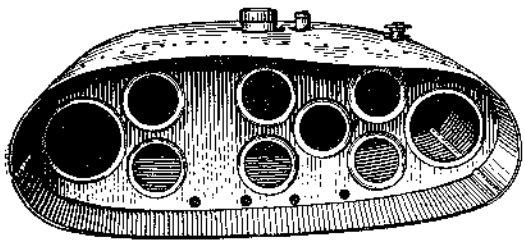
Для изготовления баков применяют алюминий, электрон, марганцовисто-алюминиевые сплавы, фибру, бензостойкую резину, фанеру и картон. Все баки, независимо от конструкции и материала, обязательно испытывают на герметичность, динамическую перегрузку и вибрации.

Металлические баки. Широкое распространение получили баки из материала АМЦ, который хорошо сваривается, допускает глубокую штамповку и выколотку и устойчив против коррозии. Толщина листов, применяемых для изготовления баков, 0,6—2 *мм*.

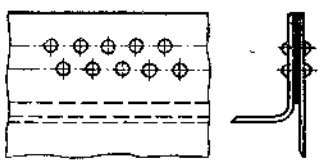
Детали металлических баков соединяются при помощи клепки и сварки. Конструкция сварных соединений приведена на фиг. 68.

На фиг. 69 показан разрез клепаного бака со сваренной обечайкой, изготовленного из сплава АМЦ, а на фиг. 70 — конструкция заклепочного шва. Непроницаемость и плотность заклепочного шва достигаются установкой эластичных прокладок между склепываемыми листами и дуралюминовых шайб под головками заклепок. Для бензобаков швы делают двухрядными, а для маслобаков — однорядными.

Недостатком клепаных баков является сравнительно большой вес и невысокая надежность швов, вследствие чего иногда в результате производственных дефектов бак дает течь.

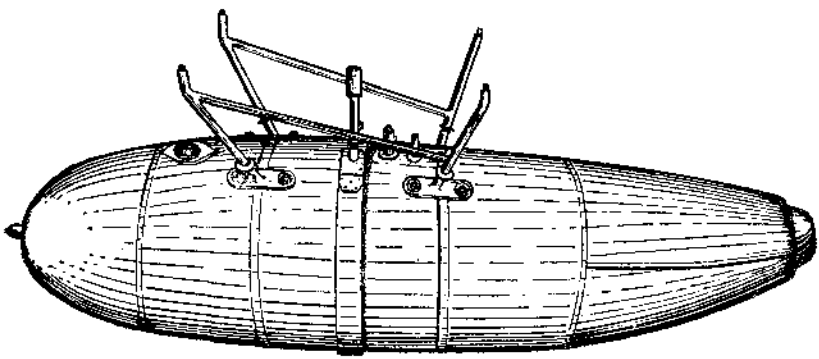


Фиг. 69. Клепаный топливный бак из АМЦ.



Фиг. 70. Заклепочный шов топливного бака.

На фиг. 71 показан подвесной топливный бак, сбрасываемый в полете. Бак имеет обтекаемую форму и выполнен из алюминиевых листов толщиной 2 *мм*, соединенных при помощи сварки. Внутри бака имеются перегородки с отбортованными отверстиями облегчения. Заливная горловина расположена сверху в передней части бака. Заборная и дренажная трубки соединяются с соответствующими трубами самолетной системы при помощи трубок из синтетической резины.



Фиг. 71. Подвесной сбрасываемый топливный бак.

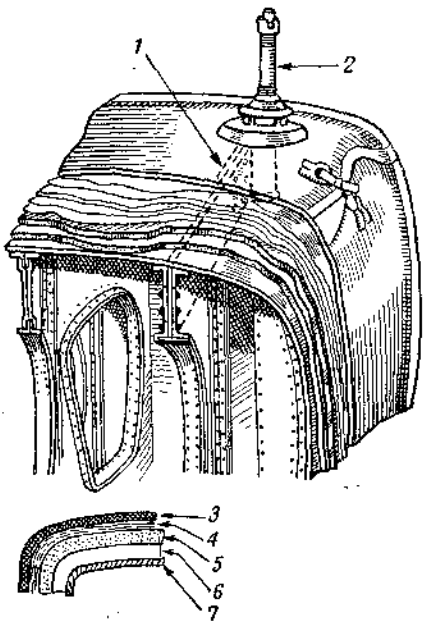
Бак подвешивается к крылу самолета на специальный замок и поддерживается стальной лентой, опоясывающей его снаружи. Четыре стойки, показанные на фигуре, оканчиваются шаровыми наконечниками, опирающимися в соответствующие подпятники на нижней поверхности крыла. Сбрасывается бак вместе со стойками.

Фибровые баки. Применяемые для изготовления баков неметаллические материалы должны быть бензостойкими, без повреждений выдерживать температуру окружающей среды (от —50 до +50° С) при различной степени влажности. Этим требованиям хорошо удовлетворяет фибра. Применение фибры для баков имеет целью экономию металла, упрощение изготовления и ремонта.

Предел прочности фибры при растяжении вдоль волокон листа ~1000 *кг/см*², поперек листа ~600 *кг/см*². Швы обечайки и днища фибрового бака склеивают на-ус.

Внутри бака к обечайке приклеиваются перегородки. Толщина стенки фибровых баков 1—2 *мм*. Перегородки и ребра жесткости выполняют из фибровых листов и гнутых профилей, склепанных пистонами.

Установка фибровых баков на немецких военных самолетах была вызвана не столько недостатком цветных металлов или необходимостью снизить вес, сколько упрощением процесса изготовления. Кроме того, в металлической обечайке пуля или снаряд сильно разворачивают края выходной пробоины, что затрудняет затягивание отверстия протектором [1]. При фибровой обечайке бака характер прострелов более благоприятен для затягивания пробоины.



Фиг. 72. Фибровый топливный бак.

К фибровым бакам для крепления арматуры приклеиваются фибровые кольца с приклепанными к ним заранее дуралюминовыми кольцами.

Протектор на фибровые топливные баки накладывается холодным способом и состоит из нескольких слоев (фиг. 72). Наружный слой протектора *3* состоит из черной вулканизированной резины толщиной 6 *мм* с гладкой поверхностью, далее следует прослойка *4* из одного-пяти тонких слоев желтого невулканизированного каучука; третий слой *5* состоит из мягкого растворимого спрессованного синтетического каучука толщиной около 6 *мм*. Этот слой наложен на следующий слой *6* из толстой хромовой или лосевой кожи (по другим данным из серого каучука) толщиной 9,5 *мм*. Третий слой *5* является основным, который затягивает пулевое отверстие (при соприкосновении с вытекающим бензином синтетический каучук становится пластичнее и затягивает отверстие). Внутренний слой *7* сделан из фибры высокой твердости. Единственными металлическими элементами в конструкции бака являются небольшие пластинки *1*, расположенные под обшивкой; к этим пластинкам приклепаны фибровые переборки и втулки болтов *2* для крепления баков. Полые болты крепления баков служат одновременно дренажными трубами.

Жесткость бака создается внутренними фибровыми перегородками и металлическими распорными трубками. При установке на самолете баки закрепляются лентами из прочного холста.

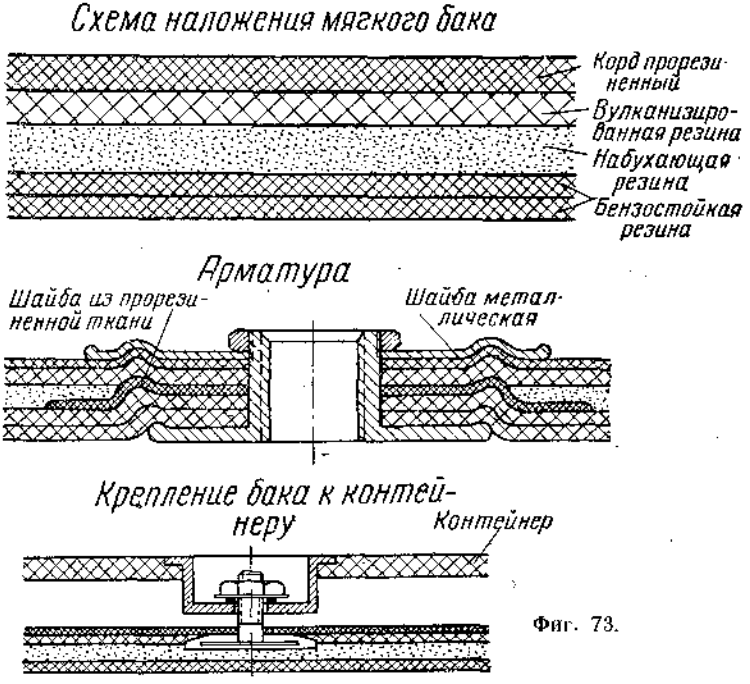
---

[1] В начале первой мировой войны поручик Григоров впервые предложил для предотвращения утечки бензина при пробивании баков пулями обтягивать баки чехлами, состоящими из слоя ваты толщиной 14—18 *мм*, слоя резины в 4 *мм* и брезентовой обтяжки.

Протектированные по способу Григорова бензобаки подвергались испытанию и в акте было записано: «после произведения выстрелов через 25 мин. признаков просачивания бензина из баков не было обнаружено».

Сказанное о «чехлах» Григорова имеет особый интерес, потому что к протектированию бензобаков французы подошли только в 1918 г., а англичане в 1922 г. Еще позднее занялись этим вопросом американцы.

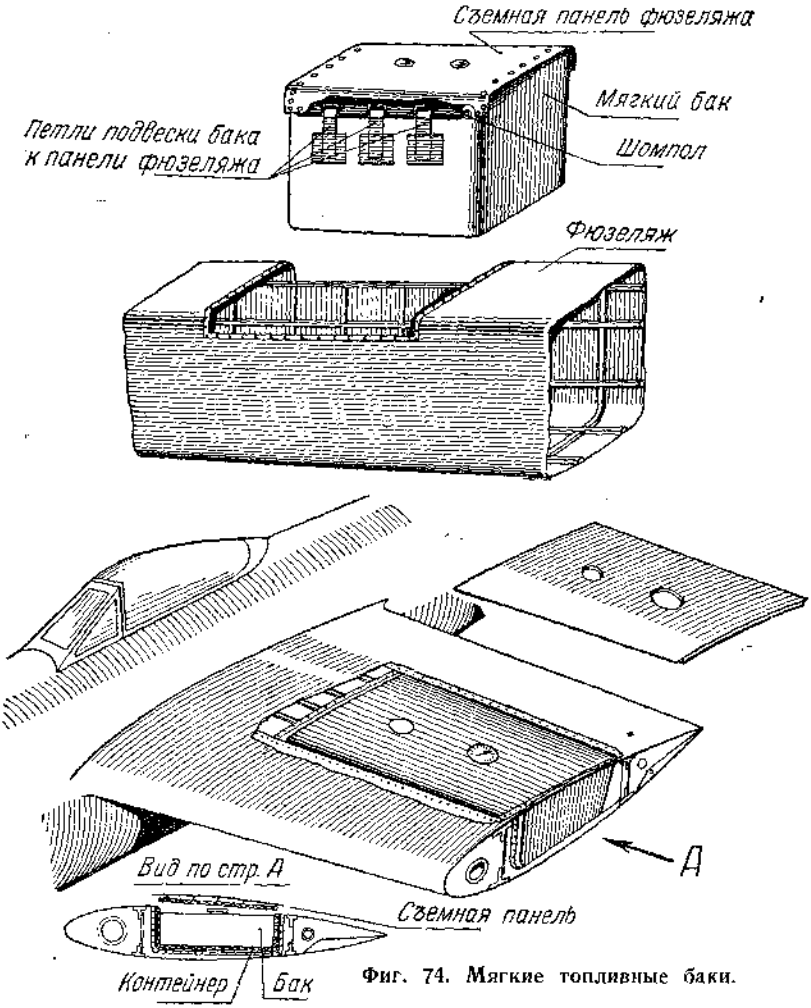
Мягкие баки. Такие баки образованы гибкой оболочкой, состоящей из нескольких слоев резины и ткани (фиг. 73). С внутренней стороны бака, непосредственно соприкасающейся с топливом, имеется несколько слоев ткани, пропитанной бензостойкой резиной. Следующий слой состоит из каучука, легко растворяющегося и набухающего под действием бензина, и является протектором, затягивающим пробоины. Два наружных слоя (вулканизированная резина и прорезиненный корд) являются поддерживающими защитными покрытиями топливного бака.



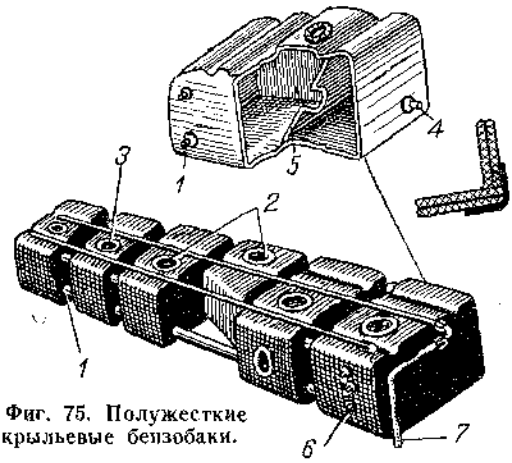
Фиг. 73.

На фиг. 74 показаны мягкие топливные баки, расположенные в фюзеляже и в крыле. Обычно во внутреннюю полость отсека фюзеляжа или крыла, где располагается топливный бак, ставится специальная жесткая оболочка, получившая название «контейнер». Поверхность бака при наполнении его топливом плотно прилегает к контейнеру, который и является опорной поверхностью.

Полужесткие баки. В отличие от мягких баков полужесткие сохраняют форму, но принципиальное их устройство аналогично мягким бакам. На фиг. 75 показаны крыльевые полужесткие бензобаки. Они изготовлены из специальной бензостойкой ткани (три слоя) и каучукового протектора между ними (два слоя). Секция состоит из шести бачков, соединенных между собой последовательно дуралюминовыми трубками *1*. Контрольные лючки *2* всех бачков выходят на поверхность крыла. В пятом бачке смонтирована заливная горловина *3*, а в первом — заборник топлива *4*. Перегородка *5* препятствует отливу топлива от заборника во время пикирования. Краники *6* предназначены для слива отстоявшейся воды. Дренаж баков осуществляется системой трубок *7*, выведенных через обшивку наружу. Вся внутренняя поверхность бачков покрывается бензостойкой пленкой. Секция баков вставляется в крыло между лонжеронами и нервюрами. По бокам и снизу бака проложена фанерная прокладка.



Фиг. 74. Мягкие топливные баки.

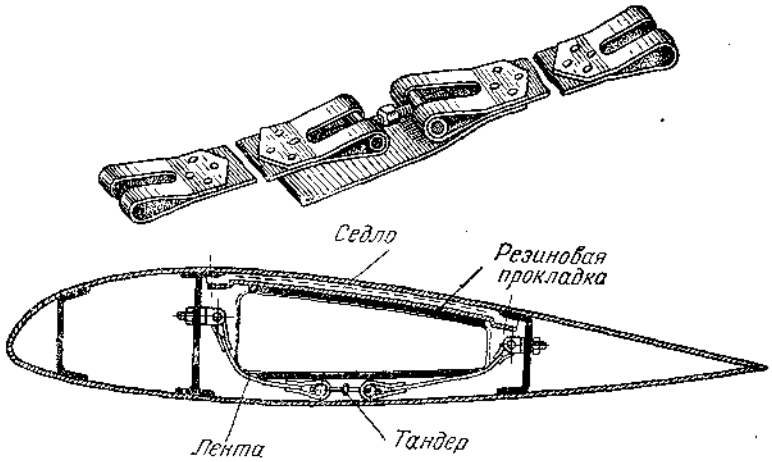


Фиг. 75. Полужесткие крыльевые бензобаки.

Крепление баков

Баки должны быть размещены так, чтобы их снятие и установка по возможности не требовали демонтажа других агрегатов.

При установке бака на самолете необходимо, наряду с надежностью крепления, предохранить его от вибраций. Для этого баки устанавливают на мягких или эластичных прокладках, потому что жесткое крепление баков обычно вызывает течи по швам и соединениям с трубопроводами, а также повреждения самих трубопроводов.



Фиг. 76.

Баки следует помещать в контейнеры или подвешивать на лентах. Крепление баков на ушках и кронштейнах не допускается. Ленты применяются преимущественно металлические, стандартных размеров и конструкции (фиг. 76). Между лентами крепления бака и опорными подушками прокладываются эластичные прокладки толщиной 2—5 *мм*. Ширина прокладок должна быть больше ширины ленты. В качестве прокладок применяют асбест, войлок, резину или толстую и плотную ткань. Эластичные прокладки устанавливаются только под баки, не имеющие протекторов, так как при наличии протекторов прокладки под ленты крепления излишни.

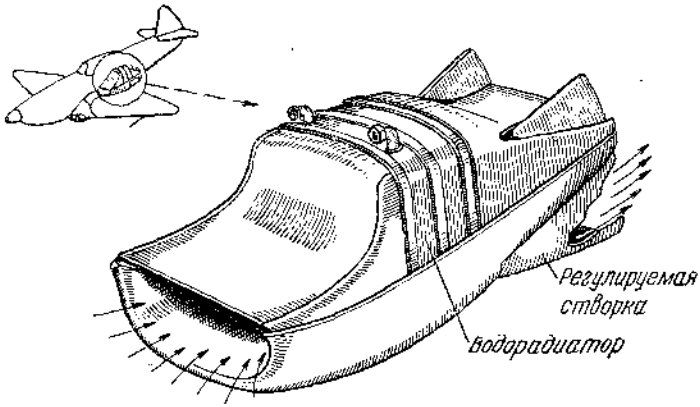
6. РАДИАТОРНЫЕ УСТАНОВКИ

Важным элементом системы жидкостного охлаждения и масляной системы поршневых двигателей являются радиаторы. Пропускная способность и размеры охлаждающей поверхности радиаторов определяются условиями отвода тепла от охлаждаемой жидкости при минимальном лобовом сопротивлении и минимальном весе.

Радиаторные установки в своем развитии претерпели крупные изменения. Применение выдвижных радиаторов явилось первым усовершенствованием на пути к созданию регулируемых в полете систем охлаждения. Размещение водяных и масляных радиаторов в тунелях (фиг. 77 и 78) еще больше уменьшило их сопротивление.

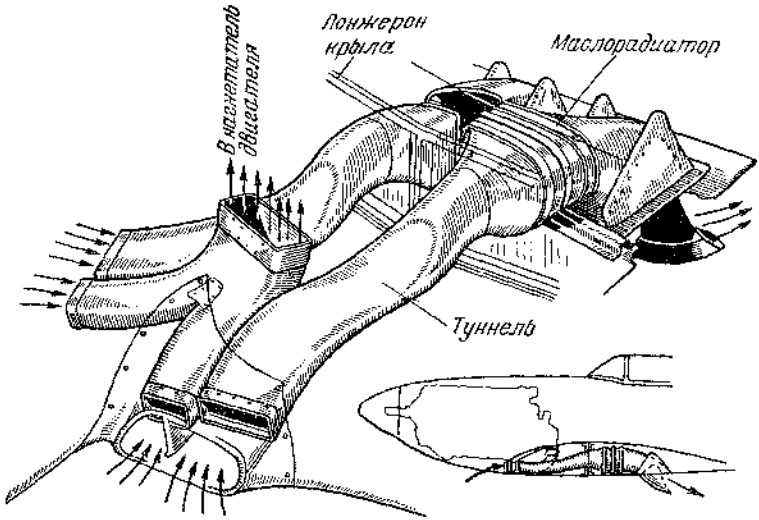
Ведущая роль в расположении радиаторов в специальных тунелях принадлежит советским конструкторам. Еще в 1933 г. на самолете АНТ-7 для уменьшения лобового сопротивления охлаждающих систем на осно-

ве исследований ЦАГИ были установлены водяные радиаторы в туннелях крыла и испытаны в полете. В то время это явилось большим достижением.



Фиг. 77. Туннель водорадиатора.

Сопротивление наиболее распространенного в самолетостроении сотового радиатора складывается из сопротивления, возникающего при прохождении потока по сотам, и сопротивления формы самого радиатора, которое зависит от лобовой площади радиатора и характера воздушного потока вокруг него.



Фиг. 78. Туннель маслорадиатора.

Первое сопротивление можно значительно уменьшить, снизив скорость обдувания сот радиатора и увеличив его размеры для обеспечения охлаждения. Второе сопротивление можно снизить рациональным капотированием радиатора в крыле или фюзеляже, т. е. помещением радиатора в туннель.

Современные типы радиаторных установок в зависимости от расположения туннеля и его формы можно характеризовать некоторым значением коэффициента внешнего лобового сопротивления:

$$c_{x\,р} = \frac{X_р}{\frac{\rho V_с^2}{2} F_р},$$

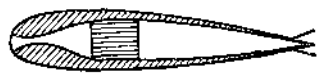
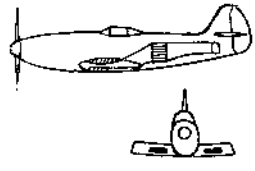
где $V_с$ — скорость полета самолета;
$X_р$ — внешнее сопротивление радиаторной установки;
$F_р$ — фронтовая площадь радиатора.

При современных скоростях полета и при оптимальных размерах радиатора внутреннее лобовое сопротивление его мало или даже отрицательно в результате нагревания воздуха в сотах радиатора. Поэтому коэффициент полного сопротивления радиатора по величине близок к $c_{x_р}$.

Опыт показывает, что радиаторные установки одного и того же типа имеют близкие значения $c_{x_р}$. Разница вызывается различной формой носка туннеля и различными сочетаниями туннеля с агрегатами самолета.

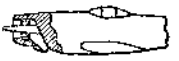
В таблицах 3, 4, 5 и 6. VII приведены некоторые характеристики современных радиаторных установок. Как видно из этих таблиц, наиболее совершенны радиаторные установки первого типа (табл. 3. VII) с туннелями внутри контуров самолета, с входными отверстиями в носке крыла, фюзеляжа или гондолы и с выходными отверстиями, расположенными у задней кромки крыла, фюзеляжа или гондолы.

Таблица 3. VII

№ по пор.		Тип установки	$c_{x_р}$	Особенности
1	В крыле с выходом у задней кромки		0,02—0,04	Трудность размещения щитка или закрылка по задней кромке крыла
2	Вход на крыле, выход у хвоста		0,03—0,05	Возможность размещения больших радиаторов для мощных двигателей
3	Вход в носовой части гондолы		0.04—0,07	Применяется при наличии удлиненного вала двигателя

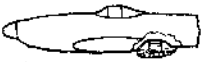
Радиаторные установки второго типа (табл. 4. VII) расположены внутри контуров самолета и имеют входные отверстия на лобовых частях его; выходные же каналы выступают из контуров крыла или фюзеляжа. Эти установки несколько хуже установок первого типа вследствие неблагоприятного влияния выходного канала на обтекание прилегающих к нему частей самолета.

Таблица 4. VII

№ по пор.	Тип установки		c_{xp}
1	В крыле с выходом на верхней поверхности		0,04—0,08
2	Вход в крыле, выход под фюзеляжем		0,04—0,06
3	Лобовая установка		0,05—0,10
4	С лобовым расположением входа. Выход под фюзеляжем		0,08—0,15

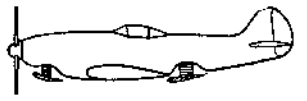
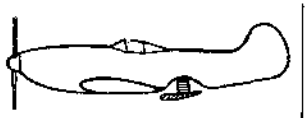
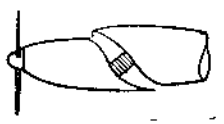
Радиаторные установки третьего типа (табл. 5. VII), у которых вход в туннель и частично сам туннель выступают из контуров самолета, а выходное отверстие находится у задней кромки крыла или в хвостовой части фюзеляжа, наименее выгодны, так как лобовое сопротивление их больше, чем у установок первого и второго типов.

Таблица 5. VII

№ по пор.	Тип установки		c_{xp}
1	Выход у задней кромки крыла		0,08—0,15
2	Вход по бокам гондолы, выход у задней кромки крыла		0,06—0,12
3	Вход под фюзеляжем, выход у хвоста		0,04—0,1

Радиаторные установки четвертого типа (табл. 6. VII), у которых вход в туннель, выход из туннеля и часть туннеля выступают из контуров самолета, имеют также значительное сопротивление.

Таблица 6. VII

№ по пор.	Тип установки		c_{xp}
1	Подвесные установки маслорадиатора под фюзеляжем без туннеля		0,06—0,12
2	Подвесные установки под фюзеляжем без туннеля		0,08—0,12
3	Вход вверху фюзеляжа, выход внизу		0,12—0,18

Коэффициент внешнего сопротивления c_{xp} зависит от степени углубления радиатора в фюзеляж: для типичных современных установок c_{xp}=0,08—0,15.

Внешние очертания туннеля радиатора должны быть согласованы с очертаниями фюзеляжа или моторной гондолы и по возможности меньше нарушать плавность внешних форм самолета.

Для самолетов с $V_{max}>600$ *км/час* внешние очертания туннелей должны выполняться с плавным изменением кривизны, причем сама кривизна должна быть возможно меньшей во избежание возникновения волнового сопротивления.

Для достаточного охлаждения на рулежке, при взлете и наборе высоты входное отверстие радиатора следует располагать в зоне, обдуваемой винтом.

Входная часть туннеля. В зависимости от установки туннеля в крыле или фюзеляже величина площади входа составляет 0,3—0,45 фронтовой площади радиатора. Передняя кромка туннеля должна быть закругленной. Внутреннее очертание входной части канала перед радиатором рекомендуется выполнять так, чтобы градиент статического давления вдоль оси канала был постоянным.

Длина участка входа с постоянным градиентом должна составлять 120—150% высоты радиатора.

Выходная часть туннеля. Для любых радиаторных установок регулировать охлаждение жидкости изменением расхода воздуха через радиатор следует только изменяя площадь выхода туннеля, а не дросселируя воздух на входе.

Располагать выходные отверстия туннелей на самолете следует так, чтобы они не вызывали срыва потока, бафтинга и других нежелательных явлений, особенно при максимально открытом выходе. Из этих соображений не рекомендуется выводить выходное отверстие туннеля на верхнюю поверхность крыла и фюзеляжа и в зализы между крыльями и фюзеляжем.

7. ВОЗДУХОЗАБОРНИКИ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК С ПОРШНЕВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

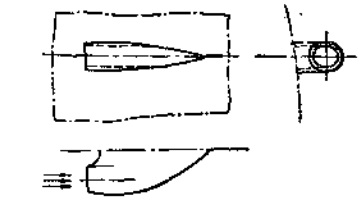
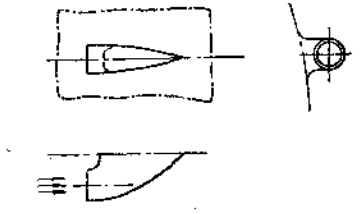
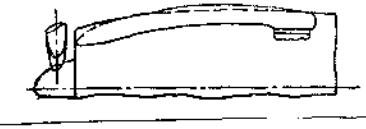
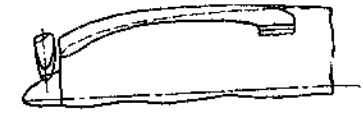
Для работы современных мощных поршневых двигателей требуется большое количество воздуха. Воздух подводится к двигателю по каналам, входные отверстия которых — воздухозаборники — устанавливаются для лучшего использования скоростного напора перпендикулярно к направлению набегающего потока воздуха.

Поток воздуха, проходящий через современную силовую установку, обладает секундным количеством движения порядка 500—1000 *кг*. Это обязывает тщательно учитывать требования аэродинамики как при выборе места воздухозаборников, так и при осуществлении подводящих к двигателю каналов. Важно точное выполнение обводов и отсутствие местных источников срывов обтекания вследствие технологических и конструктивных недостатков (выступающие узлы, неплотные швы и др.).

Расположение воздухозаборников на самолете с реактивными силовыми установками было рассмотрено в разделе «Расположение силовых установок на самолете» (см. стр. 470).

Воздухозаборники на самолете с поршневыми силовыми установками (табл. 7. VII) можно подразделить по расположению на лобовые, внутренние и выступающие.

Таблица 7. VII

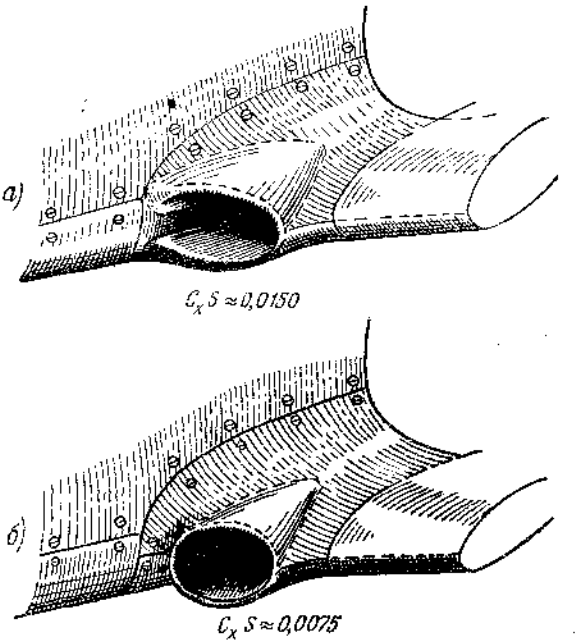
Схема воздухозаборника	c_xS ($м^2$)	Примечание
	0,0120	Значения c_xS отнесены к двигателю в 1000 *л. с.* $(c_xS)_N = (c_xS)_{1000}\frac{N}{1000}$
	0,0200 без обтекателя	
	0,0160	
	0,0165	
	0,0125	

Лобовые воздухозаборники располагают в носке крыла (фиг. 79) и на передней части капота (табл. 7. VII).

Большое распространение получили воздухозаборники, расположенные в носовой части крыла (фиг. 79). При такой схеме забора воздуха значительно уменьшается мощность, затрачиваемая на преодоление лобового сопротивления воздухозаборника.

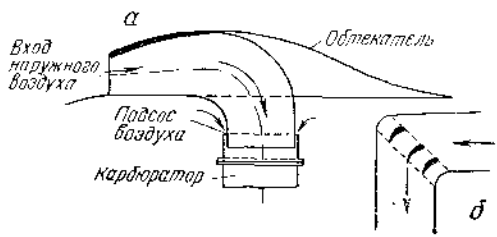
Внутренние воздухозаборники располагаются внутри капота двигателя воздушного охлаждения или туннеля радиатора. Такое расположение позволяет уменьшить их лобовое сопротивление. Входная часть воздухозаборника в этом случае должна быть снабжена коллектором для плавного входа воздуха в патрубок.

Заборники для воздуха, расположенные внутри капота, дают меньший прирост высотности и оказывают меньшее лобовое сопротивление.



Фиг. 79. Заборники в носке крыла.

Наиболее эффективными, дающими максимальное приращение высотности, являются *выступающие воздухозаборники,* но их лобовое сопротивление значительно. Выступающие воздухозаборники располагают на поверхности капота, фюзеляжа, мотогондолы, крыла (фиг. 80,*а* и табл. 7. VII). Для уменьшения лобового сопротивления воздухозаборники должны иметь закругленную переднюю кромку (радиус не менее 10 *мм*) и обтекатель. Для увеличения степени использования скоростного напора выступающий заборник должен быть отодвинут от поверхности на 10—30 *мм* во избежание засасывания в патрубок пограничного слоя (табл. 7. VII). Несоблюдение этого требования может значительно снизить степень использования скоростного напора.



Фиг. 80.

Формы внутреннего канала должны быть такими, чтобы гидравлические потери были малыми, для чего переходы и повороты следует осуществлять плавными, а при крутых поворотах канала устанавливать направляющие лопатки (фиг. 80,*б*).

Вообще необходимо стремиться, чтобы повороты канала происходили с поджатием сечений. Внутри канала должна быть расположена сетка,

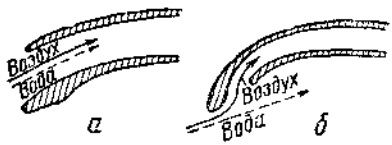
предотвращающая попадание посторонних предметов в нагнетатель, особенно при расположении входных отверстий вблизи земли.

8. ОБЛЕДЕНЕНИЕ ВСАСЫВАЮЩИХ СИСТЕМ

Обледенение всасывающих систем авиационных двигателей представляет большую опасность, так как вызывает уменьшение или даже полное прекращение подачи воздуха в двигатель. Образование льда во всасывающей системе происходит по следующим причинам:

1. Вследствие соприкосновения холодной поверхности различных частей системы с переохлажденными частицами воды при полете в облаках или во время дождя с температурой замерзания. Обледенению подвержены воздухозаборники, стенки воздушных каналов, сетки и выступающие части, находящиеся на пути всасываемого воздуха. Интенсивность обледенения зависит прежде всего от количества воды в воздухе, поступающем в систему.

2. Вследствие дросселирования двигателя. Воздух, проходя с повышенной скоростью через узкие щели у дроссельной заслонки, разрежается и охлаждается. Содержащиеся в нем водяные пары конденсируются, и образуется лед, покрывающий края заслонки и стенки около нее.



Фиг. 81. Лобовой воздухозаборник (*а*) и воздухозаборник с инерционным водоотделением (*б*) на капоте поршневого мотора.

3. Причиной льдообразования может служить испарение топлива, впрыскиваемого в воздух для образования рабочей смеси: поглощение тепла из воздуха и окружающих металлических стенок при парообразовании достаточно велико, чтобы понизить их температуру ниже точки замерзания.

Две последних разновидности обледенения нарушают качество смеси и правильность подачи топлива; они зависят главным образом от количества водяного пара во всасываемом воздухе.

Борьба с обледенением может проводиться двояко: или созданием систем всасывания, мало подверженных обледенению, или введением в их конструкцию приспособлений, затрудняющих образование льда и обеспечивающих удаление льда в случае его образования. Наиболее надежно комбинированное применение обоих способов. В некоторых случаях невозможно осуществить все конструктивные мероприятия, необходимые для того, чтобы система всасывания вообще не была подвержена обледенению, и тогда решающую роль играют надежные аварийные средства борьбы с обледенением.

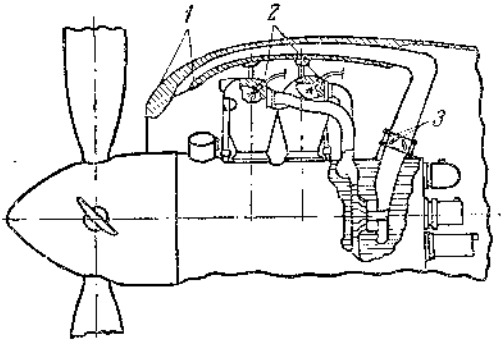
Чтобы система всасывания надежно работала в условиях обледенения, необходимо устранить в ней причины всех трех перечисленных выше видов льдообразования.

Эффективным средством для удаления из всасываемого воздуха частиц свободной воды является расположенный внутри капота двигателя воздухозаборник с инерционным водоотделением (фиг. 81,*б*). Продувки обычного лобового воздухозаборника (фиг. 81,*а*) и воздухозаборника с инерционным водоотделением показали, что воздухозаборник с инерционным водоотделением пропускал воды в 20 раз меньше, чем лобовой.

В системе всасывания, приведенной на фиг. 82, приняты меры для предотвращения всех трех видов льдообразования.

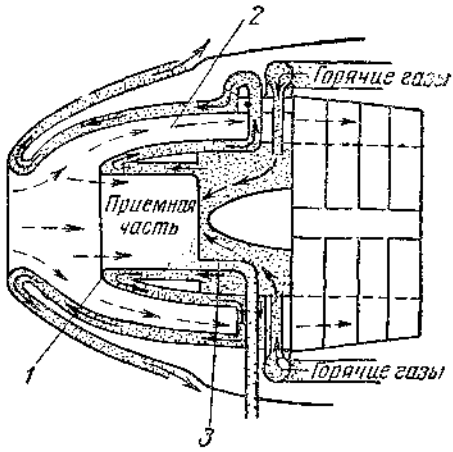
Предотвратить льдообразование во всей системе всасывания можно путем подогрева всасываемого воздуха. Для этой цели целесообразно использовать тепло выхлопных газов. В последнее время часто применяется нагрев поверхностей всасывающего тракта.

На фиг. 83 показана комбинированная система воздухозаборника с инерционным водоотделением и нагревом поверхности всасывающего тракта силовой установки (с газотурбинным двигателем). На входе имеется «приемная часть», окруженная кольцевым каналом *1*. Куски льда и других предметов, попадая на вход, под действием сил инерции уходят прямо в «приемную часть», а воздух поступает в кольцевой канал *2*.



Фиг. 82. Схема всасывающей системы с приспособлениями для предотвращения обледенения.

1—воздухозаборник с инерционным водоотделением; *2*—впрыск топлива в цилиндры; *3*—дроссель с масляным обогревом заслонок и корпуса.



Фиг. 83. Входная часть ТРД с противообледенительной системой.

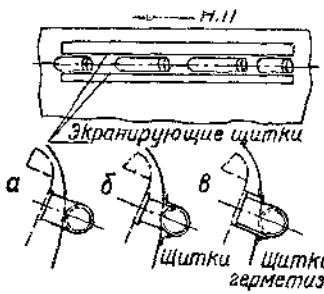
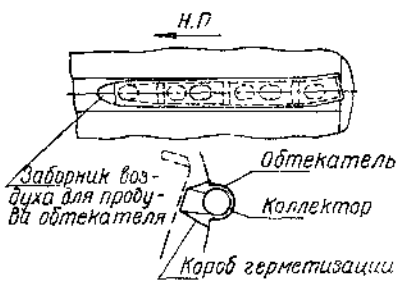
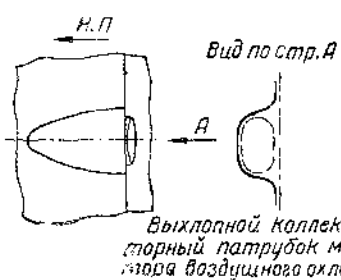
Приемная часть имеет одно или несколько отверстий *3*, через которые выпадают попавшие в нее частицы. Диаметр отверстий подбирается соответственно размерам этих частиц, но желателен небольшой, чтобы довести до минимума количество проходящего через них воздуха. Для обогрева поверхности входа часть горячего газа за турбиной отбирается и подводится к полому пространству позади «приемной части». Из этого полого пространства газы отводятся в полую оболочку наружной стенки входной части заборника. Таким образом, во всем пространстве, окружающем вход, сохраняется температура, при которой куски льда не задерживаются, а температура «приемной части» достаточно высока, чтобы эти кусочки растопить.

Имеются и другие способы борьбы с льдообразованием: электрический обогрев стенок, применение защитных покрытий, распыливание антифриза на входе, электромагнитный обогрев и пр. Следует помнить, что современные турбореактивные двигатели потребляют огромное количество воздуха, и в условиях обледенения образование льда у входа в компрессор двигателя происходит весьма интенсивно. Отрывающиеся обломки льда при попадании в двигатель могут привести к деформации и даже поломке лопаток осевого компрессора. Без устранения льдообразования нельзя обеспечить безопасность полета самолета.

9. ВЫХЛОПНЫЕ УСТРОЙСТВА ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Отработавшие газы отводятся из авиационных поршневых двигателей при помощи выхлопных устройств, выполненных в виде коллекторов, объединяющих ряд выхлопных патрубков, или в виде отдельных патрубков, прикрепленных к каждому выхлопному окну цилиндра двигателя (табл. 8. VII).

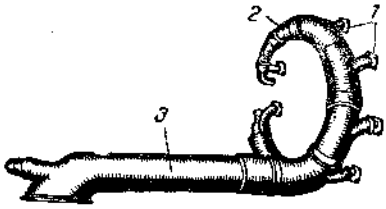
Таблица 8. VII

Схема выхлопных патрубков	c_x м²	Примечание
	*а* 0,0120 *б* 0,0180	Значения c_xS отнесены к двигателю в 1000 *л. с.* $(c_xS)_N=(c_xS)_{1000}\frac{N}{1000}$
	*а* 0,0100 *б* 0,0060 *в* 0,0050	
	0,0100	
	0,0100	

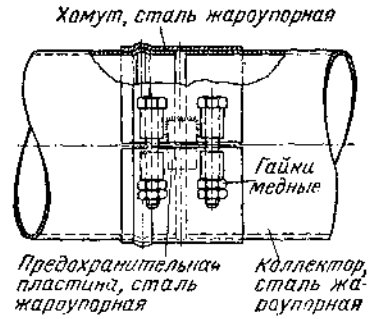
Отводимые от двигателя газы имеют высокую температуру, и поэтому выходные сечения патрубков должны отстоять от поверхностей самолета при фанерном покрытии не менее чем на 100 *мм*. В случае когда деревянные части покрыты защитным листом металла с прослойкой асбеста, зазор может быть уменьшен до 50 *мм*.

Выхлопные патрубки должны обдуваться потоком; в тех же случаях, когда весь патрубок (или часть его) закапотирован, необходимо обеспечить продувку его под капотом. При этом минимальное расстояние между патрубком и стенкой капота должно быть не менее 12—15 *мм*.

Располагать выхлоп на самолете следует так, чтобы в кабины экипажа не попадали отработавшие газы.



Фиг. 84. Выхлопной коллектор звездообразного двигателя.



Фиг. 85. Соединение секций выхлопного коллектора.

Выхлопные газы можно использовать для подогрева воздуха, обогревающего кабину и карбюратор, для заполнения свободных объемов бензобаков и для других целей.

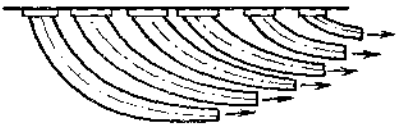
Доступ к выхлопным коллекторам и патрубкам должен быть свободным, а их конструкция и крепление простыми, ибо срок службы выхлопных устройств невелик. Коллектор не должен быть большой длины, с тем чтобы изменения температуры не вызывали в нем трещин. В тех же случаях, когда из соображений компоновки необходимо применить длинный коллектор, его следует выполнять из отдельных отсеков и соединять их при помощи специальных хомутов.

Конструкция выхлопных устройств зависит от типа двигателя. Звездообразные двигатели имеют общий выхлопной коллектор с одной или двумя боковыми щелями для отвода газов. Так как в этом случае выхлопной коллектор располагается внутри капота, то необходимо обеспечить его обдувку охлаждающим воздухом.

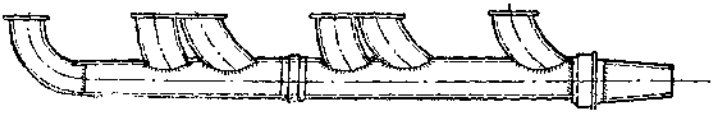
На фиг. 84 показан выхлопной коллектор звездообразного двигателя, состоящий из выхлопных патрубков *1* (число которых равно числу цилиндров), коллекторного кольца *2* и отводной трубы *3*.

Коллекторное кольцо имеет обычно круглое сечение, увеличивающееся по мере приближения к выходному отверстию. Такая форма кольца способствует более равномерному течению газов по кольцу.

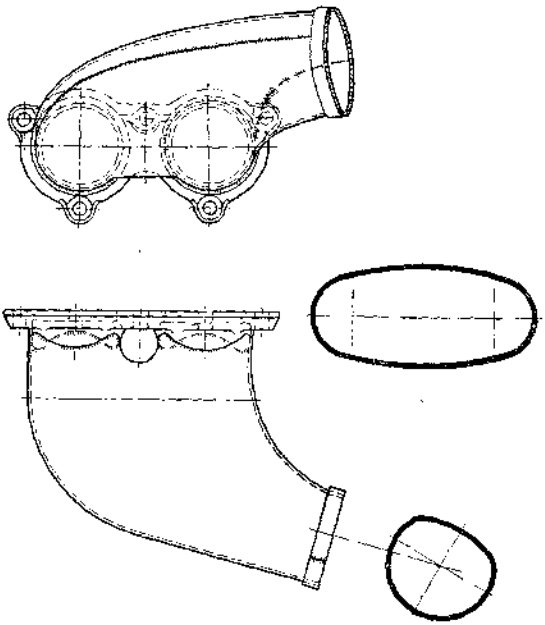
Для компенсации температурного расширения и для удобства монтажа коллекторное кольцо делят на секции, число которых обычно равно числу цилиндров. Соединения секций должны позволять некоторое перемещение одной секции относительно другой, но в то же время быть газонепроницаемыми. Наиболее простым является телескопическое соединение. На фиг. 85 показано соединение, при котором можно заменять любую секцию без разбора всего коллектора. Выхлопные патрубки обычно привариваются к коллекторному кольцу.



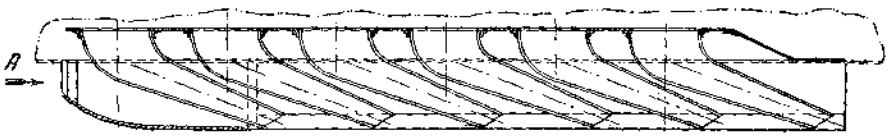
Фиг. 86.



Фиг. 87. Выхлопной коллектор поршневого двигателя жидкостного охлаждения.



Фиг. 88. Выхлопной патрубок на два цилиндра.



Фиг. 89. Выхлопные индивидуальные патрубки.

Для лучшего использования реакции выхлопных газов следовало бы направлять выхлопные газы по потоку, но при этом патрубки пришлось бы разносить далеко от мест крепления (фиг. 86), из-за чего возросло бы лобовое сопротивление.

С увеличением скорости полета роль выхлопных патрубков как источников дополнительной тяги повышается. Так, например, при к. п. д. винта $\eta=0{,}75$ и $V_0=600$ *км/час* реактивный выхлоп создает дополнительную тягу у земли, эквивалентную приблизительно 13% мощности двигателя, а при $V_0=900$ *км/час* — уже около 20% мощности двигателя.

Выхлопные реактивные патрубки осуществляются в виде коллектора, объединяющего несколько цилиндров двигателя (фиг. 87 и 88), или в виде индивидуальных патрубков, устанавливаемых на каждый цилиндр (фиг. 89).

Индивидуальные выхлопные патрубки дают более высокий реактивный эффект, и конструкция их значительно проще, кроме того, по сравнению с коллекторами они имеют менее напряженный тепловой режим. Индивидуальные патрубки состоят из двух штампованных половин, сваренных продольным швом встык.

Площадь выходного отверстия индивидуального реактивного патрубка на современных самолетах равна 20—28 *см*^{2} на каждые 100 *л. с.*, приходящихся на данный патрубок. Материалом для выхлопных патрубков и коллекторов служат листы из жароупорной стали толщиной 1,3—1,6 *мм*.

ЗАДАНИЕ ПО СИЛОВЫМ УСТАНОВКАМ НА САМОЛЕТАХ

Составить техническое описание силовой установки на самолете с поршневым или реактивным двигателем.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

1. Составить эскиз общей компоновки силовой установки в фюзеляже или на крыле (дать характерные размеры).
2. Дать характерные конструктивные схемы крепления двигателей к самолету (поршневой с жидкостным охлаждением, поршневой звездообразный с воздушным охлаждением и турбореактивный).
3. Сделать эскиз узлов крепления моторной рамы к двигателю и к самолету.
4. Указать основные конструктивные решения, применяемые для поглощения вибраций силовой установки и дать эскиз амортизатора в разрезе.
5. Дать конструктивные схемы капотов (каркасные и панельные) и указать особенности крепления крышек и панелей.
6. Дать эскизы быстродействующего винтового замка и стяжного замка.
7. Дать эскиз конструкции лобового кольца капота поршневого звездообразного двигателя.
8. Написать критический обзор расположения воздухозаборников на самолете и дать пример конструктивного решения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бахрах Н. М., Агрегатирование и взаимозаменяемость в самолетостроении, Оборонгиз, 1946.
2. Бедункович А. Г., Крылов В. Я. и др., Особенности конструкции реактивных самолетов, Воениздат, 1948.
3. Болотников В. Ф., Некоторые характеристики реактивных самолетов, Оборонгиз, 1946.
4. Водяной А. И., Основы теории самолета, Воениздат, 1943.
5. Волков Г. И., Плаксин В. А., Камнев М. Н., Оборудование винтомоторных установок самолетов, ЛВВА КА, 1942.
6. Гроссман Е. П., Курс вибраций частей самолета, Оборонгиз, 1940.
7. Жовинский Н. Е., Оборудование винтомоторной группы самолетов, 1944.
8. Заикин А. Е., Атлас типовых схем воздушно-реактивных и турбовинтовых двигателей, Оборонгиз, 1950.
9. Иноземцев Н. В., Зуев В. С., Авиационные газотурбинные двигатели, Оборонгиз, 1949.
10. Кулагин И. И., Теория газотурбинных реактивных двигателей, Оборонгиз, 1952.
11. Келдыш М. В., Гроссман Е. П., Марин Н. И., Вибрации на самолете, 1942.
12. Кан С. Н. и Свердлов И. А., Расчет самолета на прочность, Оборонгиз, 1945.
13. Лернинман С. М., Технологичность конструкций в машиностроении, Гос. научно-техн. изд., 1946.
14. Макаревский А. И., Француз Т. А., Силы, действующие на самолет в полете и при посадке, БНТ, 1943.
15. Мартынов А. К., Экспериментальная аэродинамика, Оборонгиз, 1950.
16. Минаев К. А., Методы подбора рациональных размеров и расчет на устойчивость прессованных профилей при сжатии. Труды ЦАГИ № 467, 1940.
17. Овчинников Б. И. и Траут Г. Н., Конструирование металлических самолетов, Оборонгиз, 1944.
18. Остославский И. В., Калачев Г. С., Продольная устойчивость и управляемость самолета, Оборонгиз, 1951.
19. Пашинин М. М., Реактивные двигатели и самолеты Англии, Оборонгиз, 1946.
20. Попов В. А., Основы авиационной техники, Оборонгиз, 1946.
21. Розанов О. Н., Общий курс, конструкции самолетов, изд. ЛИИГВФ, 1941.
22. Скубачевский Г. С. и Хронин Д. В., Винтомоторные установки самолетов, Оборонгиз, 1946.
23. Сутугин Л. И., Эберзин П. И. и др. под редакцией Н. Н. Поликарпова и Е. И. Майоранова, Конструкция самолетов, Оборонгиз, 1939.
24. Сутугин Л. И., Механизированные крылья, Оборонгиз, 1940.
25. Сутугин Л. И., Основы проектирования самолетов, Оборонгиз, 1945.
26. Сутугин Л. И., Проектирование частей самолета, Оборонгиз, 1947.
27. Фомин Н. А., Крылья самолетов, Оборонгиз, 1946.
28. Эскин И. И., Самолетные шасси с носовым колесом, Оборонгиз, 1947.
29. Юргенс В. Ф., Основы самолетостроения и подготовка производства, Оборонгиз, 1943.
30. Langley, Metal aircraft construction, 1942.
31. Справочник по иностранным самолетам под редакцией М. Н. Шульженко, изд. ЦАГИ, 1939.
32. То же, 1940.
33. Экспресс-информация, изд. БНТ.
34. Журналы «Вестник Воздушного флота», Flight, Interavia, Aviation, Aeroplane, Aircraft Production, American Aviation, Aero Digest, Luftwissen, Aéronautique.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

Предисловие 3
Введение 5

Глава I.
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1. Летные характеристики самолетов 18
Мировые рекорды 18
2. Классификация самолетов по назначению 21
Военные самолеты 21
Гражданские самолеты 23
3. Схемы самолетов 24
Основные части самолета и их назначение 24
Монопланы 28
Бипланы 32
Прочие схемы самолетов 33
4. Развитие схемы самолетов и требования к конструкции 35
Лобовое сопротивление самолета 35
Пути развития самолета 37
Герметизация конструкции 43
Требования к конструкции самолета 44
5. Технологичность конструкции в самолетостроении 46
Значение технологичности и ее требования 46
Расчленение конструкции самолетов 49
Выбор материала 55
6. Силы, действующие на самолет в полете 58
Горизонтальный полет 58
Криволинейный полет в вертикальной плоскости 59
Криволинейный полет в горизонтальной плоскости 66
Коэффициент безопасности 66
Нормирование нагрузок, действующих на самолет в полете 67

Глава II.
КРЫЛЬЯ

1. Назначение крыла и требования к нему 71
2. Внешние формы 72
Форма в плане 72
Вид спереди 76
Поперечное сечение (профиль) 77
Особенности внешних форм крыла скоростного самолета 78
3. Нагрузки на монопланное крыло 82

Стр.

4. Конструктивные схемы крыльев и характер нагружения элементов конструкции 85
Продольный набор . . . 85
Поперечный набор . . . 86
Расчалки, узлы и обшивка . . . 88
Конструктивные разъемы крыла по размаху . . . 88
5. Конструкции крыльев биплана . . . 89
6. Классификация конструкций свободнонесущих монопланных крыльев . . . 92
7. Конструкции крыльев с обшивкой, воспринимающей только воздушные нагрузки . . . 93
Однолонжеронные конструкции . . . 93
Двухлонжеронные конструкции . . . 98
Многолонжеронные конструкции . . . 98
8. Конструкции крыльев с обшивкой, работающей на сдвиг при кручении и изгибе крыла . . . 101
Однолонжеронные конструкции . . . 101
Двухлонжеронные конструкции . . . 102
Многолонжеронные конструкции . . . 104
9. Конструкции крыльев с обшивкой, работающей на сдвиг при кручении и изгибе крыла и частично на нормальные напряжения при изгибе крыла . 104
Однолонжеронные конструкции . . . 105
Двухлонжеронные конструкции . . . 109
Многолонжеронные конструкции . . . 113
10. Конструкции крыльев с обшивкой, работающей при изгибе и кручении крыла 115
Моноблочные конструкции . . . 122
11. Конструктивные особенности стреловидных крыльев . . . 125
12. Сравнительная оценка конструкций крыльев и их особенности . . . 128
13. Лонжероны крыла . . . 132
Деревянные лонжероны . . . 134
Балочные деревянные лонжероны . . . 134
Ферменные деревянные лонжероны . . . 138
Особенности деревянных лонжеронов . . . 138
Металлические лонжероны . . . 139
Балочные металлические лонжероны . . . 139
Ферменные металлические лонжероны . . . 143
Характеристика металлических лонжеронов . . . 146
14. Стрингеры . . . 151
15. Нервюры . . . 153
Классификация . . . 153
Балочные металлические нервюры . . . 153
Балочные деревянные нервюры . . . 158
Ферменные и ферменно-балочные металлические нервюры . . . 160
Ферменные и ферменно-балочные деревянные нервюры . . . 162
16. Конструкции стыковых соединений . . . 165
17. Обшивка крыла . . . 171
Назначение и типы обшивки . . . 171
Полотняная обшивка . . . 172
Фанерная обшивка . . . 174
Металлическая обшивка . . . 175
Многослойная обшивка или обшивка с заполнителем . . . 177

Стр.

Крышки люков и обтекатели 179
Конструктивные особенности носков крыла 181
18. Противообледенительные средства 182
19. Конструктивные мероприятия по предотвращению флаттера крыла 184
20. Механизация крыльев 191
Классификация 192
Элементы механизации 195
Управление механизацией крыла 206
Задание по крылу 209

Глава III.

ФЮЗЕЛЯЖ

1. Назначение фюзеляжа и требования к нему 210
2. Внешние формы и параметры фюзеляжа 212
3. Нагрузки на фюзеляж 214
4. Конструктивно-силовые схемы фюзеляжа и характер нагружения элементов конструкции 218
Классификация фюзеляжей по конструктивной схеме 220
5. Ферменные фюзеляжи 222
Конструкции типовых ферменных фюзеляжей 222
Детали ферменных фюзеляжей 227
Общая характеристика ферменных фюзеляжей 229
6. Балочные фюзеляжи 232
Конструкции типовых балочных фюзеляжей 232
Детали балочных фюзеляжей 243
Обшивка балочных фюзеляжей 247
Общая характеристика балочных фюзеляжей 251
7. Сравнительная характеристика балочных и ферменных фюзеляжей 253
8. Фюзеляжи смешанной силовой схемы 254
9. Кабины и багажные помещения 256
Наружное оформление 256
Комфорт пассажирских кабин 264
10. Оборудование и детали кабин 267
Двери, окна, кресла 267
Акустика и звукоизоляция 274
Вентиляция и отопление 276
11. Герметические кабины 281
Задание по фюзеляжу 293

Глава IV.

ОРГАНЫ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ

1. Устойчивость и управляемость самолета 294
Определения 294
Мера устойчивости и характеристика управляемости 294
2. Оперение самолета 296
Элементы оперения и их назначение 296
Хвостовое оперение 297
Элероны 299
Формы оперения 303
Устранение вибраций оперения 306

Стр.

3. Аэродинамическая компенсация и средства балансировки 308
Назначение и типы компенсации 308
Средства балансировки 312
4. Конструкции оперения 315
Стабилизаторы и кили 315
Рули и элероны 317
Детали оперения 322
5. Особые типы оперения 328
Задание по органам устойчивости и управляемости 330

Глава V.

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

1. Общие сведения и требования 331
2. Типы систем управления 333
Классификация 333
Типы командных рычагов 333
Проводка управления 341
3. Конструкция элементов управления 346
Ручки 346
Штурвальные колонки 349
Педали 351
Детали проводки управления 354
4. Конструкция управления триммерами и стабилизатором 359
5. Приводы и механизмы для уменьшения нагрузок на ручку, штурвал и педали 365
6. Вибрация проводки управления 373
Задание по управлению самолетом 375

Глава VI.

ШАССИ

1. Общие сведения 377
Назначение шасси и его элементы 377
Требования к шасси 378
2. Параметры шасси и схемы компоновки 379
Шасси с хвостовым колесом 379
Шасси с передним колесом 380
Велосипедное шасси 384
3. Амортизаторы шасси 385
Требования и работа 385
Принцип работы и устройство амортизаторов 386
Пружинные амортизаторы 401
4. Колеса шасси 402
Нетормозные колеса 402
Тормозные колеса 403
Управление тормозами 410
5. Авиационные пневматики 415
6. Конструкции шасси и их силовые схемы 417
Ферменные шасси 417
Балочные шасси 420
Ферменно-балочные шасси 422
Шасси с рычажной подвеской 425
Многоколесные и гусеничные шасси 428

Стр.

7. Конструктивные схемы и кинематика уборки главных ног шасси 430
Схемы убирающихся шасси 430
Уборка по размаху крыла 433
Уборка по хорде крыла 435
8. Задние или хвостовые установки 441
Костыльные установки 441
Хвостовые колеса 443
9. Передние или носовые установки 450
Типы установок 450
Угол поворота переднего колеса относительно оси стойки 452
Демпферы для предотвращения самовозбуждающихся колебаний переднего колеса 452
Конструктивные схемы и кинематика уборки передних ног шасси 456
Хвостовая предохранительная опора 461
Выбор колес для передней ноги шасси 463
10. Лыжи 464
Установка лыж на самолете 464
Схема установки и конструкции лыж 465
Задание по шасси 467

Глава VII.

СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ НА САМОЛЕТАХ

1. Назначение силовых установок и требования к ним 468
2. Расположение силовых установок на самолете 470
Силовые установки с поршневыми и турбовинтовыми двигателями 470
Силовые установки с реактивными двигателями и расположение их воздухозаборников 479
3. Моторные рамы и другие виды крепления двигателя к конструкции самолета 486
Нагрузки, действующие на моторные рамы 487
Классификация моторных рам 488
Конструкции моторных рам 489
Особенности крепления реактивных двигателей 500
Амортизаторы моторных рам 505
4. Капоты двигателей 509
Капоты звездообразных поршневых двигателей воздушного охлаждения . 510
Капоты поршневых двигателей жидкостного охлаждения 519
5. Топливные и масляные баки 522
Расположение топливных баков и требования к ним 522
Типы и конструкции баков 523
Крепление баков 529
6. Радиаторные установки 529
7. Воздухозаборники силовых установок с поршневыми двигателями 534
8. Обледенение всасывающих систем 536
9. Выхлопные устройства поршневых двигателей 538
Задание по силовым установкам на самолетах 541
Литература 542

Редактор *С. Г. Козлов*
Техн. редактор *И. М. Зудакин*

Г82653. Подписано в печать 29/VI 1953 г.
Учетно-изд. л. 42,92. Формат 70×108$^1/_{16}$=
=17,38 б. л.—47,61 п. л. в т. ч. 2 вкл.
Цена в пер. 16 р. 50 к. Заказ 171/1389

Типография Оборонгиза