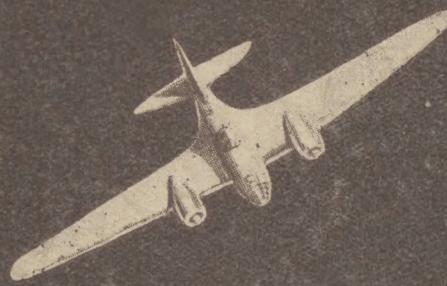


ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ САМОЛЕТОВ



Л.И. СУТУГИН

Основы
ПРОЕКТИРОВАНИЯ
САМОЛЕТОВ

Л. И. СУТУГИН

Заведующий кафедрой конструкции и проектирования самолета
Куйбышевского авиационного института

ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ САМОЛЕТОВ

*Главным управлением учебными заведениями
Наркомавиапрома допущено в качестве учеб-
ного пособия для авиационных институтов*

ОБОРОНГИЗ НКАП
ГЛАВНАЯ РЕДАКЦИЯ АВИАЦИОННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ
Москва 1945

Редактор *Е. Э. Пфлаумбаум.*

Г805536.

Подп. в печать 11|VII 1945 г.

Тип. зн. в печ. л. 45300.

Техн. редактор *П. Г. Ислентьева*

Печ. л. 16,75.

Цена 20 руб.

Уч.-изд. л. 19.

Зак. 1288|1051.

Типография Оборонгиза.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Приступая к курсовому и дипломному проектированию, студенты, как правило, в начале работы совершенно нерационально тратят время на ознакомление с литературой и на подбор материалов, которые представляют общий интерес, но не могут быть использованы в начальной стадии проектирования. В результате получается обычный «цейтнот», и широкие замыслы превращаются в весьма посредственный и неинтересный проект, выполнив который автор начинает понимать, как следовало вести работу.

Проектирование самолета чрезвычайно сложно и практически может быть выполнено лишь группой квалифицированных инженеров-специалистов в различных областях.

Процесс проектирования разделяют на ряд этапов, в которых методом последовательных приближений, при постепенном увеличении числа лиц, работающих над проектом, и углублении отдельных вопросов, решают ряд сложных задач из самых разнообразных областей техники.

Прежде всего составляют эскизный проект самолета в целом, причем ряд задач решают в первом приближении: вес самолета, веса отдельных частей, профиль крыла и его изменение по размаху, размеры оперения, форма фюзеляжа, размещение силовых элементов основных агрегатов, размещение расходуемых и нерасходуемых грузов, основные размеры крыла и его площадь.

Эскизный проект делают для определенной схемы, мотора и ориентируясь на определенный материал основных частей.

В таком виде проект представляет собой эскизную компоновку, при составлении которой осевыми линиями показывают главные силовые элементы крыла, фюзеляжа и по возможности точнее наносят все грузы. На основании эскизной компоновки составляют общий вид в трех проекциях.

На основании дальнейшей разработки отдельных частей самолета и постройки его макета составляют второй вариант компоновочного чертежа с точным размещением всех силовых элементов и нагрузки, но без деталей крепления силовых элементов и обору-

дования. Этот чертеж необходим для увязки всех узлов силовых и несиловых элементов.

Непосредственно перед составлением второго компоновочного чертежа специальные конструкторские группы проектируют и разрабатывают общие виды отдельных агрегатов. Проектирование заключается в составлении теоретических чертежей крыльев, фюзеляжа, оперения и их общих видов. Для шасси, винтомоторной группы и управления проектирование заключается в разработке общих видов, в специальных расчетах, построении кинематики и т. д.

После составления детальных чертежей всех агрегатов выполняют третий вариант компоновочного чертежа, на который наносят все элементы по их детальным чертежам.

Работа «Основы проектирования самолета» не является пособием к курсовому или дипломному проектированию, а представляет собой начало курса «Проектирование и конструкция самолета». В работе рассмотрены вопросы эскизного проектирования самолета в целом и приведены наиболее установившиеся способы проектирования в том порядке, который соответствует реальному процессу проектирования и программе курса.

Из общего списка литературы по проектированию в конце каждой главы указаны только те материалы, которые нужны для самостоятельной работы дополнительно к изучению данного курса.

Л. Сутугин

ПЕРВАЯ ЧАСТЬ

ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Г л а в а I

ЭТАПЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ПОСТРОЙКИ САМОЛЕТА

§ 1. ЭТАПЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Процесс проектирования состоит из ряда этапов, тесно связанных между собой.

Тактико-технические требования. Проектирование самолета начинают с изучения или составления тактико-технических требований. В требованиях обычно указывают назначение самолета, тип мотора, количество моторов, полезную нагрузку, которую самолет должен поднимать, время полета на крейсерской скорости или дальность полета, зная которые можно определить необходимое количество топлива и смазки.

При заданных или выбранных моторе и весе полной нагрузки необходимо обеспечить определенные аэродинамические показатели: V_{\max} на рабочей высоте H , время t подъема на рабочую высоту, практический потолок H_n , посадочную скорость $V_{\text{пос}}$, время $t_{\text{раз}}$ или длину $L_{\text{раз}}$ разбега и т. д. В большинстве случаев указывают или задают последовательность выполнения аэродинамических требований или выделяют показатель, который должен быть получен в первую очередь при данной величине $V_{\text{пос}}$ или $L_{\text{раз}}$. Имеется также ряд требований эксплоатационного порядка.

Один из существенных пунктов требований заключается в указании материала для основных частей самолета.

Назначение самолета, его вес и V_{\max} дают вполне определенные указания о классе, к которому самолет должен быть отнесен при расчете на прочность.

Полезную нагрузку G_n приводят в виде подробного перечня, в котором указывают состав экипажа, пассажиров, вес и тип вооружения, бомб, груза, багажа и т. д.

Технические требования на самолет каждого типа не остаются постоянными, а из года в год повышаются в соответствии с общим ростом и развитием авиации. Аэродинамические показатели тактико-технических требований должны быть всегда выше, чем у однотипных самолетов, находящихся в данное время на снабжении.

По назначению, типу полезной нагрузки, а также очередности аэродинамических требований можно получить представление об условиях работы и особенностях проектируемого самолета. Наилучшее использование данного типа вооружения и мощности заданных моторов, улучшение условий работы экипажа, создание комфорта для пассажиров, обеспечение безопасности экипажа и пассажиров при полете и посадке возможны лишь при тщательном изучении условий эксплуатации, а для военных самолетов, кроме того, и тактики боя.

Выбор схемы производят на основании ряда требований, предиктуемых аэродинамикой, назначением, прочностью и жесткостью, обзором, обстрелом, живучестью, производством и эксплуатацией.

Выбор мотора. Иногда в тактико-технических требованиях тип мотора не указывают, предоставляя его выбор конструктору. При выборе мотора приходится учитывать тип охлаждения, мощность, высотность, расход топлива и смазки, габариты, конструктивные особенности, вес, надежность и условия эксплуатации. Число моторов выбирают в зависимости от потребной мощности, необходимой для выполнения поставленных требований, мощности имеющихся в данное время моторов, назначения самолета, тактических и экономических соображений.

Материал для основных частей самолета выбирают в зависимости от тактико-технических требований, намеченной схемы самолета, его назначения и условий производства в военное время с учетом экономических соображений.

Эскизный проект является первой стадией проектирования и выполняется для выбранных схемы и мотора. Отправными пунктами при эскизном проектировании служат тактико-технические требования и статистические данные существующих самолетов. По заданной величине полной нагрузки определяют полетный вес самолета, в зависимости от которого и от требуемой $V_{\text{пос}}$ или $L_{\text{раз}}$ назначают площадь крыла S . По площади крыла и его основным размерам намечают основные размеры остальных частей и составляют компоновочную схему, необходимую для изготовления общего вида самолета в трех проекциях. Размеры, вес и лобовое сопротивление самолета позволяют определить V_{max} на рабочей высоте, а также другие аэродинамические данные и сравнить их с тактико-техническими требованиями.

Изыскания рациональных размеров необходимы для определения наивыгоднейшего комплекса основных размеров, сопротивления и полного веса самолета G , при которых тактико-технические требования выполняются полностью, или для обоснования невозможности их выполнения в полном объеме. Если эскизный проект дает результаты, удовлетворяющие тактико-техническим требованиям, то изыскания необходимы для выяснения возможности превышения этих требований. Изыскания заключаются в изменении площади, удлинения, относительной толщины крыла, и т. д., принятых при эскизном проекте, в обе стороны с учетом изменения размеров, сопротивления и веса всего самолета.

Для ряда полученных вариантов производят аэродинамические расчеты, позволяющие связать изменения размеров, веса и сопротивления с изменениями аэродинамических данных. Два-три лучших варианта рассматривают более подробно, составляя общий вид в трех проекциях, а также диаграммы обзора и обстрела. Окончательно выбранный вариант сопровождается уточненным аэродинамическим расчетом, весовой сводкой, центровкой, схемами обзора, обстрела и кратким техническим описанием.

В таком виде результаты эскизного проекта и изысканий рациональных размеров являются ответом проектирующей организации на задание, полученное от «заказчика», вместе с тактико-техническими требованиями.

Проектирующая организация, представляя эскизный проект гарантирует полученные ею летные данные обычно в пределах небольших допусков, обусловленных точностью расчетов. Дальнейшая работа над проектом зависит от утверждения эскизного проекта.

Предварительный проект делают на основе эскизного проекта и изысканий рациональных размеров после утверждения эскизного проекта, с учетом всех замечаний, пожеланий и требований заказчика.

Основная часть предварительного проекта — компоновочный чертеж самолета — представляет общий вид самолета сбоку с размещением экипажа, вооружения, оборудования и увязкой всех силовых элементов конструкций.

Компоновочный чертеж при изготовлении проходит через ряд этапов. Прежде всего увязывают основные элементы крыла, фюзеляжа, шасси, оперения и винтомоторной группы с размещением основных грузов и экипажа. Для полной увязки одновременно делают теоретические чертежи и общие виды крыла, оперения, шасси и фюзеляжа. После проверочной центровки эти чертежи передают в Расчетное бюро для производства расчетов на прочность, а также для определения основных усилий и размеров сечений силовых элементов набора крыла, фюзеляжа, оперения, шасси и моторной рамы.

На основании расчетов в компоновочном чертеже делают ряд исправлений. Кроме того, все основные размеры, размещение экипажа, вооружения и оборудования, удобство обзора, посадки и управления проверяют и окончательно увязывают на макете самолета в натуральную величину. Макет должен воспроизводить по возможности ближе к действительности всю конструкцию самолета и иметь реальное вооружение и оборудование.

Кроме подробного аэродинамического расчета, делают расчеты продольной статической устойчивости, проверочный расчет на штопор, расчет на флаттер, определение радиуса и времени виража, расчет разбега, дальности и ряд других расчетов в зависимости от назначения самолета. Обычно для уточнения и разрешения ряда затруднений, возникающих в процессе работы, производят отдельные исследования расчетного и экспериментального

характера. Экспериментальные работы проводят с моделью самолета в целом и с моделями отдельных частей: крыла, хвостового оперения, фюзеляжа, моторных гондол. С появлением больших труб оказалось возможным делать эксперименты в натуре на специальном аэродинамическом макете самолета. Такие эксперименты являются чрезвычайно ценными, так как позволяют решить ряд задач, не разрешимых при исследовании моделей вследствие малых чисел Рейнольдса Re .

При разработке предварительного проекта выбирают тип конструкции основных частей самолета с учетом выбранного материала и способов изготовления. Проектирование самолета и некоторые работы по подготовке производства должны вестись одновременно. Участие технологов уже в предварительном проектировании самолета следует считать обязательным, так как только в этом случае конструкция будет удовлетворять требованиям массового производства без всякого ущерба для летно-тактических данных.

Предварительный расчет считается законченным после утверждения макета и всех необходимых аэродинамических исследований.

Исполнительный проект заключается в конструктивной и технологической разработке чертежей опытного самолета. Одновременно с изготовлением чертежей делают расчет на прочность узлов и деталей на основании имеющихся основных усилий. Для проверки расчетов опытные экземпляры ответственных узлов и деталей испытывают на прочность.

Одной из важнейших работ при составлении исполнительного проекта, а в дальнейшем и при изготовлении деталей в производстве является весовой контроль. Функции весового контроля заключаются в сравнении и увязке проектного веса с весом, полученным при подетальном теоретическом подсчете весов по чертежам, а затем при изготовлении деталей. Перетяжеление деталей понижает летные данные самолета, в особенности скороподъемность. Даже перераспределение веса — утяжеление одних деталей и одновременное облегчение других, по сравнению с их проектным весом, — может повлечь за собой весьма серьезное затруднение: перемещение центра тяжести по сравнению с его проектным положением. Своевременное устранение таких неувязок вполне возможно и является основной задачей весового контроля.

Исполнительный проект считается законченным только после того, как будут получены благоприятные результаты статических и динамических испытаний всего самолета, а также его деталей, и внесены в чертежи изменения, необходимость которых выявлена этими исследованиями.

§ 2. ЭТАПЫ ПОСТРОЙКИ

Постройку опытных самолетов для летных испытаний производят не менее, чем в двух экземплярах. Конструкторское бюро в период производства первых экземпляров самолета

устраняет возможные неувязки в чертежах и ведет весовой контроль.

Летные заводские испытания можно разделить на несколько этапов. Первый этап заключается в определении летных данных самолета и сравнении их с расчетными. Кроме определения максимальной и посадочной скоростей, скороподъемности, потолка, маневренности и характера штопора, проверяют устойчивость, эффективность органов управления и системы охлаждения, а также работу механизмов управления, давления на рукоятку и т. д. Параллельно ведут испытания на флаттер и баф-тинг.

При благоприятных результатах первого этапа испытаний, свидетельствующих о выполнении части тактико-технических требований, относящихся в основном к аэродинамическим данным, переходят ко второму этапу летных и эксплоатационных испытаний, а также испытанию вооружения. На первых двух этапах испытаний устраняют все замеченные дефекты конструктивного и производственного характера, т. е. делают «доводку самолета».

Самолет, прошедший все заводские испытания, передают на государственные испытания, основная цель которых заключается в проверке заводских испытаний и всесторонней оценке данных самолета рядом летчиков-испытателей.

Последний этап испытаний, проводящийся на небольшой серии самолетов, заключается в исследовании работы самолета в нормальных эксплоатационных условиях летчиками средней квалификации.

Основной показатель хорошего самолета — длительность его эксплоатации. Небольшая модернизация хорошо спроектированного самолета (увеличение мощности и высотности мотора и т. д.) позволяет повысить его аэродинамические данные до уровня новейших образцов. Плохо спроектированные самолеты не поддаются модернизации и быстро устаревают.

Нормальным сроком работы истребителя, начиная с момента его проектирования до снятия с вооружения, считают в среднем 5 лет. Отсюда очевидна необходимость скоростных методов проектирования и механизации процесса производства. Уменьшение времени, необходимого на проектирование, обеспечивается большим опытом и высокой квалификацией конструкторского коллектива и, кроме того, может быть достигнуто максимальной стандартизацией конструкции и использованием при проектировании хорошо зарекомендовавших себя типов конструкций и отдельных деталей на основе всестороннего анализа удачных и, в особенности, неудачных конструкций.

Создание рациональных конструкций и достижения в области самолетостроения немыслимы без непрерывной научно-исследовательской работы в теоретической, конструктивной и производственной областях.

Глава II

АНАЛИЗ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ СХЕМЫ САМОЛЕТА

§ 1. ХАРАКТЕРИСТИКА ОСНОВНЫХ СХЕМ

Схема самолета в основном зависит от схемы крыла, которая прежде всего характеризуется количеством крыльев.

Самолеты, имевшие более трех крыльев, — полипланы — были редкостью, иногда встречавшиеся трипланные схемы уже давно исчезли. Основными схемами, долгое время конкурировавшими между собой, являются бипланы и монопланы.

В настоящее время и, повидимому, навсегда монопланная схема утвердилась как наивыгоднейшая для большинства типов самолета.

Разновидности монопланов и бипланов характеризуются *наличием* или *отсутствием* элементов *внешнего набора* и в соответствии с этим разделяются на расчалочные, подкосные и свободнонесущие.

Монопланы можно классифицировать *по расположению крыла относительно фюзеляжа*. Имеются четыре основных типа: «парасоль» и схемы с верхним, средним и нижним расположением крыла.

Схемы самолетов различаются также по типу *фюзеляжа*: однофюзеляжные, двухфюзеляжные, двухбалочные с гондолой или без нее, бесфюзеляжные или бесхвостые.

Количество моторов и их размещение существенно отражаются на схеме при одном и том же сочетании крыла и фюзеляжа. В одномоторных самолетах мотор может быть размещен в носовой и средней частях фюзеляжа, а также в носовой или хвостовой части гондолы. В многомоторных самолетах моторы в направлении хорды размещают перед крылом, за крылом или в комбинации тандем: на передней и задней кромках. Все эти комбинации возможны при различном положении моторов по вертикали: над крылом, под крылом, на уровне хорды. Наконец, возможно размещение моторов внутри крыла.

Винты делают тянувшими, толкающими, устанавливают в комбинации тандем. Мощность мотора может передаваться на один винт посредством удлиненного вала или на два винта при помощи трансмиссий. Применяются также передачи мощности двух или большего количества моторов на один винт.

Вертикальное оперение многомоторных самолетов в большинстве случаев делают разнесенным, а горизонтальное — свободнонесущим как у одномоторных, так и у многомоторных схем. Центральное вертикальное оперение применяют в одномоторных и реже в многомоторных схемах. Имеются случаи одновременной установки центрального и разнесенного вертикальных оперений.

В последнее время замечается тенденция замены двухколесного шасси трехколесным. Неубирающиеся колеса в обеих схемах можно встретить лишь в виде исключения.

Анализ существующих схем и выбор схемы, наиболее удовлетворяющей назначению самолета, приходится делать с разных точек зрения. К схеме самолета в целом, а следовательно, и к крылу как части, определяющей схему самолета, предъявляют следующие основные требования: минимальное лобовое сопротивление и наименьшая вредная интерференция, прочность, соответствующая нормам, достаточная жесткость, минимальный вес, живучесть, минимальное затенение обзора и обстрела, простота производства, удобство эксплуатации и простота конструкции.

В начальной стадии проектирования можно ограничиться общими соображениями по выбору схемы крыла и указаниями на особенности остальных частей самолета, окончательно определяющих его схему.

Бипланы

Основные этапы, через которые прошла бипланная схема, можно характеризовать следующим образом (фиг. 1):

I — многостоечный биплан с тонким крылом, неубирающимся шасси, расчалками и стойками, размещенными в направлении полета и перпендикулярно ему.

II — одностоечный полутораплан с неубирающимся шасси, стойками и расчалками в поперечной плоскости и жесткой фермой в направлении полета.

III — одностоечный полутораплан с неубирающимся шасси, расчалками коробки крыльев в обеих плоскостях и поперечными расчалками в плоскости ног шасси.

IV — одностоечный полутораплан с неубирающимся шасси, свободнонесущими крыльями, соединенными по концам жесткими фермами.

V — одностоечный полутораплан со свободнонесущим трапециевидным нижним крылом, к которому при помощи X-образных стоек крепятся верхние прямоугольные крылья, и неубирающимся шасси.

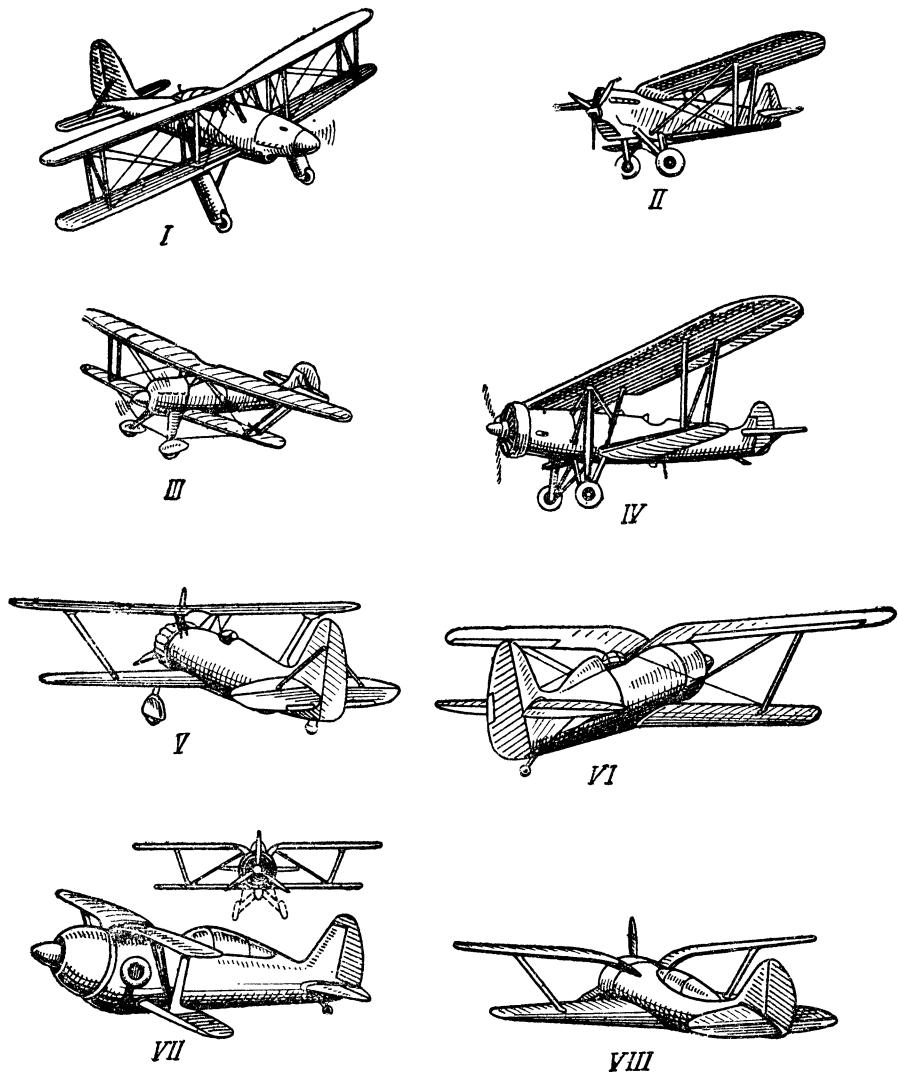
VI — одностоечный полутораплан с шасси, убирающимся в фюзеляж и корневую часть нижнего крыла, расчалками в поперечной плоскости и одной стойкой в продольной плоскости.

VII — одностоечный полутораплан с убирающимся шасси, нисходящими жесткими раскосами в поперечной плоскости, V-образными стойками в продольной плоскости и закрытой кабиной.

VIII — наивыгоднейшая схема: свободнонесущее нижнее крыло, тонкое прямоугольное верхнее крыло, I-образные стойки, убирающееся шасси; верхнее крыло типа «чайка» непосредственно крепится к фюзеляжу; кабина закрыта фонарем.

В развитии биплана отчетливо видно стремление конструкторов уменьшить лобовое сопротивление и интерференцию деталей, находящихся в потоке, путем уменьшения их количества. Радикальное решение вопроса заключается в применении свободнонесущих крыльев и убирающегося шасси, однако этот путь наиболее труден в конструктивном и невыгоден в весовом отношении.

Для характеристики биплана с точки зрения величины лобового сопротивления достаточно указать, что у самолета He-51L (фиг. 1, схема III) $c_{x_c} = 0,0429$, для схемы VI с убранным шасси



Фиг. 1. Эволюция бипланной схемы.

I—Физелер Fi-167; II—Берлинер Джойс; III—Хейнкель He-51L; IV—Фоккер CVE; V—Хеншель HS-123; VI—Поликарпов И 153; VII—Кенедиен Кар энд Фаунди FDB-1, VIII—проект.

$c_{x_c} = 0,0320$, что на 75—80% больше, чем у современного истребителя со свободнонесущим крылом и убирающимся шасси.

Минимальный вес при достаточной прочности и жесткости имеет многостоечная бипланная коробка с расчалками (фиг. 1). Вследствие наличия дополнительных опор вес крыльев в этом слу-

чае получается минимальным. Одностоечные коробки (фиг. 1—II, III, VI) вследствие увеличения пролетной части тяжелее, чем многостоечные. Внешние расчалки придают коробке значительную жесткость на кручение. Каждое из крыльев в отдельности имеет также большую жесткость при кручении вследствие дополнительных опор. Наивыгоднейшие в аэродинамическом отношении свободнонесущие крылья (фиг. 1—IV, V, VIII) для получения той же прочности и жесткости требуют более сильных сечений, жесткой обшивки и в результате оказываются тяжелее.

Живучесть конструкции понижается с увеличением количества деталей. В этом отношении наиболее невыгодны расчалочные коробки, которые при выходе из строя даже одной из несущих расчалок превращаются в механизм. Свободнонесущие коробки, которые для обеспечения прочности и жесткости должны иметь работающую обшивку, менее уязвимы.

При чистом биплане, т. е. в случае одинаковых размахов и хорд обоих крыльев (см. фиг. 1), обзор из кабины летчика затеняется верхним и нижним крыльями. Угол затенения обзора вверх до некоторой степени можно уменьшить, сделав вырезы в передней и задней кромках центроплана верхнего крыла, а также уменьшив его толщину. Однако эти меры в аэродинамическом отношении нежелательны, так как увеличивают сопротивление и уменьшают подъемную силу. Особенно вреден вырез передней кромки. Аналогичные меры применяют для улучшения обзора вперед и вверх на полуторапланах (фиг. 1—III, V). Улучшения обзора вперед и вверх можно достигнуть, применяя для верхнего крыла схему «чайка», при которой крыло крепится непосредственно на фюзеляже (фиг. 1. II, VI, VII, VIII). В этом случае обзор вверх, в плоскости симметрии, крылом совершенно не затенен, но углы затенения имеются при обзоре в стороны. Углы затенения вверх достигают наибольших величин при свободнонесущем верхнем крыле (фиг. 1—IV), вследствие большой хорды и большой толщины крыла в корне.

Затенение обзора нижним крылом можно значительно уменьшить по сравнению с чистым бипланом I, применяя схему полутораплана с выносом верхнего крыла вперед (фиг. 1—II, III, VI, VII). Свободнонесущие трапецевидные нижние крылья несколько затеняют обзор вниз (фиг. 1—V, VIII) по сравнению с полуторапланами, имеющими узкие прямоугольные крылья с расчалками. Для одноместного истребителя наименьший угол затенения верхним крылом составляет $6-7^\circ$, а нижним $30-35^\circ$. Наибольшее значение имеет угол обзора вперед в плоскости симметрии у истребителей, так как наводка при стрельбе совершается всем самолетом.

Недостаток биплановых схем в производственном отношении заключается в большом количестве деталей. Этот недостаток в значительной мере искупается простотой и доступностью сборки при полотняной обшивке. Для уменьшения веса ряд металлических деталей, близких по размерам, приходится выполнять из

материала разной толщины, что увеличивает сортамент, а также усложняет и удорожает производство.

Свободнонесущие бипланы крылья ввиду малой строительной высоты и необходимости жесткого покрытия просты в производстве только в тех случаях, когда материалом для них служит дерево. При металлическом покрытии бипланы крылья значительно сложнее, чем крылья свободнонесущего моноплана, вследствие трудности клепки обшивки к силовому набору.

В эксплоатации расчалочные бипланы сложнее, чем свободнонесущие бипланы и монопланы, так как требуют постоянного надзора за регулировкой и натяжением лент. Лентам дают предварительную затяжку, равную 25% от разрывающего усилия. При этом должны быть обеспечены необходимые вынос крыльев и углы их установки в продольном и поперечном направлениях.

С конструктивной точки зрения расчалочные бипланы крылья при прямолинейном верхнем центроплане не представляют особых затруднений, если не считать большого количества узлов. Бипланы крылья типа «чайка» значительно сложнее, даже при полотняном покрытии и изготовлении отъемных частей из дерева. Сложность заключается в конструкции центральной части верхнего крыла, которая должна обеспечить достаточную прочность при тонком профиле. Свободнонесущие бипланы крылья сложнее свободнонесущих моноплановых лишь в том отношении, что увеличивают количество деталей и узлов.

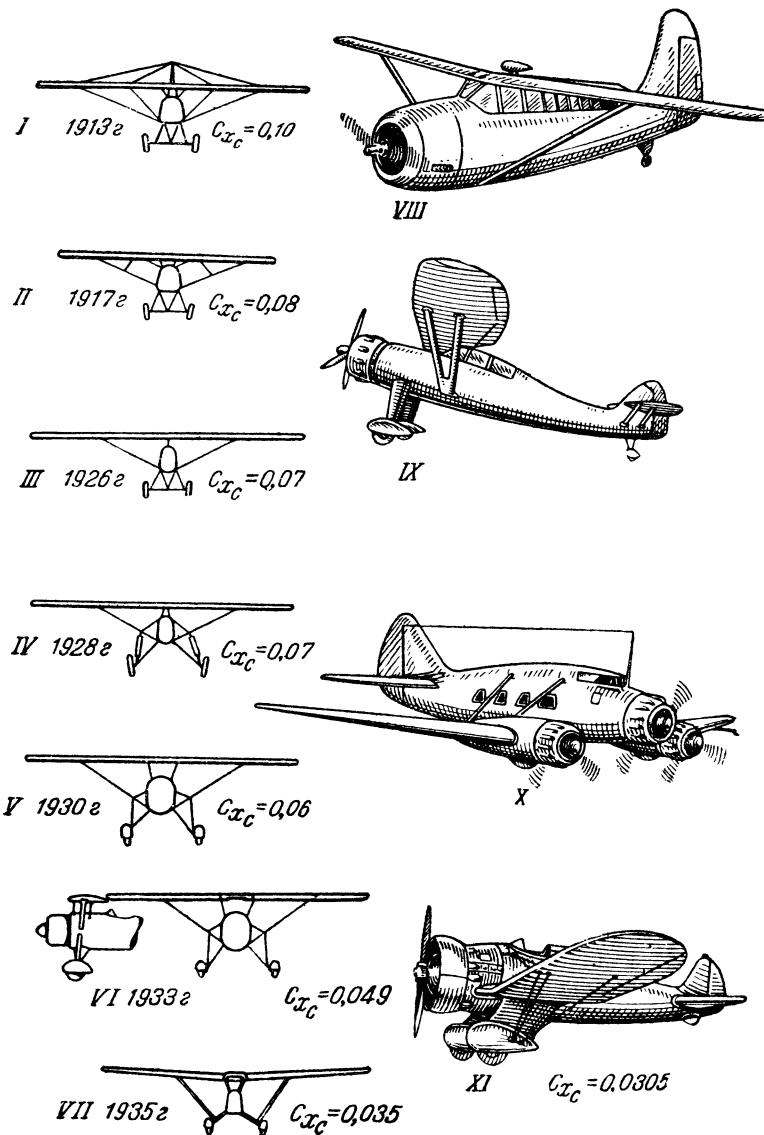
Основная трудность конструкции биплановых схем заключается в осуществлении уборки шасси. В случае свободнонесущих нижних крыльев их строительная высота должна быть достаточной для размещения колес, иначе колеса приходится убирать в фюзеляж, что усложняет конструкцию шасси, затрудняет размещение экипажа и оборудования или заставляет отказываться от уборки (фиг. 1 — V).

При устранении основных недостатков расчалочной бипланной схемы путем перехода на свободнонесущие бипланы типа «чайка» теряется основное достоинство схемы: малый вес крыльев, возможность малой нагрузки на 1 м², малый момент инерции и связанная с ними маневренность в горизонтальной плоскости. Вследствие увеличения требований к скорости и снижения роли маневренности в горизонтальной плоскости бипланы схемы в настоящее время применяют редко и главным образом для одноместных маневренных истребителей.

Подкосные и расчалочные монопланы

Эволюция моноплана «парасоль» очень хорошо видна на самолетах фирмы Моран Солнье (фиг. 2). Модель самолета 1913 г. (фиг. 2—I) с целой паутиной расчалок над и под крылом имела $c_{x_c} = 0,10$, т. е. в два с лишним раза больше, чем биплан He-51L (фиг. 1 — III). Переход на подкрепленные подкосы (модель 1917 г., фиг. 2 — II) дает снижение c_{x_c} до 0,08. Устранение

дополнительных подкосов при одновременном уменьшении длины основных позволило снизить c_{x_c} до 0,07 (фиг. 2 — III).



Фиг. 2. Подкосные и расчалочные монопланы.

I—VII—Моран Солнье, VIII—Кертисс 052 “Оуд”, IX—Хеншель Hs-126, X—Стинсон XI, Боинг P-26.

Модификация 1928 г. (фиг. 2 — IV), заключавшаяся в разнесении колес шасси и уменьшении свободной длины подкосов путем крепления их к пирамиде, общей с амортизационными стойками, оказалась в отношении c_{x_c} равноценной модели 1926 г.

Вынос амортизационных стоек из потока винта на модели 1930 г. (фиг. 2 — V) дал уменьшение c_{x_c} с 0,07 до 0,06. На самолете 1933 г. (фиг. 2 — VI) уменьшено количество подкосов, поставлены обтекатели, уменьшившие интерференцию между стержнями боковых пирамид, подкосами и крылом, применены колеса с внутренней амортизацией. В результате c_{x_c} уменьшился с 0,06 до 0,049.

Наконец, на модели 1935 г. (фиг. 2 — VII) c_{x_c} удалось довести до 0,035, величины в три раза меньшей, чем в образце 1913 г. Это достигнуто уменьшением количества частей, находящихся в потоке, и интерференции путем установки обтекателей, а также увеличением углов между подкосами и крыльями и удалением подкосов от фюзеляжа. В этой схеме c_{x_c} немногим больше, чем у расчалочного биплана, имеющего убирающееся шасси (фиг. 1 — VI).

В наилучшей схеме подкосного моноплана (фиг. 2 — VIII) шасси убрано и применены одинарные подкосы.

Во всех рассмотренных схемах крылья имеют тонкий профиль и прямоугольные очертания в плане с концевыми закруглениями.

При подкосах возможно полусвободнонесущее крыло с изменяющейся строительной высотой (фиг. 2 — IX). Каждое из крыльев в плане имеет форму двух трапеций, соединенных основаниями. Эта схема позволяет уменьшить длину подкосов и крепить крылья непосредственно к фюзеляжу. Не исключается возможность уборки шасси в фюзеляж. Сопротивление этого крыла вследствие увеличения его толщины возрастает по сравнению с прямоугольным, но сопротивление подкосов уменьшается так же, как и их длина. При убирающемся шасси эта схема может дать меньшее сопротивление, чем схема VII (фиг. 2) и, кроме того, она выгоднее в отношении обзора вперед и вверх.

Монопланы с верхним расположением подкосов при неубирающемся шасси (X) в аэродинамическом отношении несколько хуже, чем аналогичные схемы с верхним расположением крыла. Хотя верхние подкосы имеют меньшую длину, но работают при нормальных летных режимах на сжатие; их мидель и сопротивление больше, чем нижних подкосов. Интерференция с крылом также больше, так как подкосы крепятся к верхней поверхности крыла.

Достоинство этой схемы заключается в уменьшении сопротивления крыла вследствие возможности уменьшения его толщины по сравнению со свободнонесущим крылом, а также в улучшении обзора вниз.

До освоения конструкции убирающихся шасси для скоростных одноместных самолетов часто применяли расчалочную схему фиг. 2. XI. Комбинация тонкого прямоугольного крыла с небольшим количеством расчалок при неубирающемся шасси может дать меньшее сопротивление, чем свободнонесущее крыло плюс неубирающееся шасси. Для самолета Боинг Р-26 (фиг. 2 — XI) коэффициент полного сопротивления c_{x_c} равен примерно 0,0305, т. е. меньше, чем для расчалочного биплана с убирающимся шасси, у

которого $c_{xc} \approx 0,032$ (фиг. 1 — VI), и подкосного моноплана с неубирающимся шасси (фиг. 2 — VII), где $c_{xc} \approx 0,035$.

Из рассмотренных схем подкосных и расчалочных монопланов с неубирающимся шасси в аэродинамическом отношении следует признать наилучшим расчалочный моноплан (фиг. 2 — XI). Затем идет моноплан с нижними подкосами (фиг. 2 — VII). При убирающемся шасси схемы с верхним расположением крыла (фиг. 2 — VIII) имеют меньшее сопротивление, чем у расчалочного биплана, и, повидимому, равноценны свободнонесущему биплану.

Схемы подкосных монопланов рациональны для корректировщиков, разведчиков, туристских самолетов и самолетов связи. По маневренности эти схемы хуже бипланов.

В отношении прочности и жесткости подкосные и расчалочные схемы примерно равнозначны с расчалочными бипланами.

По весу подкосные и расчалочные крылья несколько тяжелее бипланных вследствие больших размахов при одинаковой площади. Большой размах заставляет увеличивать длину консолей и пролетной части крыла, вследствие чего изгибающие моменты и вес воспринимающих их частей возрастают.

В весовом отношении схемы, имеющие крыло с изменяющейся толщиной по размаху (фиг. 2 — IX, X), более рациональны, чем аналогичные схемы с прямоугольными крыльями. Увеличение толщины крыла, однако, невыгодно вследствие увеличения профильного сопротивления, но, с другой стороны, позволяет уменьшить длину подкосов и, следовательно, уменьшить их лобовое сопротивление. Наивыгоднейшее решение является компромиссным между требованиями аэродинамики и прочности.

Живучесть подкосных, а также расчалочных монопланных схем больше, чем бипланов, вследствие меньшего количества элементов. Подкосные схемы менее уязвимы, чем расчалочные.

При схемах «парасоль» обзор вниз значительно лучше, чем у бипланов. Для улучшения обзора вверх в плоскости симметрии применяют вырезы передней и задней кромок, а также схемы «чайка». Эти схемы удобны в отношении обзора, но такая форма близка к прямоугольному крылу с вырезами передней и задней кромок, а следовательно, также связана с увеличением сопротивления.

В производственном и эксплоатационном отношениях подкосные и расчалочные крылья проще и удобнее бипланных вследствие уменьшения количества деталей и упрощения регулировки.

Для многомоторных самолетов наиболее приемлем подкосный моноплан с нижним расположением крыла, изменяющегося по толщине и хорде (фиг. 2 — X). Все остальные схемы при установке нескольких моторов дают решение, не удовлетворяющее большинству основных требований.

Свободнонесущие монопланы

Кроме большого лобового сопротивления внешнего набора и трудности уборки шасси, отказ от тонких бипланных, подкосных и расчалочных крыльев объясняется их незначительной полезной емкостью.

Современные скоростные самолеты, в особенности военные, имеют мощные моторы, требующие значительного количества топлива и смазки. Вооружение самолета состоит из пулеметов и пушек, для которых требуются громоздкие патронные и снарядные ящики. Бомбардировщики несут большое количество бомб. Если ко всему перечисленному добавить еще убирающиеся шасси и учесть, что все вооружение, бомбы и шасси должны быть удалены из потока винта, то станет очевидным, что проблеме полезной емкости самолета должно быть уделено большое внимание.

Для размещения расходуемых в полете грузов пригодна лишь часть общего объема самолета, расположенная около поперечной оси, проходящей через центр тяжести¹. Полезный объем фюзеляжа поэтому крайне ограничен и для размещения расходуемых грузов используют объем крыла, удовлетворяющий указанному требованию.

Для увеличения максимальной скорости уменьшают площадь крыла и его строительную высоту. Уже и в настоящее время при проектировании самолета остро чувствуется недостаток полезного объема. Дальнейшее увеличение скорости, а следовательно, и мощности мотора при уменьшении размеров крыла может привести к тому, что скоростной самолет будет иметь крайне непродолжительное время и дальность полета. Для увеличения дальности полета пришлось бы значительно уменьшать скорость. Выходом из положения является переход на сорта топлива, обладающие большей теплотворной способностью и удельным весом, при одновременном уменьшении удельного расхода.

Современные свободнонесущие монопланы крылья с жесткой обшивкой по полезному объему выгоднее бипланов и подкосных, имеющих, как правило, полотняную обшивку и внутренние фермы с расчалками в двух плоскостях, сильно затрудняющими использование и без того незначительного объема крыльев.

Главное различие между основными схемами современных свободнонесущих монопланов заключается в положении крыла относительно фюзеляжа по высоте. Для полной характеристики схемы необходимо ознакомление со способами уборки шасси и установкой различного количества моторов.

Приводимые ниже соображения о прочности, жесткости и весе свободнонесущих крыльев относятся ко всем схемам.

Свободнонесущие крылья делают суживающимися в плане и в виде спереди, причем строительную высоту увеличивают по направлению к корню не только за счет хорды, но и за счет относительной толщины профиля. Крыло приближается в отношении изгиба к балке равного сопротивления.

Работа свободнонесущих крыльев на изгиб облегчается расположенным внутри грузами, а также моторами и шасси. Однако вследствие отсутствия дополнительных опор все свободнонесущие крылья тяжелее расчалочных и подкосных.

Для увеличения жесткости на кручение все современные крылья имеют обшивку из листов, создающих замкнутый контур.

¹ В противном случае перемещения ц. т. в полете могут достигнуть недопустимых величин.

Живучесть схем со свободнонесущими крыльями больше, чем расчалочных и подкосных. Крылья имеют различную уязвимость при обстреле в зависимости от типа конструкции и материала. Металлические крылья менее уязвимы, чем деревянные. В тех типах конструкций, где материал более равномерно распределен по контуру крыла, уязвимость меньше. Более уязвимы крылья, в которых основная часть материала сосредоточена в одном-двух лонжеронах.

Верхнее расположение крыла вызывает незначительную интерференцию с фюзеляжем. $c_{y_{max}}$ по сравнению с изолированным крылом почти не уменьшается, так как наиболее эффективная верхняя поверхность крылакрыла открыта и продолжает работать. $c_{y_{max}}$ механизированного крыла в присутствии фюзеляжа и при неизбежном в данном случае перерыве механизации даже больше, чем у изолированного крыла с таким же перерывом механизации.

В одномоторных самолетах (фиг. 3—I) уборка шасси возможна в крыло или в фюзеляж, но так как при уборке в фюзеляж загромождается кабина, а убирать шасси в высокорасположенное крыло неудобно, то обычно делают шасси неубирающимся. Для уменьшения сопротивления применяют одностоечную схему шасси. Уборка шасси в мотогондолы при двух- и многомоторных самолетах весьма затруднена. При верхнем и среднем расположении гондол относительно крыла ноги шасси получаются длинными и колеса можно убирать лишь частично в хвостовую часть гондолы (фиг. 3—II). Полная уборка без удлинения гондолы возможна при нижнем расположении гондол (фиг. 3—V) или вне гондол по размаху крыла (фиг. 3—III). Если ось моторов опущена ниже хорды крыла, то конструкция шасси упрощается, но все же является одной из самых сложных.

Выгодная в аэродинамическом отношении схема верхнего расположения крыла представляет большие конструктивные трудности, связанные с уборкой шасси. При неубирающимся шасси эта схема не пригодна для скоростных самолетов.

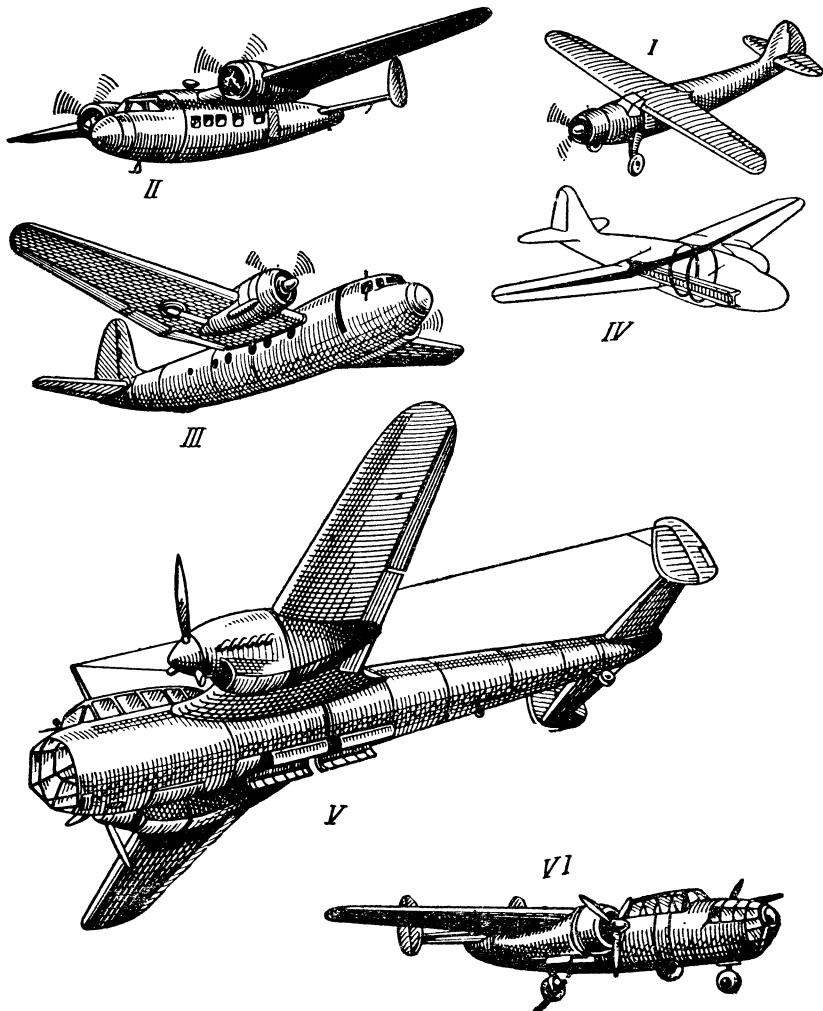
Вес самолетов с высоко расположенным крыльем при одинаковых прочих условиях несколько больше, чем для остальных схем со свободнонесущими крыльями.

Для обеспечения безопасности экипажа и пассажиров в случае поломки шасси делают балку (фиг. 3—IV), воспринимающую на себя удар.

Убирающееся шасси при верхнем расположении крыла получается исключительно тяжелым, выше обычного, и сложным по конструкции. Для уменьшения сопротивления неубирающегося шасси, укрепленного на фюзеляже, применяют наиболее тяжелую одностоечную схему.

Вследствие прекрасного обзора нижней полусфера схему широко применяют для пассажирских самолетов. Верхнее размещение крыла, однако, связано с уменьшением полезного объема и высоты фюзеляжа, что заставляет увеличивать его мидель по сравнению с нижним положением, когда лонжероны крыла можно пропустить непосредственно через пассажирскую кабину под креслами. Обзор для пилота хорош только в случае размещения ка-

бины перед крылом. Этим и объясняется полное отсутствие одно-моторных одноместных самолетов с верхним расположением свободнонесущего крыла и тянувшим винтом. Для получения требуемого положения центра тяжести всего самолета пришлось бы помещать летчика за крылом.



Фиг. 3. Схемы свободнонесущих крыльев при верхнем расположении относительно фюзеляжа.

I—ФК-50, II—Де-Хевиланд ДН-95, III—Дуглас, IV—DC-5, V—Дорнье Do-215, VI—Норт-Америкен NA-40С (B-52С).

В двух- и многомоторных самолетах независимо от положения крыла относительно фюзеляжа для кабины пилота используют носовую часть, откуда обеспечивается наилучший обзор передней и верхней полусфер.

Для бомбардировщиков (фиг. 3 — V, VI) верхнее расположение

ние крыла выгодно, так как позволяет размещать внутри фюзеляжа бомбы самых крупных калибров и торпеды независимо от расстояния между лонжеронами. Меньшая высота фюзеляжа (кабины), а следовательно, и меньшее расстояние от крыла до земли позволяет несколько сократить длину ног шасси по сравнению с пассажирским вариантом схемы.

Верхнее расположение крыла представляет некоторые неудобства в отношении обслуживания моторов, сборки и разборки самолета, заливки топлива в крыльевые баки и т. д.

Среднее расположение крыла создает минимальную интерференцию с фюзеляжем. Сопротивление неубирающегося шасси меньше, чем при верхнем расположении крыла, а осуществление уборки легче вследствие меньшей длины ног. Схема допускает уборку в фюзеляж бомб большого калибра и торпед, не ограничивая их длины расстоянием между лонжеронами крыла.

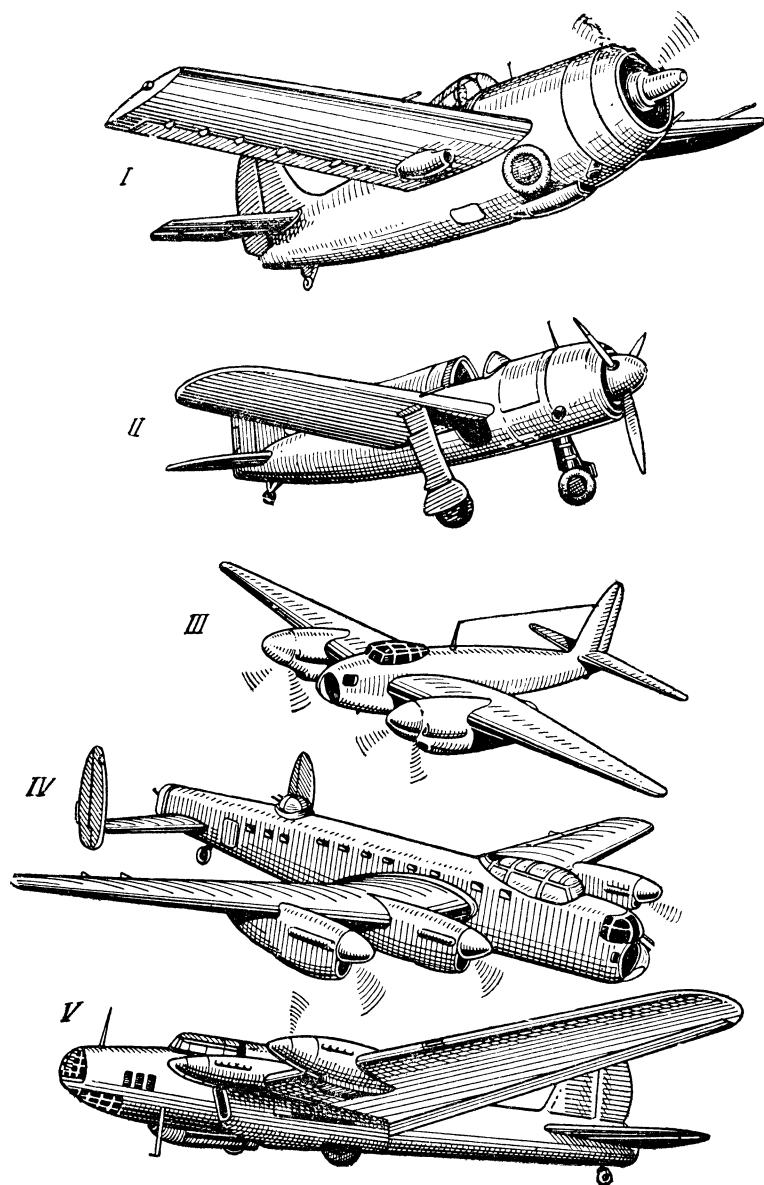
Для уравновешивания веса мотора в одномоторном одноместном самолете необходимо сдвигать летчика примерно на середину фюзеляжа, что сильно ухудшает обзор (фиг. 4—I). В двухместном самолете (фиг. 4—II) летчик может быть помещен перед крылом, а второй член экипажа сдвинут к хвосту фюзеляжа. Таким путем удается улучшить обзор, однако при этом увеличивается разнос масс по продольной оси, что связано с ухудшением маневренности.

Одномоторные самолеты со средним расположением крыла находятся на вооружении в качестве палубных истребителей, разведчиков и легких бомбардировщиков.

В двухмоторных и многомоторных военных самолетах при опускании моторов относительно хорды крыла можно значительно сократить длину ног шасси и устранить затруднения при уборке его в моторные гондолы (фиг. 4—III, IV, V). Обзор из кабины переднего стрелка и летчика значительно лучше, чем в одномоторных схемах. В большинстве современных схем крыло поднимают над нижней поверхностью фюзеляжа лишь настолько, чтобы можно было поместить две-три бомбы крупного калибра или торпеду.

На пассажирских самолетах небольшого тоннажа среднее размещение крыла вынуждало бы размещать пассажиров за крылом, что нерационально в отношении использования объема фюзеляжа и затруднительно по условиям центровки. В больших самолетах размеры фюзеляжа позволяют несколько спустить крыло и использовать нижнюю часть фюзеляжа для размещения почты, багажа, а верхнюю — для пассажирской кабины.

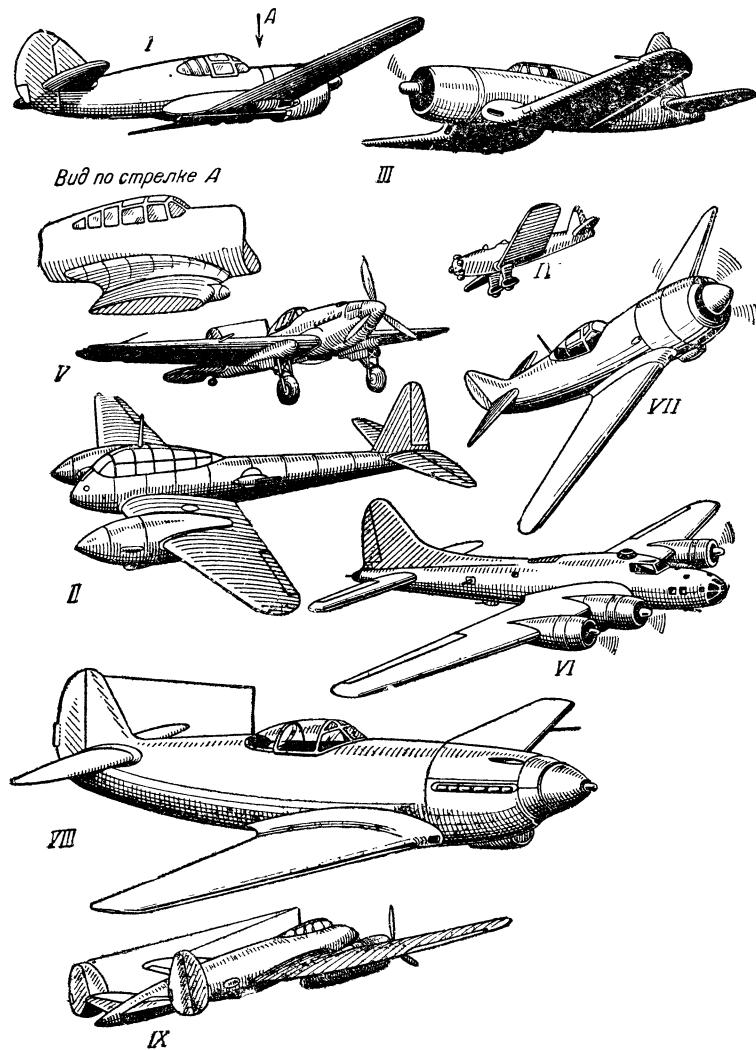
Нижнее расположение крыла в аэродинамическом отношении хуже, чем верхнее и, в особенности среднее, вследствие наибольшей интерференции с фюзеляжем. Интерференция зависит от формы сечений фюзеляжа в пределах сопряжения с верхней поверхностью крыла. Чем больше кривизна поперечных сечений фюзеляжа, тем больше интерференция. Максимальная интерференция возникает при круглых сечениях фюзеляжа и сильном уменьшении его ширины в пределах корневой хорды крыла в направлении к хвосту.



Фиг. 4. Самолеты со средним расположением свободонесущих крыльев.

I—корабельный истребитель Грумман „Мартлэт“, II—разведчик-бомбардировщик Брустер „Баккенир“ 340; III—многоцелевой самолет Де-Хевилленд 98 „Москито“, IV—Авро „Ланкастер“, V—ТБ-7.

Имеется ряд способов, при помощи которых можно уменьшить сопротивление интерференции. Одним из них являются зализы — плавный переход с постепенно увеличивающимся к задней кромке



Фиг. 5. Схема свободнонесущих монопланов при нижнем расположении крыла относительно фюзеляжа.

I—Кертисс „Кигтихаук“ Р-40Е; II—Мессершмитт Ме-210, III—Воут-Сикорский F4-VI, IV—Яковлев УТ-2, V—Ильюшин Ил-2, VI—Боинг В-17 „Летающая крепость“, VII—Лавочкин Ла-5, VIII—Яковлев Як-9, IX—Петляков Pe-2.

радиусом закруглений (фиг. 5 — I) (вид по стрелке A). При плоских или имеющих малую кривизну боковых стенках фюзеляжа можно совершенно не делать зализов (фиг. 5 — II) или ставить их лишь в сопряжении с фюзеляжем хвостовой части крыла

(фиг. 5—VIII). Интерференцию можно свести к минимуму, применивая для крыла схему обратной «чайки», т. е. подводя поверхности крыла к фюзеляжу под прямыми или тупыми углами (фиг. 5—III).

Наконец, одна из мер уменьшения интерференции и величины зализов заключается в переходе от круглых сечений в носовой части к эллиптическим по направлению к хвосту (фиг. 5—VII).

Неубирающееся шасси при нижнем расположении крыла делают в исключительных случаях: на учебных (фиг. 5—IV) или спортивных самолетах с целью упрощения конструкции, уменьшения стоимости и облегчения эксплоатации. В тех случаях, когда уборка колес полностью затруднительна, их делают полуубирающими (фиг. 5—V). На ряде американских истребителей колеса убирают в хвостовую часть профиля с поворотом на 90°, освобождая таким образом среднюю часть для размещения баков и вооружения. Наружу в этих случаях выступают только амортизационные стойки (фиг. 5—I).

При двух- и многомоторных самолетах шасси очень просто убирается в моторные гондолы (фиг. 5—VI). Вследствие малой длины стоек шасси получается более легким, чем при верхнем и среднем положениях крыла. Простота уборки шасси и меньший вес при нижнем и слегка поднятом крыле являются основными причинами наибольшего применения этих схем для военных и пассажирских самолетов. Преимущество по сравнению с верхним и средним положениями заключается в большей безопасности для экипажа и пассажиров в случае посадки с убранным шасси или его поломки. Усиливать низ фюзеляжа, как это необходимо при верхнем и среднем положениях, не требуется, так как удар поглощают крылья.

Обзор передней полусфера из кабины летчика при одномоторных одноместных самолетах с нижним расположением крыла значительно лучше, чем при верхнем и среднем положениях. Обзор нижней полусфера может быть признан только удовлетворительным. В двух- и многомоторных самолетах обзор ничем не отличается от обзора при других схемах размещения крыла относительно фюзеляжа по высоте. Обзор нижней полусфера из пассажирских кабин затенен крылом с большинства мест, что является недостатком нижнего расположения крыла по сравнению с верхним.

Уборка бомб в фюзеляж возможна только между лонжеронами, что ограничивает калибр бомб. Размещение бомб перед и за крылом связано с большим перемещением центра тяжести при частичном сбрасывании бомб.

В эксплоатационном отношении нижнее расположение крыла наиболее удобно для обслуживания мотора на земле, заливки топлива и смазки, разборки, сборки и осмотра самолета.

Размещение свободнонесущих крыльев над фюзеляжем встречается преимущественно в бипланах схемах. Это объясняется меньшей трудностью крепления верхнего крыла биплана вследствие его меньших размеров, чем эквивалентного по площади крыла моноплана. Размещение свободнонесущих

щего монопланного крыла над фюзеляжем невыгодно вследствие ухудшения обзора, а также увеличения сопротивления и веса узлов крепления к фюзеляжу.

Схемы хвостового оперения и их влияние на обзор и обстрел

Для двухместных и многоместных военных самолетов, кроме обзора из кабины летчика, большое значение имеют обзор и обстрел из кабин экипажа. От тяжелых бомбардировщиков обычно требуется сферический обзор и обстрел, что достигается соответствующим размещением огневых точек. Сферический обзор и обстрел можно осуществить из меньшего количества огневых точек при свободнонесущем оперении, которое минимально ограничивает как обзор, так и обстрел. Подкосное, расчалочное и, в особенности, бипланное оперение увеличивает зону затенения и ограничивает обстрел. Зона обстрела зависит не только от размещения частей самолета, числа и размещения огневых точек, но также от углов поворота оружия, определяющихся конструкцией самих установок и удобством стрельбы из крайних положений. Зона обстрела всегда меньше зоны обзора.

Обзор и обстрел задней полусфера затрудняются хвостовым оперением, которое создает мертвые конусы, удобные для незаметного подхода противника. Защиту от нападения сзади в многоместных самолетах осуществляют посредством огневых точек, расположенных сверху и снизу фюзеляжа и непосредственно в хвостовой части фюзеляжа за оперением. Во всех схемах некоторого уменьшения мертвого конуса обзора и обстрела назад в плоскости симметрии самолета достигают применением вертикального оперения в виде двух шайб, укрепленных на концах горизонтального оперения (фиг. 3 — V, VI и 5 — IX). Разнесенное вертикальное оперение особенно выгодно в двухмоторных схемах, когда оно работает в струе от винтов и, следовательно, более эффективно. Концевые шайбы вместе с тем улучшают работу горизонтального оперения.

Наилучшего обзора и обстрела задней полусфера из одной огневой точки достигают в бесхвостых самолетах и при размещении стрелка непосредственно в хвостовой части фюзеляжа за оперением.

§ 2. ОСОБЫЕ ФОРМЫ КРЫЛЬЕВ И СХЕМЫ САМОЛЕТОВ

Ранние изыскания новых форм моноплановых крыльев и их расположения относительно фюзеляжа привели к необычным схемам самолета и формам крыла. Целью этих изысканий было получение так называемого «безопасного самолета», который не допускал бы ни при каких режимах потери скорости, срыва потока, потери поперечной управляемости, перехода в штопор и в то же время имел большой диапазон горизонтальных скоростей, короткий разбег и пробег, хорошую вертикальную скорость и маневренность. Некоторые из схем, кроме того, имели целью улучшение

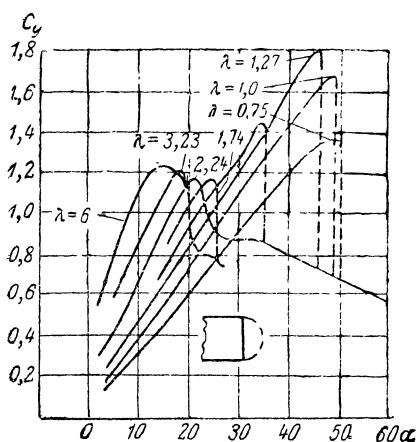
обзора и обстрела, уменьшение сопротивления, повышение максимальной скорости и уменьшение веса.

Большую часть поставленных задач удалось хотя и не в полном объеме решить при помощи механизированных крыльев. Механизация крыльев позволила на значительный период времени сохранить обычную схему размещения крыла, фюзеляжа и хвостового оперения, наиболее изученную теоретически и проверенную на практике. Поэтому новые формы крыльев и необычные схемы их размещения не получили распространения и были опробованы лишь на единичных самолетах. Испытания выяснили ряд недостатков, не свойственных обычным формам крыльев и схемам самолетов, но в то же время выявили ряд достоинств, которые представляют интерес и с точки зрения современных задач самолетостроения.

К необычным схемам относятся: крыло малого удлинения или «летающий фюзеляж», «утка», «бесхвостый самолет» или «летающее крыло», тандемное размещение крыльев.

Крылья с малым удлинением

Исследования крыльев с малыми удлинениями показывают, что до $\lambda = 1,74$ $c_{y \max}$ уменьшается при одновременном увеличении критических углов атаки (фиг. 6). При дальнейшем уменьшении λ до 1,27 $c_{y \max}$ увеличивается одновременно с увеличением α_{kp} , после чего $c_{y \max}$ начинает опять уменьшаться. Эти результаты получены для прямоугольных крыльев, имевших на концах закругления с радиусом $r = \frac{b}{2}$.



Фиг. 6. $c_y = f(\alpha)$ при различных λ .

При $\lambda = 1,27$ форма в плане — круг, а при $\lambda = 1,0$ и $0,75$ — эллипс с большей осью, направленной по потоку.

Удлинение, наивыгоднейшее в отношении величины $c_{y \max}$, соответствует крылу, имеющему в плане форму круга ($\lambda = l^2/S = \frac{d^2 \cdot 4}{\pi d^2} = 1,27$). После достижения α_{kp} и $c_{y \max}$ наблюдается резкий срыв потока. Увеличение $c_{y \max}$ при $\lambda = 1,27$ по сравнению с $\lambda = 6$ равно $\Delta c_{y \max} = 0,61$, или составляет 49%, причем критический угол атаки увеличивается от 14 до 45°.

Форма концов крыла с малым удлинением оказывает существенное влияние на величину c_y или коэффициент полной аэродинамической силы $c_R \max$ (фиг. 7.) Наилучшие результаты имеют крылья с полукруглыми концами 1, а наихудшие — крыло 2 с закругленными концами.

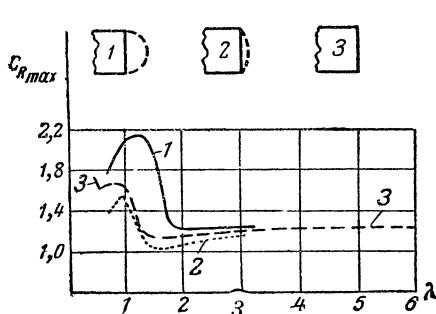
Качество при $c_{y \max}$ у крыла с $\lambda = 1,27$ уменьшается по сравнению с качеством прямоугольного крыла, имеющего $\lambda = 6$,

примерно в 2,2 раза. Следовательно, крыло с малым удлинением позволяет увеличивать угол планирования на посадку $\Theta = \arctg \frac{c_x}{c_y}$.

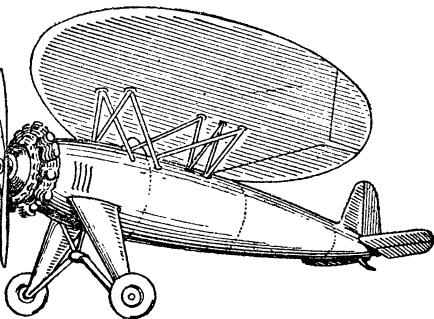
Коэффициент диапазона скоростей $c_{y \max}/c_{x \min} = 110$, в то время как при $\lambda = 6$ этот коэффициент примерно равен 85. Таким образом крыло с малым λ выгодно для скоростных самолетов.

Авторотация круглого крыла возникает на нормальных летных режимах. Эллиптическое крыло с $\lambda = 1,0$ и прямоугольное крыло с закругленными концами заставить авторотировать не удалось.

Работа крыльев с малым удлинением не подчиняется закону индуктивного сопротивления вследствие возникновения трехраз-



Фиг. 7. Максимальный коэффициент полной аэродинамической силы $c_{R \max}$ в зависимости от λ .



Фиг. 8. Самолет Стивенса Немена с круглым крылом, $\lambda = 1,27$.

мерного потока, направленного от концов к середине, в силу чего срыв потока задерживается до больших углов атаки. Струи воздуха, перетекающие из области сжатия, находящейся под крылом, в область разрежения над крылом, создают вихри конечной циркуляции, увеличивающие подъемную силу крыла.

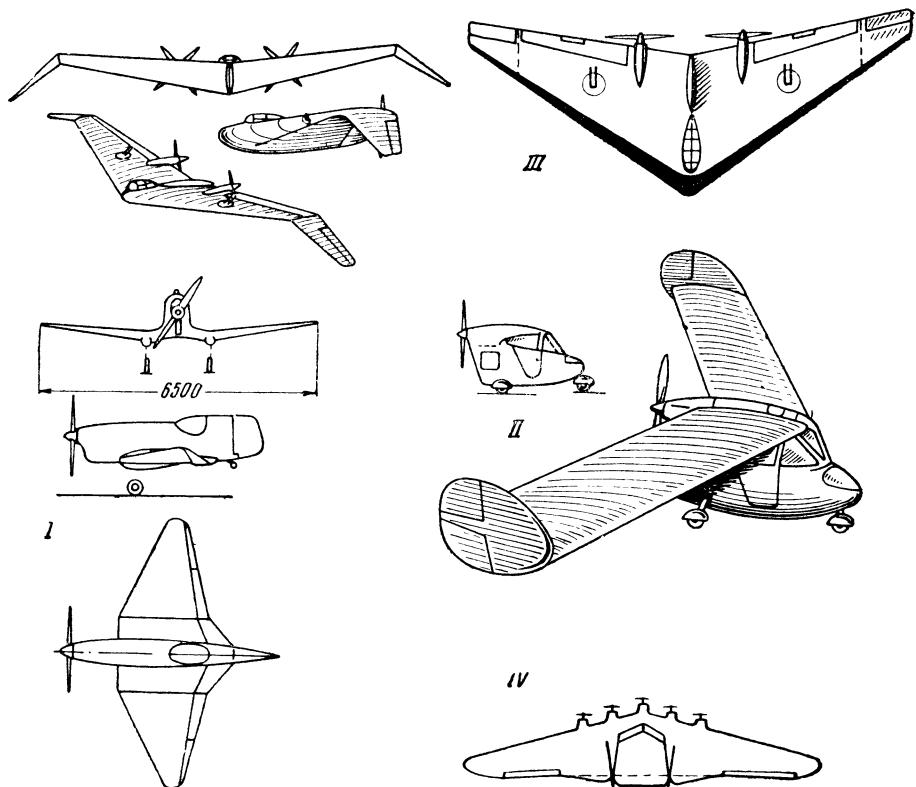
Увеличение подъемной силы, сопровождающееся увеличением угла атаки, невыгодно, так как требует увеличения высоты шасси. Кроме того, посадка под углом в 45° совершенно неприемлема при нижнем расположении крыла, так как тогда оно затеняет обзор. Обзор лучше при схеме «парасоль», но она невыгодна вследствие увеличения вредного сопротивления, вызываемого большим количеством подкосов (фиг. 8). Вторым крупным недостатком схемы с малым λ является плохая поперечная управляемость, так как элероны расположены слишком близко к плоскости симметрии самолета. Наконец, авторотация на летных углах атаки, если это соответствует действительности и не может быть устранено, совершенно исключает возможность использования круглого крыла.

К достоинствам крыла с малым удлинением относится увеличение c_x при посадке и большой диапазон скоростей $c_{y \max}/c_{x \min}$. Для скоростных самолетов крыло с малым удлинением выгодно, так как позволяет уменьшить относительную толщину профиля.

В отличие от крыльев обычной формы необходимая строительная высота может быть получена путем одного только увеличения хорды.

Бесхвостые самолеты

В бесхвостых самолетах малого тоннажа имеются «остатки» фюзеляжа, который представляет объединение кабины экипажа и



Фиг. 9. Основные типы бесхвостых самолетов.
I—Б. И. Черановского, II—Уотермен, III—Нортроп, IV—Кузинэ (проект).

мотогондолы. Вертикальное оперение укреплено на конце фюзеляжа (фиг. 9—I) или разнесено на концы крыльев (фиг. 9—II). Вертикальное оперение, расположенное централизованно, или заменяющие его концевые шайбы не являются, однако, обязательной принадлежностью схемы бесхвостого самолета. Роль руля направления могут выполнять элероны, установленные на отогнутых концах крыльев (фиг. 9—III). Устойчивости пути достигают применением положительной стреловидности крыла в плане. Рулями высоты служат закрылки, расположенные в средней части размаха и отклоняющиеся вверх и вниз.

Самолеты большого тоннажа с толстым профилем позволяют осуществить схему бесхвостого самолета, в котором фюзеляж совершенно отсутствует (фиг. 9—III, IV). При достаточной строительной высоте крыла моторные гондолы, кабины экипажа и пассажиров полностью размещают внутри крыла без всяких выступов на его поверхности.

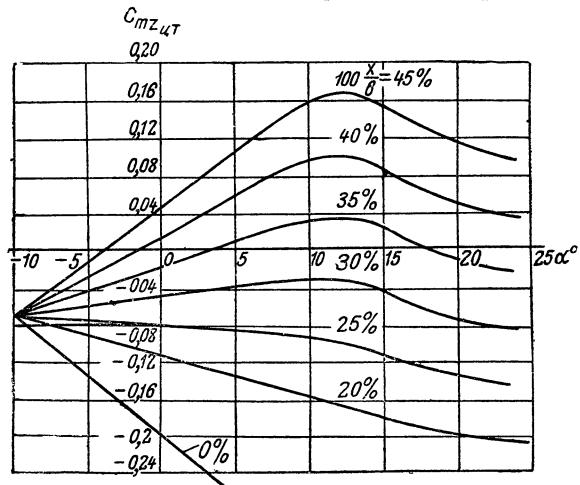
Преимущества бесхвостой схемы наиболее ясно выступают именно в самолетах большого тоннажа: уменьшение сопротивления, устранение затенения обзора и обстрела задней полусферы, уменьшение веса, устранение возможности вибрации и бафтина хвостового оперения, и, наконец, меньшая уязвимость.

Особенность бесхвостых самолетов заключается в продольной устойчивости, балансировке, а также устойчивости пути и управляемости в горизонтальной плоскости, достигаемых без хвостового оперения.

Кривые продольных моментов крыла относительно центра тяжести всего самолета изменяются в зависимости от положения центра тяжести по хорде крыла (фиг. 10). При центровках, пре-

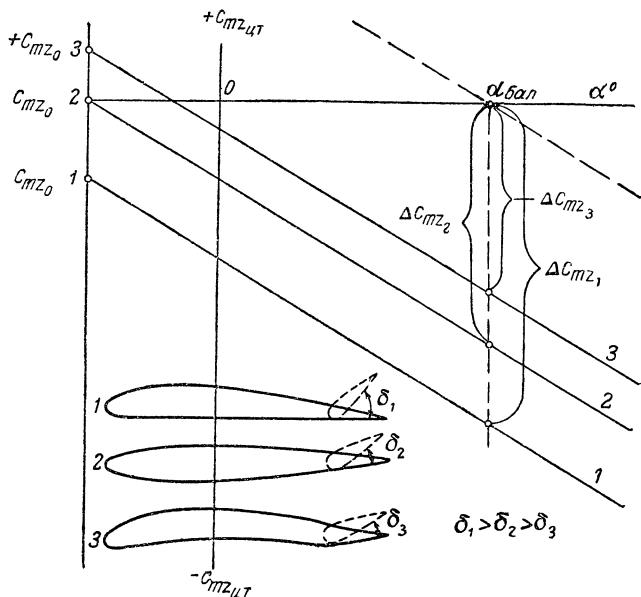
вышающих $100 \frac{x}{b} = 25\%$, одно крыло неустойчиво. Отсюда первое требование к центровке бесхвостого самолета: центр тяжести должен находиться впереди фокуса крыла, т. е. центровка должна быть меньше $25\% b_{c_A}$. Только в этом случае $\frac{c c_{mz}}{d_1} < 0$ на всем диапазоне летных углов атаки, т. е. одно крыло будет устойчиво.

Второе условие: возможность балансировки на всех летных углах атаки или доведение c_{mz} до нуля. У профилей, имеющих отрицательную величину c_{mz0} (фиг. 11—I), балансировка на каком-либо из углов атаки α достигается отклонением задней кромки крыла вверх (фиг. 11—I). При этом, очевидно, происходит потеря подъемной силы вследствие уменьшения вогнутости профиля. Если профиль имеет $c_{mz0} = 0$ (2) или $c_{mz0} > 0$ (3), то балансировка хотя и достигается также отклонением вверх задней кромки крыла, но на меньшие углы атаки и, следовательно, сопровождается меньшей потерей c_y .



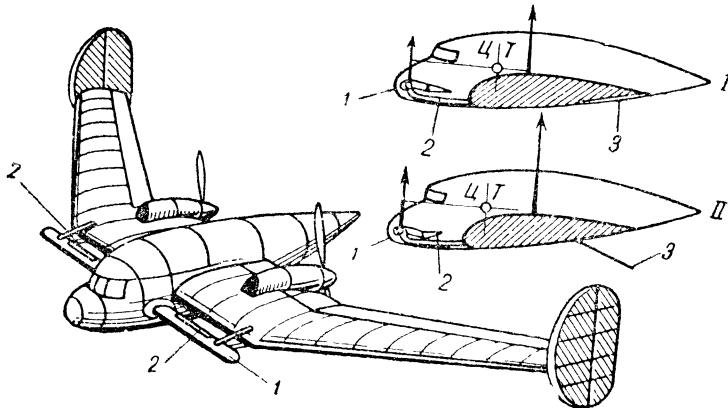
Фиг. 10. Изменение коэффициента момента крыла c_{mz} ц. т. относительно центра тяжести при различных центровках $100 \frac{x}{b}$.

Однако возможен и другой способ балансировки не только без потери подъемной силы, но даже при ее возрастании посредством управляемого переднего крыльышка, дающего все время кабри-



Фиг. 11. Углы отклонения рулей высоты бесхвостых самолетов, необходимые для балансировки при $\alpha_{бал}$ в зависимости от величины и знака момента $= c_{mz0}$ при $c_y = 0$.

рующий момент относительно центра тяжести самолета (фиг. 12). Эта схема позволяет механизировать часть или всю заднюю кромку крыла, что невозможно при схемах — I, II, III, IV (см. фиг. 9),



Фиг. 12. Схема бесхвостого самолета Хендли-Пейдж.

I—положение переднего крыльышка 1 и триммера 2 при закрытых щитках 3, II—то же при открытых щитках.

в которых средняя часть размаха используется для установки рулей высоты, а концевые части—для элеронов. Механизация задней кромки при этих схемах невозможна, кроме того, и прин-

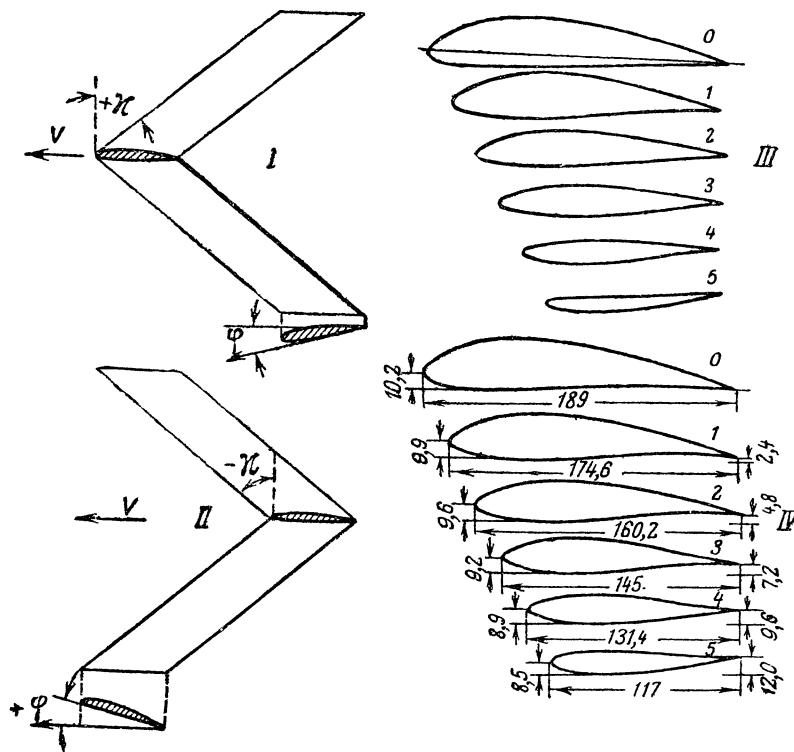
ципиально, так как сопровождается значительным увеличением c_{mz} и, следовательно, требует еще большего отклонения рулей высоты вверх.

Вспомогательные несущие поверхности 1 в бесхвостке Хендли-Пейдж (фиг. 12) укреплены перед крылом и могут свободно вращаться на своих осях, размещенных на линии, соответствующей положению их центра давления. Поверхности устанавливаются автоматически под определенным углом относительно потока и все время, независимо от углов атаки главного крыла, создают кабрирующий момент, необходимый для балансировки (фиг. 12—I). Одновременно имеется возможность изменения подъемной силы и, следовательно, величины момента, создаваемого поверхностями. На задней кромке имеются триммеры 2, разделенные на две части. Одна из частей каждой половины соединена со щитками 3, а вторая управляет непосредственно летчиком. При одновременном отклонении вниз всех щитков главного крыла его центр давления перемещается назад, а пикирующий момент увеличивается (фиг. 12—II). Триммеры при этом отклоняются вверх, вследствие чего угол атаки дополнительных поверхностей, их подъемная сила и кабрирующий момент соответственно увеличиваются, а балансировка восстанавливается. Вторые половины триммеров, соединенные с рукояткой, выполняют роль руля высоты. Поперечная управляемость достигается отклонением щитков главного крыла на разные углы.

Для уменьшения величины пикирующего момента крыльев бесхвостых самолетов применяют отрицательную геометрическую закрутку φ при положительной стреловидности $+ \chi$ (фиг. 13—I), отрицательную стреловидность $- \chi$ при положительной закрутке концов крыла $+\varphi$ (фиг. 13—II), отрицательную аэродинамическую закрутку концов (фиг. 13—III) и комбинацию отрицательной геометрической с отрицательной аэродинамической закруткой трапециевидных крыльев (фиг. 13—IV). Во всех схемах, за исключением Хендли-Пейдж (фиг. 12), на концах крыльев подъемная сила понижается так же, как и общий $c_{y\max}$ крыла.

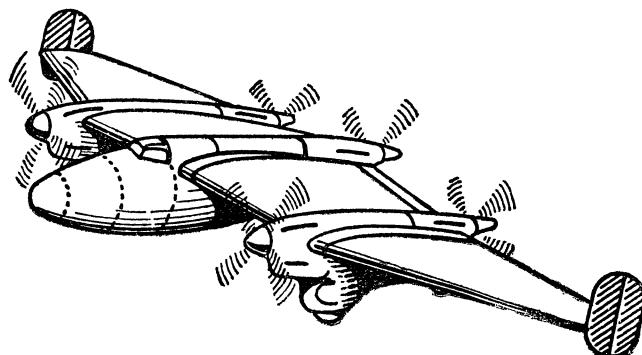
Отличительной особенностью бесхвосток, за исключением схемы, предложенной Хендли-Пейдж, является малая нагрузка на 1 м^2 , которая не превышает $p \approx 71,5 \text{ кг}/\text{м}^2$. Объясняется это тем, что часть крыла из-за отрицательной закрутки или отклонения рулей вверх не имеет подъемной силы или имеет пониженную подъемную силу и, следовательно, величина нагрузки, полученная делением полетного веса на геометрическую площадь крыла, не дает представления о фактической нагрузке на 1 м^2 , которая в действительности больше. Уменьшение геометрической площади затруднительно вследствие малых величин $c_{y\max}$ и невозможности механизации крыла. Часть крыла, имеющая отрицательную или пониженную подъемную силу, тем не менее создает лобовое сопротивление. Таким образом бесхвостые схемы нельзя признать рациональными для скоростных самолетов вследствие большой площади крыльев.

Более рационально применение бесхвостых схем для тяжелых



Фиг. 13. Типы стреловидности и закрутки крыльев бесхвостых самолетов.

I—положительная стреловидность и отрицательная геометрическая закрутка концов крыла, II—отрицательная стреловидность и положительная закрутка, III—отрицательная аэродинамическая закрутка концов крыла при положительной стреловидности, IV—отрицательная аэродинамическая и геометрическая закрутка при положительной стреловидности.



Фиг. 14. Проект пятимоторного бесхвостого самолета инж. Липпиха.

бомбардировщиков, у которых обеспечивается сферический обстрел и обзор при минимальном количестве огневых точек (фиг. 14).

Однако в этом случае весьма затрудняется уравновешивание момента, возникающего при односторонней остановке моторов вследствие малого плеча вертикального оперения.

Неприятной особенностью бесхвосток является также малая база между основными колесами шасси и третьей опорной точкой — передним или задним колесом.

При проектировании бесхвостого самолета должна быть исключена возможность изменения положения центра тяжести в полете. Положение центра тяжести должно быть выбрано из условия требуемой меры продольной устойчивости и не должно выходить за пределы 1,5—5 % хорды перед фокусом крыла.

«Утка»

Схема «утки» была применена на первых планерах и самолетах Райт. Особенность схемы заключается в размещении горизонтального хвостового оперения перед крылом. В отличие от обычных схем оперение «утки» все время имеет положительную подъемную силу.

Преимущество схемы заключается в невозможности срыва потока на крыле и перехода в штопор. При увеличении угла атаки срыв потока наступает прежде всего и всегда на горизонтальном оперении, вследствие чего самолет автоматически опускает нос и переходит на малые углы атаки.

Управляемости в продольном направлении достигают изменением величины положительной подъемной силы горизонтального оперения. Для обеспечения продольной устойчивости горизонтальное оперение должно быть установлено под положительным углом относительно хорды крыла, а центротка должна быть более передней, чем при обычной схеме.

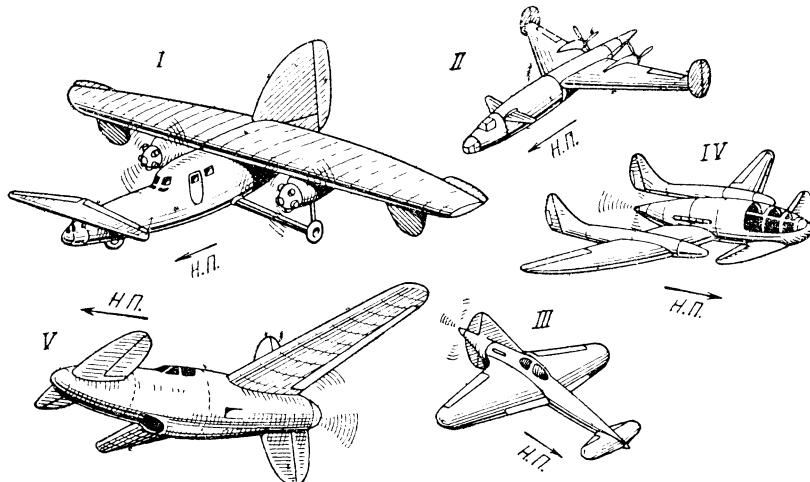
Путевой устойчивости и управляемости достигают посредством вертикального оперения, размещенного в хвостовой части фюзеляжа (фиг. 15—I) или на концах крыла в виде шайб (фиг. 15—II).

Тактические достоинства «утки» особенно рельефно выступают в схеме двухмоторного бомбардировщика (фиг. 15—II), где обеспечивается исключительно хороший обзор, обстрел и удобное размещение большого количества бомб. При установке толкающих винтов количество частей самолета, попадающих в струю от винта, минимально или же может быть сведено к нулю, что уменьшает возможность появления волнового кризиса и указывает на выгодность схемы для скоростных самолетов.

Необходимым условием применения схемы «утка» является установка трехколесного шасси, которое исключает возможность капота, а также обеспечивает путевую устойчивость при разбеге и пробеге и максимальное использование тормозов.

Уборка переднего колеса при этой схеме исключительно удобна и не представляет никаких трудностей, неизбежных при обычных схемах.

Схема может быть применена для скоростных истребителей с толкающими винтами как при центральном фюзеляже (фиг. 15—III; V), так и при центральной гондоле и двух хвостовых балках (фиг. 15—IV). Последняя схема более удобна для установки трехколесного шасси, а также обеспечивает лучший обзор вперед и меньший разнос масс по продольной оси. Обе схемы позволяют устанавливать несинхронизированное пулеметное и пушечное вооружение.



Фиг. 15. Основные схемы самолетов «утка».

I—Фокке-Вульф F19_A с тянувшими винтами; II—V—проекты самолетов с толкающими винтами.

Основной недостаток «утки» заключается в том, что при срыве потока с горизонтального оперения в момент посадки и резком опускании носа удар в землю передним колесом значительно сильнее, чем при нормальной схеме. В самолетах малого тоннажа с центральным размещением толкающих винтов (фиг. 15—III, IV, V) затруднено выпрыгивание с парашютом при авариях в воздухе. Для устранения возможности попадания в винты необходима установка на них тормозов.

Тандемное размещение крыльев

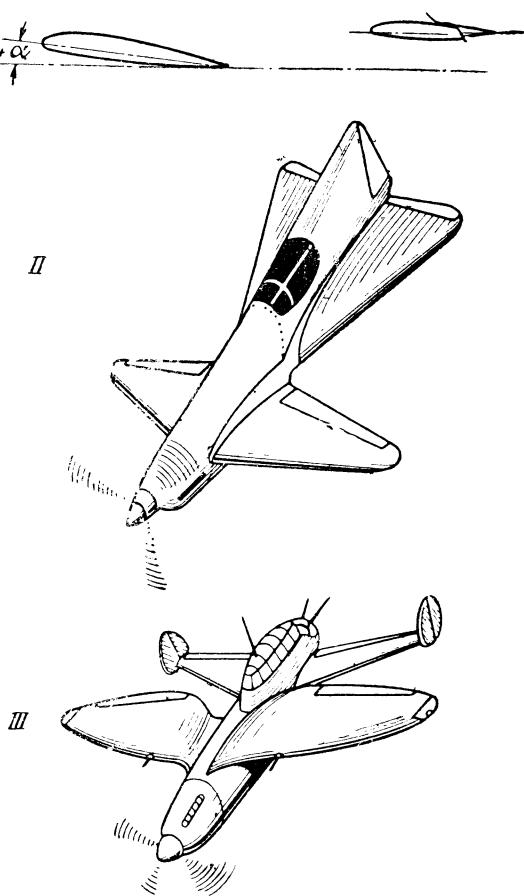
Особенность тандемной схемы заключается в двух крыльях, расположенных одно за другим. Для обеспечения продольной устойчивости и уменьшения потерь $c_{y \text{ max}}$ всей тандемной комбинации вследствие взаимного влияния необходимо, чтобы переднее крыло было установлено под положительным углом атаки по отношению к хорде заднего крыла (фиг. 16—I). Центр тяжести при тандемном расположении ориентируют относительно расстояния между фокусами переднего и заднего крыльев. При одинаковых крыльях центр тяжести приходится размещать примерно у задней кромки переднего крыла. Центровка, отнесенная к переднему крылу при тандемном расположении, должна быть более задней, чем у обычной схемы.

Срыв потока и критический угол атаки переднего крыла в тандемной комбинации наступают всегда раньше, чем у заднего крыла, имеющего меньший угол установки и, кроме того, находящегося в потоке, скошенном передним крылом. При потере скорости после срыва потока с переднего крыла самолет переходит не в штопор, а в пикирование. Это обстоятельство в некоторых случаях служило основным доводом в пользу тандемного размещения крыльев.

Поперечная управляемость обеспечивается элеронами, установленными на обоих крыльях. Как показали результаты испытания планеров, работа элеронов в этом случае исключительно эффективна, несмотря на меньшее плечо по сравнению с обычным крылом. В некоторых схемах элероны размещались только на заднем крыле, срыв потока на котором наступает позднее.

Элероны можно использовать для обеспечения продольной управляемости, причем при отклонении рукоятки от себя и на себя элероны переднего и заднего крыльев должны отклоняться одновременно на одном крыле вверх, а на другом — вниз. Рулями высоты могут служить закрылки, размещенные между элеронами и отклоняющиеся не только одновременно вниз, но и в разные стороны.

Для обеспечения устойчивости и управляемости относительно вертикальной оси служит нормальное вертикальное оперение (фиг. 16—II) или концевые шайбы на заднем крыле (фиг. 16—III). Концевые шайбы лучше, так как они позволяют повысить эффективность заднего крыла и, кроме того, не затеняют обзора и обстрела назад.

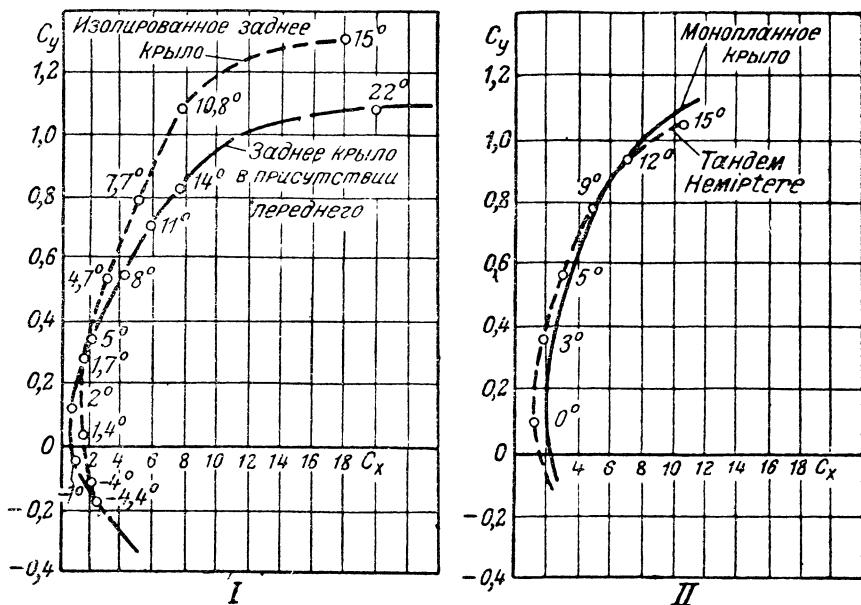


Фиг. 16.

I—тандемное расположение крыльев, II—одномоторный истребитель Пайон „Флешер“ (Payen Flechair), III—проект двухместного истребителя Деланн (Delanne).

При малых углах атаки $c_{x \min}$ заднего крыла (фиг. 17—I) меньше, чем того же крыла, взятого изолированно. На больших углах атаки c_x заднего крыла в тандемной комбинации больше, а c_y меньше, чем у изолированного крыла. Для повышения эффективности заднего крыла весьма рациональна установка разнесенного вертикального оперения.

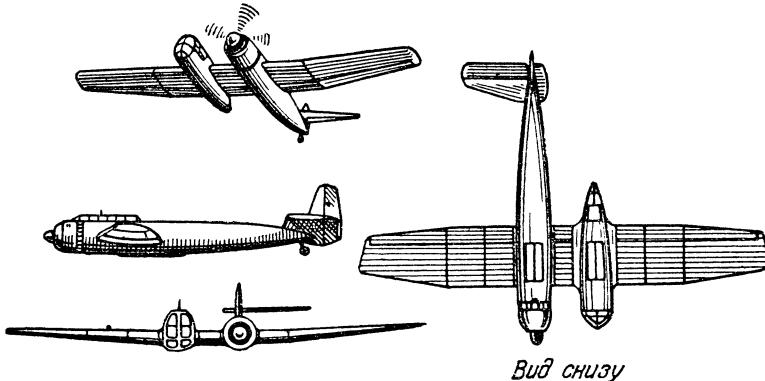
При тандемной комбинации на большом диапазоне летных углов атаки (фиг. 17—II) c_x меньше, чем у эквивалентного моно-



К недостаткам тандемного расположения относятся необходимость усиления фюзеляжа при работе на кручение, усложнение уборки шасси в самолетах малого тоннажа, разнос масс в направлении продольной оси.

Несимметричный одномоторный самолет Фогта (фиг. 18)

Самолет Фогта (фиг. 18) был представлен на конкурсе одномоторных самолетов с наилучшим обзором и обстрелом. Обзор и обстрел в сторону мотогондолы и фюзеляжа могут быть улучшены



Фиг. 18. Несимметричный самолет Фогта.

лишь посредством левого крена. Несимметричное размещение гондолы и фюзеляжа, а также одностороннее размещение горизонтального оперения неизбежно должны вызвать развороты в горизонтальной плоскости, разнос масс по размаху и кручение фюзеляжа.

Особая форма бипланной коробки

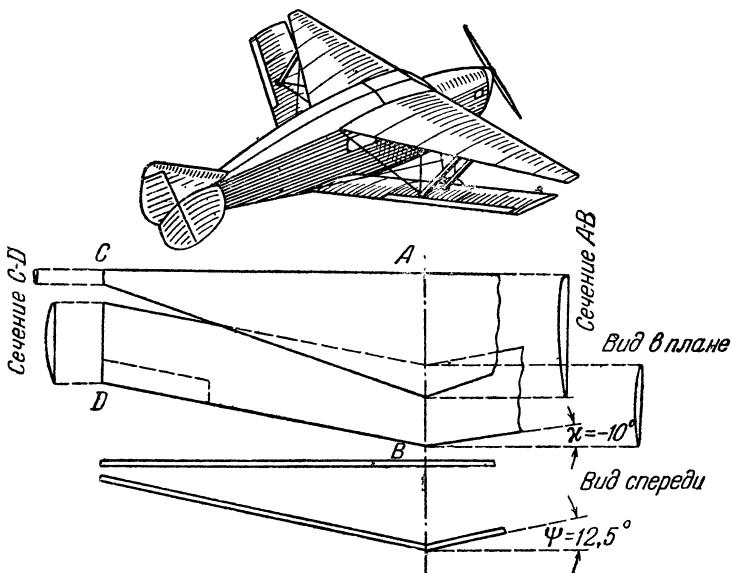
Особенность бипланной коробки Ирвинга (фиг. 19) заключается в применении верхнего трапециевидного крыла с прямолинейной передней кромкой и большим сужением $\eta \approx 7,6$, а также в переменном расстоянии между хордами, отрицательной стреловидности нижнего крыла $\chi = -10^\circ$ и очень большом угле попечерного V нижнего крыла $\psi = 12,5^\circ$.

Почти все мероприятия сводились таким образом к повышению поперечной устойчивости и затягиванию срыва потока, что и являлось целью исследования, хотя слишком большое сужение верхнего крыла вряд ли можно считать рациональным для повышения поперечной устойчивости.

Модель при исследованиях оказалась устойчивой в поперечном направлении до углов атаки $\alpha \approx 48^\circ$. Критический угол атаки по сравнению с обычным бипланом, имевшим тот же профиль RAF-15 и вынос 30° , увеличился с 17 до 25° , причем $\Delta c_y \max \approx 0,065$ или $\approx 6\%$. При $\alpha = 20 - 25^\circ$ момент рыскания оказался почти в два раза меньше, чем у обычного биплана. $\text{Max } \frac{c_y}{c_x}$ не изменился но переместился на больший $c_y = 0,36$, в то время как у бипла-

на обычной формы при $\max \frac{c_y}{c_x} c_y = 0,30$. На больших углах качества нового биплана ниже, что позволяет планировать на посадку под большим углом при той же скорости. $c_x \min$ одинаков в обоих случаях.

С точки зрения обзора коробка Ирвинга значительно хуже обычного полутораплана. Обзор вверх стесняется широким верхним крылом, а в стороны — нижним крылом.



Фиг. 19. Бипланная коробка Ирвинга.

§ 3. ПУТИ РАЗВИТИЯ СХЕМЫ САМОЛЕТА

Усовершенствование схемы современных самолетов в основном подчинено требованию увеличения максимальной скорости. Это достигается не только повышением мощности и высотности мотора, но в значительно большей мере уменьшением полного сопротивления.

По сравнению с 1918 г. сопротивление самолета уменьшилось примерно в 3,5 раза. Иначе достижение скорости 600 км/час потребовало бы невысокого мотора мощностью около 5400 л. с. или высокого — мощностью 3600 л. с.

Основное препятствие к повышению скорости заключается в возникновении местных звуковых скоростей, вызывающих резкое увеличение сопротивления. Местные звуковые скорости на различных частях самолета возникают при разных скоростях полета.

Критическая, т. е. та поступательная скорость, при которой возникают местные звуковые скорости, у капотов моторов воздушного охлаждения и у толстых профилей крыла значительно меньше, чем у фюзеляжей с моторами жидкостного охлаждения и тонких профилей (табл. 1).

Таблица 1

Сравнительные величины критических скоростей и c_x при $V=1000 \text{ км/час}$

Части самолета	$V_{\text{крит}}$ км/час	c_x при $V=1000, \text{км/час}$
Гондола с капотом радиального мотора воздушного охлаждения	650	$11 c_x$
Фюзеляж с мотором жидкостного охлаждения	1000	c_x
Крыло толстого профиля	850	$5 c_x$
Крыло тонкого профиля	950	$2 c_x$

При увеличении скорости полета до $V=1000 \text{ км/час}$ коэффициент сопротивления гондолы возрастает примерно в два раза. У хорошего фюзеляжа с мотором жидкостного охлаждения c_x на этой скорости примерно в одиннадцать раз меньше, чем c_x гондолы, у толстого профиля — в пять раз, а у тонкого — в два раза больше, чем у фюзеляжа.

Для увеличения критической скорости необходимо, чтобы максимальная толщина профиля была примерно на 40—50% от передней кромки. При проектировании скоростных самолетов стремятся к тому, чтобы критические скорости возникали позднее и у всех частей одновременно.

Конкретные мероприятия по повышению скорости и тактических данных, отражающиеся на схеме, сводятся к следующему.

Применение тонких свободненесущих крыльев является наиболее радикальной мерой для дальнейшего увеличения скорости.

Повышения максимальной скорости достигают посредством применения трехколесного шасси, допускающего посадку с большей скоростью без увеличения риска аварии. Одновременно используют механизацию крыла, так же как и при двухколесном шасси. Возвращение к схеме трехколесного шасси, которую применяли в начале развития самолетостроения, позволило внести существенные изменения в схемы и разработать ряд новых схем, имеющих ценные преимущества.

Размещение моторов и винтов оказывает весьма существенное влияние не только на летные, но и на тактические данные самолетов, в особенности одномоторных. Для устранения влияния струи винтов на крыло применяют толкающие винты, которые уменьшают возможность преждевременного образования местных звуковых скоростей.

На одномоторных самолетах стремятся установить мотор в фюзеляже и передать мощность на винт посредством трансмиссий. При тянувшем винте таким путем можно улучшить обзор и облегчить установку вооружения. При толкающих винтах, кроме того, достигается повышение скорострельности вследствие отсутствия синхронизаторов и возможности вести обстрел вне диска, ометаемого винтом. Стрелковое оружие при его размещении бли-

же к плоскости симметрии меньше подвержено вибрациям и дает меньшее рассеивание. Размещение мотора и оружия ближе к центру тяжести уменьшает момент инерции самолета и повышает его маневренность.

Уменьшения сопротивления фюзеляжа и мотогондол достигают построением их по формулам, позволяющим добиться наибольшей плавности. В одномоторных самолетах с толкающим винтом комбинация гондолы для экипажа и мотора с двумя хвостовыми балками позволяет устраниТЬ обдувку крыла, улучшить обзор и устраниТЬ синхронизаторы.

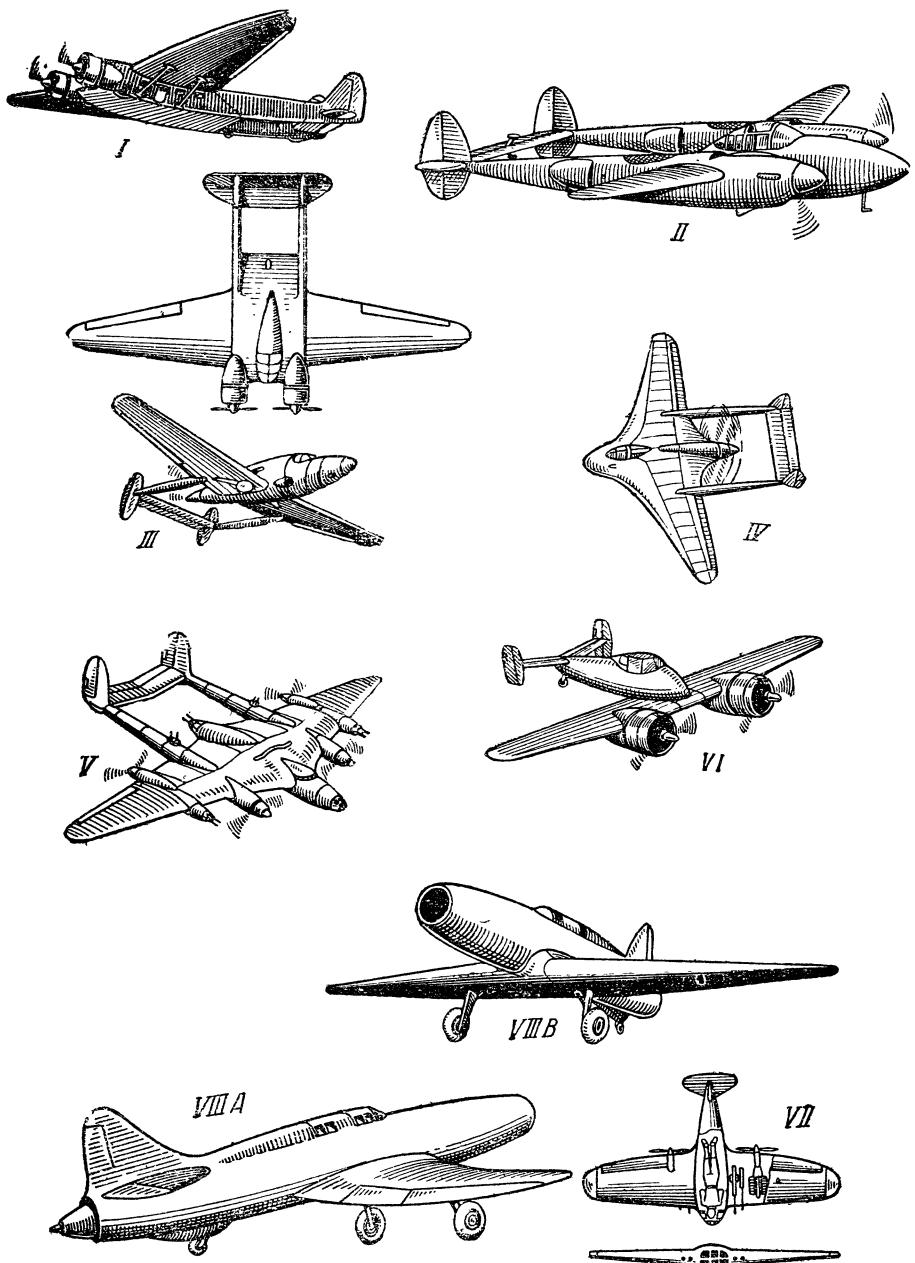
В многомоторных самолетах большого тоннажа возможно устранение гондол и замена центрального фюзеляжа двумя хвостовыми балками. Эта схема наиболее рациональна в комбинации с трехколесным шасси, позволяющим значительно облегчить и уменьшить размеры хвостовых балок. Преимущество схемы заключается в уменьшении суммарной поверхности трения. В многоместных самолетах улучшаются обзор и обстрел задней полусферы.

Попытки отказа от хвостового оперения для уменьшения сопротивления, улучшения обзора и обстрела задней полусферы привели к благоприятному решению лишь в отношении обзора и обстрела. Малые нагрузки на 1 м^2 при бесхвостых схемах делают их непригодными для скоростных самолетов. Основные меры по уменьшению сопротивления и повышению тактических данных заключаются в переходе на свободнонесущие схемы и в установке концевых шайб на горизонтальном оперении многомоторных самолетов. Имеются попытки изменить стандартное размещение оперения относительно крыла, т. е. вернуться к схеме «утка».

Таким образом изыскания в области усовершенствования схемы затрагивают все основные части самолета: крыло, фюзеляж, шасси, моторную группу и оперение. Существенно влияют на схему, кроме крыла, фюзеляж и размещение моторов.

Попытка устранения фюзеляжа и связанного с ним сопротивления сделана на самолете Канлиф Оун (фиг. 20—I), в котором кабина выполнена в виде толстого крыла, служащего одновременно для крепления моторных гондол и двух хвостовых балок. Для предохранения от поломки хвостовые балки подняты, а хвостовое колесо укреплено на задней кромке крыла-кабины. Самолет, очевидно, может выполнять роль тяжелого бомбардировщика, имея на этот случай прекрасно защищенный тыл. Обдувка винтами толстого крыла-фюзеляжа безусловно понижает его критическую скорость и увеличивает сопротивление. Уборка колес основного шасси чрезвычайно проста. Для скоростного самолета подобная схема не может быть признана рациональной.

На истребителе-перехватчике Локхид ХР-38 (фиг. 20—II) установлены два мотора жидкостного охлаждения по 1360 л. с., в результате чего получена $V \approx 680 \text{ км/час}$ на высоте 6000 м. Одноместная гондола имеет хорошую форму и малое сопротивление. Фюзеляжи разгружают крыло и позволяют уменьшить его относительную толщину. Трехколесное шасси уменьшает вес и сече-



Фиг. 20. Схемы, характерные по типам фюзеляжа.

ния хвостовой части фюзеляжей, что не удалось раньше в подобных же схемах, имевших отдельные кости на каждом из фюзеляжей или один общий на горизонтальном оперении.

Все это вместе взятое позволило добиться большой скорости, превысившей расчетные данные. В литературе этот самолет иногда называют «аэродинамическим парадоксом». Схема удачно решает задачу увеличения огневой мощи и улучшения обзора.

Для одноместного истребителя схема с центральной гондолой и хвостовыми балками (фиг. 20—III) представляет значительные тактико-технические преимущества перед стандартной. Толкающий винт устраняет неблагоприятный для больших скоростей турбулизирующий эффект струи воздуха от винта, в данном случае не попадающей на крыло. Обзор и обстрел передней полусфера можно признать идеальными. Опасность для летчика при аварии во время посадки вследствие заднего размещения мотора полностью устранена трехколесным шасси, исключающим возможность капота. Балки нагружаются только силами, возникающими на хвостовом оперении, и могут быть сделаны легкими.

Для устранения неблагоприятного действия закрученной винтом струи на оперение желательно применять соосные винты. Винт должен иметь тормоза, так как в противном случае выбрасывание на парашюте затруднительно.

Схема наиболее рациональна при установке мотора жидкостного охлаждения, но даже и в этом случае основные трудности заключаются именно в системе охлаждения, так как радиаторы не обдуваются потоком от винта.

Увеличением корневой хорды (фиг. 20—IV) можно добиться увеличения строительной высоты крыла до размеров, необходимых для размещения пилотской кабины и мотора. Преимущества подобной схемы в смысле уменьшения веса крыла безусловны, а в смысле понижения сопротивления сомнительны.

Преимущества двухбалочной схемы по сравнению со стандартной остаются в силе и при многомоторных самолетах (фиг. 20—V). Особенно улучшается обзор и обстрел задней полусфера. Чем больше тоннаж, тем меньше количество и сопротивление выступающих частей (гондол экипажа и моторов), которые могут быть полностью размещены внутри крыла.

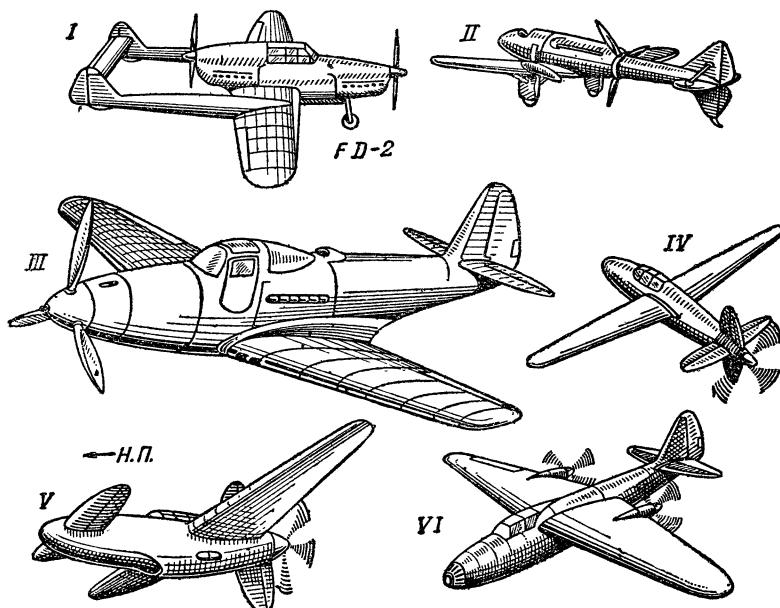
Подобного рода схемы при габаритах существующих моторов приемлемы лишь для самолетов-гигантов, крылья которых имеют большую строительную высоту. В крыльях современных самолетов большого тоннажа можно поместить лишь специальные «плоские» моторы с горизонтальным расположением цилиндров при жидкостном охлаждении. Имеются опытные экземпляры подобных моторов, например, мотор Лайкоминг, или их проекты.

На самолете «Скайрокет» (фиг. 20—VI) нос фюзеляжа доходит только до $\approx 25\%$ хорды, вследствие чего уменьшается интерференция с крылом. Такая схема по условиям размещения центра тяжести всего самолета возможна только при расположении моторов перед крылом.

Лучшие результаты можно было бы получить при установке толкающих винтов от двух моторов жидкостного охлаждения,

расположенных перед крылом и передающих мощность к винтам посредством удлиненных валов.

В «предельном истребителе» проф. Б. Н. Юрьева (VII) почти устраняется вредное лобовое сопротивление фюзеляжа, уменьшается поражаемость летчика в воздушном бою при лобовой атаке и увеличивается физиологический предел маневренности по сравнению с нормальной посадкой. Размещение летчика в лежачем положении безусловно представляет большие неудобства.



Фиг. 21. Схемы, характерные в отношении размещения моторов.

Однако такое положение применялось на первых планерах и самолетах Райта и Фербера.

В самолетах с реактивными двигателями на уменьшение сопротивления трения фюзеляжа, повидимому, рассчитывать не приходится (фиг. 20—VIII A и B). Для размещения мотора и вентилятора внутри фюзеляжа необходимо увеличение его миделя. Канал для мотора, вентилятора и камеры сгорания заставляет более чем обычно поднимать кабину экипажа над внешними очертаниями фюзеляжа, что также увеличивает мидель. В то же время совершенно устраняется обдувка крыла, фюзеляжа и оперения.

В схеме одноместного истребителя FD-23 (фиг. 21—I) моторы размещены в гондоле перед и за кабиной летчика. Оперение оказалось возможным укрепить на тонких балках, которые в передней части служат для установки двух тяжелых пулеметов. Вследствие установки моторов в одной гондоле и применения

тонких хвостовых балок сопротивление и разнос масс в поперечном направлении значительно меньше, чем в нормальных двухмоторных схемах. Таким образом оказалось возможным повысить маневренность. Применяя моторы с одинаковым направлением вращения, можно нейтрализовать реактивный момент винтов.

К числу основных недостатков схемы относятся: ухудшение работы тандемных винтов, неудобство выпрыгивания с парашютом, вибрация и закручивание хвостового оперения вследствие слишком малого расстояния до заднего винта.

В проекте истребителя-перехватчика (фиг. 21-II) с толкающим винтом, расположенным посередине фюзеляжа, устранено вредное влияние обдувки крыла на больших скоростях, обеспечен идеальный обстрел и обзор передней полусферы. Предусмотрена даже неподвижная установка для стрельбы назад; рули высоты и направления имеют вырезы для этой цели.

Недостатки размещения мотора за сиденьями при двухколесном шасси уже указывались раньше. Самый очевидный и существенный недостаток схемы — сложность передачи к винту.

Мотор самолета Белл-«Эракобра» размещен посередине фюзеляжа и имеет трансмиссию к тянувшему винту (фиг. 21-III). Сопротивление моторной группы меньшее, чем в обычных схемах. Обзор из кабины, размещенной перед мотором, лучше, а разнос масс по продольной и поперечной осям меньше, чем в обычных схемах, что повышает маневренность. При таком размещении мотора нос фюзеляжа может быть сделан более острым и плавным, что важно для улучшения обзора и увеличения критической скорости. Размещение стрелкового оружия не стесняется моторной группой. По огневой мощи самолет лишь немногим уступает самолету с двухфюзеляжной схемой (фиг. 20-III): для большей части его оружия необходимо устанавливать синхронизаторы.

Недостатки схемы заключаются в том, что вал стесняет кабину пилота, а мотор менее доступен, чем при его размещении в носовой части фюзеляжа.

Преимущества размещения мотора посередине фюзеляжа все же значительно превышают недостатки, и эта схема может быть признана наиболее рациональной для современных скоростных самолетов среднего тоннажа, у которых установка моторов без гондол, выступающих из крыла, невозможна.

Передача мощности мотора к толкающим винтам связана с удлинением вала (фиг. 21-IV, V), причем влияние струи не только на крыло, но и на оперение устранено. Обе последние схемы должны иметь своеобразное четырехколесное шасси с дополнительной опорной точкой на хвосте в виде нижнего киля. Для устранения капота неизбежна постановка и переднего колеса. Обе эти схемы невыгодны в отношении обстрела задней полусферы и поэтому неприемлемы для многоместных самолетов.

Возможна передача мощности от мотора или моторов, установленных в фюзеляже, на два толкающих или тянувших винта на крыльях (фиг. 21-VI). Конструкция и работа такой трансмиссии сложнее, но зато упрощается борьба с реактивным моментом

винтов. Крыло несколько портится обтекателями винтов и вследствие смещения центра тяжести назад, вероятно, хуже в отношении вибраций типа флаттер.

§ 4. ВЫВОДЫ

Выбор схемы самолета, когда нет твердо установленных требований, а также не указаны тип и количество моторов, представляет весьма сложную задачу. Указание назначения самолета уже значительно сокращает количество возможных вариантов схемы. Если требуется исключительно большая маневренность в горизонтальной плоскости, то выбор схемы приходится делать среди бипланов. Если основным требованием является максимальная горизонтальная скорость, то за основу должна быть принята схема свободнонесущего моноплана. В случае требования наилучшего обзора нижней полусфера, а также большого количества бомб наиболее рациональной будет схема с верхним расположением крыла.

Успех нового самолета невозможен без подчинения всего процесса проектирования назначению самолета, его основной идеи. Для истребителя основным и необходимым требованием должна быть огневая мощь, для бомбардировщика — грузоподъемность, для пассажирского самолета — экономичность и т. д.

Задача во всех случаях усложняется требованиями превышения летно-тактических данных у проектируемого самолета по сравнению с однотипными, находящимися на снабжении.

Кроме основного требования, имеется еще ряд дополнительных, согласно которым новый самолет не должен быть хуже существующих, например, в отношении посадки и взлета.

Л и т е р а т у р а: №№ 6, 50, 51, 52.

Г л а в а III

ВЫБОР МОТОРА И ЕГО РАЗМЕЩЕНИЕ

§ 1. ОСНОВНЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ ДЛЯ ВЫБОРА МОТОРА

Выбор мотора не представляется возможным в том объеме, как выбор схемы, типа конструкции и материала. Тип моторов и их количество обычно задаются техническими требованиями.

Выбор мотора производится путем сравнения самолетов с одинаковыми полезной нагрузкой G_n , дальностью L или продолжительностью полета на одной и той же скорости при одной и той же нагрузке на 1 м^2 крыла. При разных весах моторов, мощности и удельном расходе топлива веса моторных групп, запасы топлива и смазки будут различны, так же как и сопротивление моторной группы. Преимущества одного мотора перед другим можно выяснить только, исходя из одинаковых величин по-

садочных скоростей или нагрузки на 1 м², считая, что во всех случаях эффективность механизации крыла одинакова.

Установка разных моторов при условии равенства G_n , L и $V_{\text{пос}}$ вызывает изменение всех основных размеров сравниваемых самолетов, которые, следовательно, будут иметь разные сопротивления. Таким образом задача сводится к составлению нескольких эскизных проектов, число которых равно числу сравниваемых моторов.

Первоначальный отбор моторов можно сделать, исходя из сравнения по следующим показателям: 1) мощность и высотность, 2) конструктивные особенности, 3) габариты, 4) удельный вес, 5) удельный расход, 6) надежность и долговечность, 7) уравновешенность и равномерность хода, 8) стоимость, 9) удобство эксплоатации, 10) приемистость.

§ 2. МОЩНОСТЬ И ВЫСОТНОСТЬ

Выбор мотора делают методом последовательных приближений, так же как и большинство проектировочных расчетов.

Прежде всего необходимо определить, какую высотность и мощность должен иметь мотор, который обеспечит выполнение тактико-технических требований. В требованиях всегда указывают V_{max} и соответствующую высоту полета.

Эти указания позволяют наметить лишь желательную высотность мотора. Так, для маневренного военного самолета высотность должна быть возможно ближе к боевой высоте для обеспечения большей скорости и запаса мощности именно на боевой высоте. При определении высотности необходимо учитывать наддув от скоростного напора. Для скоростей, равных 500, 600, 700 и 800 км/час, увеличение высотности мотора вследствие скоростного наддува соответственно составляет 750, 1100, 1500 и 1950 м (приблизительно).

Длительные полеты выгоднее производить на эксплоатационной мощности. Если высотность мотора в этом случае соответствует боевой или рабочей высоте, то мотор приходится дросселировать. Однако еще выгоднее понижать мощность не путем дросселирования мотора, а увеличением высоты полета против расчетной высоты мотора. С увеличением высоты полета в этом случае мощность мотора понижается. Для бомбардировщиков, дальних разведчиков, транспортных самолетов выгодно выбирать высотность на 1500—2000 м ниже боевой или рабочей высоты. Мотор с меньшей высотностью и большей земной мощностью выгоден для разбега.

У пассажирских самолетов предельная высота полета, устанавливаемая из условий удобства пассажиров, не превышает 3000—4000 м. Для этих самолетов высотность не следует брать более 1000—2000 м. Для определения мощности мотора можно исходить из следующих элементарных соображений.

Вес самолета, площадь его крыла, полное сопротивление и мощность мотора связаны основной формулой

$$c_{x_c} S \frac{\rho V^3}{2} = 75 N \cdot \eta,$$

которая для заданной максимальной скорости V_{\max} км/час на данной высоте H и при требуемой максимальной для этого мощности N_{\max} мотора принимает следующий вид:

$$c_{x_c} S \frac{\rho_H V_{\max}^3}{2 \cdot 3,63} = 75 N_{\max} \eta,$$

откуда получаем для мощности мотора выражение:

$$N_{\max} = \frac{c_{x_c} \cdot S \cdot \Delta_H V_{\max}^3}{56000 \eta}, \quad (1)$$

в котором неизвестны величины:

c_{x_c} — коэффициент полного сопротивления самолета, отнесенный к площади крыльев,

S — площадь крыла в m^2 ,

N_{\max} — максимальная мощность мотора на данной высоте, выраженная в л. с.

Величину c_{x_c} можно определить на основании данных однотипных самолетов по формуле

$$c_{x_c} = \frac{56000 N_{\max} \eta}{\Delta_H S V_{\max}^3}, \quad (2)$$

где V_{\max} — максимальная скорость, выраженная в км/час, на рабочей высоте,

Δ_H — отношение ρ_H плотности, соответствующей высоте, для которой дана величина V_{\max} , к плотности ρ_0 у земли.

Коэффициент полезного действия винта можно принять равным $\eta = 0,75 - 0,78$.

Подсчет c_{x_c} следует сделать для двух-трех самолетов, однотипных по назначению и со схемой, аналогичной схеме проектируемого самолета. Величину c_{x_c} для проектируемого самолета следует брать не как среднюю, а ближе к тому из самолетов, выбранных в качестве прототипов, который по схеме, количеству и типу моторов наименее отличается от проектируемого.

Величину площади крыла можно представить в виде:

$$S = \frac{G}{p}, \quad (3)$$

где p — нагрузка на $1 m^2$ площади крыла при полном полетном весе G .

Вес самолета в полете G можно приблизительно определить по статистике, зная вес полезной нагрузки G_h (экипаж, воору-

жение, боеприпасы, съемное оборудование) по техническим требованиям:

$$G = \frac{G_h}{K_0},$$

где $K_0 = \frac{G_h}{G}$ — коэффициент из статистики однотипных самолетов.

Величина коэффициента K_0 колеблется в следующих пределах:

Одноместные истребители	$K_0 = 0,145 \div 0,200$
Многоцелевые одномоторные	$K_0 = 0,14 \div 0,23$
Многоцелевые двухмоторные	$K_0 = 0,088 \div 0,21$
Бомбардировщики двухмоторные	$K_0 = 0,18 \div 0,24$
Бомбардировщики многомоторные	$K_0 = 0,14 \div 0,27$
Пассажирские	$K_0 = 0,22 \div 0,35$

Величину коэффициента K_0 необходимо уточнить, анализируя несколько однотипных с проектируемым самолетом, и одновременно для тех же самолетов найти величину:

$$p = \frac{G}{s}.$$

Учитывая тенденцию к увеличению p , можно наметить его величину для проектируемого самолета (фиг. 22). После этого можно определить по формуле (3) площадь крыла S и, подставив ее в формулу (1), найти требуемую мощность мотора для проектируемого самолета.

Необходимые высотность и мощность сразу значительно сократят круг моторов, подлежащих дальнейшему всестороннему анализу.

ПРИМЕР ПОДСЧЕТА

Задание. Бомбардировщик $V_{\max H=5000} = 550 \text{ км/час}$; полезная нагрузка $G_h = 2500 \text{ кг}$.

Выбираем в качестве прототипа самолет He-111 тип V (ТВФ № 6, 1940 г.) со следующими данными:

$$S = 87,6 \text{ м}^2; V_{\max H=3700} = 440 \text{ км/час}; N_{\max H=3700} = 2140 \text{ л. с.};$$

$$p = 129 \text{ кг/м}^2; K_0 = 0,19; c_{x_0} = 0,0183.$$

Принимая $p = 150 \text{ кг/м}^2$ и $K_0 = 0,20$, получаем:

$$G = \frac{2500}{0,20} = 12500 \text{ кг} \quad \text{и} \quad S = \frac{12500}{150} = 83,3 \text{ м}^2,$$

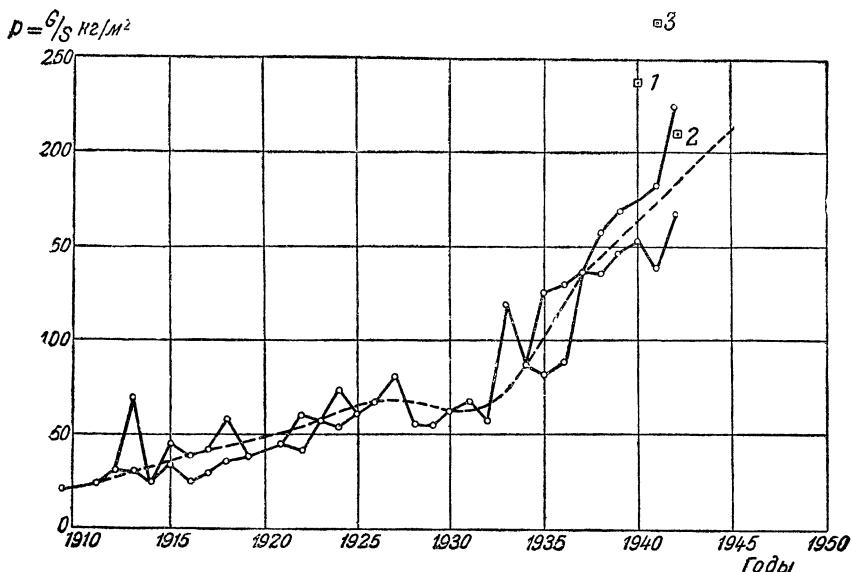
откуда находим $N_{\max H=5000}$

$$N_{\max H=5000} = \frac{0,0183 \cdot 83,3 \cdot 0,601 \cdot 550^3}{56000 \cdot \eta} = 3500 \text{ л. с.}$$

Следовательно, необходимы два мотора с высотностью $H = 4250 \text{ м}$ (учитывая скоростной напор) и мощностью на этой высоте по $\frac{3500}{2} = 1750 \text{ л. с.}$, если принять $\eta = 0,75$.

Установка трех моторов невыгодна по условиям обстрела и обзора. Возможна также установка четырех моторов мощностью по 875 л. с. каждый. Выбор наивыгоднейшего количества моторов приходится делать одновременно с выбором схемы и компоновкой винтомоторной группы.

По сравнению с одномоторным самолетом вероятность вынужденной посадки из-за неисправности мотора у четырехмо-



Фиг. 22. Изменение нагрузки на 1 m^2 для одноместных одномоторных истребителей.

Для большинства лет приведены максимальные и минимальные

$$\text{величины } p = \frac{G}{S}.$$

Пунктирная кривая — средние величины p для истребителей.

Величина p для последних бомбардировщиков:

1 — Стирлинг, 2 — Хейнкель He-177; 3 — Дорнье Do-217.

торного самолета, могущего продолжать горизонтальный полет на трех моторах, примерно (по теории вероятности) в 65 раз меньше у трехмоторного, способного продолжать полет на двух моторах, — в 100 раз меньше и у двухмоторного, позволяющего продолжать полет на одном моторе, — в 240 раз меньше.

§ 3. КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ

Из конструктивных особенностей моторов необходимо рассмотреть те, которые существенно влияют на компоновку, тактико-технические данные и связаны с конструктивными особенностями самолета. К числу таких особенностей относятся: система охлаждения, размещение цилиндров, редукторы.

Типы охлаждения

По охлаждению двигатели разделяются на два основных типа: воздушные и жидкостные. Иногда для охлаждения головок цилиндров как наиболее нагретых частей применяют жидкостное охлаждение, а для стаканов цилиндра — воздушное охлаждение. Такая система называется смешанной.

Жидкостное охлаждение разделяется на водяное с атмосферным давлением, высокотемпературное и испарительное. Водяное охлаждение с атмосферным давлением в системе и температурой воды, в среднем равной 70° , невыгодно вследствие большого веса и лобового сопротивления радиаторов.

Существуют два типа высокотемпературного охлаждения: гликолевое и водяное под давлением, позволяющие повысить температуру охлаждающей жидкости до 120 — 130° С.

Вследствие большего перепада температур между радиатором и окружающим воздухом можно уменьшить лобовую и охлаждающую поверхности радиаторов, а также вес и сопротивление всей системы. Охлаждение под давлением предупреждает понижение температуры кипения при увеличении высоты полета. Затрата мощности на сопротивление радиаторов высокотемпературных систем охлаждения уменьшается примерно вдвое по сравнению с открытой системой водяного охлаждения.

При испарительном охлаждении используется скрытая теплота парообразования воды, нагретой до 100° С, и возможно почти полное устранение лобового сопротивления системы охлаждения. Превращение пара в воду происходит в конденсаторах, которые представляют собой двойную обшивку крыла, оперения или фюзеляжа.

Необходимо иметь в виду, что усовершенствованные типы охлаждения можно применять на специальных двигателях, в описаниях которых имеются соответствующие указания. Все эти моторы требуют увеличенной площади масляных радиаторов.

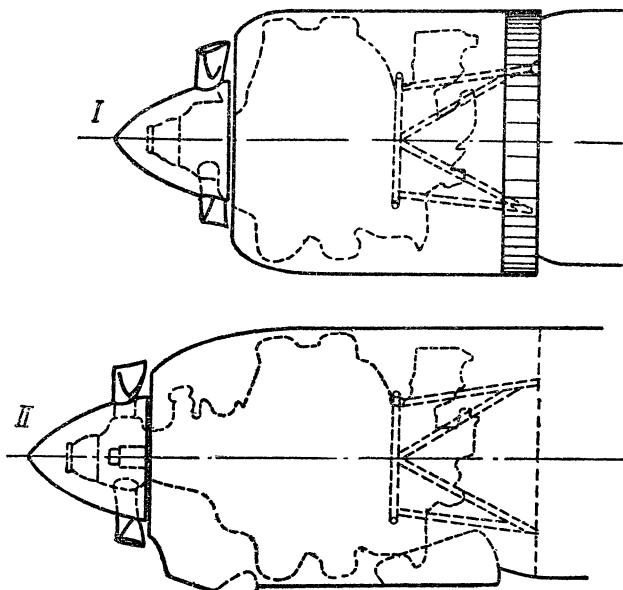
Основные недостатки двигателей с жидкостным охлаждением заключаются в уязвимости их и систем охлаждения независимо от типа и в увеличении веса винтомоторной группы за счет радиаторов, их крепления, капотов, жидкости и трубопроводов.

Достоинства этих двигателей: лучшее решение задачи охлаждения при установке толкающих винтов, возможность установки внутри крыла и посередине фюзеляжа, а также более равномерное охлаждение.

Воздушное охлаждение может конкурировать с жидкостным в отношении величины лобового сопротивления только при рациональной конструкции и форме капотов. Затрата мощности на охлаждение пропорциональна кубу скорости потока W^3 и первой степени величины охлаждающей поверхности S_{ox} . Теплоотдача пропорциональна $W^{0,75}$ и S_{ox} . Для уменьшения мощности, идущей на обдув мотора и его охлаждение, необходимо уменьшать скорость потока, обдувающего цилиндры, и увеличивать их охлаждающую поверхность. Это достигается постановкой капотов и увеличением поверхности ребер. Капоты имеют со-

противление, зависящее от их очертания и называемое сопротивлением формы. При неудачной форме капотов на больших скоростях полета могут возникнуть местные звуковые скорости, резко увеличивающие сопротивление формы.

Наиболее неблагоприятную форму имеют капоты звездообразных моторов воздушного охлаждения. Улучшение формы капотов для этих моторов возможно лишь при удлиненном вале (фиг. 23—II).



Фиг. 23. Формы капотов звездообразных моторов с нормальным I и удлиненным II валом мотора.

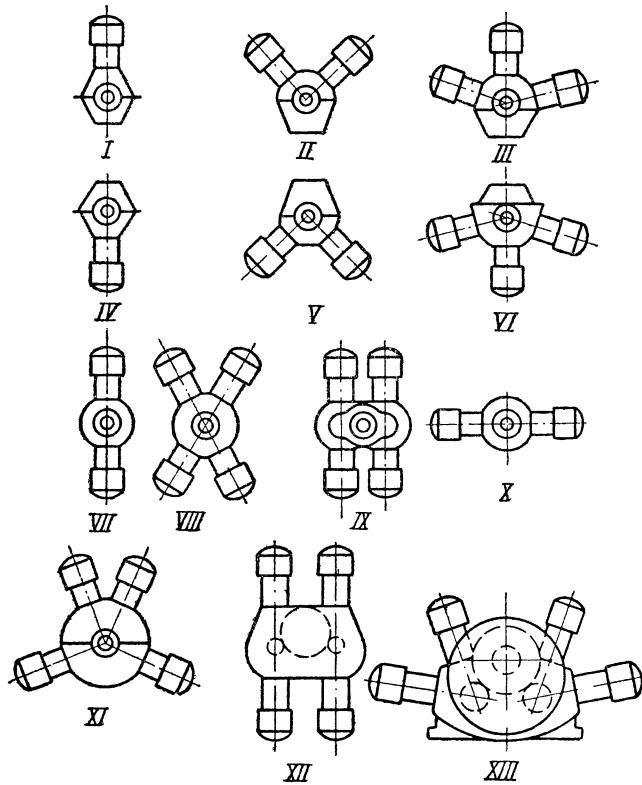
Основные достоинства моторов воздушного охлаждения: «живучесть» при пулевых и осколочных попаданиях, малый вес, простота эксплоатации и меньшая уязвимость всей винтомоторной группы по сравнению с моторами жидкостного охлаждения.

Расположение цилиндров

Расположение цилиндров в значительной мере влияет на выбор мотора при данной системе охлаждения. По расположению цилиндров моторы разделяются на два основных типа: рядные и звездообразные.

Рядные моторы отличаются количеством цилиндров, количеством и размещением рядов, их положением относительно горизонтальной плоскости, проходящей через ось вала (фиг. 24а—I).

Количество цилиндров в ряду изменяется от четырех до восьми, чаще же всего строят двигатели с шестью цилиндрами в ряду. Чем больше цилиндров в ряду, тем хуже их воздушное охлаждение; для жидкостного охлаждения количество цилиндров



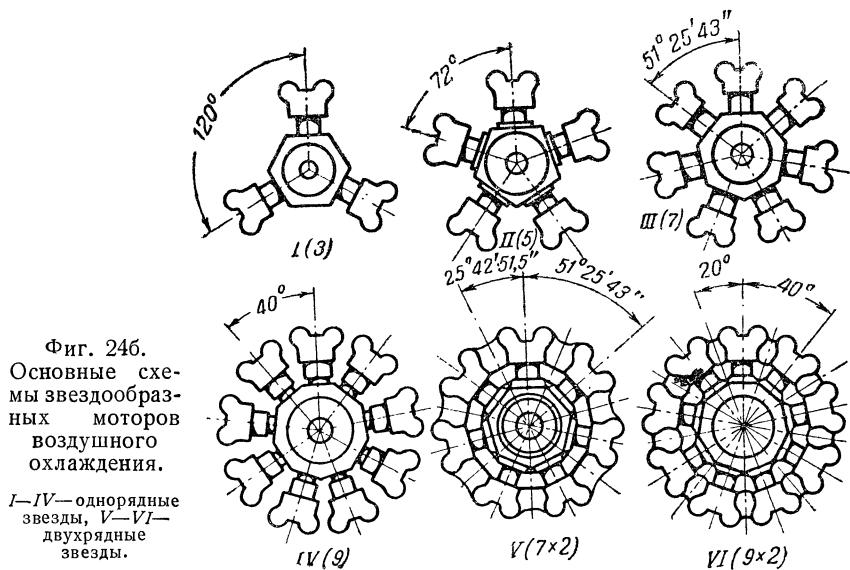
Фиг. 24а.
Основные схемы рядных моторов в зависимости от размещения цилиндров в виде спереди.

Верхнее расположение цилиндров;
I—однорядные,
II—V-образные,
III—W-образные.

Перевернутые:
IV—однорядные,
V—V-образные,
VI—W-образные.

Симметричные:
VII—вертикальные,
VIII—X-образные,
IX—H-образные,
X—горизонтальные;
XI—несимметричный,
X-образный.

Двухвальные:
XI—H-образные
XII—веерообразные.

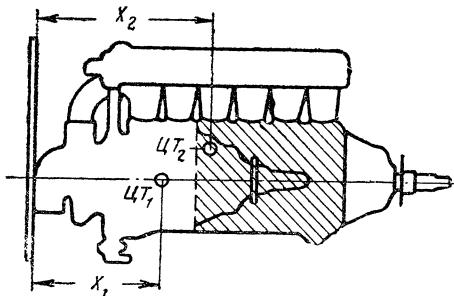


Фиг. 24б.
Основные схемы звездообразных моторов воздушного охлаждения.

I—IV—однорядные звезды, V—VI—двуярдные звезды.

в ряду не имеет значения. При увеличении количества цилиндров в ряду увеличивается вынос моторной рамы, а центр тяжести мотора удаляется от точек крепления к фюзеляжу или крылу. Это влечет за собой утяжеление рамы и разнос масс по продольной оси, что невыгодно для маневренности.

Размещение цилиндров рядных моторов относительно вала влияет на конструкцию моторной рамы, а для одномоторных самолетов с тянувшими винтами — на обзор. Чем больше развал цилиндров у W-, X- и веерообразных моторов (фиг. 24а—III, VI, XI и XII), тем тяжелее и сложнее конструкция моторам. Наилучший обзор дают перевернутые моторы IV, V, VI.

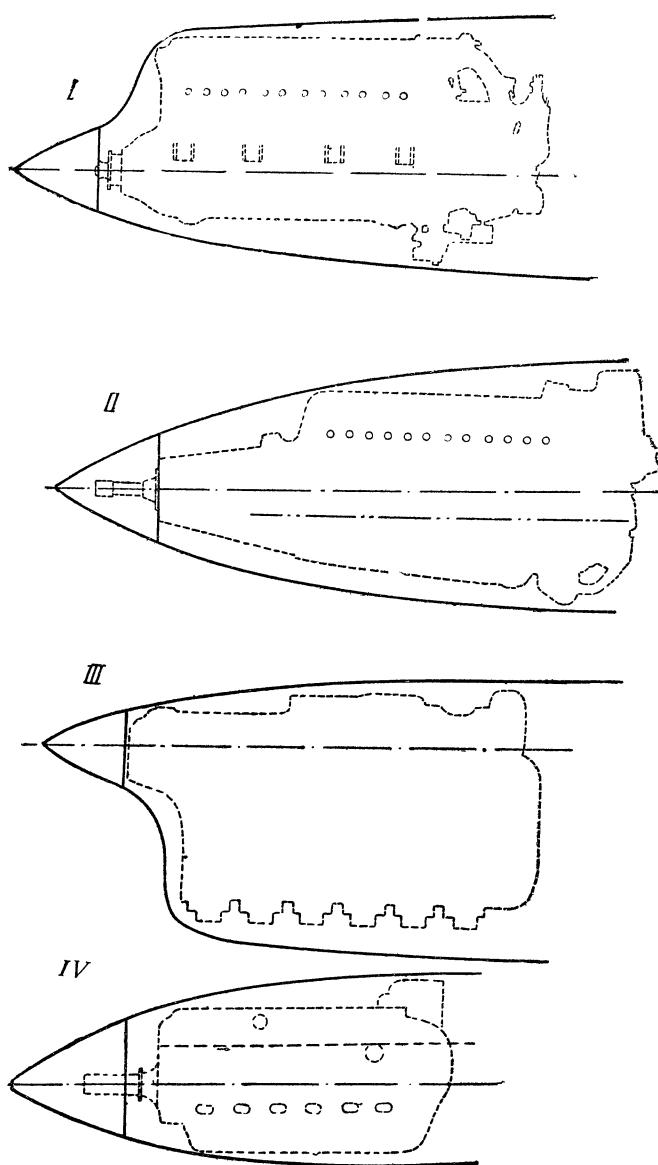


Фиг. 25. Схема расположения центров тяжести двенадцатицилиндрового V-образного мотора. Заштрихованная часть равна примерно $\frac{2}{3}$ картера и указывает на экономию в весе при переходе к двойной звезде той же мощности.

Звездообразные моторы по условиям равномерности чередования вспышек строят с нечетным количеством (3, 5, 7, 9) цилиндров в одной плоскости, перпендикулярной оси вала (фиг. 24б). Более девяти цилиндров в одной плоскости разместить не удается. Для увеличения мощности применяют сдвоенные звезды (фиг. 24б—V и VI), у которых цилиндры размещаются в двух плоскостях. Для улучшения охлаждения сдвоенных звезд цилиндры размещают в шахматном порядке. Многорядные звездообразные двигатели с количеством звезд от трех и выше пока еще относятся к экспериментальным.

Охлаждение однорядных и двухрядных звезд значительно лучше, вес меньше и центр тяжести ближе к противопожарной перегородке, чем у рядных моторов воздушного охлаждения (фиг. 25). Моторная рама и вся винтомоторная группа звездообразных двигателей легче, чем у рядных моторов воздушного, в особенности, жидкостного охлаждения.

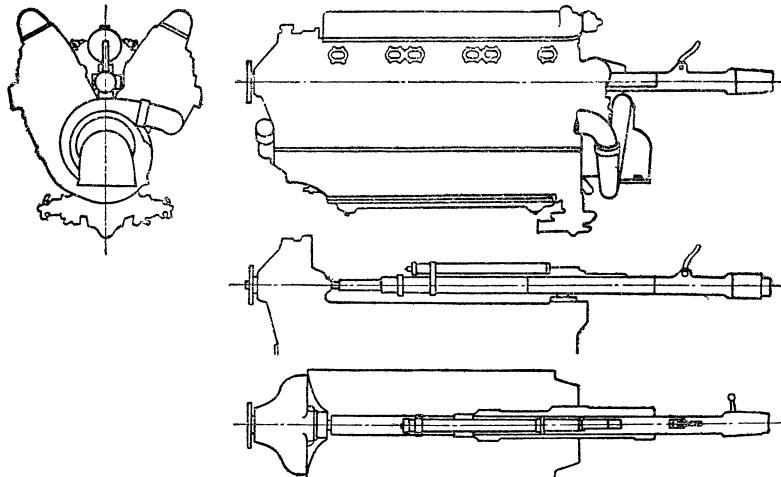
Основной недостаток звездообразных моторов, особенно однорядных, заключается в плохом угле обзора вперед из кабины; наилучший обзор обеспечивают перевернутые рядные моторы, а средние величины углов получаются у V-образных моторов.



Фиг. 26. Влияние редукторов на очертания носовой части фюзеляжей одномоторных самолетов и мотогондол с тянувшими винтами.

Редукторы

Редукторы устанавливают на быстроходных двигателях, что позволяет одновременно с увеличением мощности путем повышения числа оборотов вала мотора уменьшить число оборотов винта и тем самым увеличить его диаметр и к. п. д. При больших числах оборотов концевые сечения лопастей винта имеют большие окружные скорости, которые, складываясь с поступательной скоростью, вызывают понижение к. п. д. вследствие приближения суммарной скорости к скорости звука. Во избежание заметных концевых потерь необходимо, чтобы скорости концов лопастей



Фиг. 27. Мотор-пушка Испано-Сюиза 12 Xcrs и 12 Ycrs.

не превышали 0,90—0,95 скорости звука. Степень редукции числа оборотов мотора колеблется в пределах 0,5—0,75.

У моторов жидкостного охлаждения и рядных моторов воздушного охлаждения ось редуктора смещают вверх или вниз по отношению к валу мотора. Такая конструкция имеет два весьма существенных достоинства.

Первое заключается в том, что капот мотора без редуктора имеет в месте перехода от картера к основанию цилиндров и у их головок закругления малого радиуса и почти плоский участок между ними (фиг. 26—I). При редукторе с осью винта, смещенной вверх (фиг. 26-II), капоту можно придать очертания, близкие к телу вращения с плавными переходами от кока винта к передней части капота. Аналогичная картина получается у перевернутых моторов без редуктора (фиг. 26-III) и с осью редуктора, смещенной вниз (фиг. 26-IV).

Второе важное преимущество рядных моторов со смещенным редуктором заключается в возможности установки пушки или пулемета в развале цилиндров (фиг. 27). Центральная установка оружия выгодна потому, что позволяет стрелять через полую втулку винта без снижения скорострельности и обеспечивает

максимальную меткость вследствие минимальных вибраций и деформаций установки, а также расположения оружия в плоскости прицела. Наконец, при центральном расположении оружия меньше разнос масс, чем при размещении его в крыльях.

Звездообразные моторы имеют соосные редукторы и не позволяют устанавливать оружие без синхронизаторов, снижающих скорострельность.

§ 4. ГАБАРИТЫ

Чем меньше габариты двигателя, тем он, при одинаковых прочих данных, выгоднее в отношении обзора, сопротивления, маневренности и установки при любой схеме и назначении самолета. Сравнение моторов по габаритам в общем случае приходится делать для трех типов: рядные моторы жидкостного и воздушного охлаждения и звездообразные моторы.

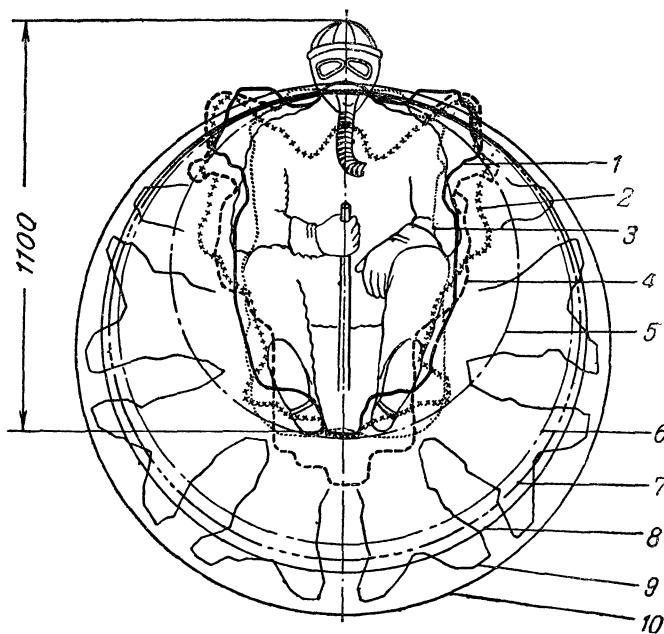
На основании требований мощности, высотности, обзора, размещения и типа вооружения, живучести и маневренности часто выбор сводится к оценке однотипных моторов и может быть значительно упрощен, в особенности для однотипных моторов воздушного охлаждения. При сравнении моторов жидкостного охлаждения сопротивление радиаторов можно принять одинаковым в процентном отношении к мощности. Сравнение моторов с разными системами охлаждения наиболее сложно и дает менее точные данные, так как, помимо сопротивления формы, необходимо учитывать разницу в сопротивлении систем охлаждения и в интерференции с частями самолета.

Наибольшее значение имеют габариты моторов в виде спереди и их лобовая поверхность. Для оценки и выбора мотора из числа однотипных пользуются коэффициентом лобовой мощности. Коэффициент лобовой мощности $K_{л.м}$ равен номинальной мощности мотора $N_{ном}$, деленной на лобовую поверхность S_m , выраженную в квадратных дециметрах

$$K_{л.м} = \frac{N_{ном}}{S_m}.$$

Лобовая поверхность рядных моторов жидкостного и воздушного охлаждения равна (фиг. 28), а в некоторых случаях даже меньше миделя, необходимого для размещения летчика ($\approx 0,7—0,8 \text{ м}^2$). Из звездообразных моторов минимальный мидель имеют сдвоенные звезды. Однорядные звезды по своему миделю явно невыгодны. Лобовая мощность однорядных звезд колеблется от 4 до 5,0 л. с./ дм^2 , у двухрядных звезд $K_{л.м} = 6,0—8,0 \text{ л. с./дм}^2$ и у рядных V-образных двенадцатицилиндровых двигателей $K_{л.м} = 15—20 \text{ л. с./дм}^2$.

При определении коэффициента лобовой мощности правильнее исходить не из $N_{ном}$, а из максимальной взлетной, крейсерской мощности или соответствующей максимальной скороподъемности в зависимости от назначения самолетов. Это обеспечивает более правильную оценку моторов в зависимости от их мощности, высотности и лобовой поверхности.



Фиг. 28. Сравнительные габариты моторов (вид спереди).

№ позиций	Моторы	Габариты	Тип	N л. с.	Мидель S_m дюм ³	$\frac{N_{ном}}{S_m}$	
1	Фиат AS6	—	СРЖО	2800	47	59,5	
2	Испано-Сюиза 12Ybrs	—	РЖО	860	50	17,2	
3	Непир „Делгер“ Ш MS	—	РВО	750	50	15,0	
4	Роллс-Ройс Н „Бузард“	—	РВО	840	54	15,6	
5	Марс	∅ 950 мм	ДЗ	1500	71	21,1	
6	Пратт-Уитни „Твин Уосп“ SAG	∅ 1230	ДЗ	800	119	6,73	
7	Испано-Сюиза 14Hars	∅ 1270	ДЗ	1000	126	7,93	
8	Гном-Рон 14К „Мистраль“	∅ 1200	ДЗ	900	133	6,77	
9	Райт „Циклон“	∅ 1370	З	750	148	5,07	
10	Пратт-Уитни „Хорнет“	∅ 1380	З	750	150	5,00	
—	Аллисон F5	—	РЖО	1345	68,5	19,6	
—	Даймлер-Бенц DB-601Е	—	РПЖО	1200	76,4	15,7	
—	Даймлер-Бенц DB-COSA1	—	РПЖО	1400	78,6	17,8	

Обозначения: СРЖО—сдвоенный рядный жидкостного охлаждения,

РЖО—рядный жидкостного охлаждения,

РВО—рядный воздушного охлаждения,

ДЗ—двойная звезда,

З—звезда,

РПЖО—рядный перевернутый жидкостного охлаждения.

§ 5. ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ

Сухой вес — вес двигателя, выпускаемого с завода, за исключением агрегатов, конструкция и вес которых зависят от индивидуальных особенностей установки на самолете.

В сухой вес включаются: карбюратор, нагнетатель, всасывающие трубопроводы, магнето, свечи, проводники к ним, система радиоэкранирования зажигания, система заливки бензина при пуске двигателя, бензиновые, масляные и жидкостные насосы, детали пусковой системы, монтируемые на двигателе, фланцы выхлопных патрубков, дефлекторы. В сухой вес не входят: винт и его втулка, капот, выхлопные трубопроводы, воздухозаборные патрубки, водяной и масляный радиаторы, части пусковой системы, устанавливаемые на самолете, электрогенератор, контрольные и измерительные приборы (термометры, манометры, счетчики оборотов) и приводы к ним.

Для сравнительной оценки моторов различной мощности служит удельный вес

$$g = \frac{G_m}{N_{nom}} \text{ кг/л. с.}$$

Часто удельный вес относят не к номинальной мощности, а к взлетной. Удельный вес современных средних моторов, считая по взлетной мощности, составляет 0,6—0,7 кг/л. с., а у лучших — понижается до 0,45 кг/л. с. Разницы в удельных весах моторов воздушного и жидкостного охлаждения по существу нет. Отдельные моторы воздушного охлаждения имеют удельный вес и больший и меньший, чем у моторов жидкостного охлаждения.

Требование малого удельного веса значительно удорожает мотор и вызывает напряженность всех деталей. Несмотря на большие усилия, предпринимаемые конструкторами к облегчению сухого веса, он составляет 10—30% G.

Удельный вес может служить критерием для выбора мотора только при одинаковых охлаждении, миделе, мощности, высотности, расходе топлива, смазки и т. д.

Удельные веса всей винтомоторной группы составляют:

Для водяного охлаждения (с атмосферным давлением)	1,15 кг/л. с.
Для высокотемпературного охлаждения	1,05 "
Для воздушного охлаждения	0,95 "

Расход топлива и смазки. Удельный расход топлива характеризует экономичность мотора и выражается в виде расхода топлива на одну эффективную лошадиную силу в час.

$$C_e = \frac{C_h}{N_e} \text{ кг/э. л. с. ч. или г/э. л. с. ч.}$$

где C_h кг (или г) — расход топлива в час,

N_e — развиваемая мощность в л. с.

Удельный расход зависит от теплотворной способности топлива, к. п. д. мотора и состава топливной смеси, определяемого регулировкой карбюратора. Карбюратор регулируют так, чтобы двигатель работал наиболее экономно на эксплоатационной мощности, поэтому удельный расход обычно вычисляют по эксплоатационной мощности. У современных двигателей удельный расход на эксплоатационной мощности колеблется в пределах 190—270 г/э. л. с. ч.

Удельный расход, так же как и удельный вес, может служить критерием для выбора мотора лишь при одинаковых прочих условиях. Мотор даже с малым удельным расходом топлива не выгоден при большом миделе, так как большая часть мощности расходуется на преодоление сопротивления самого мотора.

Удельный расход смазки, так же как и расход топлива, относится обычно к эксплоатационной мощности и колеблется в пределах от 6 до 18 г/э. л. с. ч., причем нижний предел относится к мощным, а верхний — к маломощным моторам. Расход смазки составляет от 2,5 до 7% расхода топлива. Большой расход масла при одинаковой мощности указывает на конструктивные недостатки мотора.

§ 6. ЭКСПЛОАТАЦИОННЫЕ ДАННЫЕ

Надежность мотора имеет огромное значение для самолета как летающего оружия и как средства сообщения. Неисправность мотора заставляет делать вынужденные посадки, которые при современных посадочных скоростях в редких случаях могут обойтись без аварий. Отказ в работе мотора на взлете тяжело перегруженных бомбардировщиков может привести к аварии при вынужденной посадке и в пределах хорошо оборудованного аэродрома. Наконец, отказ мотора в бою предопределяет результаты боя.

Надежность работы мотора, помимо точности его изготовления, правильности расчета и высокого качества материалов, в значительной мере зависит от правильной установки на самолете систем охлаждения и питания топливом и смазкой.

Надежность самого мотора характеризуется сроком службы между переборками. Срок службы колеблется в пределах 150—600 час.

Долговечность первых авиационных двигателей изменилась часами, так же как современных рекордных форсированных моторов, которые работают надежно не более 2—3 час. В настоящее время полный срок службы мотора колеблется от 1000 до 1500 час. Наиболее совершенные моторы работают без капитального ремонта до 6000 час. После капитального ремонта моторы применяются для менее ответственной работы.

Уравновешенность и равномерность хода. Неуравновешенность мотора вызывает вибрации частей самолета, расшатывает крепления, утомляет экипаж и пассажиров. Уравновешенность зависит от расположения и числа цилиндров и от расположения колен вала. Наилучшую уравновешен-

ность имеют двигатели с шестиколенным валом: рядные шестицилиндровые, двенадцатицилиндровые V-образные и восемнадцатицилиндровые W-образные. Если V- и W-образные двигатели вместо центрального сочленения шатунов имеют прицепные шатуны, то уравновешенность несколько уменьшается. Третье место по уравновешенности занимают однорядные и двухрядные звезды. Наименьшую уравновешенность имеют моторы с четырехколенным валом.

Для равномерности хода необходимо чередование вспышек в цилиндрах через равные и возможно малые промежутки времени. Равномерность хода увеличивается с увеличением количества цилиндров.

Стоимость мотора увеличивается с увеличением количества деталей. При одинаковых организациях и масштабах производства звездообразные моторы воздушного охлаждения вследствие простоты и меньшего количества деталей дешевле рядных двигателей жидкостного охлаждения. С увеличением числа цилиндров стоимость двигателей всех типов увеличивается.

Удобство эксплуатации заключается в легкости запуска при любой температуре, доступности осмотра, простоте регулировки распределения, уменьшении количества точек, нуждающихся в периодической смазке, и простоте инструмента, необходимого для осмотра и мелкого текущего ремонта. Эксплуатация моторов воздушного охлаждения в основном удобнее, чем моторов жидкостного охлаждения. При низких температурах для запуска моторов жидкостного охлаждения требуется менее сложное оборудование и в аварийных случаях запуск можно осуществить при помощи примитивных приспособлений.

Приемистость — способность мотора быстро и плавно увеличивать обороты и мощность при открытии дросселя. Приемистость имеет большое значение в бою, при фигурных полетах, а также при несостоявшейся посадке. Во всех этих случаях мотор должен быстро реагировать на открытие дросселя. Приемистость зависит от длины всасывающей системы и конструкции карбюратора. Чем ближе карбюратор к всасывающим клапанам и чем короче путь от карбюратора к цилиндрам, тем больше приемистость мотора.

Для увеличения приемистости карбюраторы должны иметь ускорительные так называемые «бустерные» насосы или помпы для подачи дополнительного количества бензина при быстром открытии дросселя.

Приемистость оценивается временем, в течение которого мотор при быстром открытии дросселя переходит с малого газа на полное число оборотов. Это время для современных мощных моторов колеблется от 2 до 3 сек.

§ 7. РАЗМЕЩЕНИЕ МОТОРОВ

В одномоторных самолетах основным является выбор толкающего или тянувшего винтов. В обоих случаях с целью повышения

маневренности необходимо стремиться к сближению центров тяжести мотора и самолета для уменьшения разноса масс.

Размещая мотор по высоте, необходимо добиваться наибольшего угла обзора в плоскости симметрии самолета без увеличения миделя фюзеляжа или фонаря. Обводы носовой части самолета как сверху, так и снизу должны быть плавными для предотвращения преждевременного образования волнового кризиса.

От расположения мотора по продольной оси самолета в значительной мере зависит удобство установки синхронного оружия и системы его питания, а от положения по вертикали — наклон подкосов моторамы и способ ее крепления к фюзеляжу. Для уменьшения сечений и веса подкосов желательно, чтобы их углы с моторными брусьями или кольцом были ближе к 45° . Мотоустановка должна быть легкосъемной и узлы ее крепления необходимо связывать только с фюзеляжем, иначе при отъеме центроплана приходится снимать всю моторную группу.

При размещении мотора в средней части фюзеляжа за кабиной с применением удлиненного вала к тянувшему или толкающему винту, а также в гондоле с толкающим винтом задачи аэродинамики, вооружения и обзора решаются лучше, чем при тянувшем винте и моторе, расположенных непосредственно в носу фюзеляжа.

В многомоторных самолетах при размещении моторов на крыльях, кроме выбора толкающего или тянущего винтов, необходимо учитывать ряд дополнительных факторов: взаимное влияние гондолы, винта и крыла, удобство уборки и вес шасси, перемещение центра тяжести крыла и его разгрузку в полете, разнос масс по поперечной оси.

Выбор расположения моторов по направлению хорды и по высоте, относительное размещение двух или более моторов на каждом из крыльев весьма важны для наилучшего использования мощности. На практике, особенно при тандемном расположении моторов, был ряд случаев катастрофического падения вертикальной скорости и потолка по сравнению с расчетными данными вследствие того, что взаимное влияние комбинации винт — гондола — крыло не было учтено.

При размещении моторов у передней кромки крыла и при тянувших винтах основными координатами являются: x — расстояние плоскости вращения винта до сечения крыла плоскостью, проходящей через вал винта, и u — положение оси вращения винта относительно линии, параллельной хорде крыла и проходящей через середину максимальной строительной высоты сечения.

Гондола и крыло изменяют поля скоростей и давлений, а также тягу и к. п. д. по сравнению с изолированным винтом. Сопротивление гондолы и крыла, а также подъемная сила крыла изменяются вследствие обдувки и интерференции. Кроме режима полета, т. е. V , p и a , на к. п. д. влияют размеры винта и гондолы, их положение относительно крыла, форма гондолы и толщина крыла.

Оценку различных положений гондолы относительно крыла в

аэродинамическом отношении делают посредством сравнения величин «чистого коэффициента полезного действия» — η_u :

$$\eta_u = \frac{[(P_u - \Delta Q) - (Q - Q_u)] V}{75N} = \frac{N_u}{N_s},$$

где Q_u — лобовое сопротивление изолированного крыла,

Q — лобовое сопротивление комбинации крыло — гондола (без винта) при том же c_y , как у изолированного крыла,

ΔQ — приращение сопротивления от обдувки при том же c_y , как у изолированного крыла,

P_u — тяга изолированного винта,

N_u — мощность, соответствующая тяге, расходуемой на преодоление лобового сопротивления всего самолета, за исключением сопротивления гондолы и интерференции крыла, гондолы, винта,

N_s — полезная (эффективная) мощность.

Таким образом η_u показывает, какая часть полезной мощности мотора идет на сообщение тяги самолету как планеру.

На основании американских исследований различных положений мотогондолы с капотом NACA и работающим винтом постоянного шага относительно крыла построены кривые, соответствующие одинаковым значениям η_u при различных значениях координат x и y (см. фиг. 29). Всего было исследовано 21 положение винта диаметром $D = 0,8 b$ при толщине крыла $C = 0,25$, $D = 0,20 b$ или относительной толщине крыла $\bar{c} = \frac{c}{b} = 0,20$.

Максимальный диаметр капота $d_k = 1,71C = 0,342 b$, где b , так же как и в предыдущих соотношениях, обозначает хорду крыла в сечении его с плоскостью, проходящей через вал винта. Исследования проведены для $\alpha = 0^\circ$, $\lambda = 0,65$, что близко к максимальной и крейсерской скоростям (см. фиг. 29—I), и для $\alpha = +5^\circ$, $\lambda = 0,42$, что близко к скорости набора высоты (фиг. 29—II).

Наивыгоднейшее положение винта одинаково в обоих случаях: $x \approx 30\% b$ и $y = 0$. При $V_{\text{крейс. max}} \eta_u = 0,75$, т. е. больше, чем при $V_{\text{взл.}}$, где $\eta_u = 0,67$. Для ряда одинаковых y одно и то же η_u соответствует двум значениям x , существенно отличающимся по величине. Наихудшее положение винта — непосредственно впереди и над крылом $\eta_u = 0,57$ определяется координатами $x = -11\% b$, $y = +23\% b$ (точка A , фиг. 1). Худшее из нижних положений $\eta_u = 0,60$ определяется координатами $x = 11\% b$ и $y = 46\% b$ (точка B , фиг. 1).

Примерно такие же результаты получены при испытании мотогондол моторов воздушного охлаждения, установленных на тонких крыльях $c = 0,093 - 0,117$. При очень толстых крыльях и современных габаритах моторов или в тех случаях, когда из передней кромки крыла нормальной толщины выступает только обтекатель удлиненного вала, а мотор расположен внутри крыла, наивыгоднейший вынос x , повидимому, может быть меньше, чем полученный в рассмотренных исследованиях. Изменение шага

винта, а следовательно и установка ВИШ не вносит изменений в указанную зависимость к. п. д. от координат x и y .

При испытании мотогондол моторов жидкостного охлаждения тоже получены почти аналогичные результаты. Вследствие большей длины рядных моторов винт приходится относить дальше от передней кромки крыла, чем в случаях звездообразных моторов при одном и том же размещении лонжеронов по хорде крыла. Это не вызывает ухудшения, так как одно и то же значение η_q соответствует в большинстве случаев двум значениям x при одинаковом y .

Влияние положения гондол толкающих винтов относительно крыла исследовано преимущественно с точки зрения взаимного влияния крыла и гондолы без работающего винта. При размещении мотогондолы непосредственно над крылом c_y уменьшается, а c_x увеличивается по мере приближения гондолы к крылу. Передний обтекатель гондолы необходимо сдвигать как можно дальше назад от вертикали, проходящей через переднюю кромку. Задний обтекатель не следует смещать за вертикаль, проходящую через заднюю кромку крыла. Работающий винт несколько улучшает характеристику крыла при верхнем размещении гондолы толкающего винта.

При малом миделе изолированной гондолы толкающий и тянувший винты примерно одинаковы; в случае большого сопротивления гондолы толкающие винты выгоднее тянувших при одинаковых V , n , затрачиваемой мощности и отношении диаметра гондолы к диаметру винта.

С точки зрения установки на сверхскоростных самолетах толкающий винт безусловно выгоднее, так как крыло в этом случае обдувается более плавным потоком и с меньшей скоростью, чем при тянувших винтах.

При тандемном размещении винтов к. п. д. меньше, чем в случае только тянувших или только толкающих винтов. Соосные винты, являющиеся сближенным тандемом, выгоднее тянувших и толкающих не только по к. п. д., но и для погашения реактивного момента и маневра (вираж, разворот, бочка), связанного с креном в направлении, совпадающем с направлением вращения одиночного винта.

Кроме аэродинамики, при выборе размещения мотора и винта приходится учитывать конструктивные, весовые, производственные и эксплоатационные факторы.

Чем ближе винт к крылу или фюзеляжу, тем короче и легче моторная рама, капоты и проводка. При опускании моторной гондолы относительно хорды крыла можно раньше оборвать капот мотора сверху и не «портить» таким образом верхнюю поверхность крыла. Кроме того, в этом случае амортизационные стойки короче, легче и удобнее для уборки в мотогондолу при любом положении по высоте крыла относительно фюзеляжа.

Мотогондолы с тянувшими винтами смещают центр тяжести крыла вперед и выгоднее, чем гондолы с толкающими винтами в отношении вибрации типа флаттер.

Охлаждение моторов при толкающих винтах значительно сложнее и хуже, чем при тянувших, создающих за собой струю с повышенной скоростью. У моторов воздушного охлаждения при толкающих винтах необходимо изменение дефлекторов, а при больших мощностях нужны специальные вентиляторы.

Моторы, установленные по размаху крыла, разгружают его в полете сильнее, чем моторы тандем. Последние, однако, упрощают эксплуатацию и охлаждение, а также уменьшают вес радиаторов, проводки и разнос масс по поперечной оси.

При размещении моторов как в фюзеляже, так и в крыльях они должны иметь легкосъемные моторамы и быстро разъединяющуюся проводку управления и питания, без слива бензина и масла из баков.

Для упрощения производства и эксплуатации моторы двухмоторных самолетов и ближайшие к фюзеляжу моторы многомоторных самолетов размещают на концах центроплана или даже на специальных съемных отсеках. Установка этих моторов на съемных консолях крыла нерациональна, так как уменьшает фронт работ в производстве, затрудняет заводскую и аэродромную транспортировку и хранение со снятыми консолями. При отъеме консолей самолет должен допускать хранение и перемещение на собственном шасси.

Расположение мотора за кабиной экипажа в фюзеляже и мотогондоле не опасно для экипажа только при трехколесном шасси, устраниющем возможность капотирования при посадке.

При размещении моторов необходимо учитывать некоторые ограничения, связанные с диаметром винтов. Расстояние от конца лопасти до боковой части самолета, лежащей в плоскости вращения (фюзеляж, поплавки, крыло, лодка, хвостовые балки), не должно быть менее 200 *мм*, так же, как и расстояние между дисками соседних винтов. Плоскость вращения винтов и пространство между плоскостями, параллельными и находящимися на 200 *мм* вперед и назад от плоскости вращения, не должны совпадать с кабинами экипажа или пассажиров во избежание несчастных случаев при аварии винтов, а также ослепления экипажа при ночных полетах и посадках отраженным от винтов светом.

§ 8. ВЫВОДЫ

Основное требование, предъявляемое к самолету — повышение V_{max} сказалось существенным образом и на развитии моторов, от которых в первую очередь требуется повышение мощности. Среднее повышение V_{max} в год составляет примерно 6%, а мощности — 12%, причем V_{max} современного истребителя ниже рекордной цифры всего лишь на 10—15%.

Высотность и дальность занимают, примерно, второе и третье места. Повышение практического потолка в год составляет около 0,5% и величина H_{np} современного бомбардировщика примерно в 1,5 раза ниже рекорда. Дальность современного бомбардировщика уже в 2,5 раза ниже соответствующего рекорда.

Вопросы экономичности моторов, в особенности в период второй мировой войны, отошли на второй план. Однако в этом направлении все же достигнуты существенные результаты, особенно на крейсерских режимах, на которых современные бензиновые моторы могут уже сравниваться по экономичности с дизелями.

Наибольшее распространение имеют моторы воздушного охлаждения (звездообразные): на военных самолетах их применение обусловлено большей живучестью, а на гражданских — меньшей стоимостью. Усовершенствование капотов и применение двухрядных звезд позволило значительно уменьшить основные недостатки звездообразных моторов: большой лоб, преждевременное образование сверхзвуковых скоростей и малый угол обзора вперед на одномоторных самолетах. Распространение моторов в процентном отношении в зависимости от системы охлаждения на самолетах различного назначения представлено в табл. 2.

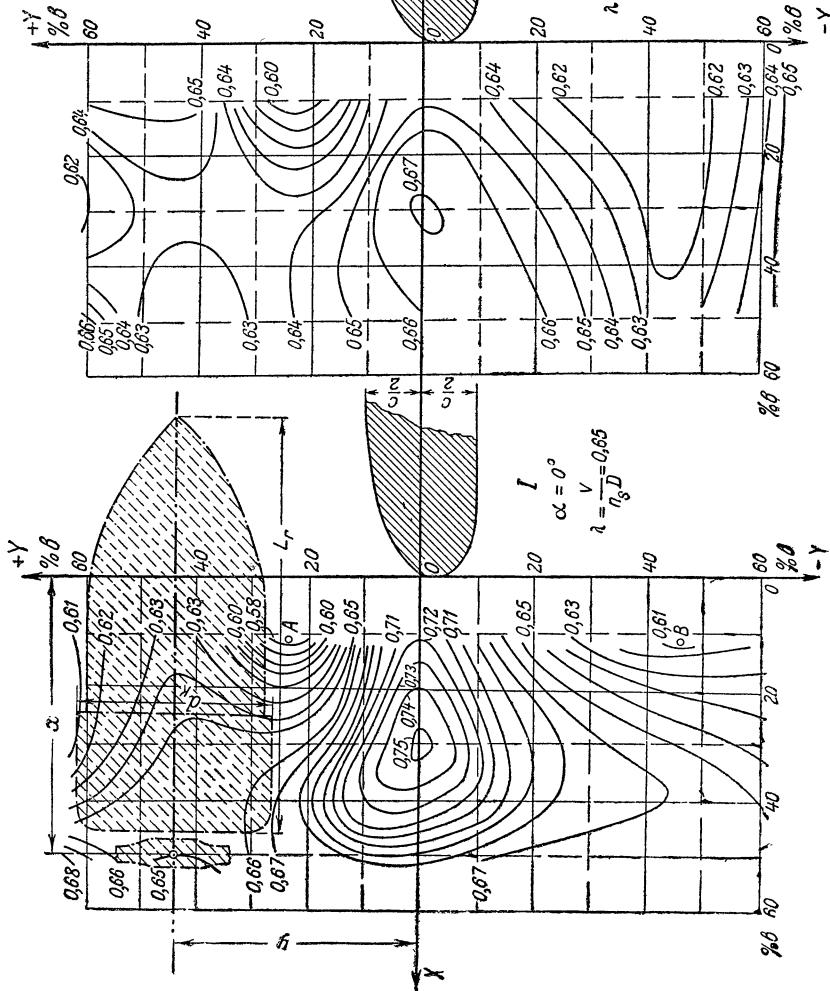
Таблица 2

Назначение самолетов	Процент моторов жидкостного охлаждения	Процент моторов воздушного охлаждения
Одноместные истребители	60	40
Разведчики и штурмовики	40	60
Бомбардировщики и многоцелевые	22	78
Тяжелые бомбардировщики	20	80
Транспортные, десантные	10	90
Тренировочные, связи	5	95
Спортивные	--	100

Основные задачи размещения моторов заключаются в выборе толкающего или тянувшего винта, а также положения мотора по длине фюзеляжа (на одномоторных самолетах) и относительно хорды и размаха крыла (на многомоторных самолетах).

Для ряда одномоторных самолетов различного назначения установка мотора в средней части фюзеляжа или в гондоле вполне возможна и дает значительные преимущества, еще более возрастающие при толкающих винтах. В случае применения толкающих винтов, расположенных на крыльях, необходимо делать удлиненные валы, для того чтобы избежать перемещения центра тяжести крыла назад под действием веса моторов. Главные трудности установки толкающих винтов связаны с охлаждением моторов и применением трансмиссий.

При размещении моторов в крыльях для винтов обоих типов значительные улучшения могут быть достигнуты устранением гондол. Такие установки при существующих габаритах моторов возможны лишь на самолетах-гигантах. На самолетах среднего



Фиг. 29. Изменение чистого К. П. Д. η_q в зависимости от координат:

x — вынос плюсности вращения винта и расстояние оси вращения винта до линии параллельной хорде и проходящей через средину максимальной толщины с в сечении крыла плоскостью, проходящей через ось винта

При $x=0.50$ и $y=+0.44$ b , $\eta_q=0.65$ (см. фиг. 1).

b — хорда в моторном сечении крыла, динаметр винта $D=0.8b$, $C=0.25$, $D=0.20b$, относительная толщина крыла в моторном сечении $c=0.20$, максимальный диаметр кабин $L_t=0.71C=0.342b$, длина гондолы $L_r=0.756b$.

тоннажа их применение станет возможным при дальнейшем развитии и повышении мощности «плоских» моторов с цилиндрами, расположенными в одной горизонтальной плоскости. Подобные установки, особенно при крыльях с большой строительной высотой, дают новое весьма ценное преимущество — возможность наблюдения за работой моторов в полете, а также исправления мелких повреждений и неполадок.

Во всех случаях при выборе размещения моторов необходимо учитывать возможность увеличения их мощности, а следовательно, габаритов и веса при последующих модификациях самолета.

Результаты исследования мотогондол и крыльев можно использовать для выбора наивыгоднейшего положения фюзеляжа с тянувшим винтом относительно хорды крыла (фиг. 29).

Наивыгоднейшим в отношении к. п. д. положением фюзеляжа является среднее и вынос винта относительно передней кромки в пределах 25—35% хорды корневого сечения крыла.

Л и т е р а т у р а № 36.

Г л а в а IV

ВЫБОР МАТЕРИАЛА

§ 1. ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К АВИАЦИОННЫМ МАТЕРИАЛАМ

Выбор наивыгоднейшего материала в каждом отдельном случае зависит от имеющихся возможностей, предъявляемых требований, типа конструкции, места детали в конструкции и условий ее работы.

Самолет в целом, а также отдельные его части — крыло, фюзеляж, оперение — в отношении материала обычно характеризуются как деревянные или металлические. Однако такое определение не обозначает однородности всего материала. Наиболее напряженные части металлического самолета (стыковые узлы, пояса лонжеронов крыла, детали шасси) выполняют из высокосортных сталей. Обшивку и менее напряженные детали силового набора изготавливают из дуралюмина, а иногда даже из дерева. В деревянных самолетах применяют различные породы дерева, а некоторые части (элероны, хвостовое оперение) выполняют, как правило, из дуралюмина.

Соотношение количества материала различного типа в современном металлическом самолете представляется, примерно, в следующем виде (в процентах):

Алюминиевые сплавы	75—88
Сталь низколегированная	14—18
Никелевые сплавы или нержавеющая сталь . . .	2—3
Медные сплавы	0,3—0,5
Прочие материалы	1—2

} 16—21%

Материал выбирают в самом начале проектирования, причем тогда же устанавливают тип материала для крыла и фюзеляжа,

составляющих примерно 25% полетного веса или 75% веса пла-
нера.

В дальнейшем к более детальному выбору материала приход-
ится возвращаться при разработке деталей конструкции крыла,
фюзеляжа и других частей. Отдельные части силового набора
крыла, как, например, лонжероны, часто делают из различных ма-
териалов по направлению размаха и на различных расстояниях от
нейтральной оси сечения.

В первую очередь при выборе материала необходимо ориенти-
роваться на отечественное сырье, чтобы в военное время не быть
связанным с импортом.

Материал основных частей самолета должен допускать воз-
можность применения дешевых механизированных процессов
(литье, ковка, штамповка) и перехода на массовое производство.

Механические качества материала должны быть одинаковыми
во всех направлениях, что является основным из условий, обеспе-
чивающих легкость узлов и всякого рода соединений. Соединения
должны быть близки к равнопрочности с целым материалом. Мет-
аллические материалы и пластмассы в этом отношении значи-
тельно лучше естественного дерева.

Изменения влажности воздуха и температуры не должны вли-
ять на вес, механические качества и вязкость материала.

Основные показатели материала: удельная прочность на рас-
тяжение $\frac{\sigma_{раст}}{\gamma}$, сжатие $\frac{\sigma_{сж}}{\gamma}$, срез $\frac{\tau_{ср}}{\gamma}$, изгиб $\frac{\sqrt{\frac{\sigma_{изг}}{\gamma}}}{\gamma}$, кру-
чение $\frac{V \frac{\tau^2}{\gamma}}{\gamma}$ и продольный изгиб $\frac{V \frac{E}{\gamma}}{\gamma}$ должны быть возмож-
но выше.

Удельная прочность основных материалов приведена в табл. 3.

При составлении таблицы и определении мест материалов по
прочности взяты высшие показатели однородных групп: сталей и
легких сплавов; из деревянных материалов приведены коэффициен-
ты только для сосны.

Для сухопутных и в особенности морских самолетов огромное
значение имеет коррозиостойкость материала и простота защиты
его от коррозии. Наиболее подвержена коррозии листовая об-
шивка, имеющая незначительную толщину. Особые трудности
представляет борьба с коррозией у магниевых сплавов (электрон).

Материал не должен легко воспламеняться.

Для быстрого затухания вибраций необходимо, чтобы мате-
риал обладал возможно большим гистерезисом, т. е. поглощал
большую часть работы внешних сил при изгибе и кручении. Наи-
лучшими материалами в этом отношении являются дерево и
пластмассы.

Материал должен быть вязким и хорошо сопротивляться уста-
лости. Основная нагрузка частей самолета имеет динамический
характер, причем меняется не только величина, но и знаки напря-
жений. Часть деталей работает на ударную нагрузку.

Для обеспечения возможности ремонта в полевых условиях необходимо, чтобы устранение повреждений не было связано со сложными технологическими процессами или заменой незначительно поврежденных частей новыми.

При пулевых и осколочных попаданиях входное и выходное отверстия должны иметь минимальные площади. Разрушение материала должно распространяться лишь на минимальное расстояние от места поражения. Материал основных рабочих элементов должен обладать большим сопротивлением пробиваемости.

Наконец, большое значение имеет стоимость, складывающаяся из стоимости сырья, его обработки и изготовления деталей.

§ 2. ВЫВОДЫ

Доминирующий материал в настоящее время и, повидимому, на большой период в дальнейшем — дуралюмин разночных марок. Из дуралюмина делают крыло и оперение (лонжероны, нервюры, стрингеры, обшивку, слабонагруженные узлы, кронштейны), фюзеляж (шпангоуты, обшивка, лонжероны, стрингеры), управление (кронштейны, рычаги, качалки, рукоятки, проводку), моторные рамы, часть узлов шасси.

Во избежание коррозии тонкой обшивки, нервюр и шпангоутов их изготавливают из плакированного дуралюмина, т. е. имеющего покрытие из тонкого слоя алюминия. Имеются сорта дуралюмина с временным сопротивлением разрыву до $52 \text{ кг}/\text{мм}^2$, однако материал этих марок вследствие особой подверженности коррозии пригоден лишь для изготовления толстостенных профилей полок лонжеронов крыла и стрингеров.

Пояса лонжеронов центроплана, ввиду больших изгибающих моментов, чаще делают полностью из стали или с усиливающими наружными стальными полосами. Отъемные, менее нагруженные части лонжеронов, консоли крыла делают из дуралюмина, а также улучшенного или естественного дерева. Стыковые узлы лонжеронов приходится делать из высокосортных сталей.

Фюзеляжи, ввиду большей, чем в крыле строительной высоты и меньших напряжений могут быть полностью выполнены из дуралюмина с такими же узлами.

У самолетов малого тоннажа (истребители, штурмовики) фюзеляж часто делят как по конструкции, так и по материалу на две части. Хвостовую часть выполняют в виде дуралюминового или деревянного монококка. У истребителей переднюю часть фюзеляжа, требующую удобного подхода при изготовлении, ремонте и эксплуатации, делают ферменной из стальных труб со съемной не работающей обшивкой. В штурмовиках сплошную наружную броню кабин используют для уменьшения веса как элемент конструкции.

Материалы с невысокими механическими качествами и малым удельным весом, как дерево, пластмассы и электрон, наиболее рациональны для обшивки фюзеляжей, так как позволяют делать ее толстой и более устойчивой, значительно упрощают производство и улучшают качество поверхности. Фанерную обшивку делают в виде выклейки из двух половин. Толстая электронная обшивка,

Таблица 5

Удельная прочность	Места, занимаемые материалами по удельной прочности			
	1-е	2-е	3-е	4-е
$\frac{\sigma_{раст}}{cM}$	Хромомолибден и хромансиль $\sigma_{раст} = 14000 \text{ кг/см}^2$ $17,8 \times 10^5$	Электрон $\sigma_{раст} = 3000 \text{ кг/см}^2$ $16,7 \times 10^5$	Сосна $\sigma_{раст} = 830 \text{ кг/см}^2$ 160×10^5	Нержавеющая сталь $\sigma_{раст} = 12000 \text{ кг/см}^2$ $15,3 \times 10^5$
$\frac{\sigma_{Cж}}{cM}$	Хромомолибден и хромансиль $\sigma_{Cж} = 14000 \text{ кг/см}^2$ $17,8 \times 10^5$	Электрон $\sigma_{Cж} = 3000 \text{ кг/см}^2$ $16,7 \times 10^5$	Нержавеющая сталь $\sigma_{Cж} = 12000 \text{ кг/см}^2$ $15,3 \times 10^5$	Суперуралюмин $\sigma_{Cж} = 4200 \text{ кг/см}^2$ $14,7 \times 10^5$
$\frac{\tau_{cp}}{cM}$	Хромомолибден и хромансиль $\tau_{cp} = 9100 \text{ кг/см}^2$ $1,16 \times 10^6$	Нержавеющая сталь $\tau_{cp} = 8400 \text{ кг/см}^2$ $1,07 \times 10^6$	Электрон $\tau_{cp} = 1800 \text{ кг/см}^2$ $1,0 \times 10^6$	Суперуралюмин $\tau_{cp} = 2300 \text{ кг/см}^2$ $0,81 \times 10^6$
$\frac{\sqrt{\frac{\sigma_2}{\sigma_{изг}}}}{cM^{5/3}}$	Сосна $\sigma_{изг} = 650 \text{ кг/см}^2$ $14,4 \times 10^4$	Электрон $\sigma_{изг} = 3000 \text{ кг/см}^2$ $11,5 \times 10^4$	Суперуралюмин $\sigma_{изг} = 4200 \text{ кг/см}^2$ $9,14 \times 10^4$	Хромомолибден и хромансиль $\sigma_{изг} = 14000 \text{ кг/см}^2$ $7,4 \times 10^4$
$\frac{\sqrt{\frac{\tau_{kp}^2}{\tau_{kp}}}}{cM^{5/3}}$	Электрон $\tau_{kp} = 1800 \text{ кг/см}^2$ $8,2 \times 10^4$	Суперуралюмин $\tau_{kp} = 2300 \text{ кг/см}^2$ $6,1 \times 10^4$	Хромомолибден и хромансиль $\tau_{kp} = 9100 \text{ кг/см}^2$ $5,55 \times 10^4$	Суперуралюмин и дуралюмин $E = 7,0 \cdot 10^5$ $2,93 \times 10^5$
$\frac{\sqrt{E}}{\kappa^2 \cdot cM^2}$	Сосна $E = 1,1 \cdot 10^5 \text{ кг/см}^2$ $6,4 \times 10^5$	Электрон $E = 4,3 \cdot 10^5$ $3,64 \times 10^5$	Стали $E = 2,1 \cdot 10^6$ $1,80 \times 10^5$	

не нашедшая еще себе применения вследствие подверженности коррозии, могла бы значительно упростить постановку потайных заклепок по сравнению с обшивкой из плакированного дуралюмина. При использовании фанерной обшивки для крыльев с металлическими лонжеронами возникают трудности, связанные, во-первых, со значительной разницей в механических коэффициентах каркаса и обшивки, а во-вторых, с их соединением.

До настоящего времени еще встречаются полностью ферменные фюзеляжи, выполненные преимущественно из стальных труб. Эти фюзеляжи, как уже указывалось, удобны в отношении доступа к вооружению, оборудованию и управлению, но легко уязвимы, как и все конструкции с сосредоточенными силовыми элементами. Кроме того, для сварки фюзеляжей требуются рабочие высокой квалификации, но и при этом условии не исключена возможность брака.

Хвостовое оперение выполняют, как правило, из дуралюмина. Жесткую обшивку делают у киля и стабилизатора. Рули для уменьшения веса и облегчения весовых компенсаторов обычно обшивают полотном, так же как и элероны.

Отливки из легких сплавов применяют для механизмов управления, кронштейнов, шарниров, слабо нагруженных узлов, колес, рам моторов жидкостного охлаждения.

Большинство деталей современных шасси выполняют из стали.

Пластмассы пока широко применяются лишь для изготовления баков, отдельных деталей оборудования и прозрачной брони.

Г л а в а V

ВЫБОР ВООРУЖЕНИЯ И РАЗМЕЩЕНИЕ БРОНИ

§ 1. ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К РАЗМЕЩЕНИЮ ВООРУЖЕНИЯ И БРОНИ САМОЛЕТА

Самолет является летающим оружием или дальнобойной артиллерией.

Основные задачи конструктора в самой начальной стадии проектирования заключаются в том, чтобы максимально вооружить самолет и одновременно добиться наилучших летных данных, обеспечить наилучший обзор и обстрел при минимальном количестве огневых точек и так разместить оружие, чтобы работа экипажа была удобной в бою. Подвеска бомб, перезарядка патронных и снарядных ящиков должны занимать минимальное время; расход боеприпасов и бомб в полете не должен вызывать больших перемещений центра тяжести.

Пристрелка пулеметов и пушек, производимая на земле, должна как можно менее нарушаться в полете под влиянием прогибов и закручивания.

Бомбы, пушки, пулеметы, снаряды и патроны желательно группировать ближе к плоскости симметрии для уменьшения раз-

носа масс, устранения весовой несимметричности при расходовании и уменьшения расстояния до плоскости прицеливания. Стрелково-пушечное вооружение наибольшего калибра необходимо размещать на наименьшем расстоянии от плоскости симметрии самолета.

При размещении неподвижного оружия необходимо учитывать откат, а при размещении подвижного — все возможные положения оружия и стрелка.

Ввиду непродолжительности воздушного боя желательно, чтобы скорострельность оружия не понижалась стрельбой через плоскость, ометаемую винтом.

При размещении бомб на пикирующих бомбардировщиках в плоскости симметрии моторов необходимо учитывать усложненную конструкцию бомбодержателей, которые должны выводить бомбу из плоскости, ометаемой винтом. Место подвески бомб должно быть выбрано с учетом возможности увеличения их габаритов, без нарушения силовых элементов конструкции. Размещение бомб внутри крыла в большинстве случаев нерационально, так как связывает габариты бомб с расстоянием между лонжеронами, и затруднительно вследствие недостаточности строительной высоты. Задаваемая тактико-техническими требованиями бомбовая нагрузка должна выполняться при всех калибрах и во всех вариантах, например нагрузка 2000: 1) 1×2000 , 2) 2×1000 , 3) 4×500 , 4) 8×250 и т. д.

При размещении бомб необходимо предусматривать возможность подвески специального вооружения.

Прицелы для горизонтального бомбометания должны быть расположены так, чтобы бомбардир был доступен обзор от вертикали на 60° вперед и 15° назад.

Все современные самолеты должны иметь также и пассивные средства защиты — броню. На большинстве самолетов броня служит для защиты от нападения воздушного противника или для прикрытия при атаке. На штурмовиках приходится защищать экипаж и наиболее жизненные части самолета от обстрела с земли. В первом случае броня состоит из отдельных, не связанных между собой, щитов, прикрывающих экипаж лишь со стороны наиболее уязвимых направлений обстрела, во втором — делают бронированную кабину.

В обоих случаях броню необходимо использовать как силовой элемент конструкции.

§ 2. ОЦЕНКА И ВЫБОР НЕПОДВИЖНОГО СТРЕЛКОВО-ПУШЕЧНОГО ВООРУЖЕНИЯ (СПВ)

Эффективность СПВ зависит от ряда условий:

- 1) Подготовки и искусства летчика.
- 2) Качества прицелов.
- 3) Летных данных самолета.
- 4) Характеристик СПВ.
- 5) Размещения оружия на самолете.

Первые три условия очевидны и не нуждаются в пояснении. Характеристика СПВ слагается из четырех факторов: калибр, скорострельность, начальная скорость и боезапас.

Увеличение калибра позволяет увеличить скорость по траектории, дистанцию прицельного огня (более настильная траектория) и пробивную способность. Снаряды могут иметь у цели фугасное, осколочное и зажигательное действие. Однако увеличение калибра влечет за собой уменьшение скорострельности и количества пуль и снарядов, если исходить из определенного веса боезапаса.

Скорострельность характеризуется количеством выстрелов из данного оружия (или из всей системы) в минуту.

Повышение скорострельности оружия связано с целым рядом затруднений: быстрый износ ствола, необходимость жидкостного охлаждения, большие напряжения деталей, быстрый расход боеприпасов, трудность увеличения калибра. Для повышения скорострельности всей установки приходится применять 8—12 пулеметов мелкого калибра, что представляет определенные трудности, связанные с их питанием, и усложняет конструкцию самолета.

Стремление повысить скорострельность всей системы было вызвано увеличением скоростей, а также желанием увеличить количество пуль и снарядов, выпускаемых за короткий срок воздушного боя, и возможность попадания даже для летчика средней квалификации. При установке 12 пулеметов калибра 7,7 на самолете Харрикейн II в секунду выпускается 230 пуль общим весом 2,58 кг. Малая пробивная способность пуль малых калибров и быстрый расход боеприпасов служат серьезным препятствием к увеличению скорострельности.

Скорострельность не получила на практике того значения, которое ей приписывалось, но все же остается важной характеристикой и постепенно увеличивается для всех видов СПВ.

У мелкокалиберных пулеметов	от 650—750 до 1200—1800
	в минуту
У крупнокалиберных	до 800—1000 в минуту
У пушек	" 800 "

Повышение начальной скорости увеличивает дальность прицельного огня, вероятность попадания, пробивную способность и облегчает прицеливание вследствие уменьшения ошибки в поправке на перемещение цели за время полета пули или снаряда. Для увеличения начальной скорости применяют новые, более сильные, пороха и конусные стволы, а также увеличивают заряд. Однако все эти меры связаны с увеличением веса оружия, понижением скорострельности и производственными трудностями. Начальная скорость современного СПВ колеблется в следующих пределах:

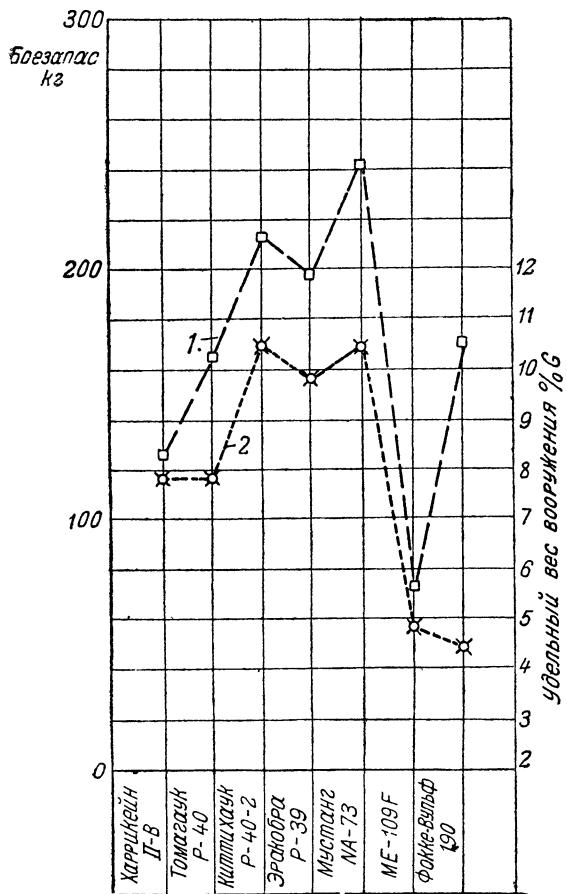
Мелкокалиберные пулеметы	720 — 850 м/сек
Крупнокалиберные пулеметы	700 — 770 "
Пушки калибра 20 мм	600 — 900 "

Боезапас — количество полностью снаряженных патронов (пуля или снаряд, гильза и заряд) в значительной мере предопре-

деляет исход боя и имеет одно из первенствующих значений. Запас патронов у современных самолетов имеет тенденцию к повышению и доходит:

Для мелкокалиберных пулеметов	до 1000 на пулемет
Для крупнокалиберных "	" 380 " "
Для пушек калибра 20 мм "	" 250 на пушку

При оценке эффективности СПВ самолета учитывают, что в большинстве случаев это оружие разнокалиберное с различным боезапасом и частично расположено таким образом, что связано с синхронизаторами, понижающими скорострельность. Для оценки эффективности всей установки имеется несколько критерий.



Фиг. 30. Оценка эффективности стрелкового вооружения истребителей.

1) \square - - \square — боезапас;
2) удельный вес вооружения, % G.

3. Секундный залп дает зависимость расхода пуль и снарядов по времени с учетом калибра, скорострельности, боезапаса на каждое оружие и типа установки (стрельба вне или через плоскость, ометаемую винтом). Предполагается, что стрельба на-

1. Бое запас. При оценке по этому критерию не учитывается разница в разрушительности действия пуль и снарядов различных калибров, скорострельность, вероятность попадания и начальная скорость. Поэтому такая оценка не может быть признана исчерпывающей (фиг. 30, табл. 4).

2. Удельный вес вооружения по отношению к полетному весу охватывает дополнительно по сравнению с боезапасом только вес самого оружия, но, так же как и предыдущий фактор, не характеризует полностью эффективности вооружения (фиг. 30-2).

чиается из всего оружия одновременно и продолжается до израсходования всего боезапаса. При одинаковой скорострельности и типе установки всего оружия секундный расход постоянен (Киттихаук и Харрикейн II-B, табл. 4, фиг. 31).

На большинстве современных самолетов секундный расход представляет ступенчатую линию, так как даже при одинаковых скорострельности самого оружия и боезапасе время действия и количество выпускаемых пуль и снарядов меняется в зависимости от того, происходит ли стрельба вне плоскости, ометаемой винтом, или через эту плоскость.

Чем больше вес секундного залпа и больше время стрельбы, тем рациональнее схема вооружения.

При построении диаграммы секундного залпа определяют время расходования пуль или снарядов данного калибра при одинаковых скорострельностях, в зависимости от количества оружия

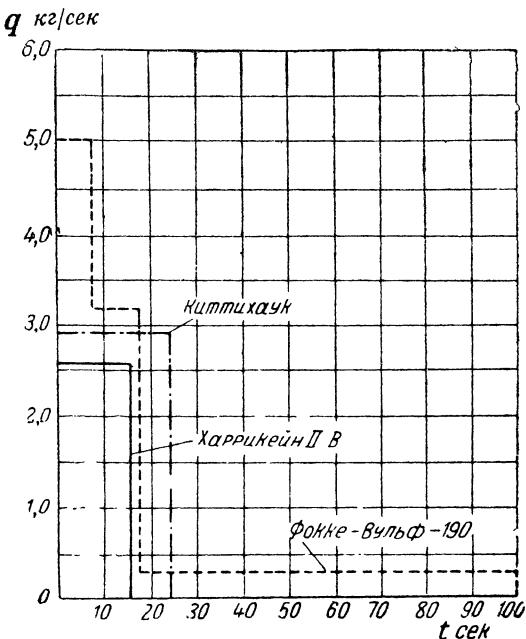
$$t = \frac{\text{колич. пуль или снарядов} \times 60}{\text{колич. оружия} \times \text{скорострельность}}.$$

Если оружие стреляет через плоскость, ометаемую винтом, то необходимо учесть понижение скорострельности и увеличение времени стрельбы. После этого определяют вес снарядов и пуль каждого из калибров в отдельности, учитывая также скорострельность в зависимости от марки оружия или от типа установки

$$q = \frac{\text{Вес пули (или снаряда) \times количество}}{t_{\text{сек}}}.$$

Величины q для разных калибров или разной скорострельности суммируют на общих участках времени действия. При этом не учитывается разница в разрушительной силе пуль (снарядов) различных калибров и вероятности попадания.

4. Вероятность попадания зависит от факторов, не связанных с эффективностью самого оружия и не поддающихся учету, как, например, влияние вибраций. Вероятность попадания



Фиг. 31. Секундный залп q , кг/сек.

Таблица 4

Характеристика СПВ одноместных истребителей

Данные оружия	Харрикейн ГВ $G=3154$	Томагаук P-40 $G=3392$	Киттихаку ^к P-40 E $G=3840$	Эракобра P-39 $G=3556$	Мустанг NA-73 $G=3884$	Мессершмитт Me-109 F $G=2780$	Фокке-Вульф FW-190 $G=3890$
Марка/калибр	Брау- нинг/7,70	Брау- нинг/7,62	Брау- нинг/7,62	Брау- нинг/7,62	Брау- нинг/7,62	Брау- нинг/7,62	Брау- нинг/7,62
Количество патронов	12/3600	4/1960	—	—	4/4000	4/3400	2/1000
Скорострельность/начальная скорость	1150/825	1000/800	—	1000/820	1000/820	950 - 1100/775	950 - 1100/775
Вес пулемета, кг	9,9	9,75	—	9,75	9,75	9,6	9,6
Вес патрона со звеноом/пуль, г	35,0/11,23	30,6/11,23	—	30,96/11,23	30,6/11,23	30,0/12,8	30/12,8
Крупнокалиберные пулеметы							
Марка/калибр	—	Браунинг/ 12,7	Браунинг/ 12,7	Браунинг/ 12,7	Браунинг/ 12,7	Браунинг/ 12,7	—

Количество патронов/патроны	—	2/760	6/1560	2/540	4/1000	—	—
Скорострельность/начальная скорость	—	650/770	650/770	650/770	650/770	—	—
Вес патомета, кг	—	31,08	31,08	31,08	31,08	—	—
Вес патрона со звеном/пули, г	—	137/44,3	137/44,3	137/44,3	137/44,3	—	—
Пушки							
Марка/калибр	—	—	—	Испано/20	—	Маузер/20 МГ-151	Маузер/20 Эрликон/20
Количество пушек/снарядов	—	—	—	1/60	—	1/200	2/400 2/110
Скорострельность/начальная скорость	—	—	—	650	—	900/—	950/—, 450/600
Вес пушки, кг	—	—	—	48,5	—	42,0	42/26,3
Вес патрона/снарядов, г	—	—	—	180/124	—	215/124	215/124, 124
Боезапас, кг	126,0	164,0	213,5	197,1	241,0	73,0	169,5
Удельный вес вооружения, %	7,8	7,8	10,4	9,8	10,4	4,8	4,34
Запл q_{\max} , кг/т, сек.	2,58/15,7	—	—	—	—	—	5/02/100

и поражения увеличивается с одновременным повышением калибра, начальной скорости, скорострельности, боезапаса. Однако фактически увеличение калибра и начальной скорости связано с понижением скорострельности; увеличение скорострельности при данном боезапасе уменьшает время действия оружия.

5. Вероятность поражения при попадании увеличивается почти пропорционально калибру. Считают, например, что для пробивания брони толщиной δ мм необходим калибр δ мм. При одинаковых q_{\max} двух самолетов, из которых один вооружен пулеметами калибра 12,7, а другой — пушками калибра 20, вероятность поражения цели вторым самолетом будет, примерно, в $\frac{20,0}{12,7}$ раз больше по сравнению с первым.

Эти соображения можно учесть при построении диаграммы секундного залпа, отнеся веса секундных залпов к оружию с максимальным калибром. Все величины q в этом случае необходимо умножить на отношения разных калибров к максимальному калибру, выбранному за единицу при оценке вероятности поражения.

При построении двух последних диаграмм основное затруднение заключается в определении частоты стрельбы синхронизированного оружия. В описании вооружения самолетов эти цифры в большинстве случаев не указывают. Снижение темпа или скорострельности пулемета при его синхронизации составляет 150—500 выстрелов в минуту, а для пушки — 100—250.

6. Наиболее совершенным способом оценки вооружения является оценка по дульной мощности

$$M = \frac{Q \cdot V^2 r}{150 \cdot g} = \frac{Q \cdot V^2 r}{1471,5} \text{ л. с.}$$

где Q — вес одной пули или снаряда, кг,

V — начальная скорость снаряда, м/сек,

r — скорострельность, выстр./сек.,

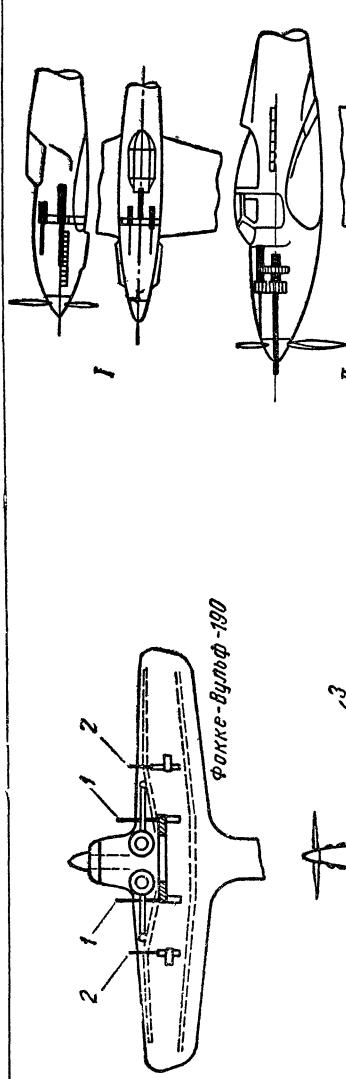
$g = 9,81$ — ускорение силы тяжести, м/сек².

Сравнительная оценка наступательного вооружения истребителей и оборонительного вооружения бомбардировщиков по подсчетам Мейсфильда помещена в табл. 5.

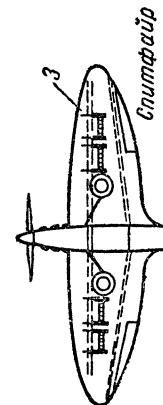
Самолеты помещены в порядке возрастания дульной мощности. Последовательность по M для большинства самолетов совпадает с последовательностью по секундному залпу, причем величина секундного залпа несколько расходится с ранее указанной (табл. 4).

Размещение неподвижного наступательного СПВ на самолете возможно в крыле и фюзеляже.

При размещении СПВ в крыльях вне плоскости, ометаемой винтом, исключены прострел винта и понижение скорострельности. Кроме того, независимо от места установки по размаху, подход к оружию и питанию, а также перезарядка

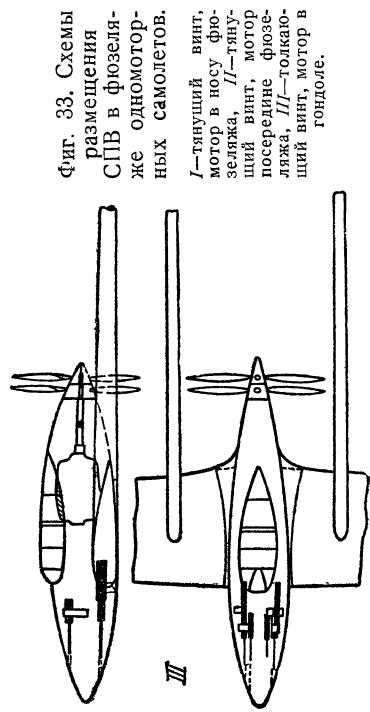


Фокке-Фульф-190



Харрикейн II

Фиг. 32. Схемы размещения оружия в крыльях.
I—синхронные пу-
шки, 2—пушки,
стреляющие вне
плоскости, омета-
емый винтом,
3—батареи из пу-
леметов.



Фиг. 33. Схемы размещения СПВ в фюзеля-
же одномотор-
ных самолетов.
I—тянущий винт,
мотор в носу фю-
зеляжа, II—тяну-
щий винт, мотор
посередине фюзе-
ляжа, III—толкаю-
щий винт, мотор в
гondole.

Таблица 5

Самолеты	Истребители			Бомбардировщики		
	Число выстр. лов в секунду	Секундный залп к2	M	Самолеты	Минимум времени выстр. л. с.	По одной цели
Дифайент S-00 (Зеро) Me-109 E	4	73,6	0,835	Do 17p He-111H1	3	243
Томагаук P-40	4	35	1,89	Бленхейм IV	3	243
Харрикейн I	4	35	1,94	Бленхейм IV	4	308
Спитфайр I	6	93,6	2,04	Бофорт	6	462
Me-110 C5	8	147,2	1,67	Веллингтон II	6	462
Me-109F	6	147,2	1,67	Do-17Z 2	6	486
Харрикейн II B	3	33,3	2,57	Бостон III	7	539
Эракобра (37 Mm)	12	220,8	2,50	Веллингтон III	8	616
Лайтнинг	7	95	2,69	Стирлинг	8	616
Эракобра (20 Mm)	5	72,6	3,10	Галифакс IIIA	10	770
Hs-129	7	114,4	3,21	Ланкастер I	7	805
Спитфайр IX	5	69,7	3,26	Me-110 C5	7	1166
Me-210 A1	6	95,2	3,37	Ju-88A6	5	13,3
Fw-190	4	70,1	3,27	He-111 H6	6	1234
Уорхук P-40	6	58,4	4,60	Мэродер	5	1480
Корсар	6	75	4,41	Do-217 E2	6	1668
Уэльдэйт F4F-5	6	75	4,41	Me-210 A1	6	1982
Мустанг 1 A	8	95	4,41	Митчелл	7	2072
Me-109G	5	59,9	4,77	Либерейтор B-24D	11	3036
Тандерболт	8	100	5,93	Летающая крепость B 17E	13	3620
Уэрлуинд	4	43,2	4,93			
Харрикейн IIC	4	43,2	4,93			
Спитфайр IXB	4	43,2	4,93			
Москито II	8	116,8	5,76			
Боффайтер	10	153,6	6,18			

патронных ящиков просты и удобны. И, наконец, возможна установка большого количества пулеметов и пушек (фиг. 32).

Однако у крыльевых установок имеются весьма серьезные минусы: большое рассеивание вследствие вибраций, прогибов, закручивания и удаления плоскости стрельбы от плоскости прицеливания. Вследствие разноса масс по поперечной оси ухудшается маневренность. Необходим обогрев механизмов управления огнем. Крыло ослабляется вырезами в обшивке для патронных и снарядных ящиков, магазинов и в стенках лонжеронов для пропуска самого оружия. Люки в обшивке и стволы, выступающие из крыла, портят его аэродинамические данные. Крыльевые установки затрудняют уборку колес, размещение баков, радиаторов и проводку управления.

Фюзеляжные установки в одномоторных самолетах с тянувшим винтом и моторами жидкостного охлаждения (фиг. 33—I, II) позволяют при редукторах со смещенной осьюставить один пулемет или пушку, стреляющие через втулку винта без снижения скорострельности. Независимо от типа мотора, фюзеляжные установки имеют следующие положительные стороны: естественный обогрев или упрощение обогрева, отсутствие разноса масс по поперечной оси, возможность применения крыльев с малой относительной толщиной.

У двухмоторных самолетов (фиг. 34) и у одномоторных с толкающим винтом (фиг. 33—III) для любых моторов совершенно отпадает необходимость в снижении скорострельности. Все оружие может быть смонтировано на общем лафете, вынимающемся с самолета, что упрощает регулировку, чистку и устранение неполадок. Кроме того, улучшается форма носовой части и увеличивается пространство для размещения как самого оружия, так и боеприпасов.

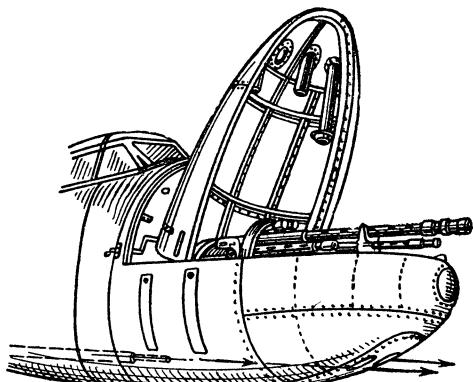
Недостатками фюзеляжных синхронных СП установок при тянувших винтах являются следующие: сокращение количества пулеметов и пушек до четырех, понижение скорострельности, недостаток места для боеприпасов, сложность конструкции, трудность эксплуатации, осмотра, регулировки, необходимость регулировки синхронного привода, опасность прострела винта при затяжных выстрелах, возможность преждевременных выстрелов вследствие нагрева стволов от мотора. Стрельба без синхронизатора возможна только через втулку винтов при моторах с рядным размещением цилиндров и редукторах со смещенной осью.

Фюзеляжные носовые установки двухмоторных самолетов и одномоторных с толкающим винтом не имеют перечисленных недостатков.

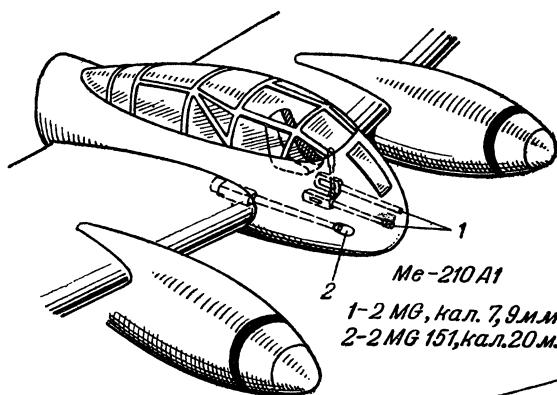
Наряду с размещением СП только в крыльях или только в фюзеляже существует и в последнее время получает распространение смешанная схема вооружения, в которой оружие устанавливают в фюзеляже и в крыльях. Широкое применение этой схемы объясняется стремлением увеличить количество вооружения сверх четырех синхронизированных пулеметов и одной пушки, стреляющей через втулку, или других комбинаций из

пяти экземпляров СПВ, максимально возможных при установке в фюзеляже с тянувшим винтом.

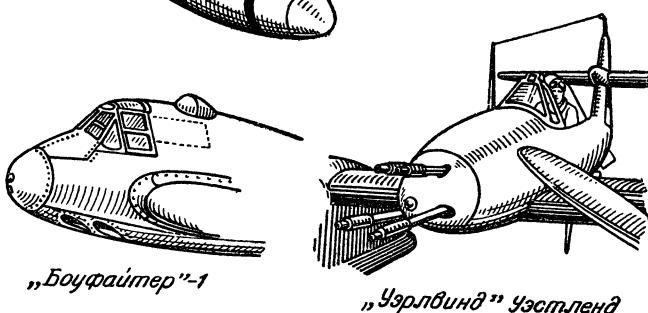
Для установки неподвижного наступательного СПВ используют мотогондолы в двухмоторных истребителях или места со-



Me-110



1-2 MG, кал. 7,9 мм
2-2 MG 151, кал. 20 мм



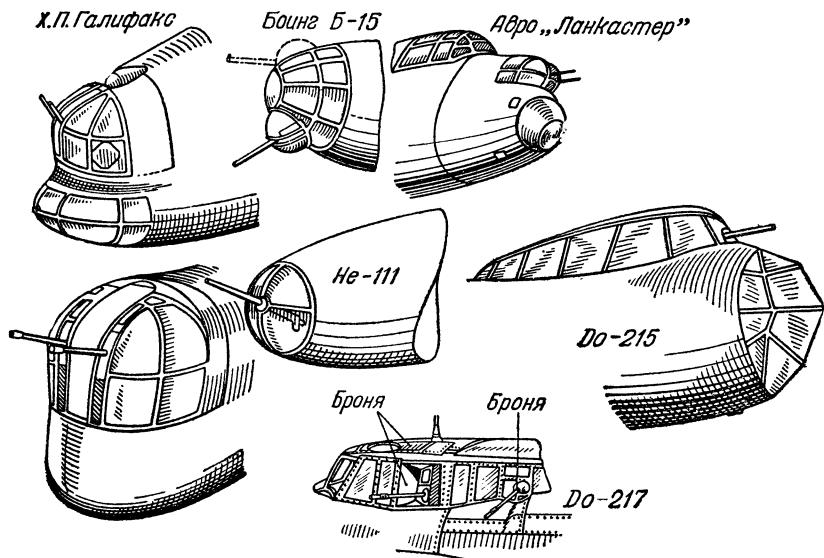
Фиг. 34. Размещение неподвижного СПВ в носу фюзеляжа двухмоторного самолета.

единения хвостовых балок с крылом. При неубирающемся шасси были случаи размещения пулеметов в обтекателях шасси.

Неподвижные пулеметы иногда устанавливают для обстрела задней полусферы в хвостовых обтекателях фюзеляжей много-моторных самолетов.

§ 3. ОЦЕНКА И ВЫБОР ПОДВИЖНОГО СПВ

Подвижное СПВ ставят на многоместных истребителях, штурмовиках, бомбардировщиках, разведчиках, корректировщиках и т. д., главным образом для обороны. До последнего времени применяли легкие и тяжелые пулеметы с магазинным и с ленточным питанием. Подвижное оружие ставят преимущественно в фюзеляж: в носовой (фиг. 35), средней, а иногда и в хвостовой



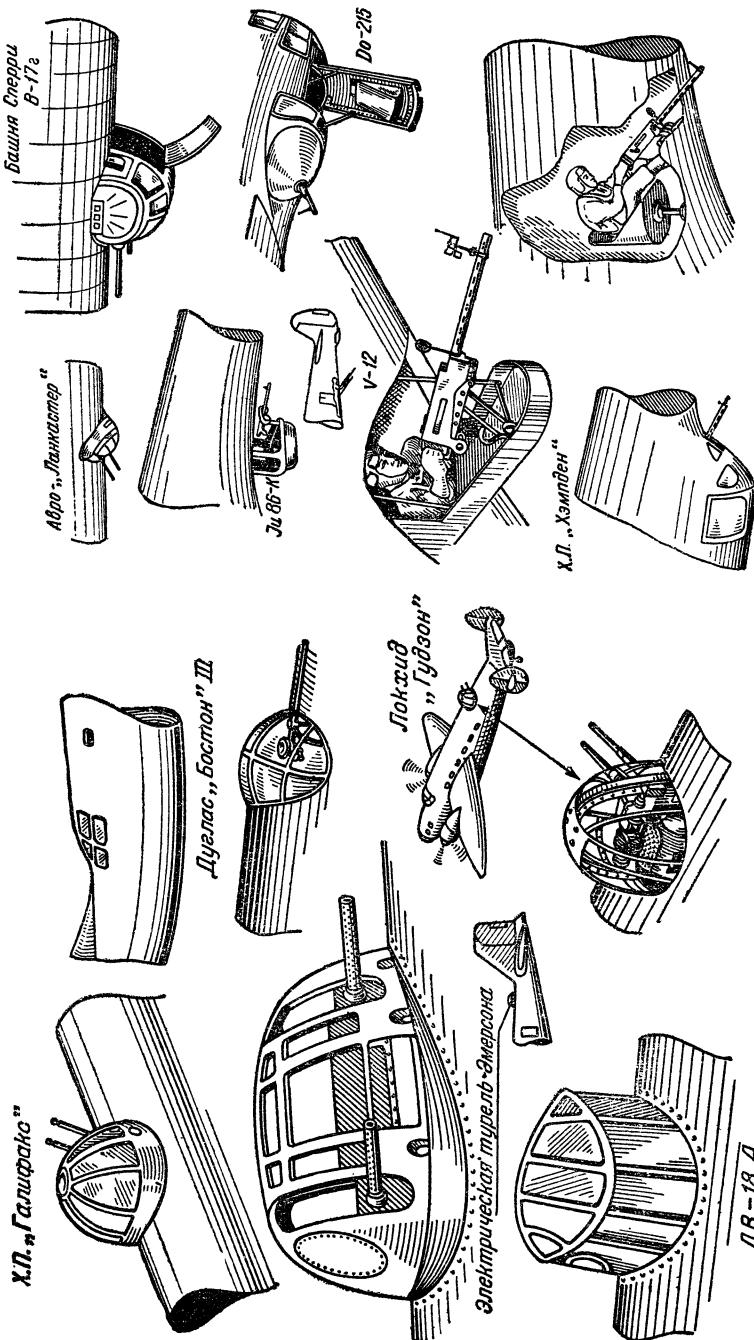
Фиг. 35. Типы установок подвижного СПВ в носу фюзеляжа многомоторных самолетов.

части, непосредственно за вертикальным оперением (фиг. 39). Средние огневые установки разделяются на верхние (фиг. 36), нижние, выдвижные или люковые (фиг. 37) и боковые (фиг. 38).

Имеются случаи установки подвижного СПВ в мотогондолах многомоторных самолетов при тянувших и при толкающих винтах; существуют также проекты установок в крыльевых башнях на бесхвостых и двухбалочных схемах.

Эффективность подвижного вооружения несколько выше, но в основном зависит от тех же факторов, что и неподвижного вооружения. Повышение эффективности связано прежде всего с возможностью стрельбы из большего количества положений относительно противника, чем при наводке на цель всем самолетом. Скорострельность пулеметов не понижается, а боезапас может быть повышен по сравнению с неподвижным оружием.

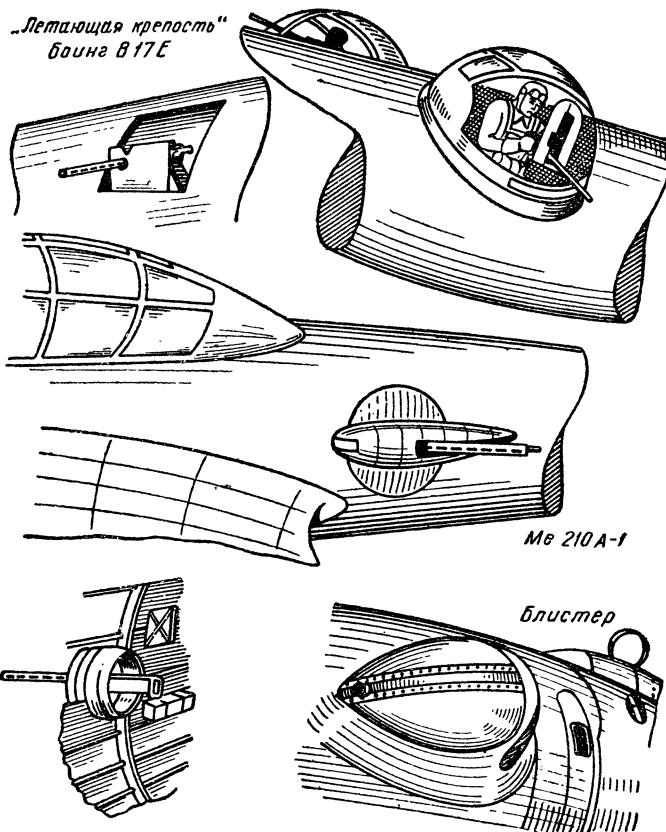
Однако подвижные установки в большинстве случаев обеспечивают оборону задней полусфера в довольно узких пределах. Скорость пули понижается вследствие вычета поступательной скорости самолета.



Фиг. 36. Верхние установки.

Фиг. 37. Нижние подвижные установки.

Башни и люки, в которых помещают подвижное оружие, дают большое сопротивление и, кроме того, вызывают срывы потока, неблагоприятно отражающиеся на работе хвостового оперения. Существуют установки с дистанционным управлением оружием, которые уменьшают сопротивление, но усложняют управление.

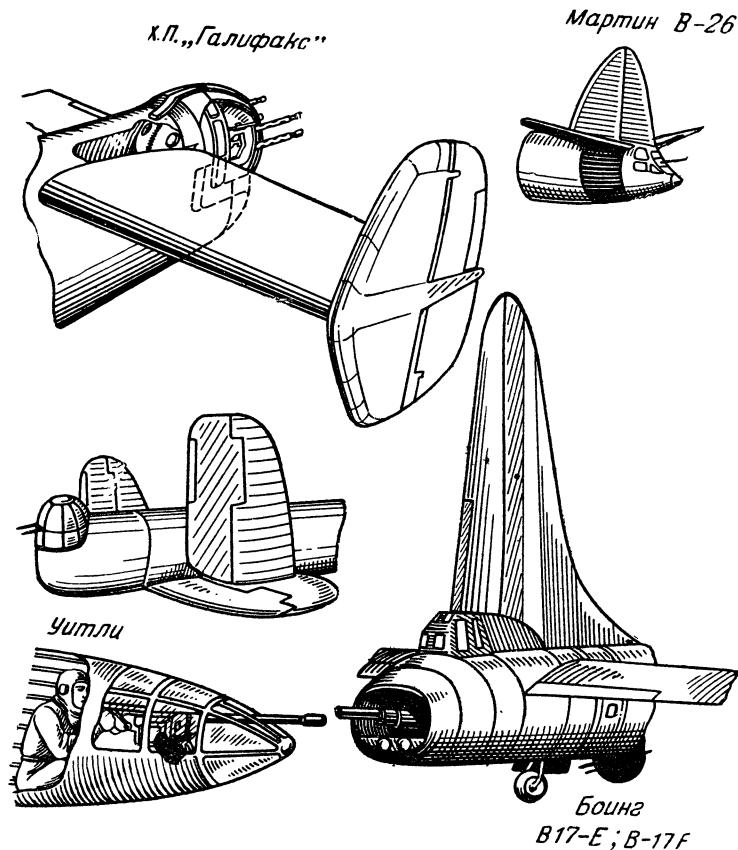


Фиг. 38. Средние стрелковые установки, расположенные на бортах.

Оценка различных вариантов размещения подвижного вооружения может быть сделана достаточно точно посредством построения диаграмм обстрела, в которых, кроме формы самолета, учитывают конструктивные особенности самой установки в отношении возможных для стрельбы положений стрелка.

Существуют две принципиальные схемы размещения подвижного стрелкового вооружения: в первой (фиг. 40—I)—рассредоточенной — экипаж и оружие разнесено по продольной оси, во второй (фиг. 40—II), сосредоточенной — весь экипаж и вооружение размещают в одной носовой кабине. В первом случае обстрел лучше, так же, как и форма фюзеляжа, но затруднена взаимная связь экипажа и работа в точках, находящихся на больших рас-

стояниях от центра тяжести, во втором случае при том же количестве экипажа зона обстрела меньше, но обеспечена взаимная помощь экипажа в полете; обмен боезапасами, быстрая замена одного члена экипажа другим, а кроме того, меньше площадь и вес брони. Первая схема размещения более рациональна для скоростных бомбардировщиков.



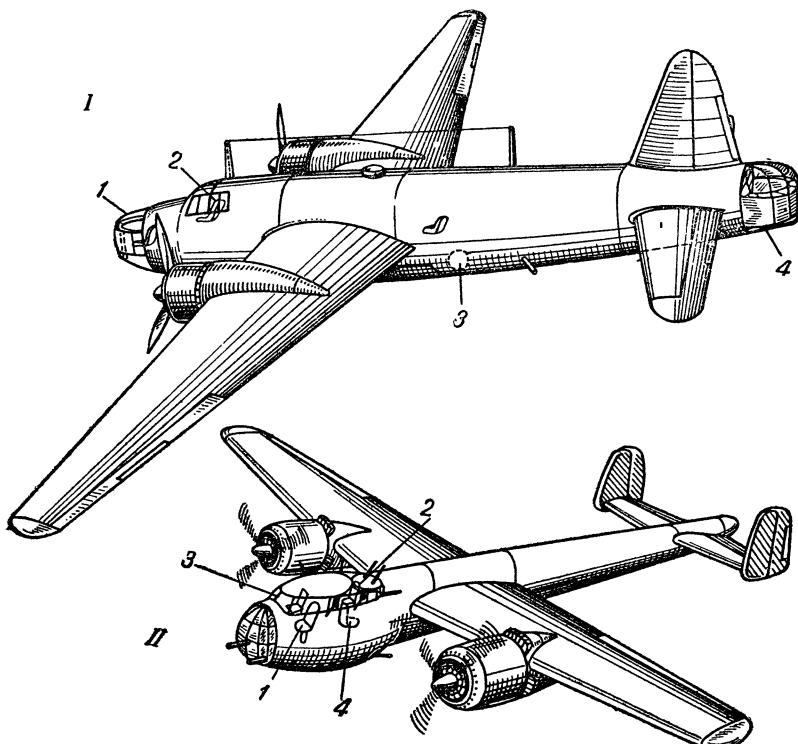
Фиг. 39. Хвостовые установки.

§ 4. ОЦЕНКА И ВЫБОР БОМБАРДИРОВОЧНОГО ВООРУЖЕНИЯ

Оценку и выбор бомбардировочного вооружения делают по следующим показателям:

- 1) Абсолютная величина бомбового залпа.
- 2) Относительная величина бомбового залпа (отношение веса бомб к G).
- 3) Варианты бомбовой нагрузки.
- 4) Способ подвески.
- 5) Способ сбрасывания.

Абсолютный вес бомбового залпа современных бомбардировщиков колеблется в пределах 1000—7200 кг. У двухмоторных самолетов вес бомб 1000—2000 кг, у многомоторных 2000—7200 кг. Меньшие запасы бомб 50—1000 кг применяют на истребителях (до 250 кг), штурмовиках (300—1000 кг), легких одномоторных бомбардировщиках и разведчиках. Количество вариантов бомбо-



Фиг. 40. Схемы двух основных типов размещения экипажа на средних бомбардировщиках.

I—распределочное размещение экипажа:

1—бомбардир-стрелок-штурман, 2—летчик, 3—люк нижнего стрелка-радиста, 4—хвостовая башня.

II—сосредоточенное размещение экипажа:

1—летчик, 2—стрелок-радист, 3—бомбардир-штурман, 4—нижний стрелок.

вой нагрузки доходит до 4—8. В сумме вес каждой комбинации бомб различных калибров должен быть равным нормальному основному весу бомбовой нагрузки, принятому в расчете на прочность. Дополнительный запас бомб иногда берут за счет перегрузки, т. е. уменьшения запаса прочности, или за счет бензина при неизменной величине коэффициента перегрузки.

Относительная величина бомбовой нагрузки у двух- и многомоторных бомбардировщиков колеблется в пределах 0,07—0,27. Верхний предел соответствует тяжелым четырехмоторным самолетам.

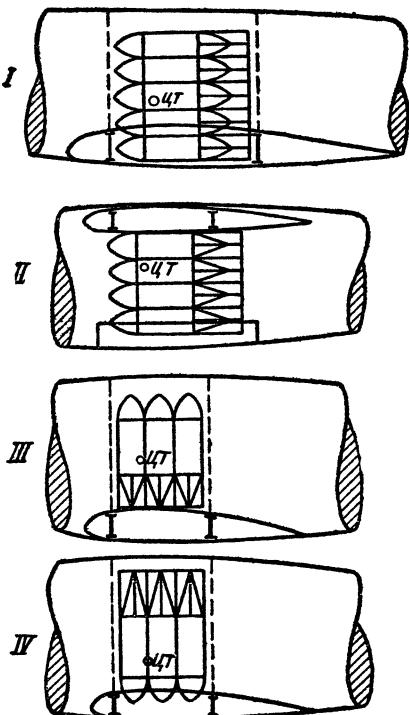
Для выполнения различных заданий должна быть обеспечена возможность варьировать калибры бомб при одной и той же суммарной величине бомбовой нагрузки. Наиболее сильное влияние на схему самолета оказывает необходимость размещения торпед и бомб крупного калибра, так как при современных скоростях наружная подвеска недопустима. Чем больше вариантов бомбовой нагрузки, тем труднее выдержать возможный минимальный вес бомбодержателей (5—6% от веса бомб) и их установки, так как в ряде вариантов бомбодержатели оказываются недогруженными.

Существует три способа подвески бомб: горизонтальный (фиг. 41) и два вертикальных. Горизонтальная подвеска обеспечивает наибольшую меткость, но усложняет конструкцию самолета; при этом требуется смещение крыла вверх (фиг. 41—II) или увеличение расстояния между его лонжеронами (фиг. 41—I).

При вертикальной подвеске к типу конструкции крыла и его размещению предъявляются меньшие требования, но она способствует большим колебаниям бомб при падении и снижает меткость бомбометания. Из двух возможных вариантов вертикальной подвески (стабилизатором вниз фиг. 41—III или вверх, фиг. 41—IV) первый лучше, так как при нем возникают меньшие колебания бомб при более быстром их затухании. Для бомбометания с пикирования оба типа вертикальной подвески непригодны.

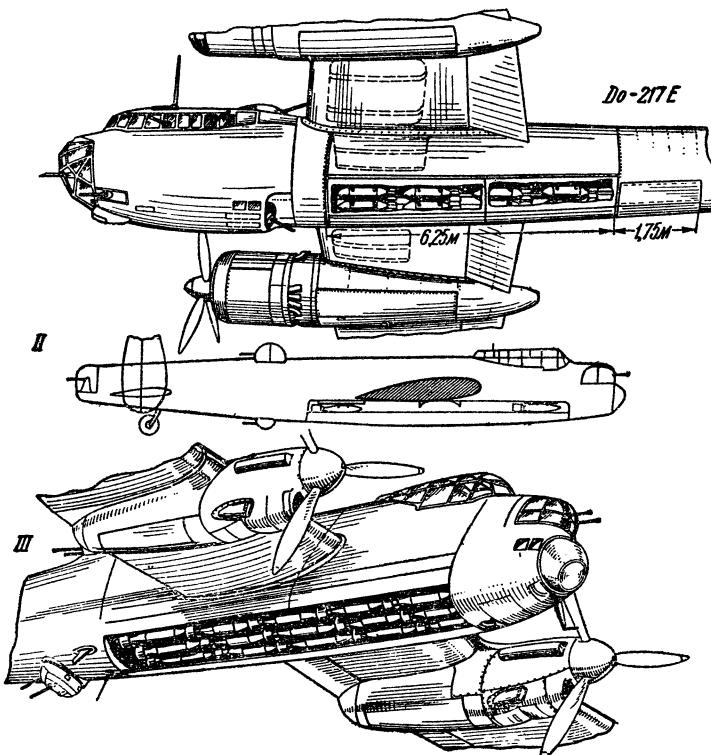
Вертикальная подвеска вполне допустима при бомбардировке больших площадей, когда не требуется точности прицеливания, или для зажигательных бомб мелкого калибра, когда большое рассеивание даже желательно.

Калибр бомб при вертикальной подвеске ограничивается высотой фюзеляжа и вообще меньше, чем при горизонтальной подвеске. В случае, когда полный груз бомб заданного калибра полностью размещается в фюзеляже и при горизонтальной и при вертикальной подвеске, предпочтение следует отдать первому способу, так как центры тяжести всех бомб можно совместить с вертикалью, проходящей через центр тяжести самолета. Если бомбы заданного калибра приходится размещать при горизонтальной



Фиг. 41. Схемы размещения и способы подвески бомб.

подвеске двумя или большим количеством групп по продольной оси самолета (фиг. 42), лучшей может оказаться вертикальная подвеска, если при ней меньше разнос ц. т. бомб от ц. т. самолета.



Фиг. 42. Схемы горизонтальной подвески бомб в фюзеляжах средних и тяжелых бомбардировщиков.

I—До 217Е—варианты бомбовой нагрузки:

1) 8×250, 2) 4×500, 3) 2×1000+2×250, 4) 1×1800, 5) 1×1400, 6) торпеда; 7) две мины. Общая бомбовая нагрузка—2000 кг, из них под крылом на внешних держателях 2×250 кг;

II—III—Авро „Ланкастер“—нормальная бомбовая нагрузка 7200 кг.

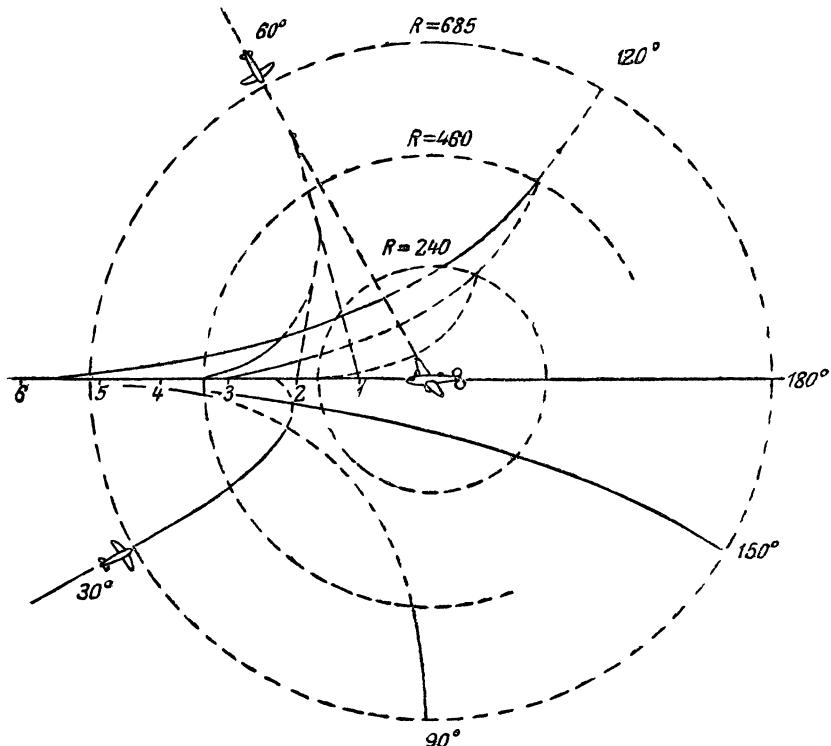
§ 5. РАЗМЕЩЕНИЕ БРОНИ

При одном и том же калибре, скорострельности, начальной скорости и боезапасе эффективность стрелково-пушечного вооружения зависит от характера установки (подвижная или неподвижная) и направления атаки (угла сближения).

Как показал опыт второй мировой войны, подвижное оружие более эффективно, чем неподвижное. При массовых налетах на Германию английских и американских самолетов количество немецких истребителей, сбитых бомбардировщиками союзников, неоднократно превышало сотню, в то время как истребители сопровождения сбивали около полутора десятков.

В зависимости от характера установки оружия возможны следующие варианты воздушного боя.

Самолет с неподвижной установкой против самолета с подвижной стрелковой установкой. При лобовой атаке бомбардировщика (угол сближения 0°) истребитель имеет следующие преимущества: увеличение энергии снаряда или пули вследствие сложения скоростей, увеличение даль-



Фиг. 43. Схема атаки истребителя с неподвижным СПВ при различных углах встречи.

ности прицельного огня, уменьшение времени полета пули до цели и рассеивания. Однако время боя, если считать с дистанции прицельного огня (например, для тяжелого пулемета $L=685$ м), уменьшается при современных скоростях истребителя (≈ 650 км/час) и бомбардировщика (≈ 500 км/час) примерно до 2 сек. вследствие опасности столкновения (фиг. 43). За это время летчик истребителя должен прицеливаться, дать очередь и сма-неврировать во избежание столкновения. Эффективность неподвижного оружия, кроме того, понижается вследствие малой пло-щади цели (вид самолета спереди) и малого количества выстrelов в очереди, например, для двух пулеметов: $2 \times \frac{600}{50} = 20$ выстр/сек., где 600 — количество выстрелов синхронизированного пулемета в минуту.

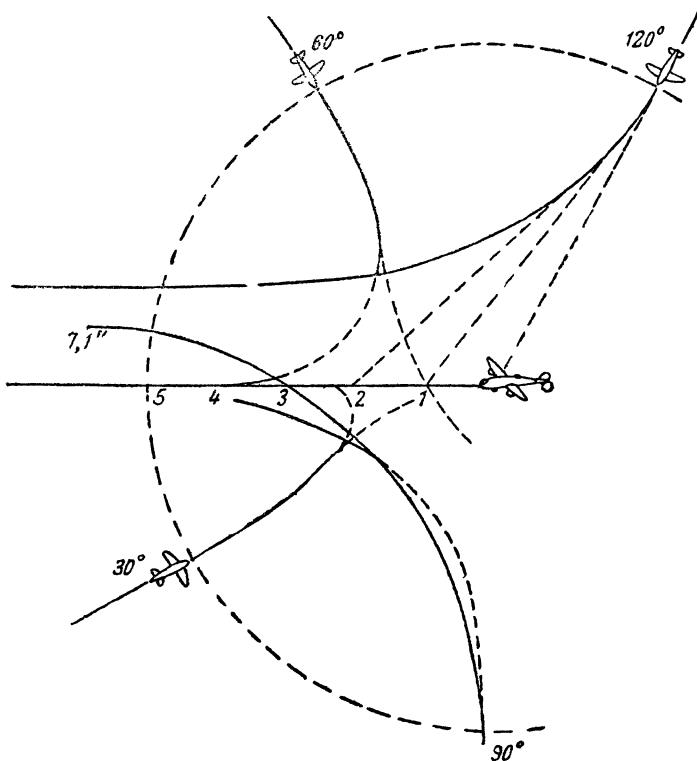
При увеличении угла встречи от 0 до 110° истребитель должен делать разворот, радиус которого тем меньше, чем меньше угол встречи. Для того чтобы перегрузка не превышала четырех, необходимо, чтобы у истребителя, имеющего скорость 650 км/час, радиус разворота был не менее 800 м. Перегрузки более 4—5 организм человека не может выдерживать продолжительное время. Бой при углах встречи от 0 до 110° с последующим разворотом, начиная с дистанции прицельного огня, не может быть непрерывным, так как на участках разворота при $R < 800$ м и $n > 4$ —5 летчик временно теряет зрение и возможность надлежащим образом управлять самолетом. Перерывы в стрельбе происходят на близких расстояниях от цели, когда огонь из неподвижной установки мог бы быть наиболее эффективным.

Рассмотрим в качестве примера случай подхода под углом 60° истребителя, имеющего скорость 650 км/час, к бомбардировщику, летящему со скоростью 500 км/час. При стрельбе с дистанции 700 м и скорости пули 700 м/сек время полета до цели равно одной секунде. За это время бомбардировщик переместится на $\frac{500}{3,6} = 139$ м. Следовательно, опережение при прицеливании должно быть равно 139 м. Если скорострельность пулемета равна 600 выстр./мин., то пули будут ложиться на курс бомбардировщика с промежутками $\frac{139 \cdot 60}{600} = 13,9$ м. Если уязвимый участок длины бомбардировщика 20,0 м, то при данной наводке только две пули могут попасть в цель. На криволинейном участке траектории подхода стрельба невозможна ввиду больших перегрузок. Только в конце подхода, когда траектория истребителя становится касательной к направлению полета бомбардировщика, величина перегрузки будет меньше четырех.

Бомбардировщик же может стрелять из подвижных установок все время, причем меткость увеличивается по мере уменьшения дистанции.

Атака с тыла в пределах углов сближения 120 — 180° значительно выгоднее, в особенности при подходе с больших дистанций, так как в этом случае перегрузки вследствие больших радиусов траектории либо отсутствуют, либо являются незначительными и возможны лишь при подходе с коротких дистанций. Чтобы затруднить прицеливание противника, истребитель может отклоняться от траектории. Эффективность огня истребителя увеличивается вследствие меньших перегрузок и напряжений летчика, а также увеличения времени боя, маневренности, вероятности попадания и времени прицеливания. Нападение наиболее выгодно в пределах конуса 45 — 67° с хвоста под прикрытием затенения хвостовым оперением бомбардировщика, который не может стрелять непрерывно из-за ограничителей, зависящих от формы оперения. Исключением является нападение на бомбардировщика с огневой точкой, расположенной непосредственно на конце фюзеляжа. Однако такое размещение огневой точки имеет существенные недостатки, как уже указывалось ранее, и применяется редко.

Истребитель с подвижным оружием (двухмоторный или одномоторный с толкающим винтом) против бомбардировщика (фиг. 44). В пределах углов сближения 0—90° преимущество перед истребителем, вооруженным неподвижным оружием, наводка которого совершается всем самолетом, заключается только в том, что нацеливание производится поворотом оружия, вследствие чего на стрелка не действуют перегрузки.



Фиг. 44. Схема атаки истребителя с подвижным носовым СПВ.

Существенное преимущество создается при увеличении углов сближения свыше 90°, когда летчик во избежание перегрузок может значительно увеличить радиус траектории, держа атакуемый самолет все время под обстрелом. При угле сближения, начиная с 120°, можно перевести истребитель на параллельный курс и атаковать сверху или снизу, кроме атаки с тыла.

У истребителя с неподвижными пулеметами атаки в пределах 25% сферы должны быть направлены или в лоб или сбоку, причем они не непрерывны, а прекращаются через несколько секунд вследствие необходимости разворота. У истребителя с подвижными пулеметами в тех же пределах сферы возможен боковой непрерывный обстрел при отклонении от атакуемого самолета в сторону, противоположную направлению его полета.

Случай атаки самолетом, имеющим неподвижное вооружение, аналогичного самолета ничем не отличается от рассмотренного случая нападения на самолет с подвижным стрелковым вооружением.

Кроме воздушного боя, самолет подвергается обстрелу с земли и бомбовой атаке с других самолетов.

Активными мерами борьбы против воздушных и наземных атак, кроме вооружения, служат скорость, скроподъемность и маневренность. Броня способствует поднятию боеспособности экипажа и сохранению его жизни, а также уменьшает потери материальной части. У всех военных самолетов броня так же необходима, как и вооружение. Одной из основных задач проектирования является рациональное размещение брони, выбор ее толщины, материала и использование в качестве силовых элементов конструкций.

По характеру материала броня может быть следующих типов:

1. Железистые материалы, имеющие поверхностную закалку.
2. Бронеплиты из гомогенной (однородной по толщине) стали.
3. Нежелезистые материалы: пулестойкое стекло, плексиглас, алюминиевые сплавы, фанера, пластмассы.
4. Элементы конструкции и оборудования: протектированные баки, колеса, радиоаппаратура, лонжероны крыла, стойки убирающегося шасси и т. д.

Стальные плиты применяют для защиты экипажа и наиболее ответственных частей, подвергающихся обстрелу прямой наводкой. Легкая броня и плиты из алюминиевого сплава служат в качестве отражателей при косом обстреле, когда пуля подходит к поверхности под острым углом. Оборудование, фанера, пластмассы служат также в качестве отражателей и уменьшают глубину проникновения пули.

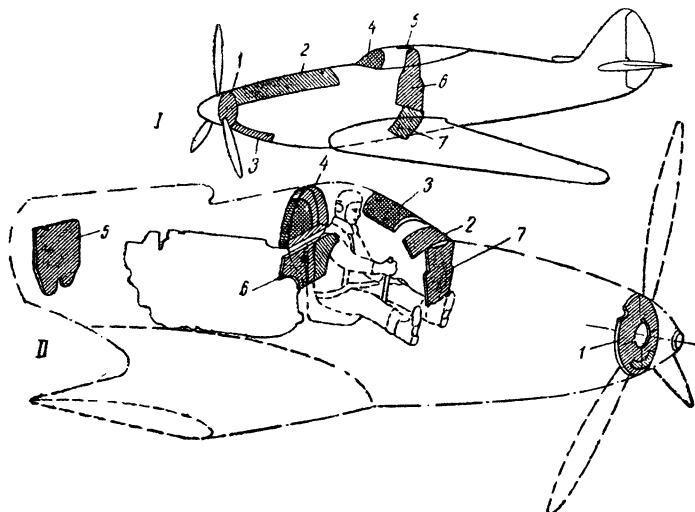
Наибольшее количество атак на самолет в воздушном бою производят сзади в пределах конуса с углом 45—67° в вертикальной и 60° в горизонтальной плоскости. Для защиты в пределах этого конуса с вершиной в носовой части самолета и осью, соппадающей с осью фюзеляжа, необходима установка мощных перечных плит и тяжелых бронеплит на бортах фюзеляжа.

При лобовых атаках зону, наиболее подверженную обстрелу, определяют конусом с вершиной в хвостовой части фюзеляжа и углом между образующими в 30°. Броню, защищающую от лобовых атак, подбирают с учетом сложения поступательных скоростей пули и самолетов. Задняя броня должна выдерживать удар снарядов и пуль, имеющих скорость, равную скорости атакующего самолета, плюс скорость пули и минус скорость атакуемого самолета.

Борта обстреливаются из подвижных и неподвижных установок в начальной стадии лобовой атаки и при различных углах сближения.

Для защиты при лобовой атаке на одномоторных истребителях устанавливают тяжелую бронеплиту за коком винта (фиг. 45). Эта плита служит одновременно для защиты летчика и мотора.

Бронированный кок винта может иметь меньшую толщину, причем защищает и механизм винта, но сложнее и не дает выигрыша в весе. Кроме того, ставят отражательные алюминиевые плиты сверху, снизу, а иногда по бортам носовой части фюзеляжа. При звездообразных моторах (фиг. 46) из брони делают входную часть внешнего капота ($\delta \approx 5$ мм). Остальная часть брони капота имеет толщину $\delta \approx 3$ мм и служит отражателем.



Фиг. 45. Схемы бронирования одноместных истребителей с моторами жидкостного охлаждения.

I—мотор в носовой части фюзеляжа.

1—тяжелая бронеплита, 2 и 3—отражательные плиты из алюминиевого сплава, 4—бронестекло, 5—бронеплита, защищающая голову сверху, 6—тяжелая бронеплита-спинка, 7—легкая бронеплита.

II—мотор размещён посередине фюзеляжа.

1—тяжелая бронеплита $\delta=15$ мм, защищающая летчика и редуктор; 2—отражатель $\delta=7$ мм, 3—бронестекло $\delta=38$ мм, 4—бронестекло в стальной раме, 5—бронеплита, защищающая мотор $\delta=6$ мм, 6—бронеплита $\delta=8,5$ мм, 7—бронеплита $\delta=15$ мм.

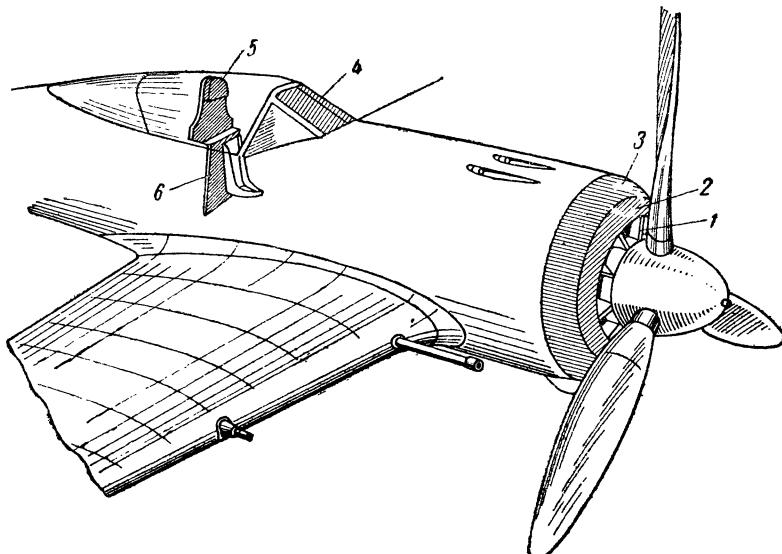
Лицо и грудь летчика защищают прозрачной броней толщиной 60 мм. Наконец, защитой могут служить приборы, электрооборудование и вспомогательное оборудование.

От атак сзади летчик защищен броневой спинкой толщиной 8 мм и надголовником толщиной ≈ 14 мм. Нижняя часть спинки под сиденьем легче и предназначается для защиты ног. Сбоку кабину летчика защищают легкой броней, представляющей продолжение спинной плиты, или оборудованием.

На двухмоторных самолетах (фиг. 47) членов экипажа, сидящих спереди, защищают от лобовых атак тяжелыми бронеплитами, расположенными перед сиденьями и имеющими легкие боковые стенки-отражатели. Лицо и грудь летчика защищают прозрачной броней и отражателями из легкого сплава, представляющими обшивку верхней части фюзеляжа перед кабиной.

Сбоку кабина летчиков многомоторных самолетов защищена крылом (при нижнем расположении), моторами и оборудованием. Для защиты кабины летчиков от обстрела сверху и сзади служат тяжелые бронеплиты, прикрывающие голову. К этим плитам присоединяют более легкие, закрывающие туловище до сиденья, а снизу закрывают еще более легкими плитами, так как эта зона защищена конструкцией: лонжеронами, оборудованием и т. д.

Остальные члены экипажа должны быть защищены легкими боковыми плитами от головы до пояса и тяжелыми плитами в



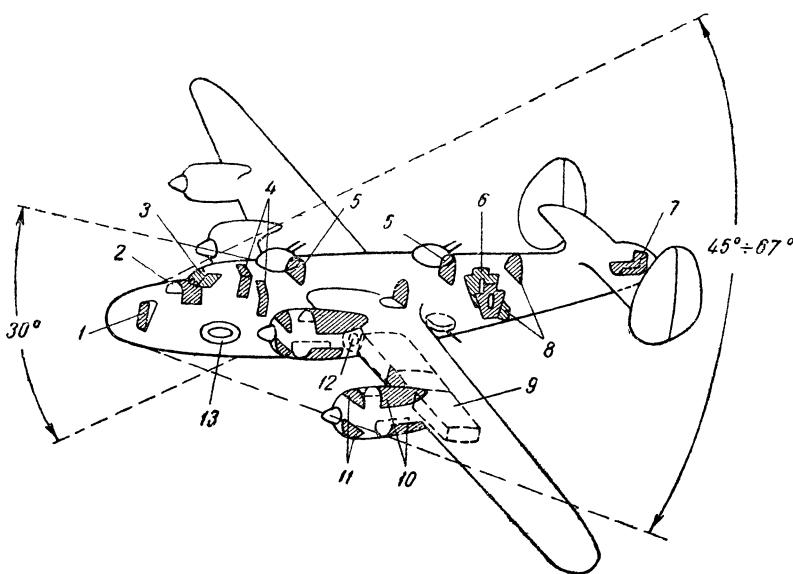
Фиг. 46. Схема бронирования одномоторного истребителя с радиальным мотором воздушного охлаждения.

1—вентилятор, 2—броня $\delta=5$ мм, 3—броня $\delta=3$ мм, 4—бронестекло $\delta=8$ мм, 5—бронеплита $\delta=14$ мм, 6—бронеплита $\delta=57$ мм.

том направлении, куда они стреляют. Стрелка, расположенного на хвосте, защищают тяжелой плитой сзади, легкими боковыми плитами и отражателями снизу. Верхние и нижние стрелки защищены тяжелыми плитами сзади. Боковых стрелков лучше защищать подвижными боковыми бронеплитами, которые меньше по площади, чем неподвижные, закрывающие стрелков при их перемещении во время боя.

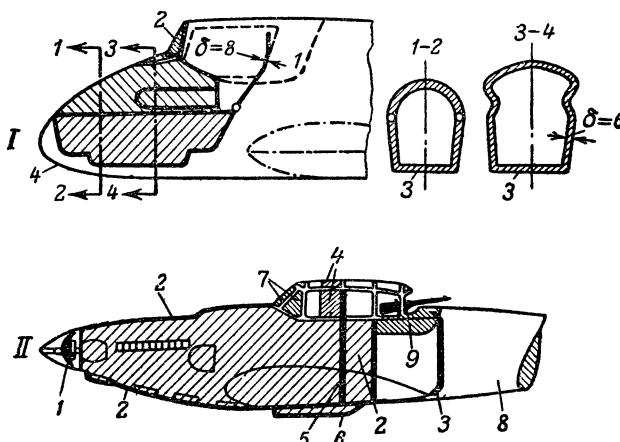
Кроме защиты от воздушных атак, штурмовики должны иметь броню, защищающую от обстрела с земли из ручного оружия, а также от попадания осколков зенитных снарядов. В результате вместо отдельных щитов броня образует сплошную коробку, которую необходимо использовать как силовой элемент фюзеляжа для облегчения его веса (фиг. 48—I).

У одномоторных штурмовиков бронированная коробка включает, кроме экипажа, мотор, радиатор и т. д. Броня в этом случае должна играть роль и моторной рамы, хотя это в значительной мере усложняет осмотр мотора (фиг. 48—II).



Фиг. 47. Схема бронирования бомбардировщика.

1—тяжелая бронеплита с легкими боковыми стенками для бомбардира, 2—отражатель из легкого сплава, 3—бронестекло, 4—верхние тяжелые плиты, нижние и боковые легкие плиты для 1-го и 2-го пилотов, 5—тяжелая плита для верхнего стрелка, 6—легкие подвижные плиты для боковых стрелков, 7—тяжелая плита сзади, легкие боковые плиты и отражатель из легкого сплава в полу кабины заднего стрелка, 8—легкая бронеплита, 9—протектированные баки, 10—отражатель из легкого сплава для защиты нагнетателя, радиаторов и т. д., 11—легкие бронеплиты для защиты цилиндров, помп, карбюраторов и т. д., 12—основные колеса, 13—носовое колесо.



Фиг. 48. Схемы бронирования штурмовиков.

I—Хеншель 129:
1—откидная спинка $\delta=8$ мм, 2—бронестекло, 3—съемные бронеплиты, 4—дуралюминиевый обтекатель.

II—Ил-2:

1—броня втулки ВИШ $\delta=6$ мм; 2—бронекорпус $\delta=4-8$ мм, 3—бронеплита стрелка $\delta=8$ мм, 4—боковые бронеплиты фонаря $\delta=6$ мм, 5—бронеспинка $\delta=12$ мм; 6—броня маслорадиатора $\delta=5-8$ мм, 7—бронестекла 50-65 мм, 8—хвостовая часть, 9—окантовка выреза кабины стрелка $\delta=6$ мм.

Бронирование моторов двухмоторных штурмовиков такое же, как у истребителей и бомбардировщиков.

Для того чтобы разрывные пули или осколки не могли ранить членов экипажа, бронеплиты со стороны, противоположной атаке, покрывают отражателями из алюминиевого сплава, пластмассы или фанеры.

Кроме экипажа, защищают жизненно важные агрегаты самолета.

По моторной группе защищают: карбюраторы, генераторы, бензопомпы, магнето, нагнетатели, водо- и маслорадиаторы, бензо- и маслопроводы и электропроводку. Защита моторов одномоторных самолетов была указана выше. В многомоторных самолетах защищают моторы от атак спереди легкими бронеплитами, а для прикрытия от атак сзади ставят отражатели.

Кислородные баллоны, гидравлические и электрические аккумуляторы, ящики для боеприпасов необходимо размещать в местах, защищенных от обстрела, или ставить бронезащиту.

Баки протектируют резиной для устранения течи, а бензиновые баки снабжают, кроме того, приспособлениями для заполнения инертными газами по мере опорожнения или трубами для быстрого слива.

§ 6. ВЫВОДЫ

При проектировании самолета выбор вооружения должен быть одной из первостепенных задач. Самолет, имеющий отличные аэродинамические данные, простой в производстве, но плохо вооруженный, теряет всякую ценность как боевая единица. Скорее можно мириться с некоторым понижением аэродинамических данных, чем с ослаблением вооружения, которое в основном определяет превосходство в воздухе наравне с количеством самолетов, находящихся в строю, что в значительной мере зависит от степени технологической разработки конструкции.

Опыт второй мировой войны показал несостоятельность системы вооружения истребителей большим количеством мелкокалиберных пулеметов для повышения скорострельности всей системы. Повышение живучести самолетов вследствие применения конструкций с работающей обшивкой и мощной брони, прикрывающей экипаж и наиболее уязвимые агрегаты, привело к необходимости устанавливать на самолетах пушки калибром 15, 20, 23, 37 мм и выше.

Преимущества, которые дает применение оружия одного калибра, заключаются в сосредоточении мощности всего оружия на определенной дистанции, а также в облегчении снабжения боеприпасами и их пополнения на самолетах. Однако переход только на пушки или только на крупнокалиберные пулеметы был бы, повидимому, так же нерационален, как установка одних мелкокалиберных пулеметов.

Недостатки вооружения одними пушками заключаются в следующем: малое количество снарядов снижает эффективность пушек и для стрельбы по трассе приходится тратить снаряды. Во-

оружение одними крупнокалиберными пулеметами снижает поражаемость по сравнению с пушечным вариантом вооружения и также вызывает непроизводительный расход боезапаса для при стрелки.

Наиболее рациональной представляется смешанная система СПВ, состоящая из пушек и крупно- или мелкокалиберных пулеметов. Различная дальность действительного огня смешанной системы СПВ не имеет большого значения в современном бою на малых дистанциях, когда предельная дальность действительного огня не используется.

Весьма ценно внедрение синхронизированных пушек. Это особенно важно на самолетах с моторами воздушного охлаждения, исключающими постановку оружия, стреляющего через втулку винта, и в то же время более живучими, легкими и дешевыми, чем моторы жидкостного охлаждения.

Наиболее рационально размещение неподвижного СПВ в фюзеляже. Однако к крыльевым установкам все же приходится прибегать в одномоторных самолетах из-за недостатка места для самого оружия и для боезапаса, а также вследствие трудности синхронизации при многолопастных винтах и невозможности увеличения синхронного оружия сверх четырех единиц.

Системы рассредоточенного и сосредоточенного размещения экипажа имеют свои достоинства и недостатки. Первая система более рациональна для скоростных самолетов среднего тоннажа и тяжелых бомбардировщиков, у которых обстрел должен быть близок к сферическому.

Последние образцы носовых и боковых установок подвижного стрелкового вооружения, не нарушающие плавности очертаний фюзеляжа как в полете, так и в боевом положении, могут быть признаны вполне удовлетворительными в аэродинамическом отношении. Этого нельзя сказать о верхних и нижних установках, которые можно улучшить только путем внедрения дистанционного управления подвижным оружием.

Наиболее рационально во всех отношениях размещение бомб в фюзеляже, в особенности при верхнем и среднем положении крыла.

Броня на современных самолетах так же необходима, как и вооружение. Основная задача заключается в снижении мертвого веса, и она должна решаться в первую очередь путем максимального использования брони в качестве силового элемента конструкции, а затем путем повышения сопротивления пробиваемости бронеплит, уменьшения их толщины и веса.

Литература: №№ 17, 18, 24, 46, 47, 25.

ЧАСТЬ ВТОРАЯ

ЭСКИЗНЫЙ ПРОЕКТ САМОЛЕТА

Г л а в а 1

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛЕТНОГО ВЕСА САМОЛЕТА В ПЕРВОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

§ 1. НАЗНАЧЕНИЕ, СОДЕРЖАНИЕ, ЗНАЧЕНИЕ И ОСОБЕННОСТИ ЭСКИЗНОГО ПРОЕКТА

Исходными данными для определения полетного веса при эскизном проектировании служат: вес полезной нагрузки, запас топлива и смазки. При подборе основных размеров крыла исходят из требований максимальной и посадочной скоростей.

Эскизный проект разрабатывают для определенного мотора и схемы самолета. Вполне обоснованное сравнение различных моторов при данной схеме возможно лишь при составлении отдельных эскизных проектов для каждого случая.

Назначение эскизного проекта заключается в получении от правных данных для следующего этапа проектирования — изыскания наивыгоднейших размеров и веса самолета. Под наивыгоднейшими понимаются размеры, которые позволяют выполнить все пункты технических требований в заданной последовательности или, в случае невозможности выполнения всех требований, обеспечивают выполнение наибольшего их количества.

Эскизный проект дает размеры, необходимые при изготовлении моделей самолета и его частей для экспериментального исследования ряда вопросов, не поддающихся расчетам, или для их проверки. Наконец, эскизный проект позволяет оценить тактико-технические требования с точки зрения возможности их выполнения.

Составление эскизного проекта заключается в разработке следующих основных вопросов:

1. Обработка статистических данных однотипных самолетов.
2. Определение полетного веса самолета.
3. Определение основных размеров крыла и увязка их с остальными размерами самолета.
4. Составление весовой ведомости.

5. Весовая компоновка самолета, т. е. выбор размещения грузов, экипажа и отдельных частей конструкции, удовлетворяющих намеченному положению центра тяжести всего самолета относительно крыла.

6. Определение центра тяжести самолета.

7. Составление общего вида в трех проекциях.

8. Определение аэродинамических данных в зависимости от принятых основных размеров, сопротивления и веса.

Эскизный проект представляет собой задачу со многими неизвестными. Решение этой задачи возможно лишь на основании обработки данных существующих самолетов методом последовательных приближений. Даже в пределах эскизного проекта к ряду основных вопросов, как, например, определение размеров крыла и полетного веса самолета, приходится возвращаться и делать повторные подсчеты, уточняющие первоначально принятые величины.

Значение эскизного проекта в общей цепи проектирования чрезвычайно велико. Неточности и ошибки, допущенные в эскизном проекте, сказываются на выборе наивыгоднейших размеров и могут быть обнаружены в предварительном проекте, который часто разрабатывают на основании эскизного проекта без изысканий.

Точность эскизного проекта зависит от достоверности исходных статистических данных самолетов, выбранных в качестве прототипов.

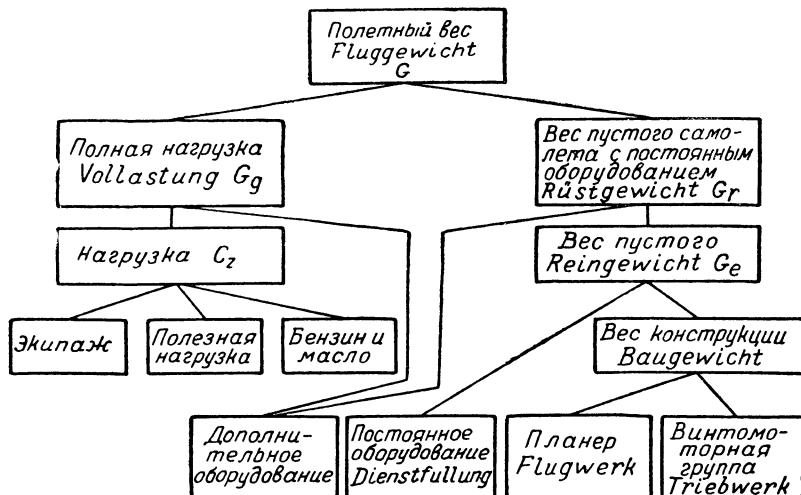
Большое влияние на аэродинамические данные проектируемого самолета оказывает величина лобового сопротивления самолета. Точность при подсчете вредного сопротивления увеличивается при разбивке его на мелкие части, учете сопротивления формы, сопротивления трения, состояния поверхности, формы крыла, фюзеляжа и оперения по их эскизам. В особенности ценен этот способ подсчета сопротивлений при сравнении нескольких вариантов с разными моторами, схемами и формами основных частей. Разница в сопротивлении у этих вариантов может быть определена лишь детальным подсчетом сопротивления формы и трения.

Изменение веса при незначительном изменении размеров может быть объективно оценено лишь в том случае, если имеются статистические соотношения или формулы, связывающие размеры и вес отдельных частей.

Большинство требований, предъявляемых к самолету, даже с одной и той же точки зрения противоречиво. Например, противоречивы аэродинамические требования максимальной и посадочной скоростей. Требования дальности противоречат требованиям минимальной длины разбега при взлете. Требования прочности противоречат требованиям аэродинамики. Требования упрощения производства противоречат требованиям облегчения конструкции. Наилучшее решение может быть только компромиссным и сводится к отысканию способа удовлетворения поставленных требований в порядке их значимости.

§ 2. КЛАССИФИКАЦИЯ ВЕСОВ САМОЛЕТА

Единой международной классификации весов самолета до настоящего времени нет. Мало того, в каждой стране существует несколько вариантов классификаций. Это весьма затрудняет обработку весовых данных самолетов различных стран и безусловно влияет на точность статистики, составленной на основании литературных данных. В практической работе разной классификации не сказывается, так как каждое конструкторское бюро использует для проектирования опыт предыдущих построек и ре-



Фиг. 49. Немецкая классификация веса самолета.

зультаты их обрабатывает по принятой классификации весов.

Из приведенных примеров классификаций (фиг. 49, 50, 51) видно, что полетный вес самолета делят на две основные части: полная нагрузка и вес пустого самолета.

Полная нагрузка состоит из полезной нагрузки, запаса бензина и масла.

Полезная нагрузка составляется из следующих частей:

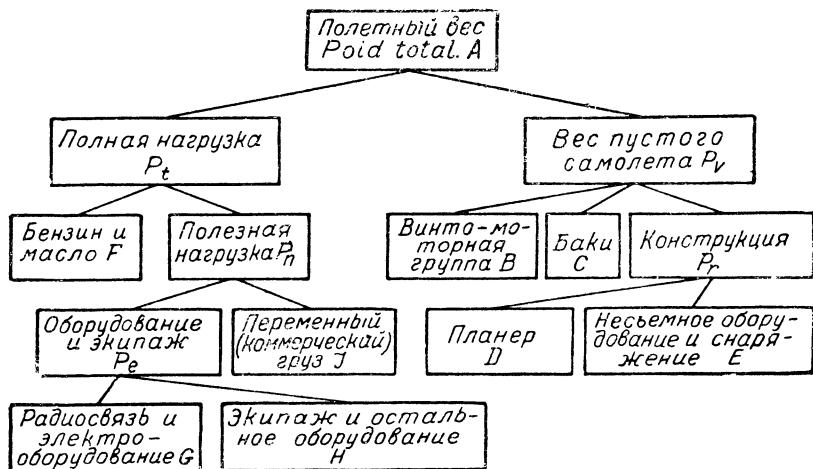
1. Экипаж, в состав которого входят пилот, штурман, стрелок, бортмеханик, радист, бомбардир и т. д. В большинстве случаев члены экипажа совмещают несколько ролей. Количество членов экипажа и их роли определяются тактико-техническими требованиями.

2. Стрелковое вооружение: пулеметы, пушки, пулеметные ленты с патронами, снаряды, магазины, ящики для пулеметных лент, турели, шкворни, мешки для улавливания стреляных гильз, механизмы перезаряжания и подачи, прицелы, счетчики.

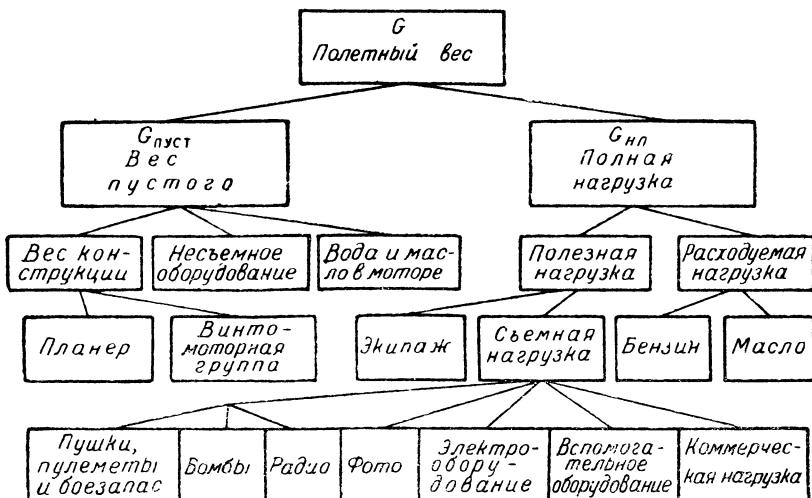
3. Бомбардировочное оборудование: бомбодержатели, проводка к бомбосбрасывателям, бомбосбрасыватели, контрольные приспособления, прицелы, торпедодержатели, торпедосбрасыватели.

4. Бомбовая нагрузка, торпеды и т. д.

5. Аэронавигационное оборудование, состоящее из съемных приборов, необходимых для штурмана: карты, ветроочеты, ветромеры, аэропланшет, секстант и т. д.



Фиг. 50. Французская классификация веса самолета.



Фиг. 51. Классификация веса самолета.

6. Фотооборудование: фотоаппараты, фотоустановки, видеоис-
кательи, кассеты.

7. Радиооборудование: радиоприемники и передатчики, антены, питание радиоприемников и передатчиков, принадлежности.

8. Электрооборудование: путевые огни, освещение кабин, фары, питание, приборы, генераторы и аккумуляторы.

9. Вспомогательное оборудование: парашюты, сигнальные установки (ракеты, пистолеты), кислородные приборы, сумки с инструментом.

Несъемное оборудование включает части крепления вооружения и оборудования, входящие частично в конструкцию крыла и фюзеляжа, и выделяется в особую группу, относящуюся к весу пустого самолета. Сюда входят: антенный противовес, проводка освещения, несъемные крепления бомбодержателей, освещения, радио, а кроме того, несъемные аэронавигационные приборы, находящиеся на приборных досках.

Полезная нагрузка задается в тактико-технических требованиях. Съемное аэронавигационное оборудование, сумка с инструментами, синхронизаторы, электрооборудование часто относят к весу пустого самолета. Ввиду того, что вес таких «неустановившихся» грузов невелик, полную нагрузку можно подсчитать достаточно точно.

§ 3. ПОЛЕЗНАЯ НАГРУЗКА

При реальном проектировании полезную нагрузку обычно указывают в тактико-технических требованиях. В некоторых случаях конструктору приходится самому составлять тактико-технические требования и назначать соответствующие веса.

Для анализа и сравнения полученных цифр с данными однотипных иностранных самолетов в дальнейшем приведен ряд материалов по весам, разбитым на отдельные группы, из которых состоит полезная нагрузка.

Экипаж и пассажиры. При всех весовых подсчетах принимают средний вес членов экипажа и пассажиров. Кабины необходимо проектировать с учетом удобства посадки и управления при различном росте. Глаза летчиков различного роста должны находиться на уровне оси прицела. Для обеспечения удобной посадки сиденья делают переставными по высоте, а педали ножного управления в кабине летчика — регулируемыми по росту.

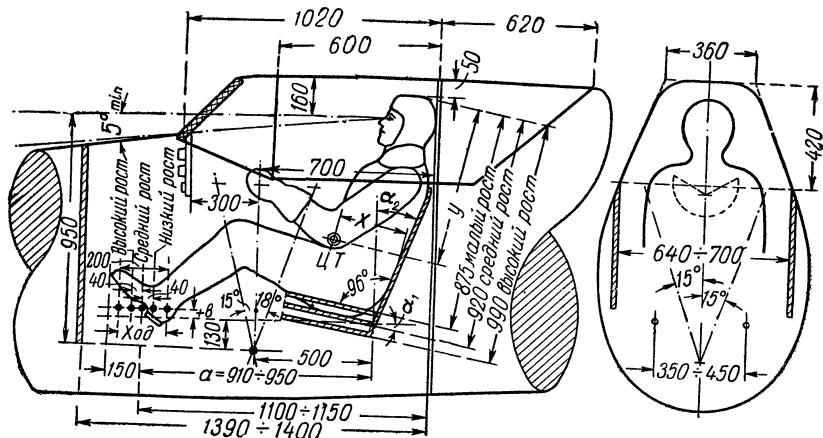
Посадка пассажиров зависит от дальности самолета: у скоростных самолетов с малой дальностью длина кабины, считая ее от одного кресла до другого, может составлять 800—900 мм; в самолетах, совершающих дальние беспосадочные рейсы, необходимо обеспечивать полулежачее положение или даже учитывать спальные места.

По росту и весу экипаж можно разделить на три группы (табл. 6).

Таблица 6

Группы по росту	Рост с учетом шлема и обуви, мм	Вес в полном летном обмундировании, но без парашюта, кг
Низкий	1590	75
Средний	1710	83
Высокий	1880	94

С округлением принято считать вес членов экипажа военных самолетов равным 80 кг. Иногда вес членов экипажа боевых са-



Фиг. 52. Основные размеры кабины летчика.

Координаты ц. т. для летчика среднего роста в положении сидя: $x=288$ и $y=633$ мм. Расстояние от угла сиденья в нейтральном положении до нейтрального положения педалей соответствует росту 1710 мм, регулировка педалей под рост ± 40 мм, ход педалей ± 100 мм, $\alpha=11-14^\circ$, $\alpha_2=17-20^\circ$, для истребителей $b=+65-(-80)$ мм, для бомбардировщиков $b=-40-(-80)$ мм, расстояние между педалями 350—450 мм.

молетов вместе с парашютом принимают равным 90 кг. Ввиду того, что использование обычных парашютов пассажирами мало

вероятно, парашюты в гражданских самолетах не предусматривают и принимают вес экипажа и пассажиров по 80 кг.

До настоящего времени международного стандарта кабины летчика не имеется. Посадка летчика в самолетах одного и того же назначения, спроектированных одним и тем же конструктором, всегда несколько варьируется. Иногда это связано с условиями компоновки, а в большинстве случаев происходит из-за отсутствия твердых требований и стандарта.

На основании обработки статистики можно предложить схему размещения, приведенную на фиг. 52. Для удобства компоновки

Фиг. 53. Размеры шарнирного макета летчика среднего роста 1710 мм.

Ц. т. в положении стоя.

самолета необходимо иметь силуэт летчика с шарнирами, позволяющими менять его положение в кабине (фиг. 53). Стандартная кабина для истребителя и штурмовика в настоящее время в СССР разработана и приведена во втором томе Руководства для конструкторов.

Оборудование. Веса агрегатов аэронавигационного, радио-, электро-, фото- и вспомогательного оборудования, входящие в полезную нагрузку, указаны в табл. 7, где даны ориентировочно их части, относящиеся к несъемному оборудованию.

Стрелковое и бомбардировочное вооружение

В сокращенных тактико-технических требованиях на курсовой и дипломный проекты обычно выбор вооружения предоставляется студентам для привития навыков самостоятельного решения этой существенной задачи и выявления способностей к защите принятой точки зрения.

В настоящее время имеются следующие варианты вооружения самолетов различных назначений.

Одномоторный одноместный истребитель:

- 1) четыре пушки и два пулемета;
- 2) три пушки и два пулемета;
- 3) две пушки и четыре пулемета;
- 4) одна пушка калибра 20—23—37 *мм* и от двух до шести пулеметов;
- 5) четыре пушки;
- 6) четыре тяжелых и четыре легких пулеметов;
- 7) от восьми до двенадцати легких пулеметов.

Тенденции заключаются: при пушечном вооружении — в увеличении количества пушек калибра 20 *мм* до шести и увеличении калибра пушек до 30—37 *мм* с доведением их количества до двух; при пулеметном вооружении — в увеличении количества тяжелых пулеметов до 8—10; при смешанном вооружении — в установке двух пушек калибра 20 *мм* и 4—6 тяжелых пулеметов.

Боезапас: на легкие пулеметы 500—1000 шт.; на тяжелые пулеметы 250—380 шт.; для пушек калибра 20 *мм* — 60—200 шт. и для пушек калибра 30—37 *мм* — от 20 до 60 шт.

Возможности вооружения одноместных двухмоторных истребителей, очевидно, значительно большие.

За счет перегрузки на одномоторных истребителях иногда предусматривается подвеска одной-двух бомб с общим весом от 250 до 1000 *кг*; в этом отношении возможности двухмоторного одноместного истребителя также большие.

Одномоторные одноместные штурмовики имеют следующие варианты вооружения: 1) шесть мелкокалиберных пулеметов; 2) два мелкокалиберных пулемета, две пушки калибра 20—23 *мм*; 3) две пушки калибра 40 *мм*. Бомбардировочное вооружение состоит из 300—400 *кг* мелких осколочных или фугасных бомб. В двухместных, наиболее рациональных, вариантах добавляют один тяжелый подвижный пулемет для защиты задней полусферы. Весьма эффективным оружием являются реактивные снаряды (РС).

Двухмоторные двухместные штурмовики позволяют значительно увеличить мощность стрелкового и бомбар-

Таблица 7

Части, относящиеся к полезной нагрузке	Вес кг	Части, относящиеся к несъемному оборудованию	Вес в кг или %
I. Аэронавигационное оборудование			
Оборудование кабины штурмана			
Секстант	1,40	Ящик для секстанта	0,7—1,1 кг
Линейка, масштаб, транспортир, нож, блокнот, карандаш, бортовой журнал, карта звездного неба, комплект маршрутных карт, портфель	3,50	Термометры наружного воздуха, кассета для поправочных графиков	1,10 кг
Аэронавигационная бомба	0,65	Ящик для одной бомбы	0,25—0,35 кг
Навигационный визир с пяткой	5,6—15,0		
То же	1,6		
Автопилот типа Сперри	31,3—37,0	Переменная часть—одномоторные самолеты То же—многомоторные	10—15 кг 18—31 кг
Постоянная часть			
Комплексы радионавигационных установок	До 50	Вес креплений радионавигационных установок в % от веса комплекта	7%
Радиопеленгаторная установка	30—35		
Радиокомплекс для двухмоторных и многомоторных самолетов	12—16		
Радиокомплекс для одномоторных самолетов			
Радиомаячный приемник для слепой посадки (при наличии наземного радиооборудования)	7,5		

II. Радиоборудование

Полные комплекты радиостанций при питании от самолетной электроподсистемы посредством умформеров

Приемо-передаточная радиостанция для однолокальных истребителей

Приемо-передаточная радиостанция для одномоторных разведчиков, бомбардировщиков, штурмовиков

Приемо-передаточная станция для пассажирских самолетов

Приемо-передаточная радиостанция для двух- и многомоторных сухопутных боевых самолетов

Радиостанция для связи между самолетами (двухмоторные и многомоторные самолеты различного назначения)

Антенна, телефон, микрофон, ящик с лампами, заземление, сумки микрофона и телефона

3,8—6,6 кг

Вес соединительных кабелей в % от веса действующей аппаратуры

15—20%

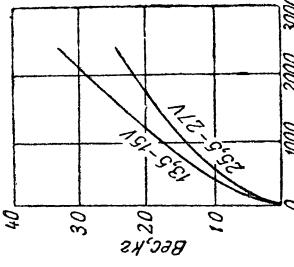
Вес креплений в % от веса действующей части

8—12%

III. Электрооборудование

Источники питания

Вес генераторов постоянного тока в зависимости от мощности (фиг. 54)



Фиг. 54. Вес генераторов постоянного тока в зависимости от мощности W.

Части, относящиеся к полезной нагрузке	Вес кг	Части, относящиеся к несъемному оборудованию	Вес в кг или %
1) На истребителях генераторы 200—600 Вт 2) На средних бомбардировщиках и пассажирских самолетах 1000—2000 Вт 3) На тяжелых бомбардировщиках и четырехмоторных пассажирских самолетах 2000—4000 Вт Вес аккумуляторов в зависимости от ёмкости (фиг. 55)		Вес креплений в % от веса аккумуляторов	
		Фиг. 55. Вес аккумуляторов в зависимости от ёмкости в ампер-часах (Ah).	
		Освещение	0,7—1,2
		Аэронавигационные и маскировочные огни	1,0—1,5
		Внутреннее освещение одномоторных и двухмоторных самолетов	5,0—10,0
		То же для многомоторных самолетов, включая переносные и запасные лампы	10—14
		Посадочное освещение	2—4 кг
		Установки парашютных ракет с управлением	8—10 кг

Установка подкрыльных фонарей (2 шт.)	2,5—3,5	Двухмоторный пассажирский самолет	15 кг
Установка фары (1 шт.)	4—7	Многомоторный самолет	50—60 "
Установка ручного прожектора	2—2,5	Электросеть	
Вес приборов внутреннего освещения пассажирского самолета на одного пассажира	0,6—0,7	Вес проводов, трубы, гибкие шланги, соединения и крепления	9,3—11,3 кг
		Легкий одномоторный самолет	17—24
		Одномоторный самолет	"
		Двухмоторный самолет	51—60
		Четырехмоторный самолет	136—205 "
		Разъемные экраны и коробки	
		Легкий одномоторный самолет	1,5—2,5 кг
		Одномоторный и двухмоторный самолеты	7—9 кг
		Многомоторные самолеты с двумя разъемами	14—18 "
		Вспомогательные устройства	
		Металлизация двухмоторных самолетов	1,8—2,0 кг
		То же, четырехмоторных самолетов	2,7—3,5 "
		Дистанционное управление генераторами, подогрев аккумуляторов и т. д.	3—6 "
		Приборы связи и сигнализации	
		Телефон на одного человека	2,8—3,4
		Связь посредством сирен	0,8—1,0

Части, относящиеся к полезной нагрузке	Вес кг	Части, относящиеся к несъемному оборудованию	Вес в кг или %
Сигнальный фонарь	0,9—1,0		
Светосигнальный прибор с ящиком	3,6		
IV. Фотооборудование			
Вес фотокиноаппаратов без магазина	5,0—30,0	Вес крепления стационарного фотоаппарата	
Незаряженный магазин (1 шт.)	6,5—12,0	в % от веса фотоаппарата с магазином	15—20%
Дюжина пластинок 13×18	0,94		
То же 18×24	1,74		
Пленка на 100 снимков 13×18	0,63		
То же " " 18×24	1,16		
Фотопулемет Синетир	11,0		
Фотопулемет Дерби по габаритам пулемета	25,00		
Льюис			
Длина	1070 <i>мм</i>		
Ширина	200 "		
Высота	290 "		
Фотопулемет Дерби по габаритам пулемета			
Виккерс	29,5		
		Длина	1070 <i>мм</i>

Ширина 190 "
Высота 200 "

Фотопулумет Вильямсон (неподвижный)

7,72

Длина 317 **мм**

Ширина 108 "

Высота 127 "

Фотопулумет Вильямсон (подвижный)

Длина 1000 **мм**

Ширина 280 "

Высота 280 "

Фотопулумет Ферчайлд

Длина 940 **мм**

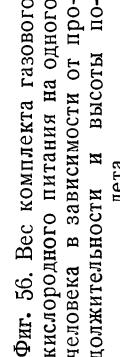
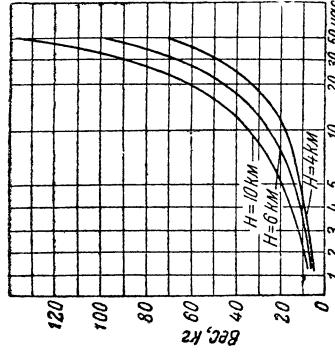
Ширина 145 "

Высота 165 "

V. Вспомогательное оборудование

Кислородное питание

Комплект газовой установки на одного человека в зависимости от продолжительности и высоты полета (фиг. 56)



Несъемная часть и крепление в % от полного веса

30%

Продолжение

Части, относящиеся к полезной нагрузке	Вес кг	Части, относящиеся к несъемному оборудованию	Вес в кг или %
Сигнальные установки			
Сигнальный пистолет (1 шт.)	1,0	Патронташ для 10 сигнальных ракет	0,3%
Сигнальные ракеты (10 шт.)	0,43		
Связь между экипажем			
Пневмопочта на одного человека	2,1		
Переговорное приспособление на одного человека	1,5—1,6		
Бронирование			
Одноместный истребитель (кг на одного человека)	60—170	Примерный процент брони, используемой в качестве элемента конструкции	5—10%
Штурмовики (кг на одного человека)	200—400	То же	80—90%
Многоместные самолеты (кг на одного человека)	50—90	"	5—10%
Бытовое оборудование		a) Отопление и вентиляция (на одного человека):	
		1) боевые самолеты	3,5—5,0 кг
		2) пассажирские самолеты	3,6—5,2 "
		б) Теплозвукозоляция на одного человека:	
		1) боевые самолеты	12—15 кг

2) пассажирские самолеты	5—6,5 •
в) Канализация на одного человека:	
1) боевые самолеты	0,5—0,7 кг
2) пассажирские самолеты	1—2 *
г) Оборудование помещений на одного человека:	
1) боевые самолеты	8—10 кг
2) пассажирские самолеты	18—10 *
д) Постельные принадлежности и кровати с матрацами на одного человека:	
1) боевые самолеты	13—16 кг
2) пассажирские самолеты	26—30 *
е) Ледник на одного человека (пассажирские самолеты)	0,5—0,7 кг
ж) Кресло пассажирское одиночное	
То же—двойное	8—10 *
Для одного лётчика 1	8—12 *
Лётчик и штурман	7—8 кг
	$\frac{14—16}{24—30}$ *
	15—18 *
	$\frac{24—30}{24—30}$ *

Продолжение

Части, относящиеся к полезной нагрузке	Вес кг	Части, относящиеся к несъемному оборудованию	Вес в кг или %
Парашюты, лодки и при взлётные приспособления		Два летчика рядом и штурман Два летчика один за другим и штурман	$\frac{35}{40}$ кг $\frac{40}{50}$ "
Парашюты с ремнями	8,8—11,5	Привязные ремни летчика	1,5 кг
Спасательный пояс	0,9—1,2		
Надувная лодка	7,1—32,0	Привязные ремни наблюдателя	2,2
Пищевой запас		Ящик в % от веса пищевого запаса	10%
Пищевой запас для боевых самолетов с продолжительностью полета более 4 часов на человека	2,5—3,0		
Термос на 1 л с водой	1,6		
То же на 2 л с водой	2,8	Оборудование буфета на одного человека	0,7—0,8
Для пассажирских самолетов пища и питье с посудой на одного пассажира	4,8		
То же—столовые принадлежности	1,3—2	Ледник на одного человека	0,5—0,7

Первая помощь

8*	Для боевых самолетов аптечка малая на одного человека	0,3
	То же—большая	0,8—1,2
	То же—индивидуальная	0,1
	Ящик с перевязочным материалом на шесть человек	4,0
	Для пассажирских самолетов аптечка на одного человека	0,006
	Кровать-носилки	6,5
	Бортовой инструмент	
	Сумки для легких самолетов	3,5—4,5
	Сумки для тяжелых самолетов	8,0—12,0

Таблица 8

Данные стрелкового оружия

Марка	Калибр	Скорострельность/мин.	Скорострельность/мин.	Вес патрона, г	Вес снаряженного патрона, г	Вес оружия, кг	Масса, кг	Питание	Примечание
I. Неподвижные пулеметы									
II. Подвижные пулеметы									
Рейнметалл MG-17	7,92	950—1100	755	12,8	25+5*	9,6—12,0**	1180	Ленточное	* Вес звена
Кольт-Браунинг MG-40	7,62	1000	800	11,23	26+4,6*	9,752	996	"	** С механизмом
Виккерс	7,7	1250	740	—	34,0	12,7	1065	"	электропневмо-
Браунинг	7,92	1300	740	—	—	9,0	950	"	перезарядки
Браунинг	7,7	1150	825	11,23	25+10*	9,9	914,4	"	
Кольт-Браунинг MG-53	12,7	650	770	44,3	119+25*	31,08	1430	"	
Браунинг FN	13,2	1000	900	50,0	—	24,0	1415	"	
Виккерс С	12,7	700	792	—	114,0	23,6	1143	"	
Рейнметалл MG-15	7,92	950—1100	755	12,8	25 (+2,35)***	6,8	1078	Магазин на 75 патронов	*** Вес пустого
Виккерс К	7,70	1200	730	11,27	—	9,0	1010	Диски	магазина, кг
Кольт-Браунинг	7,62	1200	820	11,11	—	9,6	1051	Ленточное	

Продолжение

Марка	Kaliber мм	Ско- ро- боро- тс- ти/ мин.	Число заря- жек м/сек	Вес снаряжен- ного патрона г	Вес оружия кг	Питание	Примечание
Виккерс	7,70	950	731	11,23	25+10*	8,95	863,6
MG-131	13	900	750	34,0	75	—	1170
Бреда	12,7	700	700	35	—	32	—
Кольт-Браунинг MG-53/2	12,7	650	770	44,3	119+25*	29,26	1290
III. Пушки							
Испано-Сюиза	20	420	830	124	180	48,0	1500
Испано-Сюиза	20	700	880	128	—	44,0	—
HS-404	20	600—700	870	121,5	244 (15,85)***	52,2	2702
Испано-Сюиза	20	520	600	124	—	26,3	1349
М-2	20	700	850—1030	72	165+20***	42,0	1920
Эрликон MG-FF	15	700	705—805	124	205+18,5***	42	1770
MG-151	20	700	877	129,4	255 (10,8)***	49,5	2500
MG-151 МК-1	20	650	—	—	—	—	—
Мадсен	23	360—400	730	173	340	55,0	2000
Американ Арма- мент Корпорей- шн M4-37	37	132	610	650	875 + { 0,4*** 5,67 16,1 }	96,0	2260
МК11	40	60	615	1150	1558 (16,78)***	137,5	—

дировочного вооружения: до четырех пушек калибра 20 *мм* при четырех неподвижных и одном-двух подвижных пулеметах.

Одномоторные пикирующие бомбардировщики имеют обычно один подвижный и один-два неподвижных пулемета. Бомбовая нагрузка — 500 *кг*, причем для мелких бомб имеются держатели под крыльями.

В двухмоторных пикирующих бомбардировщиках бомбовая нагрузка доходит до 3000 *кг* при одновременном увеличении стрелкового вооружения для экипажа из трех-четырех человек: пулеметов 3—7 и 2 пушки. В переднем стекле фонаря делают подвижные пулеметные установки, которые могут быть в полете превращены в неподвижные.

Двухмоторные бомбардировщики имеют три и большее количество огневых точек. Наиболее распространенная схема вооружения: один-два неподвижных или с ограниченной подвижностью пулемета в носовой части, один подвижный пулемет в нижней части носа, одинарный или спаренный пулемет в верхней части, то же в нижней части. Английская система вооружения состоит из трех точек: носовая башня с гидравлическим приводом (один пулемет или спаренные пулеметы), хвостовая башня с четырьмя пулеметами, выдвижная подфюзеляжная башня со спаренными пулеметами. Средняя бомбовая нагрузка двухмоторного бомбардировщика — 2000 *кг*.

На ряде немецких бомбардировщиков весь экипаж размещается в носовой части фюзеляжа перед крылом для улучшения связи, оказания помощи при ранении, замены вышедших из строя. В носовой части фюзеляжа вместо пулеметов или одновременно с ними устанавливают или предусматривают одну-две пушки.

Тяжелые бомбардировщики имеют от 8 до 13 пулеметов, обеспечивающих обычно сферический обстрел. В последнее время заметна тенденция к переходу на крупнокалиберные пулеметы. Бомбовая нагрузка колеблется в пределах 5—7 *т*.

Вес деталей стрелково-пушечного вооружения можно определить в зависимости от веса оружия (табл. 8 и 9).

Таблица 9

Типы установок	Калибр, <i>мм</i>		
	6,5—7,9	12—14	20—23
I. Вес установок в % от веса оружия			
Неподвижная установка одного пулемета или пушки с непосредственным управлением	40—60	40—50	40—30
То же с дистанционным управлением огнем и перезарядкой	150—160	90—80	70—60
Неподвижная установка двух или четырех пулеметов или пушек в крыле	130—140	70—80	45—55
Синхронная установка двух или четырех пулеметов	80—90	—	—
Спаренная установка	170—180	—	—

Продолжение

Типы установок	Калибр, мм		
	6,5—7,9	12—14	20—23
Шкворневая установка	60—90	—	—
Дуговая установка	70—80	60—70	50—60
Турельная экранированная установка	440—470	—	—
Башенная установка	650—680	—	—
Башенная выдвижная установка	400—550	350—400	200—300

II. Вес патронных ящиков с креплениями в процентах от веса патронов

14—12	11—10	8—7
-------	-------	-----

Бомбардировочное вооружение. Вес бомбардировочного вооружения в процентах от веса бомбовой нагрузки указан в табл. 10.

Таблица 10

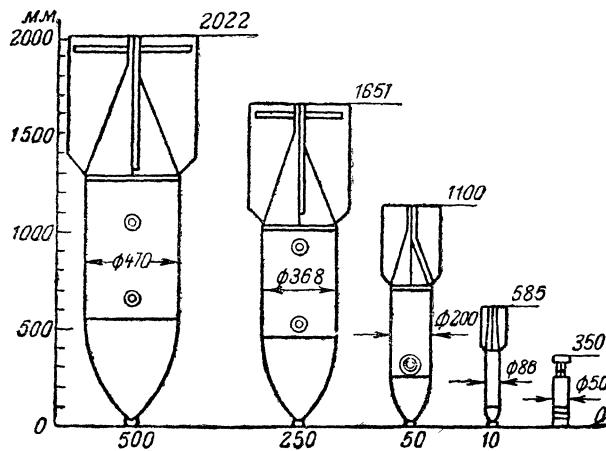
Бомбовая нагрузка кг	Род подвески	
	на кассетных держателях	свободная
Менее 100	—	20
150—400	20—16	10—8
500—1000	14—12	—
Более 1000	10—7	—

Вес бомбардировочного вооружения соответствует максимальной емкости кассет, а при недогрузке может повыситься в 1,5—2 раза.

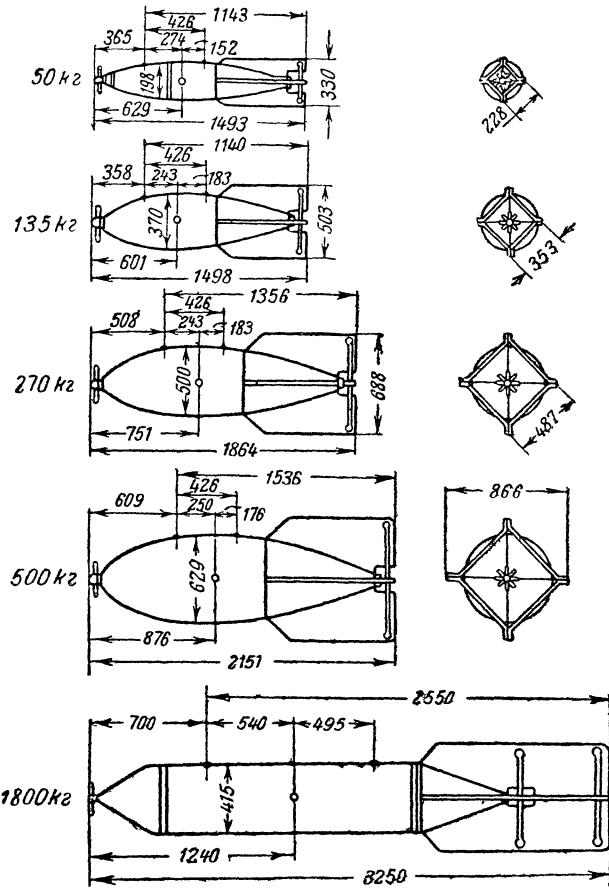
Вес и габариты бомб и торпед приведены в табл. 11 и на фиг. 57 и 58.

Таблица 11

Наименование	Вес кг	Диаметр мм	Длина мм
Английские осколочные бомбы	10,8	182	781
То же	22,5	213	858
Английские фугасные бомбы	52,8	244	946
То же	104,0	254	1270
"	235,0	457	1828
"	500,0	620	2160
Торпеда	1600—2000	533	6,9—7,2
То же	830—870	450	5,2—6,0
"	650—670	450	≈5,00



Фиг. 57. Габариты и веса немецких бомб.



Фиг. 58. Габариты и веса американских бомб.

§ 4. ЗАПАС ТОПЛИВА И СМАЗКИ

Веса топлива и смазки в технических требованиях обычно не посредственно не дают, но указывают продолжительность или дальность полета на рабочей или боевой высоте.

Боевая высота, так же как и все данные самолетов, прогрессирует. После первой мировой войны полагали, что боевая высота бомбардировщиков должна быть не ниже 5000 м. В настоящее время эта высота уже недостаточна и, повидимому, должна быть доведена до 9000—12 000 м. Боевая высота истребителей для обеспечения им тактических преимуществ должна, следовательно, быть еще больше на 1500—2000 м. Следует, однако, иметь в виду, что полет на высоте 5000 м и выше значительно стесняет работу экипажа, так как требует применения кислородных приборов и обогрева. Боевая или рабочая высота зависит от назначения самолета и связана с высотностью мотора, а их соотношение влияет на величину скорости, являющейся расчетной для дальности полета. В случае совпадения боевой высоты с высотностью мотора (истребители) при подсчетах дальности принимают крейсерскую скорость $V_{\text{крейс}} = 0,85—0,90 V_{\text{max}}$.

Если боевая высота больше высотности мотора (бомбардировщики) на 2000—3000 м, то полет на дальность можно производить без перегрузки мотора на V_{max} . В зависимости от требуемой V_{max} на боевой высоте и высотности данного мотора можно, следовательно, назначить скорость, являющуюся расчетной для определения количества топлива и смазки.

Положим, что требуется определить запас топлива при полете на $V_{\text{крейс}}$ и высоте, соответствующей границе высотности мотора H_m .

При $V_{\text{крейс}} = 0,85 V_{\text{max}}$ и допущении, что коэффициент полезного действия винта на этих режимах равен $\eta_{\text{крейс}} = \eta_{\text{max}}$, получаем зависимость потребных мощностей мотора:

$$N_{\text{крейс}} = N_{\text{max}} \frac{c_{x_c} V_{\text{kp}}^3}{c_{x_c} V_{\text{max}}^3} \cdot \quad (4)$$

Разница в сопротивлении самолета на $V_{\text{крейс}}$ и V_{max} будет заключаться практически только в разности индуктивных сопротивлений $c_{i_{V_{\text{kp}}}} = c_{i_{V_{\text{max}}}} + (c_{i_{V_{\text{kp}}}} - c_{i_{V_{\text{max}}}})$. Отношение индуктивных сопротивлений равно:

$$\frac{c_{i_{V_{\text{крейс}}}}}{c_{i_{V_{\text{max}}}}} = \frac{c_{i_{V_{\text{крейс}}}}^2}{c_{i_{V_{\text{max}}}}^2} = \frac{V_{\text{max}}^4}{V_{\text{крейс}}^4} = 1,93 \approx 2,0,$$

Сопротивление самолета $c_{x_{c_{V_{\max}}}}$ при полете на V_{\max} может быть намечено на основании обработки статистики прототипов по формуле:

$$c_{x_{c_{V_{\max}}}} = \frac{56\,000 \cdot N_{\max_H} \cdot \eta}{\Delta_H V_{\max_{H_m}}^3 S},$$

где $V_{\max_{H_m}}$ — максимальная скорость самолета на данной высоте H_m в $км/час$;

$$\Delta_H = \frac{\rho_H}{\rho_0};$$

N_{\max_H} — мощность мотора на высоте, соответствующей указанной величине V_{\max} .

Коэффициент подъемной силы, соответствующий полету на V_{\max_H} , равен

$$c_{y_{c_{V_{\max}}}} = \frac{208 \frac{G}{S}}{\Delta_H V_{\max_{H_m}}^2}. \quad (5)$$

Величина $c_{x_{c_{V_{\max}}}}$ колеблется у современных истребителей в довольно значительных пределах от 0,028 до 0,015, и в среднем может быть принята $\approx 0,020$.

Коэффициент $c_{y_{c_{V_{\max}}}}$ изменяется в пределах от 0,10 до 0,20 и в среднем $\approx 0,15$.

Коэффициент индуктивного сопротивления $c_{i_{V_{\max}}}$ на максимальной скорости V_{\max_H} , при среднем удлинении крыла $\lambda \approx 6$ равен

$$c_{i_{V_{\max}}} = \frac{c_{y_{V_{\max}}}^2}{\pi \lambda} = \frac{0,0225}{\pi \cdot 6} = 0,0012.$$

Таким образом

$$\frac{c_{i_{V_{\max}}}}{c_{x_{c_{V_{\max}}}}} = \frac{0,0012}{0,020},$$

откуда

$$c_{i_{V_{\max}}} = 0,06 c_{x_{c_{V_{\max}}}}.$$

Определяем $c_{x_{c_{V_{\text{крейс}}}}}$ в зависимости от $c_{x_{c_{V_{\max}}}}$, зная, что

$$c_{i_{V_{\text{крейс}}}} = 2c_{i_{V_{\max}}},$$

$$c_{i_{V_{\max}}} = 0,06 c_{x_{c_{V_{\max}}}},$$

$$\begin{aligned} c_{x_{c_{V_{\text{крейс}}}}} &= c_{x_{c_{V_{\max}}}} - c_{i_{V_{\max}}} + c_{i_{V_{\text{крейс}}}} = \\ &= c_{x_{c_{V_{\max}}}} + 0,06 c_{x_{c_{V_{\max}}}} = 1,06 c_{x_{c_{V_{\max}}}}. \end{aligned}$$

Подставляя $c_{x_c} = 1,06 c_{x_c} \Big|_{V_{\text{крейс}}}$ в уравнение (4), получаем

$$N_{\text{крейс}} = 1,06 \times 0,85^3 N_{\text{max}} = 0,65 N_{\text{max}}. \quad (6)$$

Для дальнейшего подсчета топлива необходимо знать расход $C_e \text{ кг/л. с. ч.}$ при моторе, задросселированном до мощности $0,85^3 N_{\text{max}}$. Обычно эти данные получить не удается и приходится задаваться величиной C_e на основании статистических данных моторов. Для моторов с высотностью $H = 4000 \text{ м}$ можно роководствоваться такими величинами:

1) моторы жидкостного охлаждения $C_e = 0,225 \text{ кг/л. с. ч.}$

2) моторы воздушного охлаждения $C_e = 0,240 \text{ кг/л. с. ч.}$

Расход топлива на километр пути

$$p_t = \frac{N_{\text{крейс}} \cdot C_e}{V_{\text{крейс}}} = \frac{1,06 \cdot 0,85^3 N_{\text{max}} C_e}{V_{\text{max}}}.$$

Вес топлива G_t , необходимый для обеспечения дальности $L_{\text{пол}}$ при полете на $V_{\text{крейс}} = 0,85 V_{\text{max}}$ и границе высотности мотора без встречного ветра:

$$G_t = p_t \cdot L_{\text{пол}} = \frac{1,06 \cdot 0,85^3 N_{\text{max}} C_e L_{\text{пол}}}{V_{\text{max}}} = \\ = 0,765 \frac{N_{\text{max}} C_e L_{\text{пол}}}{V_{\text{max}}}. \quad (7)$$

Уточняя исходные данные, т. е. C_e ; $c_{x_c} \Big|_{V_{\text{max}}}$; $c_{y_c} \Big|_{V_{\text{max}}}$; $c_{x_c} \Big|_{V_{\text{крейс}}}$; $c_i \Big|_{V_{\text{max}}}$; $c_i \Big|_{V_{\text{крейс}}}$, можно повысить точность подсчета запаса топлива, так как единственным допущением будет $\eta_{\text{max}} = \eta_{\text{крейс}}$.

Если в требованиях указано число часов полета t на крейсерской скорости и высоте, соответствующей границе высотности мотора, то вес топлива равен:

$$G_t = C_e N_{\text{крейс}} t = 1,06 \cdot 0,85^3 C_e N_{\text{max}} \cdot t = 0,65 C_e N_{\text{max}} \cdot t. \quad (8)$$

В обоих случаях при определении объема баков необходимо добавить запас топлива на пробу мотора, рулежку и взлет на рабочую высоту, считая общее время $= 0,15$ часа на полной мощности

$$G'_t = 0,15 C_e N_{\text{max}}. \quad (9)$$

Когда задана крейсерская дальность, то необходимо учесть возможность встречного ветра, для которого обычно принимают скорость $v \approx 36 \text{ км/час}$. Следовательно, дополнительная величина времени будет

$$\Delta t = \frac{L_{\text{пол}}}{V_{\text{крейс}} - v} - \frac{L_{\text{пол}}}{V_{\text{крейс}}} = \frac{L_{\text{пол}} \cdot v}{(V_{\text{крейс}} - v) V_{\text{крейс}}}.$$

Дополнительный запас топлива

$$G'_t = \frac{0,65 C_e N_{\text{max}} L_{\text{пол}} v}{(V_{\text{крейс}} - v) V_{\text{крейс}}}. \quad (10)$$

Окончательно запас топлива для истребителя определяем по следующим формулам.

При заданной дальности $L_{\text{пол}}$ на $V_{\text{крейс}} = 0,85 V_{\text{max}}$ высоте полета, соответствующей границе высотности мотора и скорости встречного ветра v км/час,

$$G_t = N_{\text{max}} C_e \left[0,765 \frac{L_{\text{пол}}}{V_{\text{max}}} + 0,15 + \frac{0,65 L_{\text{пол}} v}{(V_{\text{крейс}} - v) V_{\text{крейс}}} \right]. \quad (11)$$

При заданной продолжительности полета t часов на крейсерской скорости $V_{\text{крейс}} = 0,85 V_{\text{max}}$ и высоте, соответствующей высотности мотора

$$G_t = N_{\text{max}} C_e (0,65t + 0,15). \quad (12)$$

Для определения запаса топлива по заданному времени полета в случаях, когда высота полета больше высотности мотора, необходимо иметь мощность мотора на рабочей высоте.

Необходимый для заданной дальности полета запас топлива уменьшается в том случае, если расчет вести по V_{max} для высот, на 2000—3000 м больших границы высотности мотора.

Аналогичным способом можно определить запас топлива на других скоростях, меньших $V_{\text{крейс}}$. Иногда (для бомбардировщиков) указывают дальность при 60—70% N_{max} или дальность, соответствующую определенному числу оборотов мотора. В этих случаях необходимо для подсчета запаса топлива иметь характеристику мотора $N_{\text{max}} = f(H, n)$. Часто, кроме нормальной дальности, соответствующей крейсерскому режиму, указывают максимальную дальность, получаемую на экономическом режиме или при добавочных баках.

Положим, требуется определить запас бензина для бомбардировщика при дальности, соответствующей полету на скорости $V = 50\% V_{\text{max}}$.

В этом случае

$$\frac{c_i}{c_{iV_{\text{max}}}} = \frac{V_{\text{max}}^4}{V^4} = \frac{1}{0,50^4} = 16,0.$$

c_{x_c} при $H = 5000$ м изменяется в пределах 0,027—0,036 или в среднем 0,03.

$c_{y_c V_{\text{max}}}$ равен 0,23—0,37, в среднем 0,30, и λ в среднем—около 8,0.

$$c_{iV_{\text{max}}} = \frac{c_{yV_{\text{max}}}^2}{\pi \lambda} = \frac{0,30^2}{\pi \cdot 8} = 0,00358$$

или в процентах

$$c_{iV_{\text{max}}} = \frac{100 \cdot 0,00358}{0,03} = 11,94\% c_{x_c V_{\text{max}}}.$$

При скорости $V = 0,5V_{\max}$ получаем

$$c_{x_c} = c_{x_c V_{\max}} + c_i - c_{i V_{\max}} = c_{x_c V_{\max}} + 16c_{i V_{\max}} - c_{i V_{\max}}.$$

$$c_{x_c} = c_{x_c V_{\max}} + 15 \cdot 0,1194 c_{x_c V_{\max}} = 2,79 c_{x_c V_{\max}}.$$

Отсюда

$$N_{0,5 V_{\max}} = N_{V_{\max}} \frac{c_{x_c 0,5 V_{\max}} (0,5 V_{\max})^3}{c_{x_c V_{\max}} V_{\max}^3} =$$

$$= N_{V_{\max}} 2,79 \cdot 0,125 = 0,349 N_{V_{\max}}.$$

Километровый расход

$$p_t = \frac{N \cdot C_e}{0,5 \cdot V_{\max}} = \frac{0,349 \cdot N_{V_{\max}} C_e}{0,5 V_{\max}}.$$

Запас топлива для дальности $L_{\text{пол}}$

$$G_t = p_t L_{\text{пол}} = \frac{0,349 \cdot N_{\max} \cdot C_e L_{\text{пол}}}{0,5 V_{\max}} = 0,697 \frac{N_{\max} C_e L_{\text{пол}}}{V_{\max}}.$$

Масла должно хватить не только при полете на $V_{\text{крейс}}$, но и на экономическом режиме, когда запас топлива расходуется более продолжительное время. Ввиду того, что регулировать расход масла нельзя, его количество должно быть достаточным при самом экономном расходе топлива.

Из указанных соображений запас масла берут равным 8—10% от запаса топлива в килограммах.

При подсчете топлива и смазки необходимо анализировать их запас у прототипов в зависимости от времени полета и дальности. Чрезмерное увеличение запаса топлива и смазки с целью увеличения времени пребывания в воздухе вызывает усложнение и утяжеление конструкции, а также понижает тактические и аэродинамические данные.

§ 5. СТАТИСТИКА И ЕЕ ОБРАБОТКА

Статистика необходима не только для определения полетного веса проектируемого самолета, но и для назначения правильных размеров его основных частей и их соотношений.

В качестве прототипов необходимо выбирать самолеты, имеющие однотипный по системе охлаждения мотор, одинаковую схему крыла и оперения, одно и то же назначение, одинаковое количество экипажа, одинаковую степень механизации крыла и шасси, одинаковый материал крыла, фюзеляжа и оперения. Чем ближе по этим признакам выбраны прототипы, тем меньше расхождения в величинах различного рода коэффициентов, получаемых при обработке статистики.

В описаниях самолетов часто нехватает целого ряда размеров, поэтому необходимо выбирать самолеты, имеющие, кроме описания, схемы в трех проекциях с масштабами. Желательны про-

верка данных по различным источникам и сведения о результатах летных испытаний.

Как минимум для статистической обработки необходимы данные трех современных самолетов.

Порядок размещения и характер сведений указаны в приводимом ниже перечне. Сведения, отмеченные звездочкой, необходимы, а остальные желательны.

А. Общие данные

- * 1) Номера по порядку.
- { * 2) Название и марка самолета.
- { * 3) Год выпуска.
- * 4) Материал крыла, фюзеляжа и оперения.
- * 5) Длина и высота самолета L_c , H_c .

Б. Винтомоторная группа

- * 1) Марка мотора и $N_{\text{ном}}$.
- * 2) Максимальная мощность мотора на пределе высотности и на взлете N_{max_H} и N_{max_0} , соответствующие числа оборотов n_{max_H} , n_{max_0} .
- * 3) Предел высотности H .
- 4) Вес сухого мотора G_m .
- 5) Удельный расход топлива C_e , кг/л. с. ч.
- * 6) Винт: материал, количество лопастей, управление, диаметр, например, М—металлический, Тр—трехлопастный, $n = \text{const}$ —с постоянным числом оборотов $D = 3$ м—диаметр 3 м.
- 7) Тип капота воздушного охлаждения.
- 8) Система жидкостного охлаждения.
- 9) Типы, размещение, лобовая площадь радиаторов.
- { 10) Удлинение моторных гондол λ_r .
- { 11) Площадь миделя гондол $S_{m.r}$.
- { 12) Поверхность гондол S_r .

В. Общие весовые данные и коэффициенты

- * 1) Полетный вес G .
- { 2) Полезная нагрузка G_h .
- { 3) Запас топлива и смазки G_{t+c} .
- { * 4) Полная нагрузка $G_{h..p}$.
- { * 5) Весовая отдача $K = \frac{G_{h..p}}{G}$.
- * 6) Нагрузка на 1 m^2 крыла $p = \frac{G}{S}$.
- * 7) Нагрузка на 1 л. с. мотора $q = \frac{G}{N_{\text{ном}}}$.
- * 8) Мощность на 1 m^2 $r = \frac{N_{\text{ном}}}{S}$.

Г. Размеры и коэффициенты крыла

- * 1) Площадь крыла S_m^2 геометрическая вместе с участком, занятым фюзеляжем, моторами и т. д.
- * 2) Размах крыла $l, м.$
- * 3) Удлинение крыла $\lambda = \frac{l^2}{S}.$
- * 4) Средняя геометрическая хорда $b_{c.g.} = \frac{S}{l}.$
- * 5) Горизонтальное сужение $\eta = \frac{b_k}{b_{конц}}$ (о построении η сказано ниже).
- 6) Средняя относительная толщина крыла $\bar{c}_{cp} = \frac{S_{мид}}{S}.$
- $S_{мид}$ — площадь крыла в виде спереди.
- 7) Относительная толщина крыла в корне $\bar{c}_k = \frac{C_k}{b_k}.$
- 8) Строительная высота крыла в корне $C_k = \bar{c}_k b_k, м.$
- 9) Относительная толщина крыла на конце $\bar{c}_{конц} = \frac{C_{конц}}{b_{конц}}$ (о построении $\bar{c}_{конц}$ сказано ниже).
- 10) Строительная высота крыла на конце $c_{конц} = \bar{c}_{конц} b_{конц}, м.$
- 11) Вертикальное сужение $\eta_v = \frac{\bar{c}_k b_k}{\bar{c}_{конц} b_{конц}} = \frac{C_k}{C_{конц}}.$
- * 12) Угол поперечного $V - \psi^\circ.$
Этот угол колеблется в пределах $3-8^\circ$ и в среднем равен $6^\circ.$
- 13) Углы стреловидности в плане передней χ_p и задней χ_z кромок.
- 14) Тип механизации и размах механизированной части $l_m \% l.$
- 15) Название основного профиля крыла и способ его модификации по размаху.
- 16) Тип конструкции крыла.

Для трапециевидных крыльев, имеющих прямоугольную форму центральной части крыла, необходим дополнительный размер:

- * 17) Размах прямоугольной части l_p в % $l.$
При бипланной схеме, кроме указанных данных, относящихся к каждому из крыльев, необходимы следующие:
- * 18) Площадь крыльев $S, м^2.$
- * 19) Расстояние между крыльями $h, м.$
- * 20) Линейный вынос верхнего крыла $a, м.$
- * 21) Средняя хорда коробки крыльев $b_{c.A.}$
- * 22) Размах нижнего крыла в процентах размаха верхнего крыла $l_2 \% l_1.$
- * 23) Хорда нижнего крыла в процентах хорды верхнего $b_2 \% b_1.$
Для бипланов и подкосных монопланов характерными являются следующие дополнительные данные:

- * 24) Длина консольных частей крыльев в процентах от длины отъемных частей.
- * 25) Размах центроплана в процентах размаха крыльев.

Д. Фюзеляж

- * 1) Длина фюзеляжа L_{ϕ} , м.
- * 2) Максимальная высота фюзеляжа $H_{\text{м. ф.}}$, м.
- * 3) Максимальная ширина фюзеляжа $B_{\text{м. ф.}}$, м.
- * 4) Удлинение фюзеляжа λ_{ϕ} .
- * 5) Площадь миделя фюзеляжа $S_{\text{м. ф.}}$, м².
- * 6) Поверхность фюзеляжа S_{ϕ} , м².
- 7) Тип конструкции.

Для пассажирских самолетов необходимы дополнительные сведения:

- * 8) Объем кабины, приходящийся на одного пассажира.
- * 9) Расстояние между креслами по направлению оси самолета.
- * 10) Высота и ширина кабины.
- 11) Ширина прохода между креслами.
- 12) Размеры дверей, окон и запасных выходов.

Е. Оперение

Горизонтальное хвостовое оперение

- * 1) Геометрическая площадь $S_{\text{г. о.}}$, м² и в процентах от S .
- * 2) Размах $l_{\text{г. о.}}$, м.
- * 3) Удлинение $\lambda_{\text{г. о.}}$.
- * 4) Средняя геометрическая хорда $b_{\text{с. г. о.}} = \frac{S_{\text{г. о.}}}{l_{\text{г. о.}}}$.
- 5) Горизонтальное сужение $\eta_{\text{г. о.}}$.
- 6) Относительная толщина в корне $\bar{c}_{\text{к. г. о.}}$.
- 7) Вертикальное сужение $\eta_{\text{в. г. о.}}$.
- * 8) Плечо горизонтального оперения $L_{\text{г. о.}}$, м — расстояние от ц. т. самолета (ориентировочно 20—25% средней аэродинамической хорды от передней кромки) до центра давления горизонтального оперения (определяется как 25% $b_{\text{с. г. о.}}$ средней аэродинамической хорды оперения от передней кромки).
- * 9) Плечо горизонтального оперения в частях средней аэродинамической хорды $\frac{L_{\text{г. о.}}}{b_{\text{с. г. о.}}}$ (колеблется в пределах 2,8—3,1 $b_{\text{с. г. о.}}$).
- * 10) Коэффициент мощности горизонтального оперения

$$K_{\text{г. о.}} = \frac{S_{\text{г. о.}} L_{\text{г. о.}}}{S b_{\text{с. г. о.}}}.$$

- * 11) Отношение площади рулей высоты к площади всего горизонтального оперения $\frac{S_{\text{р. в.}}}{S_{\text{г. о.}}}$.

- 12) Расстояние по вертикали между хордами крыла и оперения в их корне $u_{\text{г.о.}}$.
- 13) Тип и размеры компенсации.
- 14) Тип конструкции стабилизатора и рулей.

Вертикальное оперение

Характер сведений по вертикальному оперению такой же, как по горизонтальному; разница заключается в двух следующих пунктах:

- * 1) коэффициент мощности вертикального оперения

$$K_{\text{в.о.}} = \frac{S_{\text{в.о.}} L_{\text{в.о.}}}{S \frac{l}{2}},$$

где $S_{\text{в.о.}}$ — площадь вертикального оперения,

$L_{\text{в.о.}}$ — плечо вертикального оперения.

- 2) Размещение вертикального оперения (разнесенное или центральное).

Во всех остальных пунктах необходимо лишь вместо горизонтального оперения иметь в виду вертикальное, вместо стабилизатора — киль и вместо рулей высоты — руль направления.

Ж. Элероны

- * 1) Площадь элеронов $S_{\text{э.}}$, m^2 и в процентах S .
- * 2) Суммарный размах элеронов $l_{\text{э.}}$ в процентах l .
- 3) Хорда элерона $b_{\text{э.}}$ в процентах b .
- 4) Плечо элеронов $L_{\text{э.}}$, т. е. расстояние от плоскости симметрии крыла до центра тяжести площади элерона (одного).
- * 5) Коэффициент мощности элеронов $K_{\text{э.}} = \frac{S_{\text{э.}} L_{\text{э.}}}{S \frac{l}{2}}$.
- 6) Тип и размеры аэродинамической и весовой компенсации.
- 7) Тип конструкции.

З. Шасси

Отклонения в основных размерах шасси незначительны. Высоту шасси и размещение колес относительно центра тяжести самолета можно наметить по схеме фиг. 59. Размеры колес необходимо подбирать по диаграмме обжатия пневматиков, исходя из стояночной нагрузки.

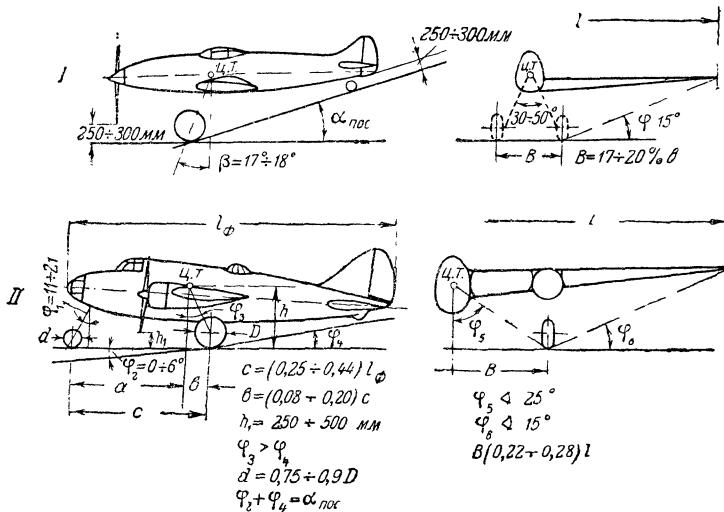
В статистике можно отметить следующие данные:

- 1) Способ уборки колес в полете.
- * 2) Тип шасси по размещению третьей опорной точки.

Рекомендуется, кроме того, уточнить размеры, указанные в пределах возможных колебаний на фиг. 59.

И. Вооружение

- 1) Количество пулеметов, их размещение и калибр.
- 2) Количество патронов.
- 3) Количество пушек, их размещение и калибр.



Фиг. 59. Схемы размещения колес.

I—двуухколесное шасси, II—трехколесное шасси

- 4) Количество снарядов.
- 5) Варианты бомбовой нагрузки.
- 6) Секундный залп, дульная мощность.

К. Аэродинамические данные

- * 1) Максимальная скорость с указанием высоты полета V_{\max_H} .
- * 2) Посадочная скорость $V_{\text{пос}}$.
- * 3) Время подъема на боевую (рабочую) высоту t_H .
- 4) Практический потолок H_p .
- 5) Дальность и продолжительность полета $L_{\text{пол}}$ и $t_{\text{пол}}$.
- 6) Разбег (для бомбардировщиков) $L_{\text{раз}}$.
- 7) Коэффициент маневренности $\alpha = \frac{G}{N_H} \sqrt{\frac{G}{\Delta_H \cdot S \cdot V \lambda}}$

или

$$\alpha = \frac{G}{N_H} \sqrt{\frac{G}{\Delta_H l \cdot V \lambda}}.$$

- * 8) Коэффициент сопротивления всего самолета при максимальной скорости

$$c_{x_c} = \frac{56000 \cdot N_{\max_H} \cdot \eta}{\Delta_H V_{\max_H}^3 S},$$

где V_{\max_H} — максимальная скорость в км/час на указанной высоте H .

Аэродинамические данные, помещаемые в периодической литературе, необходимо проверять по различным источникам. Максимальную скорость, дальность скроподъемность, потолок можно считать достоверными, если они получены в результате государственных испытаний, официально зарегистрированных рекордов и состязаний. Указываемые величины посадочных скоростей обычно весьма сомнительны, прежде всего вследствие недостаточной точности их замера. Между тем посадочная скорость для самолетов с небольшим процентом расходуемого в полете груза является основным требованием, влияющим на выбор площади крыла, размеры которого, в свою очередь, влияют на длину фюзеляжа и площадь хвостового оперения. В указанном случае желателен пересчет посадочных скоростей прототипов по одному из методов, рекомендуемых ниже при проверке площади крыла проектируемого самолета.

§. 6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛЕТНОГО ВЕСА

Самолеты, имеющие одну схему, один вид охлаждения мотора, одно назначение и степень механизации (крыло, шасси, винт), одинаковый состав экипажа, одно и то же число моторов и одинаковый материал крыла, фюзеляжа и оперения, тем совершеннее в отношении конструкции, чем выше коэффициент весовой отдачи:

$$K = \frac{G_{n.p.}}{G}$$

где $G_{n.p.}$ — полная нагрузка, равная полезной нагрузке плюс топливо и смазка.

Зная полезную нагрузку по техническим требованиям, подсчитав запас топлива и смазки для заданного мотора, можно по коэффициенту весовой отдачи, определенному из статистики однотипных самолетов, найти вес проектируемого самолета в полете:

$$G = \frac{G_{n.p.}}{K}.$$

В большинстве даже самых кратких описаний самолетов указана полная нагрузка или входящие в нее веса: экипажа, вооружения, съемного оборудования, топлива и смазки. Из этих составных частей съемное оборудование не является вполне уставновившимся и одинаковым по номенклатуре. Бронирование иногда включают в нагрузку полностью, иногда частично, что создает некоторую неопределенность, в особенности при сравнении современных и старых самолетов, не имевших брони.

Величины коэффициентов весовой отдачи получаются, конечно, разными, в зависимости от того, что отнесено к весу полной нагрузки (табл. 12).

Для выбора средней величины при проектировании можно рекомендовать подсчет по наиболее установившимся и чаще всего приводимым в описаниях весам: экипажа, вооружения с боезапасом, топлива и смазки. Даже короткий анализ ряда самолетов и

Таблица 12

Веса	Самолеты					Фокке- Вульф-190 1941 г.
	Девуа- тин-510 1935 г.	Мессер- шмитт-109 Вф 1936 г.	Мессер- шмитт-109Е 1939 г.	Эракобра 1940 г.	Спитфайр 1940 г.	
Полная нагрузка:						
а) экипаж,						
б) вооружение,						
в) боезапасы,						
г) бензин,						
д) масло,						
е) съемное оборудование,						
ж) бронирование						
То же, без пунктов "е" и "ж",						
$\kappa\text{г}/\%G$						
То же, без пункта "ж"						
То же, без пункта "е"						
Броня, $\kappa\text{г}$						
Съемное оборудование, $\kappa\text{г}$						
Бензин и масло, $\kappa\text{г}$						

определение для них величины весовой отдачи лучше, чем пользование «готовыми» величинами коэффициентов без ознакомления с тем, что было учтено при их подсчете.

§ 7. ВЫВОДЫ

Первую прикидку веса самолета в полете делают еще тогда, когда нет эскиза, перечня и размещения грузов, габаритов основных частей и их конструктивной увязки. Единственный метод определения веса в этих условиях — обработка статистических данных и подсчет коэффициентов весовой отдачи прототипов.

Основная трудность определения полетного веса по кратким описаниям самолетов и весовой отдаче заключается в отсутствии стандартной классификации полетного веса, полезной нагрузки съемного и несъемного оборудования, веса винтомоторной группы. При наличии подробного перечня и веса всей нагрузки винтомоторной группы и планера определение коэффициента весовой отдачи в том или ином его определении не представляет трудностей и не влечет за собой ошибок.

Подробный весовой перечень исключает также возможность пропуска в весовой ведомости отдельных агрегатов и целых групп.

В затруднительных случаях при назначении коэффициента весовой отдачи лучше исходить из неполного перечня весов, входящих в полную нагрузку (например, экипаж, вооружение, запас топлива и масло), но представляющих собой понятия более определенные.

Определение полетного веса в самом начале проектирования имеет большое значение для всех дальнейших его этапов.

При уменьшении полетного веса против действительного понижается прочность самолета по сравнению с расчетной и может возникнуть необходимость в переводе его в другую группу. Кроме того, поникаются по сравнению с расчетными данными скоро-подъемность, потолок, а также маневренность и дальность, а посадочная скорость увеличивается. Следовательно, самолет не удовлетворяет тактико-техническим требованиям и его данные не совпадают с теми, которые гарантированы конструкторами при эскизном проектировании.

Ошибка в сторону преувеличения веса, правда, весьма редкая, влечет за собой увеличение площади крыльев, веса конструкции и понижение V_{\max} .

В обоих случаях центр тяжести, как правило, перемещается по сравнению с его расчетным положением. При больших расхождениях необходимы серьезные переделки или перемещение нерасходуемых грузов по продольной оси, что влечет за собой увеличение моментов инерции, а следовательно, понижение маневренности. Наиболее неприятное последствие — понижение продольной устойчивости — имеет перемещение центра тяжести назад по сравнению с его проектным положением. Исправление центровки путем добавления мертвых грузов совершенно недопустимо.

При составлении размерной статистики ряд коэффициентов и размеров приходится вычислять, для чего необходимо иметь общие виды прототипов в трех проекциях с масштабами.

Коэффициент полного сопротивления на данной высоте H при максимальной скорости V_{\max} и N_{\max}

$$c_{x_c} = \frac{56000 N_{\max} H^{\eta}}{\Delta H V_{\max}^3 S}$$

включает индуктивное сопротивление, зависящее от коэффициента подъемной силы

$$c_{y_c} = \frac{208 \cdot p}{\Delta H V_{\max}^2 S}$$

Сравнение самолетов в отношении величины c_{x_c} целесообразно, следовательно, лишь при одинаковых c_{y_c} или при $c_i = 0$, причем

$$c_{x_{c_0}} = c_{x_c} - \frac{c_{y_c}^2}{\pi \lambda},$$

где $c_{x_{c_0}}$ — сопротивление самолета при $c_{y_c} = 0$ (или за вычетом индуктивного сопротивления, зависящего от c_y и λ).

Сравнение по величинам $c_{x_{c_0}}$ необходимо делать в тех случаях, когда рабочие высоты сравниваемых самолетов различны и отличаются от рабочей высоты проектируемого самолета.

Литература: №№ 1, 2, 3, 4, 5, 8, 10, 11, 13, 14, 15, 16, 21, 22, 23, 26, 27, 28, 30, 31, 32, 34, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 45.

Г л а в а II

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ РАЗМЕРОВ

§ 1. ВЫБОР ПЛОЩАДИ КРЫЛА

При выборе площади крыла самолета с незначительным процентом изменяемого в полете груза учитывают следующие требования. Прежде всего крыло должно иметь площадь, обеспечивающую допустимую посадочную скорость в предположении, что будет применена, механизация, дающая приращение $c_{y_{\max}}$ не выходящее за пределы возможностей настоящего времени. Уменьшение площади крыла до известного предела желательно, так как это уменьшает сопротивление и при данной величине мощности повышает максимальную скорость. Однако при уменьшении площади крыла, которое сопровождается повышением поступательной скорости при некотором соотношении S и V , для получения требуемой подъемной силы необходим переход на большие c_y , что вызывает увеличение c_i . Таким образом

уменьшение площади крыла или увеличение $p = \frac{G}{S}$ имеет предел, за которым скорость начинает уменьшаться при росте нагрузки на 1 m^2 .

При уменьшении площади крыла его вес можно считать постоянным, так как для достижения той же величины $V_{\text{нос}}$ крыло механизируют, а по мере уменьшения S механизация становится более сложной и тяжелой.

Уменьшение S сопровождается уменьшением средней хорды крыла и абсолютной длины фюзеляжа при том же соотношении $\frac{L_{\text{р. о}}}{b_{\text{CA}}}$. Кабина самолета остается неизменной, а следовательно, остается неизменным и мидель фюзеляжа. В результате этого, несмотря на понижение сопротивления, вследствие уменьшения поверхности фюзеляжа сопротивление его формы увеличивается, так как уменьшается удлинение λ_{Φ} . Следовательно, сопротивление фюзеляжа при увеличении $p = \frac{G}{S}$ можно считать постоянным, так же, как и вес, который изменяется вследствие укорочения одной хвостовой части.

Абсолютную величину площади хвостового оперения при увеличении p можно считать постоянной, так как относительная величина $\frac{S_{\text{р. о}} + S_{\text{в. о}}}{S}$, как показывает статистика, увеличивается.

Сопротивление хвостового оперения так же, как и его вес, можно считать постоянным и не зависящим от увеличения p .

Таким образом при p^* , не дающем дальнейшего увеличения V_{max} , можно считать постоянными следующие величины:

- 1) вес в полете G ;
- 2) вредное сопротивление фюзеляжа и хвостового оперения;
- 3) профильное сопротивление крыла.

Кроме того, считаем постоянными удлинение крыла λ и располагаемую мощность.

Лобовое сопротивление крыла выражается следующей формулой:

$$Q = \frac{\rho}{2} c_x S V^2 = \frac{\rho}{2} (c_p + c_i) S V^2.$$

Найдем минимум $Q = f(p)$

$$Q = \frac{\rho}{2} c_p S V^2 + \frac{\rho}{2} c_i S V^2 = \frac{\rho}{2} c_p S V^2 + \frac{\rho}{2} \frac{c_y^2}{\pi \lambda} S V^2.$$

Заменяя $S = \frac{G}{p}$ и $c_y^2 = \frac{4G^2}{\rho^2 S^2 V^4} = \frac{4p^2}{\rho^2 V^4}$

$$Q = \frac{\rho}{2} c_p \frac{G}{p} V^2 + \frac{2Gp}{\pi \lambda \rho V^2}.$$

Дифференцируя по p , получаем

$$\frac{dQ}{dp} = \frac{2}{\pi \lambda \rho V^2} - \frac{\rho V^2 c_p}{2p^2} = 0.$$

Искомое максимальное p^* , соответствующее максимальному значению V , равно

$$p^* = \frac{\rho}{2} V^2 \sqrt{\pi \lambda c_p}. \quad (13)$$

Из этого выражения следует, что повышение нагрузки на квадратный метр выгодно для скоростных самолетов (V^2) с малой высотой полета ($\frac{\rho}{2}$) при большом удлинении и малом (профильном) лобовом сопротивлении.

$$\text{Уравнение мощности } 75N\eta = \frac{\rho}{2} c_p S V^3 + \frac{\rho}{2} c_i S V^3 + \frac{\rho}{2} \sigma V^3,$$

где $\sigma = \frac{S(c_{x_c} - c_p - c_i)}{1,28}$ — площадь пластиинки, эквивалентной по вредному сопротивлению.

Подставляем

$$c_i = \frac{4p^2}{\rho^2 V^4 \pi \lambda} \quad \text{и} \quad S = \frac{G}{p};$$

$$75 \cdot N \cdot \eta = \frac{\rho}{2} c_p \frac{G}{p} V^3 + \frac{2pG}{\rho V \lambda \pi} + \frac{\rho}{2} \sigma V^3.$$

Делим обе части уравнения на G :

$$\frac{75 \cdot N \cdot \eta}{G} = \frac{\rho}{2} V^3 \left(\frac{c_p}{p} + \frac{\sigma}{G} \right) + \frac{2p}{\rho \pi \lambda V}. \quad (14)$$

Подставляя в уравнение (14) значение p^* из уравнения (13), получаем

$$\frac{75 \cdot N \cdot \eta}{G} = \frac{\sigma}{G} \frac{\rho}{2} V^3 + 2V \sqrt{\frac{c_p}{\pi \lambda}}. \quad (15)$$

Здесь

$$\sigma = \frac{\Sigma c_{x_{\text{п}}} F_{\text{п}}}{1,28} = \frac{c_{x_{\text{вп}}} S}{1,28}$$

есть площадь эквивалентной пластиинки.

Величину σ удобнее определять через коэффициент c_{x_c} , который может быть легко подсчитан по данным, приводимым в описаниях прототипов:

$$c_{x_{\text{вп}}} = c_{x_c} - c_p - c_i; \quad \sigma = \frac{S(c_{x_c} - c_p - c_i)}{1,28}.$$

Коэффициент c_p приближенно можно определить в зависимости от средней относительной толщины профиля крыла, положения точки перехода ламинарного слоя в турбулентный и Re (фиг. 60).

Подсчет производим методом последовательных приближений.

Задавшись по статистике (см. фиг. 22) величиной $p = \frac{G}{S}$, определяем $S = \frac{G}{p}$.

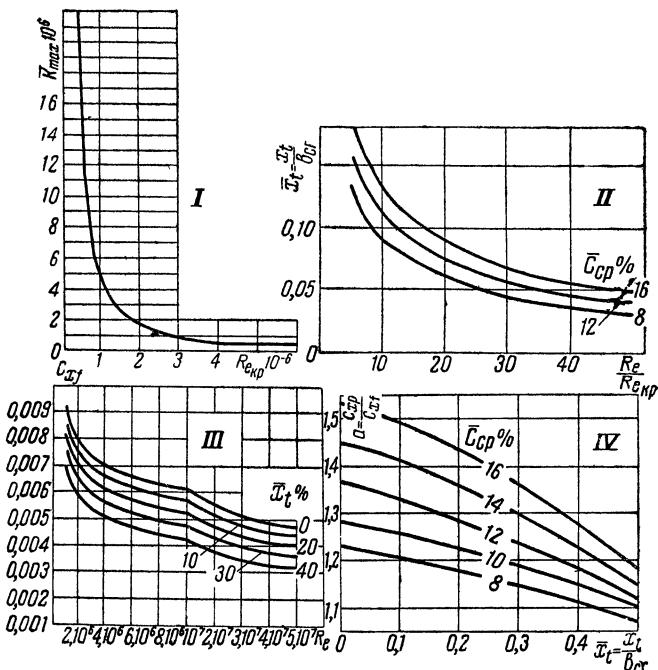
По статистике намечаем λ и c_{x_c} , а кроме того, в технических требованиях указано:

$$N, H_{\text{расч}}, V_{\text{max} H}.$$

Прежде всего следует проверить, удовлетворяет ли намеченная величина S техническим требованиям в отношении V_{\max} при принятой величине c_{x_c}

$$V_{\max_H} = \sqrt[3]{\frac{150 \cdot N\eta}{\rho c_{x_c} S}},$$

где $\eta \approx 0,78 - 0,80$ к. п. д.



Фиг. 60. Упрощенный метод определения c_p на режимах, близких к V_{\max} .

$$I - \bar{k}_{\max} = f(R_{e_{kp}}); II - \bar{x}_t = \frac{R_e}{R_{e_{kp}}}; III - c_{xf} = f(R_e, x_t); IV - c_{cp} = f(\bar{x}_t, c_{cp}).$$

Если требование V_{\max} удовлетворяется, то следует выяснить, насколько выбранная величина p отличается от p^* , соответствующего максимально возможному значению скорости V_{\max}^* .

При полете на V_{\max}^* и p^* мощность, определяемая по уравнению (15), прежде всего должна соответствовать заданной и является минимальной, так как при дальнейшем увеличении p против p^* и V по сравнению с V_{\max}^* мощность увеличивается.

Определяем потребную мощность мотора при намеченной величине V_{\max} по уравнению (15) и получаем N_1 . Если $N_1 = N$, то выбранная величина p равна p^* и намеченная $V_{\max} = V_{\max}^*$. Если $N_1 < N$, то V_{\max} меньше V_{\max}^* и величину V_{\max}^* определяем по формуле

$$V_{\max}^* = V_{\max} \sqrt{\frac{N}{N_1}}.$$

Если разница между V_{\max} и V_{\max}^* значительна, то делаем расчет второго приближения, для чего определяем

$$p^* = \frac{\rho_H}{2} (V_{\max}^*)^2 \sqrt{\pi \lambda c_p}.$$

Пример. Задано:

- 1) $G = 2605 \text{ кг}$, 2) $S = 16,4 \text{ м}^2$, 3) $p = 159 \text{ кг/м}^2$, 4) $\lambda = 6,0$,
- 5) $N_{5000} = 1100 \text{ л. с.}$, 6) $H_{\text{расч}} = 5000 \text{ м}$, ($\rho_{5000} = 0,0751$), 7) к. п. д. винта $\eta = 0,75$, 8) $V_{\max} = 546 \text{ км/час}$ (151,8 м/сек), 9) $b_{\text{с. г.}} = 1,65 \text{ м}$,
- 10) $c_{x_c} = 0,0288$, $\left[\frac{56000 \cdot 1100 \cdot 0,75}{0,601 \cdot 546^2 \cdot 16,4} = \frac{4680000}{162000000} = 0,0288 \right]$,
- 11) $\bar{c}_{\text{cp}} = 0,12$.

Минимальное профильное сопротивление крыла с потайными заклепками, стыками обшивки впритык и шпаклеванной передней кромкой на скорости, близкой к V_{\max}

$$c_p = 2ac_f = ac_{x_f},$$

где a — коэффициент формы, зависящий от относительной толщины сечения — \bar{c}_{cp} в месте размещения средней геометрической хорды — $b_{\text{с. г.}} = \frac{S}{l}$ и от положения точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный x_t ;

c_{x_f} — коэффициент сопротивления двухсторонней плоской пластиинки, зависящий от Re и $\bar{x}_t = \frac{x_t}{b_{\text{с. г.}}}$.

Для профилей, а также сечений трапецевидных крыльев в месте размещения $b_{\text{с. г.}}$ (эквивалентное крыло) при абсциссе максимальной толщины $\bar{x}_c = \frac{x_c}{b} = 0,25 - 0,35$ определение c_{x_f} делают следующим образом.

Находят максимальную относительную шероховатость по формуле:

$$\bar{K}_{\max} = \frac{K_{\max}}{b_{\text{с. г.}}},$$

где K_{\max} — **мм** — для крыльев с различной отделкой поверхности равняется величинам, приведенным в табл. 13.

Таблица 13

Отделка поверхности	K_{\max} , мм
ВИАМ В-3	2×10^{-6}
Фанера, оклеенная тканью и покрытая нитролаком	10×10^{-6}
Пульверизационный камуфляж	20×10^{-6}
Ткань, покрытая нитролаком	25×10^{-6}
Кистевой камуфляж	40×10^{-6}

Принимаем $K_{\max} = 10 \times 10^{-6}$.

$$\bar{K}_{\max} = \frac{10 \times 10^{-6}}{1,65} = 6,67 \times 10^{-6}.$$

По фиг. 60—I $Re_{kp} \approx 0,9 \times 10^6$.

$$Re = \frac{V_{\max} b_{C, \Gamma}}{\varrho} = \frac{151,8 \cdot 1,65}{22,2 \times 10^{-6}} = 11,3 \times 10^6.$$

$$\frac{Re}{Re_{kp}} = \frac{11,3 \times 10^6}{0,9 \times 10^6} = 12,54.$$

$$x_i = 0,10 \text{ (фиг. 60-II).}$$

$$c_{x_f} = 0,0057 \text{ (фиг. 60-III).}$$

$$a = 1,33 \text{ (фиг. 60-IV).}$$

$$c_p = ac_{x_f} = 1,33 \cdot 0,0057 = 0,0076.$$

Далее определяем

$$c_{y_c} = \frac{208 \frac{G}{S}}{\Delta_H V^2} = \frac{208 \cdot 159}{0,601 \cdot 29700} = 0,185;$$

$$c_i = \frac{0,185^2}{\pi \cdot 6} = \frac{0,034}{\pi \cdot 6} = 0,00181;$$

$$c_{x_{bp}} = 0,0288 - 0,0084 = 0,0204;$$

$$\sigma = \frac{16,4 \cdot 0,02}{1,28} = 0,257 \text{ } m^2.$$

Определяем минимальную потребную мощность

$$N_1 = 75N \cdot \eta = 0,257 \frac{0,0751}{2} 151,8^3 + \\ + 2 \cdot 2605 \sqrt[3]{\frac{0,0076}{\pi \cdot 6}} 151,8 = 33400 + \\ + 15850 = 49250 < 61800.$$

Располагаемая мощность:

$$N = 75 \cdot 1100 \cdot 0,75 = 61800.$$

Следовательно,

$$V_{\max}^* = 151,8 \sqrt[3]{\frac{61800}{49250}} = 151,8 \cdot 1,08 = 164,0 \text{ м/сек.}$$

Второе приближение:

$$p^* = \frac{0,075}{2} \cdot 164,0^2 \sqrt{\pi \cdot 6 \cdot 0,0076} = \\ = \frac{0,075 \cdot 26800 \cdot 0,379}{2} = 381 \text{ кг/м}^2.$$

Потребная мощность:

$$N_1 = 0,257 \frac{0,0751}{2} \cdot 164^3 + 2 \cdot 2605 \sqrt{\frac{0,0076}{\pi \cdot 6}} \times 164 = 42300 + 17100 = 59400 < 61800.$$

Третье приближение:

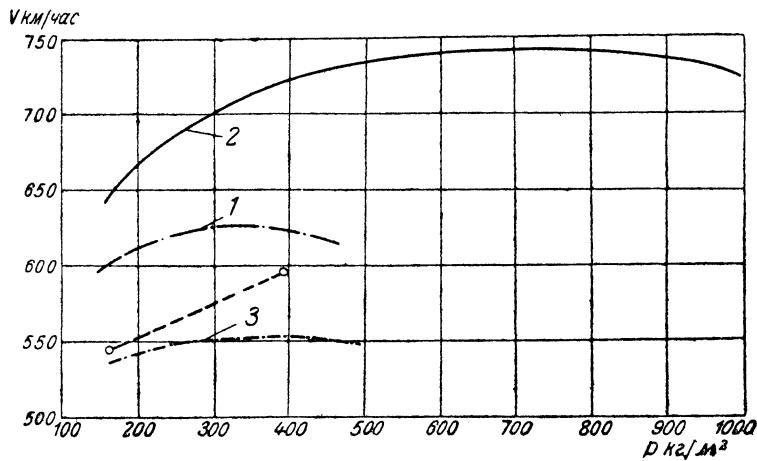
Так как $N_1 < N$ — располагаемой мощности, то V_{\max}^* должно быть несколько выше, а именно

$$V_{\max}^* = 164,0 \sqrt[3]{\frac{61800}{59400}} = 164 \times 1,015 = 166,4 \text{ м/сек} = 598 \text{ км/час.}$$

$$p^* = \frac{0,075}{2} \cdot 166,4^2 \sqrt{\pi \lambda 0,0076} = \frac{0,075 \cdot 27600 \cdot 0,379}{2} = 392 \text{ кг/м}^2.$$

$$N_1 = 0,257 \frac{0,0751}{2} 166,4^3 + 2 \cdot 2605 \sqrt{\frac{0,0076}{\pi \cdot 6}} \cdot 166,4 = 61600 \approx 61800.$$

Следовательно, при заданной мощности увеличением p от 159 кг/м² до 392 кг/м² можно повысить скорость с 546 до 598 км/час.



Фиг. 61. Изменение V_{\max} в зависимости от $p = \frac{G}{S}$.

На фиг. 61, кроме двух точек $V = f(p)$ для рассмотренного случая, построены кривые для самолетов со следующими данными:

1) Истребитель: $G = 3000 \text{ кг}$; $S = 17,5 \text{ м}^2$; $H_p = 7000 - 7500 \text{ м}$; $V_{\max} = 605 \text{ км/час}$; $\sigma = 0,280 \text{ м}^2$; $\frac{N \cdot \eta}{G} = 0,270 \text{ л. с./кг}$; $\lambda_s = 5,0$.

2) Истребитель: $V_{\max} = 650 \text{ км/час}$; $H_p = 5000 \text{ м}$; $\sigma = 0,140 \text{ м}^2$;
 $\frac{N\eta}{G} = 0,34 \text{ л. с./кг}$; $\lambda_s = 5,2$.

3) Бомбардировщик: $G = 7500 \text{ кг}$; $S = 40,0 \text{ м}^2$; $H_p = 8000 \text{ м}$;
 $V_{\max} = 540 \text{ км/час}$; $\sigma = 0,550 \text{ м}^2$; $\frac{N\eta}{G} = 0,210 \text{ л. с./кг}$; $\lambda_s = 6,0$.

Ввиду того, что на больших углах атаки профильное и вредное сопротивления несколько увеличиваются, вместо λ при подсчетах принято эффективное удлинение $\lambda_s = K\lambda$.

По статистике коэффициент K колеблется в пределах 0,75—0,85. По формуле Брге

$$\frac{1}{\lambda_s} = \frac{1}{\lambda} + \frac{1}{40}.$$

Из приведенных кривых можно сделать следующие выводы.

Максимум p^* у первого истребителя и бомбардировщика получается пологим и находится в пределах $350—400 \text{ кг/м}^2$. У первого истребителя при увеличении p от 300 до 350 кг/м^2 V_{\max} возрастает на $1—1,5 \text{ км/час}$; в пределах от 150 до 200 кг/м^2 V_{\max} увеличивается на 14 км/час . В диапазоне $200—250 \text{ кг/м}^2$ увеличение V_{\max} равно 7 км/час . У бомбардировщика в пределах $p = 150—200 \text{ кг/м}^2$ $\Delta V_{\max} = 8 \text{ км/час}$.

У второго истребителя при $\sigma = 0,140 \text{ м}^2$, что соответствует исключительно хорошей отделке поверхностей крыла, фюзеляжа и оперения, безуказненной форме фюзеляжа и отсутствию радиаторов (испарительное охлаждение) при увеличении p от 150 до 200 кг/м^2 $\Delta V = 30 \text{ км/час}$. Этот результат указывает на то, что увеличение нагрузки на 1 м^2 особенно выгодно для самолетов с малым сопротивлением. Максимум p в этом случае получается очень пологим при $p^* = 750 \text{ кг/м}^2$ и $V^* = 745 \text{ км/час}$. Начиная с $p = 500 \text{ кг/м}^2$, дальнейший рост нагрузки уже не дает существенного увеличения V_{\max} .

Первым ограничением роста p является посадочная скорость и ее допустимая величина. Допустимая величина посадочной скорости зависит прежде всего от условий эксплуатации и назначения самолета. Для обеспечения посадочной скорости в пределах $120—125 \text{ км/час}$ при современных возможностях в отношении механизации крыла нагрузка не должна превышать $140—170 \text{ кг/м}^2$. При нагрузке $185—190 \text{ кг/м}^2$ $V_{\text{пос}} = 140 \text{ км/час}$.

Вторым ограничителем роста p являются условия взлета через препятствие. Полная длина взлета складывается из длины разбега, разгона и подъема, причем

$$L_{\text{разб}} = K_{\text{разб}} \frac{G}{N} - \frac{G}{S}, \quad (16)$$

где $K_{\text{разб}}$ — лежит в пределах $0,65—0,87$ или в среднем 0,75, для немеханизированного крыла и $0,54—0,73$ или в среднем 0,63 при частичном отклонении щитков или закрылков.

Полная длина взлетной дистанции, включающая разбег, разгон и подъем через препятствие высотой $h = 25 \text{ м}$, может быть выражена формулой

$$L_{h=25} = K_{\text{взл}} \frac{G}{N} \frac{G}{S}, \quad (17)$$

где $K_{\text{взл}} = 1,7 - 2,5$, или в среднем 2,05 для немеханизированного крыла и 1,6—2,05 или в среднем 1,8 для механизированного крыла.

Таким образом увеличение нагрузки на 1 м^2 ухудшает взлет, причем полная дистанция взлета прямо пропорциональна p .

У самолетов с большим значением N/G (скоростные истребители) увеличение p вызывает лишь незначительное ухудшение скороподъемности. У самолетов с малой величиной N/G (бомбардировщики) при увеличении p значительно ухудшается скороподъемность.

Маневренность, определяемая коэффициентом

$$a = \frac{G}{N_H} \sqrt{\frac{G}{\Delta_H S V \lambda}}, \quad (18)$$

при увеличении $\frac{G}{S}$ также ухудшается.

Минимальный радиус виража возрастает пропорционально p , а время виража увеличивается более резко. Например, для истребителя при увеличении p от 150 до 200 $\text{кг}/\text{м}^2$ время виража у земли возрастает от 18—19 до 22—23 сек., или в среднем на 22%, а радиус виража увеличивается на 30—35%.

Однако основное ограничение роста p заключается в уменьшении объема и строительной высоты крыла.

Изменения основных размеров крыла самолета с полетным весом $G = 2605 \text{ кг}$, $\lambda = 6$, $\eta = 2,04$ и $c_k = 0,14$ при увеличении p от 159 до 350 $\text{кг}/\text{м}^2$ приведены в табл. 14.

В последнем случае уборка колес (650×200) даже в корне крыла невозможна вследствие недостатка строительной высоты, если учитывать, что около 100 мм необходимо для амортизационной стойки. Аналогичные затруднения возникают с установкой вооружения и баков. Увеличение относительной толщины крыла для повышения строительной высоты нерационально, так как связано с увеличением c_p .

У бомбардировщиков конструктивные соображения менее затрудняют увеличение p , так как у них строительная высота больше за счет хорды; кроме того, колеса размещают в мотогондолах, а стрелковое вооружение и бомбы — в фюзеляже. Посадочная скорость также не лимитирует величины p , вследствие того, что посадку производят при сброшенных бомбах и выгоревшем горючем. Ограничителем роста p у бомбардировщиков является длина разбега при взлете с полной нагрузкой.

Таблица 14

p	S	$l = \sqrt{S\lambda}$	$b_{c\cdot r} = \frac{S}{l}$	$b_k = b_{c\cdot r} \left(1 + \frac{\eta - 1}{\eta + 1}\right)$	$C_k = b_k \bar{c}_k$
159	16,4	9,92	1,65	2,22	311 мм
350	7,43	6,68	1,11	1,49	209 "

Однако даже и в этом отношении, кроме механизации крыла, возможен ряд мер, позволяющих повышать p : взлет с наклонной дорожки, пополнение горючим в полете, взлет на буксире, составной самолет.

По этим соображениям нагрузка на 1 m^2 у самолета с большим процентом расходуемого в полете груза, как правило, выше, чем у истребителей, если исходить из веса при взлете. В полете величина p изменяется в довольно больших пределах (табл. 15).

Таблица 15

Самолеты	При взлете		Без бомб, патронов, но с 25% горючего и масла		S	$L_{разб}$ m
	G	p	G_0	p_0		
Do-217E1	15 290	270	10 252	181	56,7	1400
Авро „Ланкастер“ . . .	25 510	212			120,5	
Стирлинг	30 840	228			135,6	
Галифакс	28 100	242			116,25	
Боинг B-17-F	25 000	210,0			118,5	
Либерейтор B-24-D . . .	25 400	260	17 918	184	97,5	545
Дуглас A-20 Бостон . . .	9 300	224,0			43,14	650
Норт-Америкен B-25-C .	12 950	228,0			56,7	684

§ 2. СОСТАВЛЕНИЕ ЭСКИЗА КРЫЛА

Выбрав нагрузку на квадратный метр $p = \frac{G}{S}$, определяют площадь крыла в первом приближении $S = \frac{G}{p}$. По статистике прототипов намечают удлинение λ и горизонтальное сужение, т. е. отношение хорды в корне b_k к хорде на конце крыла $b_{конц}$ $\eta = \frac{b_k}{b_{конц}}$ или $\mu = \frac{1}{\eta}$.

При выборе λ принимают во внимание следующие соображения. Относительное удлинение влияет на индуктивное сопротивление крыла $c_i = \frac{c_y^2}{\pi \lambda}$. Для скоростных самолетов, летающих на малых c_y , увеличивать λ сверх 6 нерационально, так как это приведет за собой увеличение размаха, а следовательно, и веса крыла. Если основным требованием является дальность, то лететь приходится на больших c_y когда величина c_i составляет уже значительную часть полного сопротивления. В этих случаях

следует увеличивать λ в среднем до 7—8, а в некоторых случаях и больше. Набор высоты происходит также на больших значениях c_y , и для обеспечения большой вертикальной скорости желательно увеличение λ . Однако следует иметь в виду, что увеличение скороподъемности возможно при больших избытках мощности и малой нагрузке на силу, что характерно для истребителей.

Крыло, имеющее $\eta \approx 2,0$, по величине индуктивного сопротивления близко к эллиптическому. Крылья с $\eta > 2,0$ выгоднее в весовом отношении, но имеют большее c_i , а кроме того, менее устойчивы в поперечном направлении на больших углах атаки. Обычно принимают компромиссное решение, причем η колеблется от 2,0 до 3,5.

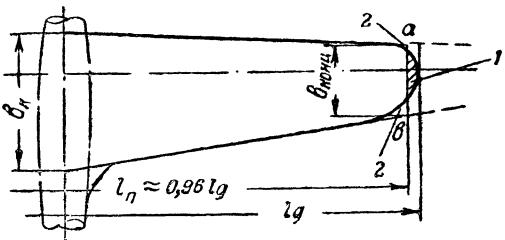
Для вычерчивания трех проекций крыла и дальнейшего уточнения его площади необходим еще ряд размеров, которые по статистике, составленной на основании периодической литературы, обычно установить не удается. К таким размерам относятся: строительная высота крыла в корне C_k и на конце $C_{конц}$ относительные толщины \bar{C}_k и $\bar{C}_{конц}$, отношение $\eta_v = \frac{C_k}{C_{конц}}$ или вертикальное сужение крыла.

Для равнопрочности различных вариантов крыльев, имеющих одинаковые S , l и λ , необходим объективный подход к назначению C_k и $C_{конц}$ или η_v в зависимости от выбранного η .

Аэродинамические данные крыла зависят также от стреловидности в плане, т. е. от угла χ , образуемого передней кромкой с вертикальной плоскостью, перпендикулярной к плоскости симметрии, от угла поперечного $V-\psi$, образуемого плоскостью хорд с горизонтальной плоскостью, перпендикулярной к плоскости симметрии самолета, и, наконец, от углов закрутки концов крыла относительно сечения в корне.

В начальной стадии проектирования ψ и χ назначают по статистике и уточняют в дальнейшем при расчете поперечной устойчивости и определении центра тяжести самолета. Закрутка может быть намечена лишь при выборе профиля крыла и способа его модификации по размаху.

Обычно концы крыла закругляют, а в сопряжении с фюзеляжем делают зализы (фиг. 62). При первоначальных подсчетах все размеры определяют для крыла с прямолинейными концами, причем площадь зализов не учитывается, а участок, находящийся под или над фюзеляжем, учитывают полностью как несущую поверхность. Переход от прямолинейных концов к закругленным делают на глаз или при помощи планиметра. Необходимо разместить фиктивную концевую хорду $b_{конц}$ таким образом, чтобы



Фиг. 62. Изменение крыла с закругленными концами на прямолинейное крыло.

заштрихованная площадь 1, отрезанная от закругленного крыла, была равна двум участкам 2, добавляемым к крылу с прямолинейными очертаниями концов. В дальнейшем от крыла с прямолинейными концами приходится снова переходить к эквивалентному по площади закругленному крылу, причем изменяются размах и удлинение. Для того чтобы не изменилось λ_d , выбранное по статистике, необходимо, подсчитывая размеры прямолинейного крыла, брать λ_n , примерно, на 3—4% меньше

$$\lambda_n = 0,96\lambda_d.$$

Рабочие формулы для построения в плане наиболее распространенного трапециевидного конического крыла с прямолинейной образующей поверхности и прямолинейными концами (фиг. 63) имеют следующий вид:

Площадь крыла

$$S = \frac{G}{p}.$$

Размах крыла

$$l_n = \sqrt{S\lambda_n}; \quad l_d = \sqrt{S\lambda_d}.$$

Средняя геометрическая хорда крыла

$$b_{cg} = \frac{S}{l} = \frac{l}{\lambda}.$$

Здесь и в дальнейших формулах под l и λ всюду подразумевается коническое крыло с прямолинейными концами.

Хорда крыла в корне

$$b_k = b_{cg} \left(1 + \frac{\eta - 1}{\eta + 1} \right). \quad (19)$$

Хорда на конце крыла

$$b_{конц} = b_{cg} \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta + 1} \right). \quad (20)$$

Расстояние центра тяжести площади полукрыла от плоскости симметрии

$$Z_{ц.т} = \frac{l}{6} \left(\frac{\eta + 2}{\eta + 1} \right). \quad (21)$$

Величина хорды, проходящей через центр тяжести площади полукрыла, или средняя аэродинамическая хорда

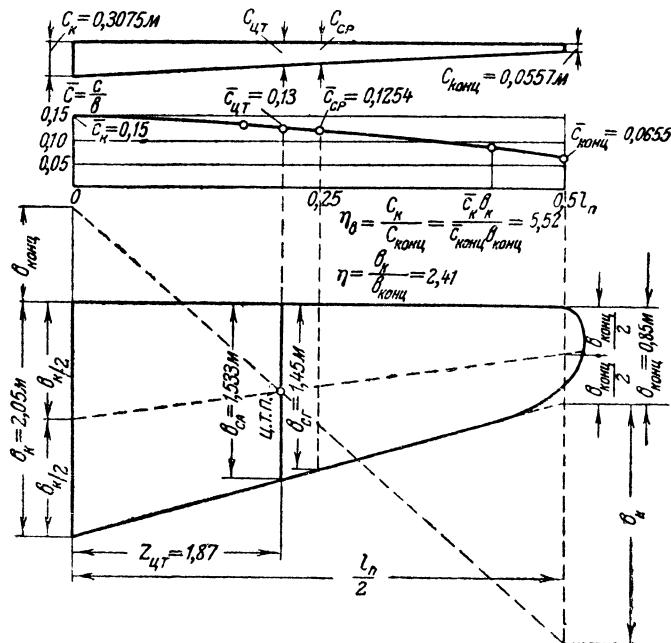
$$b_{CA} = 0,666 \frac{(\eta^2 + \eta + 1) b_{конц}}{(\eta + 1)}. \quad (22)$$

Величины $Z_{ц.т}$ и b_{CA} определяют и графически, общизвестным способом построения центра тяжести трапеции (фиг. 63).

Хорда крыла на расстоянии Z от корня

$$b_z = b_{\kappa} \left[1 - \frac{2z(\eta-1)}{\eta l} \right]. \quad (23)$$

Для трапециевидного крыла с прямоугольной формой центроплана основные размеры для вида в плане получают, задав-



Фиг. 63. Теоретическая схема крыла.

вшись по статистике λ , η трапециевидных консолей и размахом центроплана l_d .

$$S = \frac{G}{p};$$

$$\lambda_{\text{II}} = 0,96\lambda_{\text{I}};$$

$$l_{\pi} = \sqrt{S\lambda_{\pi}};$$

$$b_{\text{C}\cdot\Gamma} = \frac{s}{l} = \frac{l}{\lambda};$$

$$b_{ii} = \frac{s}{l_{ii} + \left(1 + \frac{1}{\eta}\right) \frac{l - l_{ii}}{2}}; \quad (24)$$

$$b_{\text{конц}} = \frac{b_k}{\eta}.$$

Площадь трапециевидных участков

$$S_t = S - l_u b_k.$$

Общий размах трапециевидных участков

$$l_t = l - l_u.$$

Все остальные размеры можно подсчитать по формулам (21), (22), (23). Величина Z соответствует расстоянию до корня трапециевидных участков, а вместо l надо брать l_t — суммарный размах трапециевидных участков.

Величина $b_{c.A}$ относится к трапециевидным участкам, а не ко всему крылу. Способ определения $b_{c.A}$ для крыла с прямоугольным центропланом будет указан в дальнейшем.

Для эллиптического крыла при выбранных S и λ имеем:

$$l = \sqrt{S\lambda};$$

$$b_k = \frac{4S}{\pi l};$$

$$b_{cr} = \frac{S}{l};$$

$$Z_{u.t} = 0,2122l;$$

$$b_{cA} = 0,85b_k.$$

Построение вертикальной проекции прежде всего зависит от относительной толщины c_k или строительной высоты $C_k = \bar{c}_k b_k$ крыла в корне, зависящих, в свою очередь, от ряда факторов: η , разгрузки крыла весом находящихся на нем грузов, типа конструкции, коэффициентов перегрузки и т. д. Вопрос о выборе наивыгоднейшей величины C_k сложен и еще не имеет решения. Для объективного подхода к назначению C_k воспользуемся его зависимостью от горизонтального сужения η .

При принятых разрушающих напряжениях материала строительная высота C_k должна быть пропорциональной изгибающему моменту от аэродинамических сил

$$M = \frac{G}{2} Z,$$

где Z — расстояние по размаху от корня крыла до точки приложения равнодействующих воздушных сил, действующих на полукрыло. Таким образом должно существовать равенство

$$C_k = \text{const} \frac{G}{2} Z. \quad (25)$$

В табл. 16 для различных η приведены значения $\frac{Z}{l}$ по ви-

хревой теории Глауэрта при $5 \leq \lambda \leq 10$, и в предположении, что $c_y = \text{const}$ по размаху, т. е. что Z равен абсциссе центра тяжести площади полукрыла.

Для $\eta = \infty$ и 4 по Глауэрту величины $\frac{Z}{l/2}$ больше тех же величин, полученных в предположении, что центр давления по размаху совпадает с центром тяжести площади крыла. Второе предположение дает большие, чем первое, значения $\frac{Z}{l/2}$ для

$\eta = 2; 1,33$ и $1,0$.

Таблица 16

Схемы крыльев	△	□	△	□	□	Ц.Д.	Примечание
Наименование данных	∞	4	2	1,33	1		
η	∞	4	2	1,33	1		
$\mu = \frac{1}{\eta}$	0	0,25	0,50	0,75	1		
$\frac{Z}{l/2}$	0,37	0,409	0,429	0,444	0,455	По Глауэрту	
$\frac{Z}{l/2} = \frac{1}{3} \left(\frac{\eta+2}{\eta+1} \right)$	0,33	0,40	0,444	0,477	0,50	В предположении $c_y = \text{const}$ по размаху	
φ	0,395	0,55	0,70	0,86	1,00		

При дальнейших выводах для $\frac{Z}{l/2}$ приняты величины, полученные по вихревой теории, как более отвечающие действительности. Изменение Z в зависимости от $\mu = \frac{1}{\eta}$ можно достаточно точно выразить уравнением

$$Z = l(0,184 + 0,074\mu - 0,028\mu^2). \quad (26)$$

Разделив обе части уравнения (25) на b_k и подставляя в правую часть $b_k = \frac{2S}{(1 + \mu)l}$, получаем

$$\bar{c}_k = \frac{C_k}{b_k} = \text{const} \frac{GZl}{4S} (1 + \mu)$$

или после подстановки Z из уравнения (26)

$$\bar{c}_k = \text{const} \frac{G}{4} \lambda (1 + \mu) (0,184 + 0,074\mu - 0,028\mu^2).$$

Для выбранных G , λ , S и l имеем

$$\bar{c}_k = \text{const} (1 + \mu) (0,184 + 0,074\mu - 0,028\mu^2). \quad (27)$$

Если произвести прикидочный расчет на прочность одного из вариантов крыла с выбранными S , λ и η для какой-либо величины c_k , то, пользуясь уравнением (27), можно определить, какие должны быть относительные толщины \bar{c}_k крыльев, имеющих различные η при тех же S , λ и напряжениях материала в корневом сечении. Приняв за исходный вариант прямоугольное крыло ($\mu = 1$) с относительной толщиной $c_{\text{п.к.}}$, можно получить более простое выражение для сравнения \bar{c}_k трапециевидных крыльев, имеющих различные сужения, при тех же S , λ и l

$$\varphi = \frac{\bar{c}_k}{\bar{c}_{\text{п.к.}}} = \frac{(1 + \mu)(0,184 + 0,074\mu - 0,028\mu^2)}{2 \cdot (0,184 + 0,074 - 0,028)} = \\ = 2,18(1 + \mu)(0,184 + 0,074\mu - 0,028\mu^2). \quad (28)$$

Это выражение можно заменить более простым:

$$\varphi = \frac{\bar{c}_k}{\bar{c}_{\text{п.к.}}} = 0,395 + 0,605\mu$$

или

$$\varphi = \frac{\bar{c}_k}{\bar{c}_{\text{п.к.}}} = 0,395 + \frac{0,605}{\eta},$$

которое представлено в виде графика (фиг. 64).

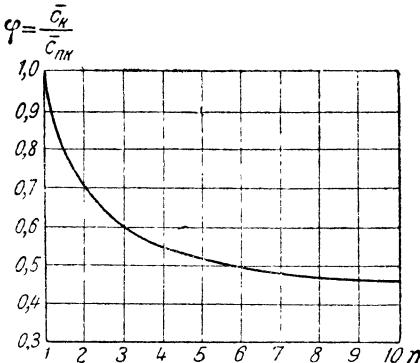
Из графика следует, что по мере увеличения сужения η трапециевидного крыла его относительная толщина в корне \bar{c}_k может быть уменьшена при тех же разрушающих напряжениях материала в корне, а следовательно, и во всех сечениях, расположенных на одинаковых расстояниях по размаху.

Фиг. 64 можно использовать для определения относительных толщин в корне у вариантов проектируемого крыла, отличающихся величинами сужений в плане. Задавшись по статистике величиной \bar{c}_{k1} выбранного трапециевидного крыла с сужением η_1 , определяем $\varphi_1 = \frac{\bar{c}_{k1}}{\bar{c}_{\text{п.к.}}}$. Для другого сужения η_2 имеем

$$\varphi_2 = \frac{\bar{c}_{k2}}{\bar{c}_{\text{п.к.}}},$$

откуда

$$\frac{\varphi_1}{\varphi_2} = \frac{\bar{c}_{k1}}{\bar{c}_{k2}} \quad \text{и} \quad \bar{c}_{k2} = \bar{c}_{k1} \frac{\varphi_2}{\varphi_1}.$$



Фиг. 64. Зависимость относительной толщины в корне \bar{c}_k трапециевидных крыльев от горизонтального сужения η .

$c_{\text{п.к.}}$ — относительная толщина в корне прямоугольного крыла при $\eta=1$ и тех же s , λ и l .

Придодочные аэродинамические расчеты трапециевидных крыльев делают по характеристикам сечения, имеющего среднюю относительную толщину \bar{c}_{cp} . Для определения \bar{c}_{cp} , кроме \bar{c}_k , необходимо назначить относительную толщину крыла на конце $\bar{c}_{конц}$, задавшись изменением относительной толщины по размаху или относительным вертикальным сужением

$$\bar{\eta}_B = \frac{\bar{c}_k}{\bar{c}_{конц}}.$$

На основании обработки статистических данных современных самолетов с трапециевидными крыльями можно принять следующие выражения для $\bar{\eta}_B$:

$$\bar{\eta}_B = V \bar{\eta}. \quad (30)$$

Зная \bar{c}_k и $\bar{\eta}_B$, можно подсчитать $\bar{c}_{конц}$:

$$\bar{c}_{конц} = \frac{\bar{c}_k}{\bar{\eta}_B}, \quad (31)$$

а затем \bar{c}_{cp} , необходимое для построения поляры чисто трапециевидного крыла и определения $c_x \min$

$$\bar{c}_{cp} = \frac{\bar{\eta} \bar{c}_k + \bar{c}_{конц}}{(\bar{\eta} + 1)}. \quad (32)$$

Для трапециевидного крыла с прямолинейными образующими поверхности и очертаниями концов относительную толщину на расстоянии z от плоскости симметрии находят по формулам:

$$\bar{c}_z = \frac{\left(1 - \frac{2z}{l}\right) (\bar{c}_k \bar{\eta} - \bar{c}_{конц}) + \bar{c}_{конц}}{\left(1 - \frac{2z}{l}\right) (\bar{\eta} - 1) + 1} \quad (33)$$

или

$$\bar{c}_z = \bar{c}_k \frac{l - \frac{2z(\bar{\eta}_B - 1)}{\bar{\eta}_B}}{l - \frac{2z(\bar{\eta} - 1)}{\bar{\eta}}}, \quad (34)$$

где

$$\bar{\eta}_B = \frac{C_k}{C_{конц}} = \frac{\bar{c}_k b_k}{\bar{c}_{конц} b_{конц}}.$$

Изменение $\bar{c}_z = f(z)$ построено на фиг. 63 и выражается кривой линией при прямолинейном законе изменения строительной высоты

$$C_z = \bar{c}_z b_z = f(z).$$

Зная относительные толщины, определяем строительную высоту крыла в корне $C_k = \bar{c}_k b_k$ и на конце $C_{конц} = \bar{c}_{конц} b_{конц}$ (см.

фиг. 63). Аналогичным способом строят вид спереди трапециевидного крыла с прямоугольным центропланом, причем z соответствует расстоянию до корня трапециевидных участков, а l равно их суммарному размаху. Среднюю относительную толщину всего крыла определяют по формуле (32) или (35):

$$\bar{c}_{ep} = \frac{S_{mid}}{S}, \quad (35)$$

где S_{mid} — площадь проекций всего крыла вместе с прямоугольным центропланом на вертикальную плоскость при горизонтальной плоскости хорд;

S — площадь всего крыла вместе с центропланом.

Построение вертикальной проекции эллиптического крыла или крыла произвольной формы в плане значительно сложнее. Задавшись относительной толщиной в корне и для ряда сечений по размаху, необходимо обеспечить плавность изменения \bar{c} и строительной высоты C графическим построением.

§ 3. СРЕДНЯЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ХОРДА КРЫЛА

Средней аэродинамической хордой данного крыла называется хорда эквивалентного прямоугольного и прямолинейного в виде спереди крыла, имеющего ту же нормальную Y_1 и касательную X_1 к хорде составляющие, а также момент M_{z1} относительно поперечной оси. Из условия равенства нормальной и касательной составляющих следует, что площадь эквивалентного крыла должна быть равна площади данного крыла или сумме площадей крыльев биплана.

Из равенства моментов данного и эквивалентного крыльев и допущения, что M_{z1} , Y_1 и X_1 постоянны по размаху крыла, получаем формулы, определяющие b_{CA} , x_{CA} , y_{CA} для данного крыла произвольного очертания в плане:

$$b_{CA} = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{l}{2}} b^2 dz; \quad (36)$$

$$x_{CA} = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{l}{2}} b x dz; \quad (37)$$

$$y_{CA} = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{l}{2}} b y dz, \quad (38)$$

где dz — ширина участков полукрыла по размаху (фиг. 65).

На фиг. 65 сделано построение b_{CA} эллиптического крыла, для которого формулы (36), (37), (38) после интегрирования принимают следующий вид:

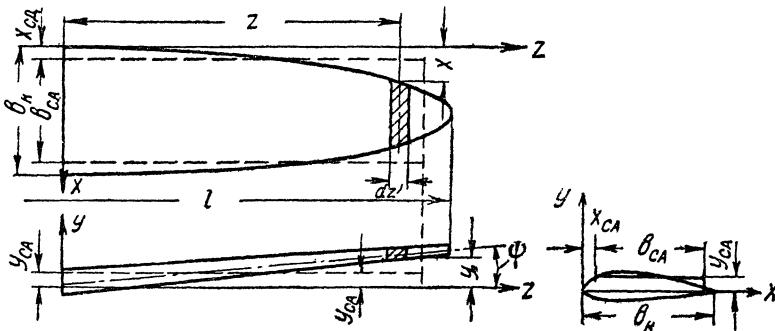
$$b_{CA} = 0,85b_k; \quad (39)$$

$$x_{CA} = 0,075b_k; \quad (40)$$

$$y_{CA} = 0,212l \operatorname{tg} \psi; \quad (41)$$

$$z_{CA} = 0,2122l. \quad (42)$$

Для производства центровки самолета необходимо знать положение средней хорды относительно корневого сечения крыла в проекции на плоскость симметрии самолета. Формулы (39),



Фиг. 65. Построение b_{CA} эллиптического крыла.

(40), (41), (42) позволяют сделать необходимое построение средней хорды на виде самолета сбоку (плоскость XOY).

Вывод формул (36), (37), (38) для монопланного крыла сделан в предположении постоянных значений M_{z1} , Y_1 и Z_1 в разных сечениях, что близко к действительности лишь в случае эллиптического распределения подъемной силы по размаху. В большинстве случаев M_{z1} , Y_1 и Z_1 непостоянны по размаху и, следовательно, формулы становятся приближенными.

Трапециевидное крыло. При подсчете b_{CA} для трапециевидного крыла с закругленными концами необходимо прежде всего заменить его эквивалентным по площади крылом с прямошлинейными очертаниями концов.

$$\frac{l}{2}$$

Величина $\int_0^{\frac{l}{2}} b^2 dz$ для трапециевидного крыла представляет со-

бой удвоенный статический момент площади диаграммы, у которой ось абсцисс является осью z и по оси ординат x отложены хорды крыла b :

$$\int_0^{\frac{l}{2}} b^2 dz = 2S_z = 2 \frac{S_{x_{цт}}}{2} = S_{x_{п.т.}}$$

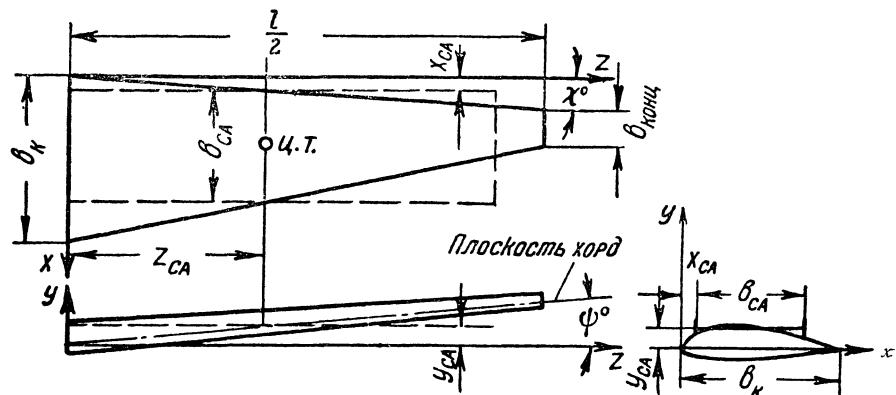
где S_z — статический момент площади диаграммы, равной площади полукрыла относительно оси z ,

$\frac{S}{2}$ — площадь полукрыла или площадь диаграммы,

$x_{ц.т}$ — расстояние ц. т. площади указанной диаграммы до оси. Следовательно,

$$b_{CA} = \frac{2 \int_0^{\frac{l}{2}} b^2 dz}{S} = \frac{2Sx_{ц.т}}{S} = 2x_{ц.т},$$

т. е. средняя аэродинамическая хорда равна удвоенной ординате центра тяжести площади диаграммы или хорде, проходящей через ц. т. площади половины крыла. Графическое построение средней хорды трапециевидного крыла в плане было приведено на фиг. 63.



Фиг. 66. Аналитическое построение b_{CA} трапециевидного крыла.

Формулы для аналитического построения b_{CA} прямолинейного трапециевидного крыла (фиг. 66) имеют следующий вид:

$$b_{CA} = 0,666 \frac{(\eta^2 + \eta + 1) b_{конц}}{(\eta + 1)} ;$$

$$z_{CA} = \frac{l}{6} \frac{\eta + 2}{\eta + 1} ;$$

$$x_{CA} = \frac{(\eta + 2) \operatorname{tg} \chi l}{(1 + \eta) 6} ; \quad (43)$$

$$y_{CA} = \frac{(\eta + 2) l \operatorname{tg} \psi}{(1 + \eta) 6} , \quad (44)$$

где l — обозначает размах крыла с прямолинейными концами, эквивалентного по площади крылу с закругленными концами.

Трапециевидное крыло с прямоугольным центропланом. В этом случае прежде всего необходимо определить величину и положение $b_{САК}$ для трапециевидных концов:

$$b_{САК} = 0,666 \frac{(\eta_k^2 + \eta_k + 1) b_{конц}}{(\eta_k + 1)}, \quad (45)$$

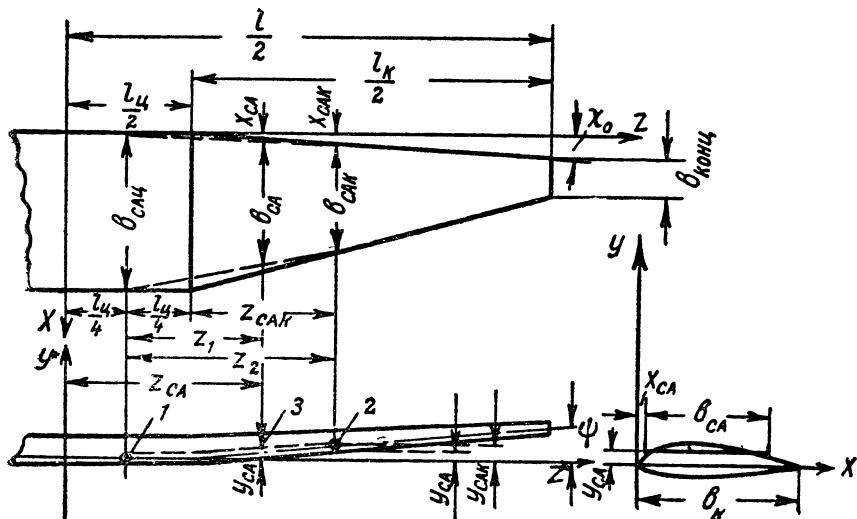
$$z_{САК} = \frac{l_k}{6} \frac{\eta_k + 2}{\eta_k + 1}; \quad (46)$$

$$x_{САК} = \frac{(\eta_k + 2) l_k \operatorname{tg} \chi_k}{(1 + \eta_k) 6}; \quad (47)$$

$$v_{САК} = \frac{(\eta_k + 2) l_k \operatorname{tg} \psi_k}{(1 + \eta_k) 6}, \quad (48)$$

где η_k , l_k , χ_k , ψ_k относятся к консольным частям крыла и l_k равен суммарному размаху обоих трапециевидных участков, также замененных равновеликим крылом с прямолинейным очертанием концов.

Величину средней хорды всего полукрыла находят графически. Соединяя концы средней хорды половины центроплана



Фиг. 67. Аналитическое построение $b_{СА}$ для трапециевидного крыла с прямоугольным центропланом.

$b_{СА4}$ с концами средней хорды трапециевидной части $b_{САК}$ (фиг. 67). Между соединительными прямыми определяем длину отрезка, делящего расстояние между средними хордами на участки, обратно пропорциональные площадям одного трапециевидного конца S_k и $\frac{S_k}{2}$ — половины площади центроплана:

$$Z_1 = \frac{Z_2 S_k}{S_k + \frac{S_k}{2}}, \quad (49)$$

где

$$Z_2 = \frac{l_n}{4} + Z_{\text{CAK}}.$$

Этот отрезок и является средней аэродинамической хордой всего крыла b_{CA} .

По чертежу в плане графически определяют x_{CA} как расстояние от передней кромки b_{CA} до оси Z . Ординату y_{CA} для всего крыла находим графическим построением, аналогичным построению b_{CA} . Соединяя в вертикальной проекции точки, находящиеся на линиях хорд центроплана 1 и трапециевидного конца 2 y_{CAK} , и находим на соединительной линии 1–2 точку 3 пересечения ее с вертикалью, проходящей через b_{CA} всего крыла. Расстояние от точки 3 до оси Z в вертикальной проекции равно y_{CA} .

Аналогичным построением находят b_{CA} крыльев, имеющих форму двух трапеций с разными горизонтальными сужениями.

Скорее и точнее все размеры можно определить аналитически, причем рабочие формулы имеют следующий вид.

Средняя хорда трапециевидного крыла с прямоугольным центропланом выражается формулой

$$b_{\text{CA}} = \frac{0,667 b_{\text{конц}} \left[(\eta^2 + \eta + 1) - \frac{l_n}{l} (1 + \eta - 2\eta^2) \right]}{(\eta + 1) + \frac{l_n}{l} (\eta - 1)}. \quad (50)$$

Расстояние от плоскости симметрии до b_{CA}

$$z_{\text{CA}} = \frac{l_n}{4} + z_1 = \frac{l_n(\eta - 1)(l + l_n) + l^2(\eta + 2)}{6[l_n(\eta - 1) + l(\eta + 1)]}; \quad (51)$$

$$x_{\text{CA}} = \frac{x_{\text{CAK}} z_1}{z_2}; \quad (52)$$

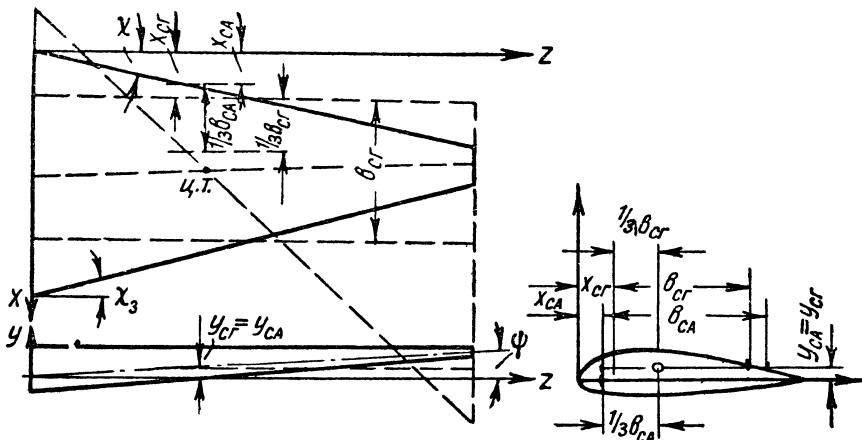
$$y_{\text{CA}} = \frac{y_{\text{CAK}} z_1}{z_2}. \quad (53)$$

При обработке статистики и сравнении центровки самолетов положение центра тяжести и основные размеры самолета иногда относят к средней геометрической хорде $b_{\text{ср}} = \frac{s}{l}$. Среднюю геометрическую хорду в этом случае размещают в центре тяжести площади крыла (фиг. 68). b_{CA} и $b_{\text{ср}}$ делят на три части и первые от передней кромки точки совмещаются. Следовательно,

$$x_{\text{ср}} = x_{\text{CA}} + \frac{1}{3} (b_{\text{CA}} - b_{\text{ср}}). \quad (54)$$

Координаты $x_{\text{ср}}$, $y_{\text{ср}}$ и $z_{\text{ср}}$ определяют графически. При выводе формул для средней аэродинамической хорды b_{CA} и ее координат сделаны допущения, близкие к действительности, размещение же $b_{\text{ср}}$ является весьма условным, поэтому применение его для расчета устойчивости не рекомендуется, тем бо-

лее что и само построение $b_{СГ}$ не вносит никаких упрощений по сравнению с построением $b_{СА}$.



Фиг. 68. Построение средней геометрической хорды $b_{СГ}$ для приближенной центровки.

Разница при подсчете положения центра тяжести по $b_{СА}$ и $b_{СГ}$ для крыльев с одинаковой стреловидностью передней и задней кромок незначительна (табл. 17).

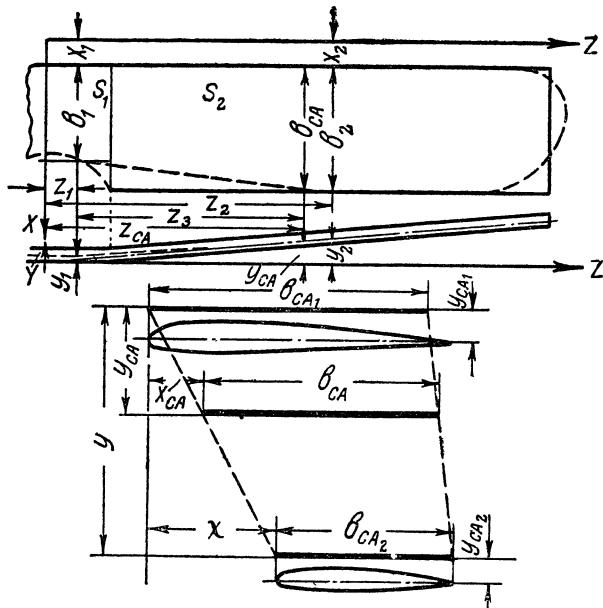
Таблица 17

Положение ц. т. относительно корневой хорды, %	η	Форма крыла в плане	Центровка, %		Расхождение
			$b_{СА}$	$b_{СГ}$	
30	—	Эллиптическая	26,5	27,1	0,6
30	2,0	Трапециевидная	24,4	24,0	0,4
30	4,0	•	21,4	20,0	1,4
40	—	Эллиптическая	38,2	39,9	1,7
40	2,0	Трапециевидная	37,3	37,4	0,1
40	4,0	„	35,7	36,0	0,3

Для прикидочного расчета продольной устойчивости, определения длины плеча горизонтального и вертикального оперений, а также Re трапециевидных и криволинейных в плане крыльев необходимо брать величину $b_{СА}$. Подсчет Re по $b_{СА}$, а не по $b_{СГ}$ более обоснован, так как в первом случае значения Re , меньшее и большее чем Re среднее, распространяются на равные площади крыла.

Построение средней аэродинамической хорды для бипланной коробки целесообразно лишь в случае одинаковых профилей и углов установки крыльев. При расчете устойчивости следует рассматривать в отдельности моменты верхнего и нижнего крыльев относительно центра тяжести самолета. Построение средней аэродинамической хорды биплана пригодно лишь для ориенти-

ровочного определения центровки и назначения размеров самолета по статистическим данным. Для построения средней аэродинамической хорды биплана необходимо прежде всего определить средние аэродинамические хорды верхнего и нижнего крыльев. При этом встречается случай, не рассмотренный ранее, т. е. крыло с вырезами и концевыми закруглениями, составляющими больший процент, чем в трапециевидных крыльях (фиг. 69).



Фиг. 69. Построение b_{CA} для полутораплана.

Прежде всего заменяем закругленные концы и половину центроплана равновеликими частями, имеющими прямолинейные очертания. Полукрыло можно заменять двумя участками с площадями S_1 и S_2 , хордами b_1 и b_2 и координатами x_1 , x_2 , y_1 , y_2 . Величину и координаты средней хорды находим по формулам:

$$b_{CA} = \frac{S_1 b_1 + S_2 b_2}{S_1 + S_2}; \quad (55)$$

$$x_{CA} = \frac{x_1 S_1 + x_2 S_2}{S_1 + S_2}; \quad (56)$$

$$y_{CA} = \frac{y_1 S_1 + y_2 S_2}{S_1 + S_2}; \quad (57)$$

$$z_{CA} = z_1 + z_3, \quad (58)$$

где

$$z_3 = \frac{(z_2 - z_1) S_2}{S_1 + S_2}.$$

После определения средних хорд верхнего b_{CA1} и нижнего b_{CA2} крыльев необходимо перейти к построению положения сред-

ней хорды b_{CA} коробки крыльев по высоте. Положение b_{CA} всей коробки по высоте определяют по правилу сложения параллельных сил, которыми в данном случае являются подъемные силы крыльев:

$$\frac{y_{CA}}{y} = \frac{c_{y2}S_2}{c_{y1}S_1 + c_{y2}S_2},$$

где c_{y1} и c_{y2} — подъемные силы верхнего и нижнего крыльев; S_1 и S_2 — площади верхнего и нижнего крыльев.

Отсюда

$$y_{CA} = y \frac{S_2}{\frac{c_{y1}}{c_{y2}} S_1 + S_2} = y \frac{S_2}{S_1 + S_2}. \quad (59)$$

Соотношение коэффициентов подъемных сил верхнего и нижнего крыльев $\frac{c_{y1}}{c_{y2}}$ зависит от выноса x , расстояния между хордами y и углов атаки.

При подсчетах можно брать среднюю величину отношения $\frac{c_{y1}}{c_{y2}} \approx 1$. Передняя и задняя кромки b_{CA} размещаются на линиях, соединяющих передние и задние кромки b_{CA1} и b_{CA2} . Величину средней хорды находят по формуле

$$b_{CA} = \frac{b_{CA1}S_1 + b_{CA2}S_2}{S_1 + S_2} \quad (60)$$

или графически по схеме.

§ 4. ВЫБОР ПРОФИЛЯ КРЫЛА

Приближенное построение поляры трапециевидного крыла производят по способу Арсандо. Этот способ заключается в том, что поляру трапециевидного крыла заменяют полярой прямоугольного крыла, имеющего то же удлинение λ и относительную толщину, равную средней относительной толщине трапециевидного крыла

$$\bar{c}_{cp} = \frac{S_{mid}}{S} = \frac{2 \int_0^{\frac{l}{2}} \bar{c} dz}{S}. \quad (61)$$

Задавшись формой крыла в плане и виде спереди с учетом конструктивных и отчасти аэродинамических соображений, можно, казалось бы, определить c_{cp} и выбрать профиль для этого сечения. Для современных скоростей, однако, приходится усложнить даже эскизное проектирование, учитывая не только среднюю, но максимальную и минимальную относительные толщины крыла. При подсчете $\Delta c_{y_{max}}$ всего крыла в зависимости от размещения средств механизации и их типа необходимо также определять относительную толщину крыла в различных участках.

Выбор профиля крыла сводится в первую очередь к сравнению существующих профилей с точки зрения их поведения на максимальной скорости в зависимости от принятой относительной толщины в корне и на конце.

При некоторых величинах поступательной скорости местные скорости у профиля крыла достигают скорости звука. Это явление называется волновым кризисом и приводит к резкому увеличению сопротивления вследствие сжимаемости воздуха. Чем больше местные скорости, тем ближе кризис и тем меньше поступательные скорости, при которых начинает резко возрастать сопротивление. Наилучшим профилем является тот, у которого волновой кризис наступает при большем значении критического числа Берсту (Маха):

$$Ba_{kp} = \frac{V_{kp}}{a}, \quad (62)$$

где V_{kp} — критическая скорость полета, при которой возникает местная звуковая скорость;
 a — скорость звука.

При больших скоростях, когда местная скорость меньше звуковой, сжимаемостью воздуха также пренебречь нельзя. Например, при $Ba = 0,8-0,9$, т. е. при $V = 960 \text{ км/час}$, $c_{x \min}$ возрастает в 4—5 раз.

Зная распределение давления по профилю крыла, можно определить критическую скорость V_{kp} или Ba_{kp} . Обозначим через p_0 и V_0 давление и скорость вдали от крыла, причем для условий полета $p_0 = p_{\text{атм}}$ и $V_0 = V_{\text{пол}}$, и через p и V — местные давления и скорость в рассматриваемой точке крыла. Уравнение Бернулли дает для двух сечений вдали от крыла и в рассматриваемой точке

$$p_0 + \frac{\rho V_0^2}{2} = p + \frac{\rho V^2}{2} \quad \text{или} \quad \frac{p - p_0}{q_0} = \bar{p} = 1 - \left(\frac{V}{V_0} \right)^2.$$

При возникновении волнового кризиса местная скорость V равняется скорости звука, т. е. $V = a$. Этот момент наступит прежде всего в точке с минимальным давлением и, следовательно, можно написать

$$\bar{p}_{\min} = 1 - \left(\frac{a}{V_{kp}} \right)^2.$$

Обозначая $\frac{V_{kp}}{a}$ через Ba_{kp} , получаем

$$\frac{V_{kp}}{a} = Ba_{kp} = \frac{1}{\sqrt{1 - \bar{p}_{\min}}}. \quad (63)$$

Проф. С. А. Христиановичем для больших дозвуковых скоростей получена зависимость Ba_{kp} от \bar{p}_{\min} . При помощи этой зависимости, имея распределение давления по данному профилю, определяем величину p_{\min} и критическое значение числа Берсту

$Ba_{kp} = \frac{V_{kp}}{a}$. Зная Ba_{kp} , определяем V_{kp} , т. е. скорость полета, при которой местная скорость достигает скорости звука. Для тех участков профиля, где p_{min} меньше нуля, местные скорости будут больше, чем скорость полета. Следовательно, волновой кризис на этих участках возникнет раньше, чем скорость полета достигнет скорости звука $\frac{V_{kp}}{a} < 1$.

Скорость звука уменьшается с увеличением высоты до 11 000 м и в дальнейшем остается постоянной. Критическая скорость полета $V_{kp} = Ba_{kp} a$ уменьшается при увеличении высоты. Следовательно, даже при одной и той же скорости полета возможность волнового кризиса увеличивается с высотой.

В ЦАГИ были исследованы на распределение давления восемь крыльевых профилей B, BS, D-2, Clark-YH, NACA-22, NACA-230, RAF-34, RAF-38 модифицированных по относительной толщине в пределах 8—17%. Результаты этих исследований показывают, что подбором относительной толщины по размаху можно избежать наступления волнового кризиса при V_{max} на различных высотах.

У большинства исследованных профилей Ba_{kp} , а следовательно, и V_{kp} , уменьшается с увеличением относительной толщины почти по прямолинейному закону (фиг. 70).

Профиль NACA-22 имеет $\min Ba_{kp}$ при $\bar{c} = 11,5\%$. У профиля D-2 Ba_{kp} уменьшается с увеличением \bar{c} до 11%, после чего начинается некоторое увеличение Ba_{kp} до $\bar{c} \approx 14\%$, а затем Ba_{kp} опять падает с увеличением \bar{c} . Приведенная диаграмма относится к $c_y = 0,1$.

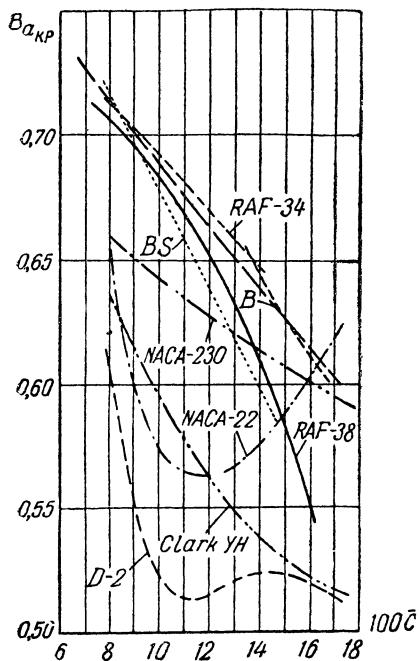
При других c_y наклон кривых $Ba_{kp} = f(\bar{c})$, их форма и относительное расположение несколько изменяются. Для $\bar{c} = 12\%$ последовательность профилей в порядке уменьшения Ba_{kp} приведена в табл. 18 (фиг. 71).

Таким образом в пределах c_y , соответствующих максимальной скорости горизонтального полета ($c_y = 0,1—0,2$), наилучшими профилями являются RAF-34, 38 и B.

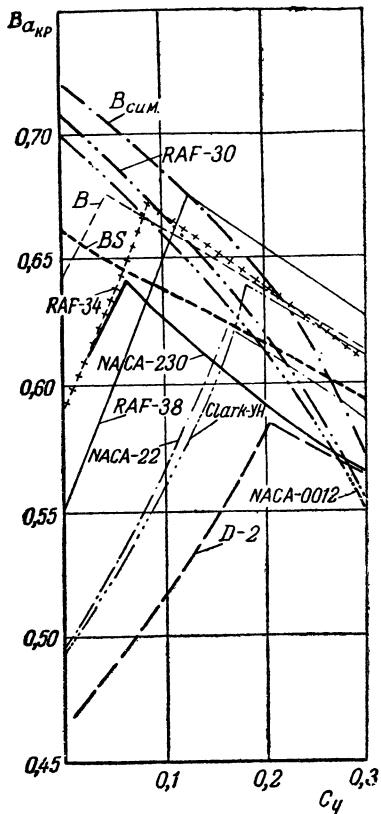
При одной и той же относительной толщине \bar{c} (фиг. 71) Ba_{kp} имеет \max для всех крыльевых профилей, за исключением BS, при c_y в пределах 0,04—0,20. Исключением являются, кроме BS, симметричные профили RAF-30, B и NACA-0012, у которых Ba_{kp} имеет \max при $c_y = 0$. $\max Ba_{kp}$ всех профилей уменьшается при увеличении относительной толщины. Например, для профиля RAF-34 имеем при $\bar{c} = 8, 12, 14$ и 16% соответственно $\max Ba_{kp} = 0,738, 0,677, 0,643$ и $0,61$.

Выбор профиля для крыла с изменяющейся по размаху относительной толщиной в первую очередь заключается в отборе профилей, у которых при данной максимальной скорости волновой кризис не наступает ни в одном сечении по размаху. Критическая скорость отобранных профилей $V_{kp} = Ba_{kp} a$ должна

быть больше $V_{\max} = B_a a$ или $B a_{kp} > B a$. Из отобранных таким образом профилей следует затем окончательно выбирать профили с учетом аэродинамических и конструктивных особенностей.



Фиг. 70. Зависимость $B a_{kp}$ от \bar{c} для различных профилей при $c_y = 0,10$.



Фиг. 71. Зависимость $B a_{kp}$ от c_y для различных профилей при одной и той же относительной толщине $\bar{c} = 0,12$.

Отбор профилей заключается в следующем:

1) Определяем число Берсту при полете на расчетной высоте H_m и V_{\max_H} , км/час:

$$B a_H = \frac{V_{\max_H}}{3,6 a_H}, \quad (64)$$

где a_H — скорость звука на расчетной высоте H — может быть найдена по формуле

$$a_H = \left[\frac{45(11000 - H)}{11000} + 296 \right] \text{м/сек} \text{ до высоты } 11000 \text{ м}$$

включительно, а затем $a_H = \text{const} = 296 \text{ м/сек}$.

Таблица 18

		Последовательность в порядке уменьшения $Back$							
c_y		1	2	3	4	5	6	7	8
0	BS	B	RAF-34 NACA-230	RAF-38	Clark YH	NACA-22	D-2		
0,1	RAF-34	B	RAF-38	BS	NACA-230	NACA-22	Clark YH	D-2	
0,2	RAF-38	RAF-34	B	Clark YH	BS NACA-22	NACA-230	D-2		
0,3	RAF-38	B	Clark YH	RAF-34	BS	NACA-22	NACA-220 D-2		

Критические числа Берстру Ba_{kp} рассматриваемых профилей во всех сечениях крыла, т. е. при всех относительных толщинах, должны быть больше Ba_H , определенного по данным V_{max} и H .

2) Определяем c_{y_H} , соответствующее полету на V_{max} при H :

$$c_{y_H} = \frac{G}{\frac{\rho}{2} V^2 S} = \frac{2p}{\rho V^2}. \quad (65)$$

Все материалы исследований ЦАГИ получены в условиях несжимаемого потока при малых скоростях, а c_{y_H} соответствует условиям, при которых сжимаемость воздуха уже сказывается на величинах аэродинамических коэффициентов. В частности, коэффициент подъемной силы в условиях полета c_{y_H} связывается с коэффициентами, полученными в условиях испытаний ЦАГИ, следующим соотношением Прандтля:

$$c_{y_H} = \frac{c_y}{\sqrt{1 - Ba_H}}. \quad (66)$$

3) Для использования материалов исследований ЦАГИ делаем пересчет с c_{y_H} на c_y :

$$c_y = c_{y_H} \sqrt{1 - Ba_H^2}. \quad (67)$$

4) Находим величины c_y в различных сечениях по размаху крыла.

Величина $c_y = c_{y_H} \sqrt{1 - Ba_H^2}$ является средней для всего крыла, и для того, чтобы определить Ba_{kp} в различных сечениях на расстояниях z от оси симметрии крыла, необходимо найти распределение c_y по полуразмаху крыла.

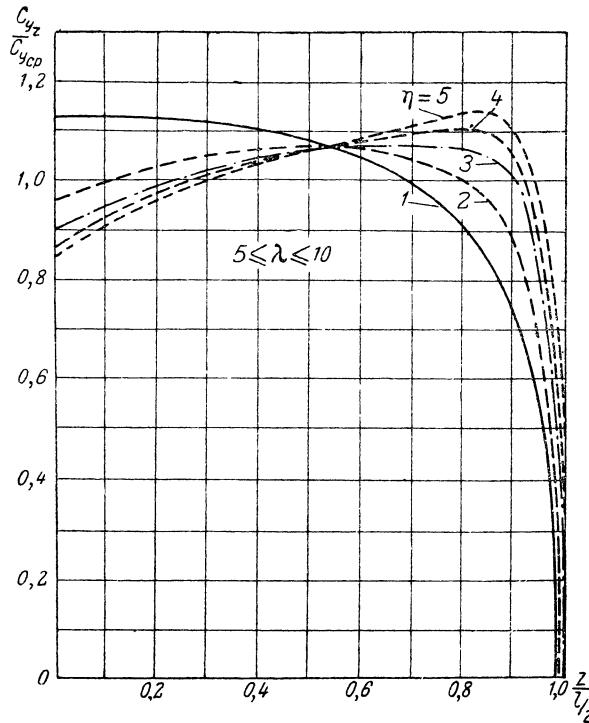
Величину c_{yz} — коэффициент подъемной силы в сечении на расстоянии z от оси симметрии трапециевидного крыла при $l_u=0$ для $5 \leq \lambda \leq 10$ и η в пределах $1 \div 5$ — можно найти по фиг. 72. Взяв кривую, соответствующую выбранному сужению η , или интерполируя между имеющимися целыми значениями, можно определить отношение:

$$\frac{c_{yz}}{c_y} = K, \quad (68)$$

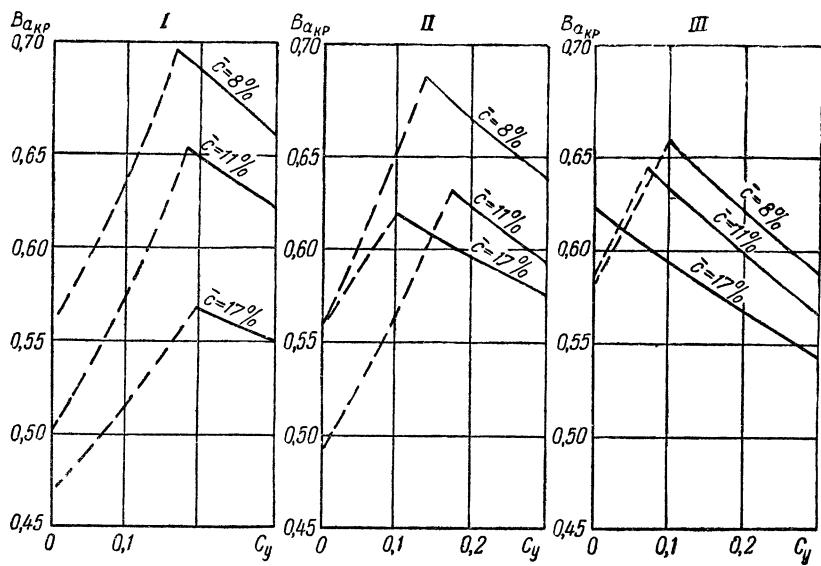
откуда

$$c_{yz} = c_y K.$$

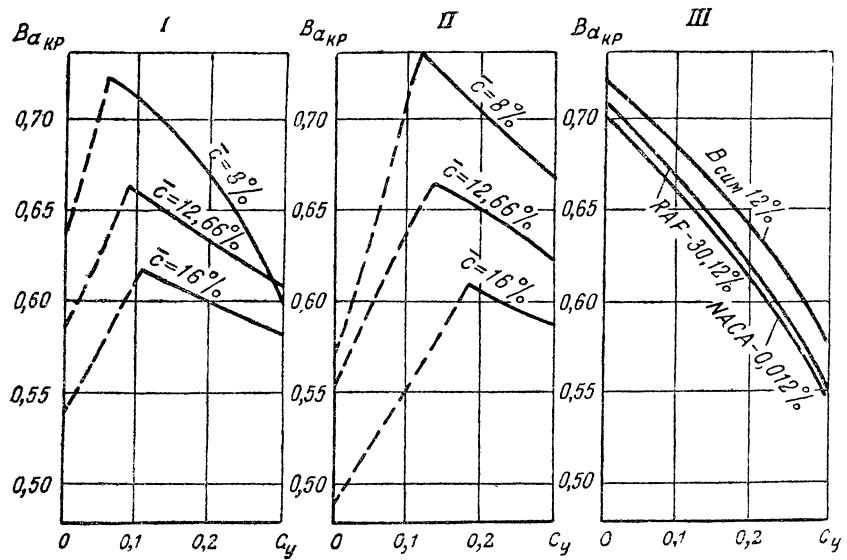
Кроме корневого и концевого сечений, необходимо взять 6—8 сечений по полуразмаху крыла и подсчитать для них z и c_{yz} .



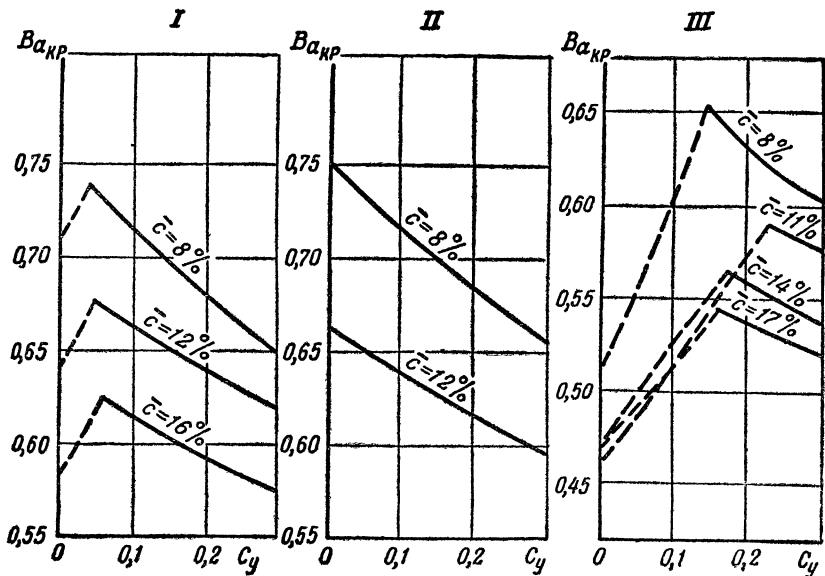
Фиг. 72. Зависимость отношения C_{yz} для сечения крыла на расстоянии z от плоскости симметрии, к C_y — среднему значению для всего крыла при различных сужениях и $l_{\eta}=0$.



Фиг. 73. $Ba_{kp}=f(c_y, \bar{c})$.
I—Clark YH; II—NACA-22; III—NACA-230.

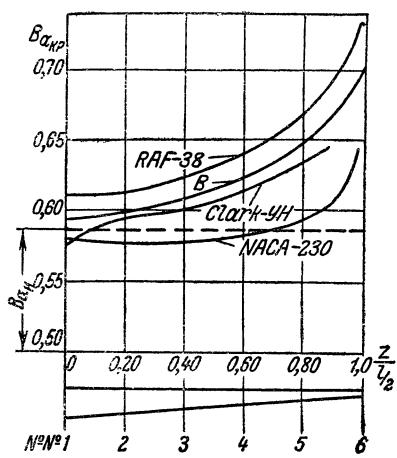


Фиг. 74. $Ba_{kp} = f(c_y, \bar{c})$ для профилей:
I—RAF-34; II—RAF-38; III—симметричные профили.



Фиг. 75. $Ba_{kp} = f(c_y, \bar{c})$ для профилей:
I—B; II—BS; III—D-2.

5) Относительную толщину трапециевидного крыла в выбранных сечениях крыла определяют по формуле (33) или (34):



Фиг. 76. Определение Ba_{kp} в сечениях трапециевидного крыла для различных семейств профилей.

$$\bar{c}_z = \bar{c}_k \frac{l - \frac{2z(\eta_B - 1)}{\eta_B}}{l - \frac{2z(\eta - 1)}{\eta}}. \quad (34)$$

6) Находят Ba_{kp} для различных сечений крыла по кривым $Ba_{kp} = f(c_y \text{ и } \bar{c})$ (фиг. 73, 74, 75).

Пока имеются подобные кривые только для профилей серий B, BS, D-2, Clark YH, NACA-22, NACA-230, RAF-34, RAF-38, среди которых и может быть произведен отбор. Для промежуточных относительных толщин, не указанных на фиг. 73, 74, 75, Ba_{kp} , находят интерполяцией или даже экстраполяцией.

Результаты подсчетов приведены в табл. 19, по которой строят график (фиг. 76).

Таблица 19

№ сечения Z $\frac{l}{l_2}$	1	2	3	4	5	6
	0	0,20	0,40	0,60	0,80	1,0
\bar{c}	\bar{c}_k	$\bar{c}_z = 0,20 - \frac{1}{2}$	$\bar{c}_z 0,40$	$\bar{c}_z 0,60$	и т. д.	$\bar{c}_{конц}$
c_y	—	—	—	—	—	—
Ba_{kp} для NACA-230	—	—	—	—	—	—
RAF-38 и т. д.	—	—	—	—	—	—

Для серии NACA-230 на значительной части размаха $Ba_{kp} < Ba_H$, следовательно, в приводимом примере эта серия является неудовлетворительной. Серия Clark YH непригодна для корневых сечений. Если учесть увеличение скорости потока вследствие обдувки винтом, то в случае одномоторного самолета корневые сечения крыла окажутся в худшем положении, чем сечения на остальной части размаха. При размещении моторов на крыле для участков, обдуваемых винтами, Ba_H больше, чем для всего крыла в целом. Серии B, RAF-38, Clark YH, RAF-34, BS, D-2 вследствие построения их от внутренней хорды дают аэродинамически закрученные крылья, поэтому при определении c_y для сечений крыла следовало бы вводить поправки на за-

крутку. При эскизном проектировании эти поправки вводить нецелесообразно.

Выбор профиля из числа профилей, удовлетворяющих требованию $Ba_{kp} > Ba_H$, производят для одинаковых относительных толщин, одинаковых или близких Re и степени турбулентности потока в трубе по следующим показателям:

1) $c_y \max$ профиля должны быть как можно больше. Сравнение различных профилей необходимо производить при Re , соответствующих $V_{\text{нос}}$,

$$Re_{\text{нос}} = \frac{V_{\text{нос}} b_{CA}}{1,45 \cdot 10^{-5}}$$

с учетом изменения $c_y \max$ исходного профиля при переходе от испытаний в трубах к натуре.

2) $\max \frac{c_y}{c_x^{3/2}}$ (коэффициент, обратный коэффициенту потребной мощности $\frac{c_x^{3/2}}{c_y}$) должен быть также возможно больше.

3) $\max \frac{c_y}{c_x}$ — коэффициент качества — характеризует максимальную дальность полета, а обратная величина — минимальный угол планирования.

4) $c_x \min$, $c_p \min$ или $\frac{c_y \max}{c_x \min}$ характеризуют профиль со стороны достижения максимальной горизонтальной скорости. Первые два коэффициента должны быть возможно меньше, а третий — возможно больше. Отношение $\frac{c_y \max}{c_x \min}$ называется также фактором диапазона скоростей. Для сравнения различных профилей в отношении диапазона скоростей необходимо учитывать не только $c_x \min$ профиля, но и сопротивление остальных частей самолета. Кроме того, $c_y \max$ профиля должен быть также исправлен с учетом механизации крыла. В исправленном виде фактор диапазона скоростей имеет следующее выражение:

$$\frac{c_y \max_c}{c_x \min_c} = \frac{c_y \max_{kp} + \Delta c_y \max}{c_x \min_{kp} + \Delta c_x \min}, \quad (69)$$

где $c_y \max_c$ — коэффициент подъемной силы всего самолета;

$c_x \min_c$ — коэффициент сопротивления всего самолета;

$c_y \max_{kp}$ — коэффициент подъемной силы крыла;

$c_x \min_{kp}$ — коэффициент сопротивления крыла;

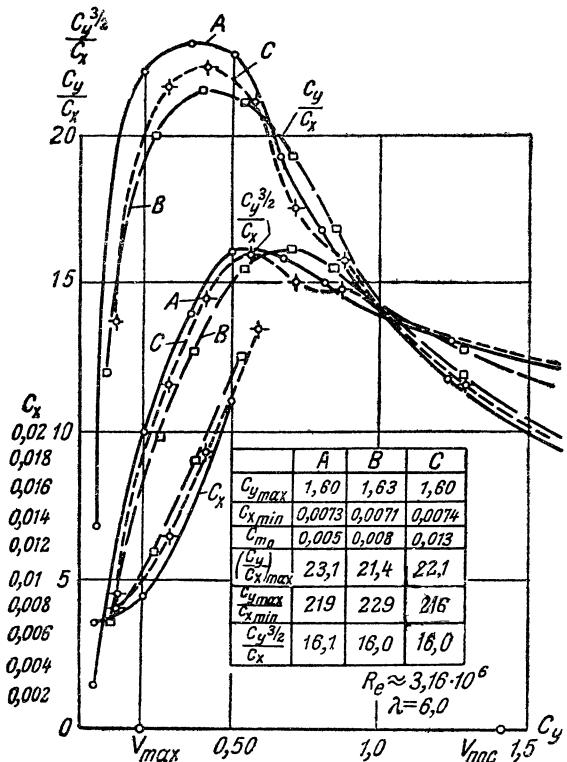
$\Delta c_y \max$ — приращение коэффициента подъемной силы крыла вследствие механизации; в среднем приращение может быть принято равным 1,00;

$c_x \min$ — коэффициент вредного сопротивления самолета, который в среднем можно принять равным 0,012.

5) $c_m 0$ — коэффициент момента профиля при $c_y = 0$ должен быть возможно меньше для понижения крутящих моментов при пикировании.

Последовательность выполнения наилучшим профилем указанных требований зависит в значительной степени от назначения самолета. Для пикирующих самолетов, например, на первое место придется поставить требование минимума c_{m0} . Для скоростного самолета наиболее важным будет требование максимального диапазона скоростей. Максимальное значение $\frac{c_y}{c_x^{3/2}}$ желательно для самолета, от которого требуется большая скороподъемность.

При сравнении различных профилей необходимо построить все указанные коэффициенты в виде участков кривых около тах или та_р по c_y , необходимому для полета проектируемого самолета в диапазоне от V_{max} до V_{pos} (фиг. 77):



Фиг. 77. Выбор профиля.

нного сопротивления: 34% относится к сопротивлению фюзеляжа и 16% представляют сопротивление оперения. Эти цифры показывают, что путем улучшения профиля крыла и оперения данные самолета могут быть значительно повышены.

Уменьшения сопротивления крыла достигают прежде всего уменьшением коэффициента трения. Громадное значение имеет форма профиля и его основные размерные параметры: максимальная относительная толщина, вогнутость, их положения по хорде и ряд параметров, влияющих на точку перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный. По мере увеличения скорости полета профиль крыла на пути своего развития прошел через ряд стадий, которые указывают на стремление уменьшить сопротивление от уплотнения воздуха перед крылом. Даже при современных скоростях полета, меньших скорости звука, приходится считаться с возможностью образования местных звуковых

$$c_{y\min} = \frac{2G}{\rho S V_{max}^2};$$

$$c_{y\ pos} = \frac{2G}{\rho S V_{pos}^2}.$$

Сопротивление крыла современного скоростного самолета составляет 50% от пол-

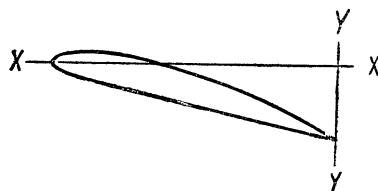
скоростей. Погрешность в определении сопротивления без учета сжимаемости воздуха составляет при $V_{\max} = 350 \text{ км/час}$ около 4—5% и доходит до 15% при $V_{\max} = 700 \text{ км/час}$.

В литературе имеется ряд указаний на профили с затянутым ламинарным слоем. К таким профилям относится профиль Дэвиса (фиг. 78), дающий по указаниям патента уменьшение профильного сопротивления на 25% при малых и 10% при больших скоростях. Максимальное качество профиля равно 20. Идея Дэвиса заключается в том, чтобы связать верхнюю и нижнюю кривые профиля определенным соотношением, так как „для каждой заданной верхней кривой существует только одна наилучшая форма кривой нижнего очертания профиля“. Профиль задается формулой с двумя параметрами A и B , одинаковыми для обеих кривых (фиг. 78). Серии профилей с различной относительной толщиной получают путем изменения одного из параметров. Формулы выведены из рассмотрения вращающегося цилиндра, обтекаемого равномерным потоком (использование эффекта Магнуса).

Профиль Дэвиса может быть получен графически как геометрическое место точек, образованных точкой равномерно вращающегося круга, центр которого имеет равномерное поступательное движение. Выбор скоростей этих движений, определяющих форму профиля, является «секретом» Дэвиса. Ламинарные профили применены на самолетах фирмы Консолидейтед В-24 и С-31, на истребителе фирмы Манта и др.

Теоретические и экспериментальные исследования в областях звуковых и сверхзвуковых скоростей указывают на необходимость коренного изменения существующих форм профилей. С увеличением скорости относительная толщина профиля должна уменьшаться. Для уменьшения сопротивления при движении в уплотненном воздухе носок крыла должен быть заострен и максимальная толщина профиля предельно сдвинута назад, по-видимому, так же, как у пули. Исследования в Геттингене, проведенные при скорости потока 500 м/сек, т. е. при $Ba = \frac{500}{341} = 1,47$, показывают, что максимальное качество современного профиля в этих условиях падает до 2—3 и может быть увеличено до 3—4 при обдувке с задней кромки.

Эволюция формы и изменение толщин профилей с увеличением скорости, а также формы профилей для звуковых и сверхзвуковых скоростей указаны на фиг. 79.



Фиг. 78. Эскиз и формулы ламинарного профиля Дэвиса.

Уравнения верхней и нижней кривых:

$$X_B = \sin \Theta [0,6366198 (A-B)+B] + \tg \Theta (1-0,6366198 \Theta) (1-A);$$

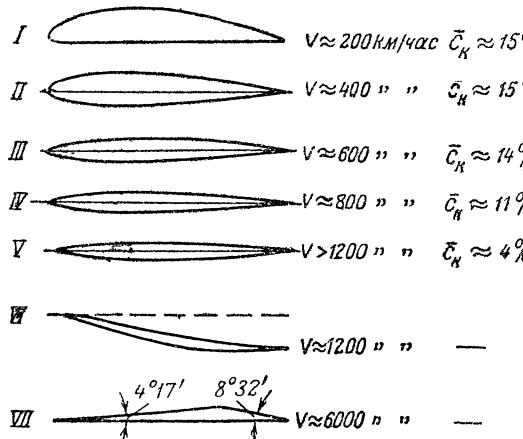
$$Y_B = \cos \Theta [0,6366198 (A-B)+B - A (1-0,6366198 \Theta)];$$

$$X_B = \sin \Theta [0,6366198 (A-B)-B] + \tg \Theta (1-0,6366198 \Theta) (Y-A);$$

$$Y_H = \cos \Theta [0,6366198 (A-B)-B] - (A-2 B) \times (1-0,6366198 \Theta).$$

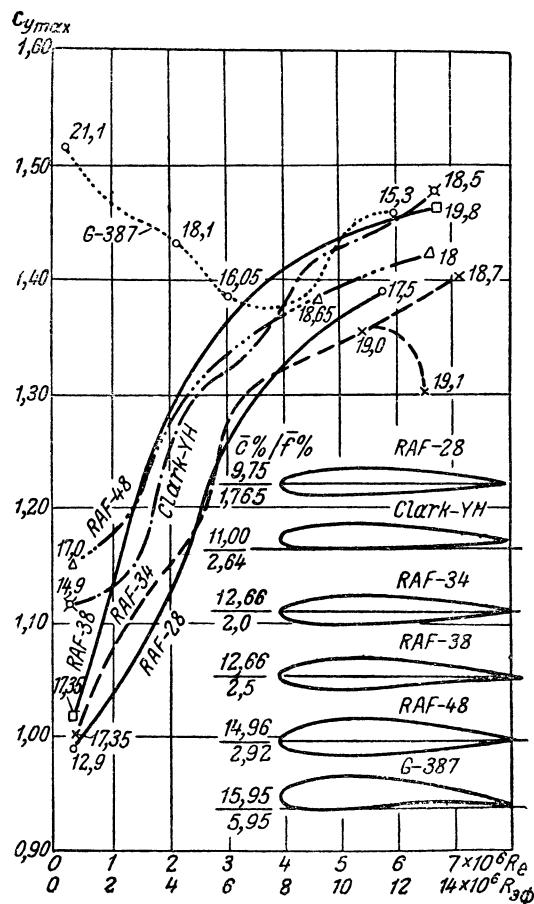
Значение Θ меняется от 0 до $\frac{\pi}{2}$.

Ось абсцисс горизонтальна и проходит через носик профиля. Ось ординат вертикальна и проходит через заднюю кромку.



Фиг. 79. Изменение формы профиля, относительной толщины и ее абсциссы в зависимости от V_{\max} .

I, II, III, IV, V—по предположению Хейнкеля;
VI—по предположению Акерета;
VII—по предположению Зенгера.



Фиг. 80. Изменение $C_{y\max}$ и C_K в зависимости от Re .

§ 5. ПОДБОР МЕХАНИЗАЦИИ

Площадь крыла, выбранную с учетом роста нагрузки на 1 m^2 крыла $p = \frac{G}{S}$, необходимо проверить со стороны выполнения технических требований на $V_{\text{нос}}$. Это требование является основным для самолетов с малым процентом расходуемого в полете груза; излишняя площадь в этом случае заметно снижает V_{max} .

Определение $\Delta c_{y \text{ max}_1}$ и $\Delta \alpha_{\text{кр}}$ исходного профиля в следствие влияния $Re_{\text{нос}}$.

Во всех случаях задача сводится к выбору минимальной площади, удовлетворяющей посадочным и взлетным требованиям при одновременном повышении максимальной скорости. Удовлетворение взлетных и посадочных требований при уменьшенной площади крыла возможно путем его механизаций.

Посадочный $c_{y \text{ max}}$ зависит прежде всего от $\Delta c_{y \text{ max}}$, исходного профиля при переходе от испытания в трубе к условиям натуры, т. е. от посадочного числа Рейнольдса.

$$Re_{\text{нос}} = \frac{V_{\text{нос}} b_{\text{CA}}}{3,6 \cdot 1,45 \cdot 10^{-5}}. \quad (70)$$

На $\Delta c_{y \text{ max}_1}$ исходного профиля влияют его форма и основные размерные данные: относительная толщина и вогнутость (фиг. 80). У большинства профилей $c_{y \text{ max}}$ увеличивается с возрастанием Re . У толстых профилей ($c > 0,15$) с большой вогнутостью $f > 0,05$ наблюдается одновременное понижение $c_{y \text{ max}}$ и критического угла атаки, как, например, у $G = 387$.

Кроме Re при переходе от данных исследований к натуре необходимо учитывать степень турбулентности трубы ϵ , в которой произведены испытания. Одновременно учет Re и ϵ может быть сделан приближенно по эффективному числу Рейнольдса $R_{\text{эф}}$

$$R_{\text{эф}} = Re_0 f_0, \quad (71)$$

где Re_0 — число Рейнольдса при испытании профиля в данной трубе;

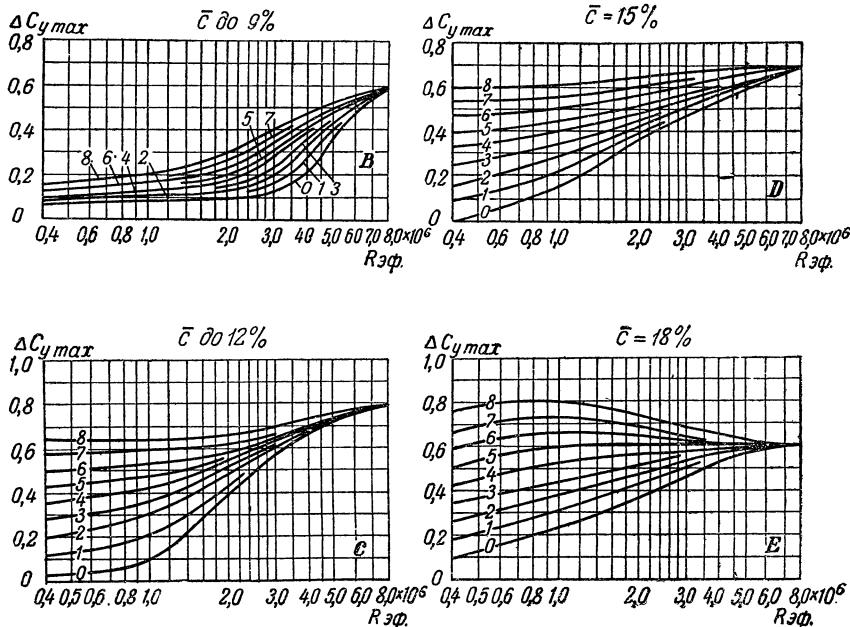
$f_0 = \frac{385 \text{ 000}}{Re_0}$ — фактор турбулентности трубы, причем

385 500 — критическое число Рейнольдса для шара в натуре, а Re_0 — критическое число Рейнольдса при испытании шара в трубе. Критическим числом Рейнольдса для шара называется Re_0 , при котором $c_x = 0,30$.

Приближенно можно считать, что $c_{y \text{ max}_0}$, полученный в трубе при Re_0 , будет соответствовать $c_{y \text{ max}}$ натуры при $R_{\text{эф}}$. Исходя из этих соображений, можно, имея результаты испытаний различных профилей, обработанные по $R_{\text{эф}}$, определить $c_{y \text{ max}}$ профиля для любой посадочной скорости.

$C_{y\max}$ профилей изменяется по $R_{\text{эф}}$ различно, в зависимости от формы, относительной толщины, вогнутости и положения f_{\max} по хорде. При пересчетах необходимо исходить из результатов испытаний выбранного профиля или близкого к нему хотя бы по относительной толщине и вогнутости.

Для ряда американских профилей (23012, 23015, 23021, 43012, 21012, 2412, 4409, 4412, 6412 и т. д.) такие графики имеются. Испы-



Фиг. 81. Приближенные поправки $c_{y\max}$ при переходе от данных испытаний моделей к условиям посадки.

Увеличение \bar{c} вызывает эффект, аналогичный увеличению вогнутости. Поэтому профили, имеющие $\bar{c}=21-25\% b$, следует отнести к группе E и кривым 1,2, что компенсирует увеличение \bar{c} на 3 и 7%.

Перемещение максимальной вогнутости \bar{f} вперед по сравнению, например с $\bar{x}_f=0,40$ вызывает эффект, также аналогичный увеличению \bar{c} или \bar{f} . Поэтому, например, профиль NACA 23012, у которого $\bar{x}_f=0,15$, следует отнести к группе D-2 вместо C-2.

танные профили (фиг. 81) разбиты на четыре группы (B , C , D , E), имеющие соответственные относительные толщины $100 \bar{c} : 9\%$, 12% , 15% и 18% . Каждая из групп, кроме того, в зависимости от относительной вогнутости, разбита на подгруппы. Величины относительной вогнутости $100 \bar{f}$, выраженные в процентах от хорды, указаны на кривых. Графики относятся к прямоугольным крыльям и удовлетворительны при сравнении результатов испытаний, проведенных в трубах, отличающихся по Re и ϵ . Следовательно, эти графики можно использовать для перехода от испытаний в трубах к натуре.

Положим, что требуется определить $c_{y \max}$ прямоугольного крыла с профилем RAF-38 для $Re_{\text{пос}} = R_{\text{аф}} = 4,0 \cdot 10^6$.

Дано $c_{y \max_0} = 1,018$ при $Re_0 = 0,31 \cdot 10^6$ и факторе турбулентности трубы $f_0 = 2,0$.

$$R_{\text{аф}} = Re_0 \cdot f_0 = 0,62 \cdot 10^6.$$

В натуре при посадке $c_{y \max_0} = 1,018$ будет соответствовать $R_{\text{аф}} = 0,62 \cdot 10^6$. Необходимо перейти к $R_{\text{аф}} = Re_{\text{пос}} = 4,0 \cdot 10^6$.

Профиль RAF-38 по $c = 0,1266$ и $f = 0,025$ может быть отнесен к группе D (фиг. 81). Кривая для учета f должна располагаться между кривыми с цифрами 2 и 3.

Находим $\Delta c_{y \max_0}$: для $R_{\text{аф}} = 0,62 \cdot 10^6$ $\Delta c_{y \max_0} = 0,25$; для $R_{\text{аф}} = Re_{\text{пос}} = 4 \cdot 10^6$ $\Delta c_{y \max} = 0,59$. Тогда

$$\begin{aligned} c_{y \max} &= c_{y \max_0} + \Delta c_{y \max} - \Delta c_{y \max_0} = \\ &= 1,018 + 0,59 - 0,25 = 1,358. \end{aligned}$$

По фиг. 80 для $Re_0 = 2 \cdot 10^6$ или $R_{\text{аф}} = 4,0 \cdot 10^6$ $c_{y \max} = 1,28$, т. е. по подсчету получилось больше на 6%, что близко к точности измерений $c_{y \max}$ при исследованиях.

При больших числах Рейнольдса современных испытаний возможен случай, когда $Re_{\text{пос}} < Re_0$. Положим, что дано $c_{y \max_0} = 1,405$ того же профиля (см. фиг. 80) при $Re_0 = 4,0 \cdot 10^6$ или $R_{\text{аф}} = 8,0 \cdot 10^6$, а $Re_{\text{пос}} = 4,00 \cdot 10^6$; пользуясь фиг. 81, находим:

$$\begin{aligned} c_{y \max} &= c_{y \max_0} + \Delta c_{y \max} - \Delta c_{y \max_0} = \\ &= 1,405 + 0,59 - 0,70 = 1,295. \end{aligned}$$

По фиг. 80 для $Re_0 = 2,0 \cdot 10^6$ или $Re_{\text{пос}} = R_{\text{аф}} = 4 \cdot 10^6$ $c_{y \max} = 1,28 < 1,295$, что также можно признать удовлетворительным.

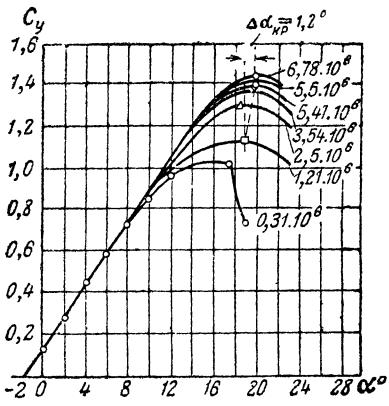
При пересчете $c_{y \max}$ исходного профиля трапециевидного конического крыла на $Re_{\text{пос}}$ необходимо исходить из b_{CA} , а не из $b_{\text{СГ}}$. Относительная толщина c и вогнутость f должны соответствовать сечению, проходящему через b_{CA} .

Кроме величины $c_{y \max}$, при посадке необходимо знать и величину соответствующего критического угла атаки $\alpha_{\text{кр}}$. Для большинства профилей увеличение Re сопровождается увеличением $c_{y \max}$ и $\alpha_{\text{кр}}$ (см. фиг. 80) RAF-38, Clark YH. У других профилей (RAF-34, 48 и 28) при возрастании $c_{y \max}$ на больших Re наблюдается тенденция к некоторому уменьшению $\alpha_{\text{кр}}$. Наконец, у толстых профилей, имеющих $c > 0,15$ и вогнутость $f > 0,05$, как например, профиль G-387, при увеличении Re $c_{y \max}$ и $\alpha_{\text{кр}}$ уменьшаются до некоторого значения Re , а затем снова начинают увеличиваться. Имеются профили, у которых $c_{y \max}$ с увеличением Re сначала увеличивается, а потом начинает уменьшаться (фиг. 81, группа E , кривые 5, 6, 7, 8).

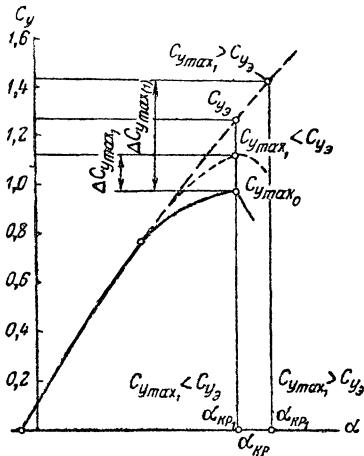
С увеличением Re угол атаки α_0 , соответствующий c_{y_0} при $\lambda = \text{const}$, не изменяется (фиг. 82), а $\frac{dc_y}{d\alpha}$ в пределах от $c_y = 0$ до

$c_y = 0,8$ можно считать постоянным. $\Delta\alpha_{kp}$ в пределах Re от $0,31 \cdot 10^6$ до $Re \geq 7,0 \cdot 10^6$ не превышает $+4^\circ$, -6° . Если же исключить несовременный профиль *G-387* и исследования, проведенные при $Re = 0,30 \cdot 10^6$, и исходить из $Re > 1,0 \cdot 10^6$, то $\Delta\alpha_{kp}$ будет колебаться от 0 до $+4^\circ$ для тонких профилей ($c = 0,09$) и $\Delta\alpha_{kp} = 0 \div 1^\circ$ для наиболее употребительных профилей со средней ($c = 0,12$) и большой ($c = 0,15$) относительной толщиной.

Пользуясь указанным законом изменения α_{kp} , можно построить его поправку при переходе от данных испытаний при Re_0 на



Фиг. 82. Характер изменения α_{kp} в зависимости от Re .



Фиг. 83. Способ поправки α_{kp} на условия посадки при переходе от испытаний модели к натуре.

$Re_{\text{пос}} > Re_0$. Экстраполируем кривую $c_y = f(\alpha)$ по участку $c_y = 0$ и $c_y = 0,8$ (фиг. 83). Находим величину $c_{y \text{ max}}_1$, исправленную на условия посадки и равную

$$c_{y \text{ max}}_0 + \Delta c_{y \text{ max}}_1.$$

Если $c_{y \text{ max}}_1 > c_{y_0}$, где c_{y_0} соответствует α_{kp} при $Re = 1,0 \cdot 10^6$, то величину α_{kp} находим графически по экстраполированному участку кривой $c_y = f(\alpha)$. Если же $c_{y \text{ max}}_1 \leq c_{y_0}$, то считаем, что $\alpha_{kp_1} = \alpha_{kp}$.

Когда при перестроении кривой $c_y = f(\alpha)$ приходится переход от данных испытаний к условиям посадки, причем $Re_0 > Re_{\text{пос}}$, то поправку на $c_{y \text{ max}}$ и α_{kp} можно делать непосредственно по кривой испытаний. В этом случае α_{kp_1} при посадке будет на $1-2^\circ$ меньше, чем α_{kp} , соответствующий испытанию модели.

Ошибка при указанных перестройках α_{kp} в сторону уменьшения против действительности в большинстве случаев будет компенсироваться поправкой на влияние земли. Влияние земли заключается в некотором уменьшении угла атаки и равносильно

увеличению удлинения крыла. Для $c_y = 1,0$ при современных схемах расположения крыла уменьшение не превышает $\Delta\alpha = -(1 \div 2^\circ)$.

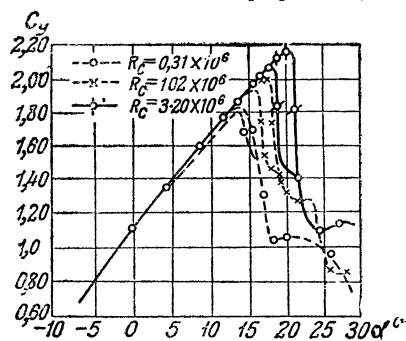
Величина $\Delta c_{y \max_2}$ как результат влияния угловой скорости $\frac{d\alpha}{dt}$

Вследствие непрерывного увеличения угла атаки при посадке $\omega = \frac{d\alpha}{dt}$ срыв потока затягивается на большие углы, чем при испытании моделей, когда отсчеты делаются не непрерывно, а после перестановки на больший угол атаки. По сравнению с обычным методом испытаний непрерывное увеличение угла атаки модели, например, при $Re = 3,2 \cdot 10^6$ (фиг. 84), дает не только приращение $\Delta\alpha_{kp} \approx 2-3^\circ$, но и $\Delta c_{y \max} = 0,12$. Увеличения α_{kp} и $\Delta c_{y \max_2}$, получающиеся вследствие непрерывного увеличения угла атаки, обычно не учитываются из опасения ошибок в пилотировании, заключающихся в чрезмерном увеличении угла атаки и переходе на второй режим.

Испытания в натуру подтверждают влияние угловой скорости на увеличение α_{kp} и $c_{y \max}$. У самолета с обычным крылом получается $\Delta\alpha = 1,5 \div 4,5^\circ$ и $\Delta c_{y \max} = 22 - 37\%$.

Отклоненные щитки повышают эффект угловой скорости вследствие более энергичного увеличения угла атаки при выравнивании и уменьшения участка выдерживания самолета перед посадкой. При испытаниях в натуру самолета со щитками $\Delta\alpha$ доходило до 2° , причем $\frac{d\alpha}{dt}$ было равно $5 - 5,5^\circ/\text{сек.}$

Испытания по определению влияния угловой скорости на α и $c_{y \max}$ были проведены в объеме, не позволяющем сделать окончательные выводы. Возможно, что отказ от учета увеличения $c_{y \max}$ и α_{kp} при непрерывном увеличении угла атаки во время выравнивания вызван чрезмерной осторожностью и сводится к недоучету эффекта механизации. Уменьшение при проектировании α_{pos} по сравнению с α_{kp} на $2-3^\circ$ приводит к тому, что $c_{y \max}$ может не увеличиться по сравнению с $c_{y \max}$, полученным при испытании модели в трубе, вследствие малого запаса углов на выравнивание.



Фиг. 84. Влияние угловой скорости $\frac{d\alpha}{dt}$ на $c_{y \max}$.

$\Delta c_{y \max_3}$ при механизации по всему размаху крыльев с переменным профилем и хордой

Любое коническое крыло, механизированное по всему размаху, можно заменить эквивалентным прямоугольным, имеющим постоянный профиль и такую же величину $\Delta c_{y \max}$. Основные размерные параметры профиля эквивалентного крыла должны совпадать с некоторым сечением конического крыла.

Приближенно можно считать, что $\Delta c_{y \max_3}$ данного профиля не зависит от Re и ϵ . Однако необходимо учитывать, что на $\Delta c_{y \max_3}$ влияет целый ряд факторов: 1) c и f исходного профиля, 2) тип механизации, 3) хорда элементов механизации и углы их отклонения, 4) положение крыла относительно фюзеляжа, 5) форма крыла в плане, 6) форма профиля, 7) аэродинамическая и геометрическая закрутка и т. д.

Крыло, эквивалентное плоскому трапециевидному, должно, повидимому, иметь $c_a = c_{\text{ц.т.}}$ У крыльев с отрицательной аэродинамической и геометрической закруткой эквивалентное сечение смещается ближе к концам, т. е. $c_a \leq c_{\text{ср.}}$ Для плоского трапециевидного крыла с прямоугольным центропланом $c_a > c_{\text{ср.}}$ и может быть принята равной $c_{\text{ц.т.}}$ — относительной толщине в месте размещения $b_{\text{са}}$.

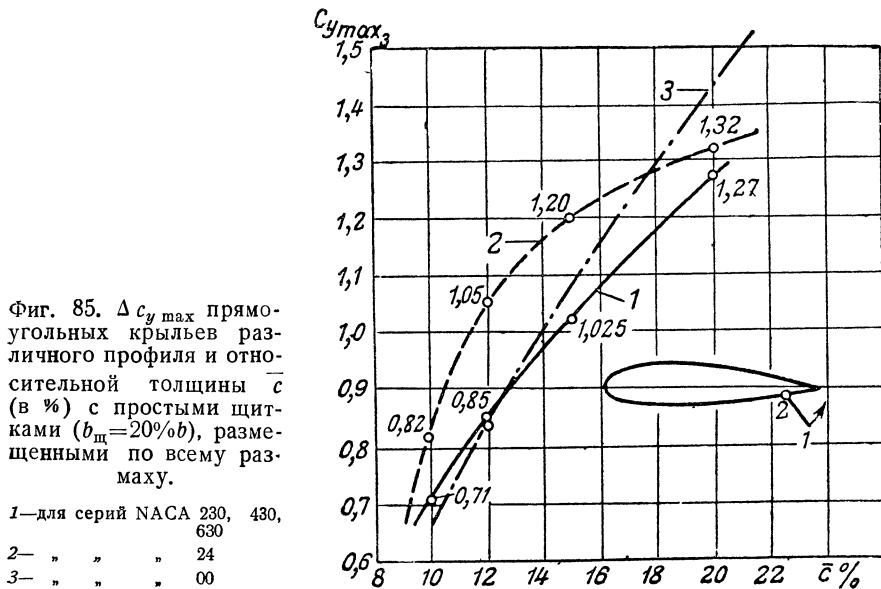
При предварительных подсчетах для всех крыльев можно принять $c_a = c_{\text{ср.}}$ или брать в качестве эквивалентного сечение, проходящее через среднюю геометрическую хорду $b_{\text{ср.}}$.

Для предварительного учета $\Delta c_{y \max_3}$ рассмотрим влияние простых щитков, от которых путем сравнения коэффициентов эффективности можно перейти к оценке других типов механизации.

Простые щитки представляют собой пластинки 1, укрепленные на шарнире 2, расположенным вдоль по размаху крыла (фиг. 85). При открытии щитков вогнутость исходного профиля увеличивается, а кроме того, вследствие образования зоны разрежения между щитком и хвостовой частью крыла, происходит интенсивное отсасывание пограничного слоя с верхней поверхности через заднюю кромку. В результате увеличивается разрежение над всей верхней поверхностью и $c_{y \max}$ исходного профиля. Наи выгоднейшие хорда и угол отклонения простых щитков равны $b_{\text{щ.}} = 20\%$ и $\delta = 60^\circ$. Щитки в плане имеют такое же сужение, как и крыло.

Исследования прямоугольных крыльев с простыми щитками, расположеннымными по всему размаху, проведены почти для всех современных профилей. $\Delta c_{y \max_3}$ для эквивалентного прямоугольного крыла можно достаточно точно определить по фиг. 85. Кривая 1 является общей для трех семейств профилей NACA-230, 430 и 630 и дает $\Delta c_{y \max}$ в зависимости от относительной толщины \bar{c} . Семейства NACA-24 и 00 (кривые 2 и 3) уже существенно отличаются от предыдущего и между собой по $\Delta c_{y \max_3}$

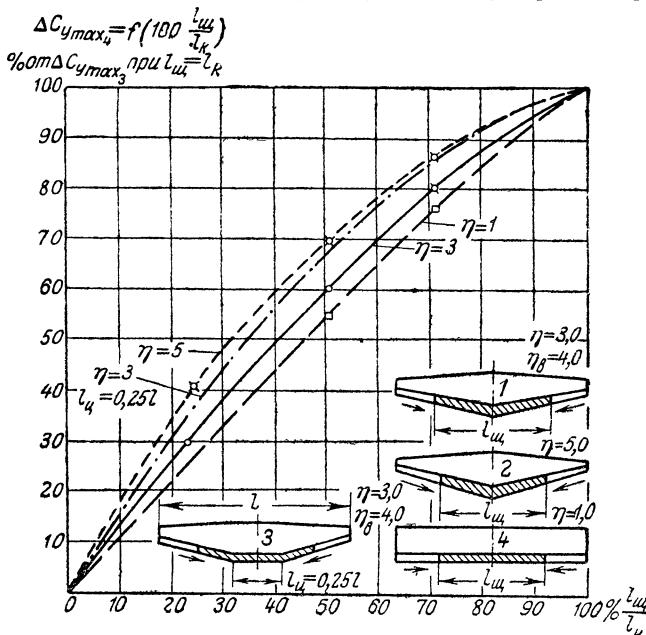
при одной и той же относительной толщине. Для более точного подсчета лучше воспользоваться исследованиями выбранного профиля.



$\Delta c_y \max_4$ при механизации части размаха

Поправка $\Delta c_y \max_4$ имеет максимальное влияние на эффективность крыла и зависит от размещения механизированного участка по размаху, от формы крыла в плане и модификации профиля по размаху. Исследования прямоугольных крыльев показывают, что щитки, размещенные в средней части крыла, эффективнее щитков такой же суммарной длины, но размещенных на концах крыла. Следовательно, $\Delta c_y \max_4$ непропорционально площади крыла, находящейся перед щитками. Характер изменения $\Delta c_y \max_4 = f(l)$ для крыла данной формы в плане и при определенном законе изменения углов и основных размерных параметров профиля по размаху можно считать не зависящим от типа исходного профиля, Re и ϵ . Абсолютная величина $\Delta c_y \max_4$ при одной и той же длине механизации для разных профилей неодинакова. Определив $\Delta c_y \max_3$ при размещении простых щитков по всему размаху на основании исследований крыла, близкого к данному по η и η_b или по подсчету, указанному для эквивалентного крыла, можно приблизительно оценить влияние фактической длины щитков (фиг. 86). При суммарной длине элеронов $l_s = 30\%l$ или длине щитков $l_m = 70\%l \Delta c_y \max_4 = (0,85 - 0,75) \Delta c_y \max_3$. Большая цифра соответствует трапеце-

видным крыльям с сужением $\eta = 5,0$ и крыльям с прямоугольным центропланом, меньшая — трапециевидным крыльям со средним сужением $\eta = 3,0$ и прямоугольному крылу при $\eta = 1$.



Фиг. 86. $\Delta c_y \max_4$ при размещении простых щитков на части размаха в процентах от $\Delta c_y \max_3$, при механизации по всему размаху.

Влияние механизации на критический угол атаки α_{kp}

Исследования прямоугольных крыльев со щитками, размещенными по всему размаху, при малых Re (до $1 \cdot 10^6$) дают значительные, доходящие до -6° , уменьшения α_{kp} по сравнению с исходным профилем. По мере увеличения Re разница в α_{kp} уменьшается и при $Re = 3,0 \cdot 10^6$ равняется $-(2-3^\circ)$. У трапециевидных крыльев со щитками по всему размаху, повидимому, должна существовать такая же зависимость $\Delta\alpha_{kp}$ и Re .

Сравнительные исследования трапециевидных крыльев, проведенные в МАИ при $Re = 0,30 \cdot 10^6$, показывают, что максимальное уменьшение α_{kp} , доходящее до $-(4-5^\circ)$, при отклоненных щитках соответствует случаю размещения их по всему размаху. По мере уменьшения размаха щитков критический угол атаки трапециевидных крыльев увеличивается, но все же меньше, чем при закрытых щитках.

Есть основание полагать, что в случае размещения щитков по всему размаху трапециевидных крыльев при $Re \approx 3,0 \cdot 10^6$ $\Delta\alpha_{kp} = -(2-3^\circ)$. Для наиболее распространенного размаха щитков $l_{\text{щ}} = 0,7l$ $\Delta\alpha \approx -(1-2^\circ)$. Это уменьшение α_{kp} можно учитывать при построении $\Delta c_y \max_4$ и при переходе от $c_y = f(\alpha)$ крыла, исправленного на Re исходного профиля, к механизированному крылу.

Поправка изолированного крыла на влияние фюзеляжа $\Delta c_{y \max}$

Во всех случаях размещения немеханизированного крыла относительно фюзеляжа $c_{y \max}$ комбинации крыла и фюзеляжа должен быть меньше, чем $c_{y \max}$ изолированного крыла. При нижнем размещении крыла не работает его наиболее эффективная верхняя поверхность. Размещение крыла непосредственно на фюзеляже лучше, так как в этом случае не работает менее эффективная нижняя поверхность. Наиболее неблагоприятным является среднее расположение, когда не работает весь участок крыла, находящийся внутри фюзеляжа.

Один из основных способов увеличения скорости самолета заключается в увеличении $p = \frac{G}{S}$ или уменьшении площади крыла. Ширина фюзеляжа, а следовательно, и площадь, занимаемая им на крыле, тенденции к уменьшению не имеет, а в процентном отношении увеличивается. Влияние положения фюзеляжа на подъемную силу самолета без хвостового оперения учитывается коэффициентом K_{ϕ} . K_{ϕ} определяет часть крыла, подверженную влиянию фюзеляжа, но имеющую тот же коэффициент $c_{y \max}$, что и изолированное крыло, с тем же типом, размерами, размещением и размахом механизированного участка.

Коэффициент подъемной силы самолета без хвостового оперения, отнесенный к геометрической площади крыла, может быть выражен следующим образом:

$$c_{y \max_c} = c_{y \max_{\text{из}}} \frac{S_{\kappa} + S_{\phi} K_{\phi}}{S_{\text{из}}}, \quad (72)$$

где $c_{y \max_{\text{из}}} = c_{y \max}$ изолированного крыла;

S_{κ} — площадь консолей — участков крыла, находящихся вне фюзеляжа;

S_{ϕ} — площадь участка крыла, находящегося над, под или внутри фюзеляжа;

K_{ϕ} — коэффициент, учитывающий часть площади S_{ϕ} , имеющую тот же коэффициент $c_{y \max}$, что и изолированное крыло;

$S_{\text{из}}$ — геометрическая площадь изолированного крыла.

Для немеханизированного крыла коэффициент K_{ϕ} имеет следующие значения:

При нижнем расположении крыла $K_{\phi} = 0,5$,

” верхнем ” ” $K_{\phi} = 0,9$,

” среднем ” ” $K_{\phi} = 0,4$.

Первые два значения K_{ϕ} получены из испытаний, при которых $S_{\phi} = 11,55\%$ и $S_{\kappa} = 88,45\% S_{\text{из}}$. Подставляя эти значения в формулу (72), получаем:

Для нижнего расположения крыла $c_{y \max_c} = 0,942 c_{y \max_{\text{из}}}$

” верхнего ” ” $c_{y \max_c} = 0,989 c_{y \max_{\text{из}}}$

” среднего ” ” $c_{y \max_c} = 0,931 c_{y \max_{\text{из}}}$.

Следовательно, несущая площадь или $c_{y \max_c}$ в первом случае составляет 94,2%, во втором 98,9% и в третьем 93,1% от площади или $c_{y \max}$ изолированного крыла.

При установке щитков по всему размаху величина K_ϕ увеличивается и при нижнем расположении крыла приближается к единице $K_\phi = 0,97$. При верхнем расположении крыла при $l_{\text{ш}} = l$ и $l_{\text{ш}} = 0,7l$ $K_\phi = 1,4$; при среднем расположении величина K_ϕ , повидимому, тоже близка к единице.

Таким образом имеем:

При нижнем расположении крыла $c_{y \max_c} = 0,97c_{y \max_{из}}$,
" верхнем " " $c_{y \max_c} = 1,05c_{y \max_{из}}$

При верхнем расположении крыла K_ϕ больше единицы, потому что у изолированного крыла в месте расположения фюзеляжа должен быть перерыв щитков, а у комбинации крыла с фюзеляжем этот перерыв заполняется.

При нижнем расположении крыла со щитками, имеющими или не имеющими перерыва в месте расположения фюзеляжа, переход от изолированного крыла к комбинации крыла с фюзеляжем сопровождается понижением коэффициента K_ϕ . Понижение K_ϕ , естественно, больше у изолированного крыла без перерыва щитков и меньше у крыла с их перерывом в центроплане, так как в первом случае при размещении крыла под фюзеляжем условия его работы ухудшаются, а во втором — улучшаются по сравнению с изолированным крылом.

Для наиболее часто встречающегося случая, когда элероны составляют 30% l , при отсутствии перерыва щитков под фюзеляжем $K_\phi = 0,83$ и $c_{y \max} = 0,98c_{y \max_{из}}$; при перерыве, составляющем 8% размаха крыла $K_\phi = 0,92$ и $c_{y \max_c} = 0,991c_{y \max_{из}}$. Введение этих поправок по формуле (72) дает уменьшение $c_{y \max_c}$ на 2 и 1% по сравнению с $c_{y \max_{из}}$.

Таким образом влияние фюзеляжа, а следовательно, и моторных гондол на $c_{y \max_c}$ можно не учитывать и принимать для комбинации крыла с фюзеляжем коэффициент изолированного крыла, имеющего такие же длину, перерывы щитков и размещение по размаху.

Влияние перерыва щитков $\Delta c_{y \max_c}$. Для среднего и верхнего расположения крыла приходится исходить из данных изолированных крыльев, имеющих по середине размаха щитков перерыв, равный ширине фюзеляжа. У низкорасположенного крыла возможны два исходных варианта изолированного крыла: крыло с перерывом и без перерыва щитков в центроплане. В случае размещения на крыле мотогондол необходимо принимать в расчет и эти перерывы щитков.

Перерыв щитков в центроплане изолированных трапецевидных крыльев снижает $\Delta c_{y \max}$ на 11—15% по сравнению с теми же крыльями без перерывов щитков. Размах щитков считается между их наружными концами, а ширина перерыва — равной ширине фюзеляжа $b_\phi = 8\%l$.

Влияние перерывов щитков у мотогондол при двухмоторном самолете можно учесть, понизив на 4—5% $c_{y \text{ max}}^{\text{из}}$ крыла со щитками без этих перерывов.

Величину K для щитков с перерывом в центроплане можно определить как разность K двух щитков без перерыва: $K = K_{\text{щ}} - K_0$, где K_0 соответствует фиктивному щитку с размахом, равным величине перерыва. Например, при $l_{\text{щ}} = 60\%l$ и $b_{\phi} = 10\%l$

$$K = K_{60\%} - K_{10\%}.$$

$\Delta c_{y \text{ max}}$, в следствие балансировки при посадке. Балансировка самолета на посадке обычно достигается отрицательной подъемной силой горизонтального оперения. Сила, действующая на горизонтальное оперение в направлении сверху вниз, равноденна увеличению веса самолета. При данной площади и $c_{y \text{ max}}$ крыла происходит увеличение посадочной скорости, т. е. уменьшение действительного $c_{y \text{ max}}$ всего самолета. Для того чтобы не превысить заданной величины посадочной скорости, необходимо выбрать площадь крыла, учитывая это „фиктивное“ уменьшение его $c_{y \text{ max}}$. Поправка $c_{y \text{ max}}$ крыла на балансировку при посадке равна

$$\Delta c_{y \text{ max}} = -c_{mz \text{ ц. т.}},$$

где $c_{mz \text{ ц. т.}}$ — коэффициент момента механизированного крыла относительно центра тяжести самолета.

Так как в настоящей стадии проекта величина $c_{mz \text{ ц. т.}}$ неизвестна, можно считать, что поправка на балансировку при простых щитках, занимающих $70\%l$, примерно, равна

$$\Delta c_{y \text{ max}} = (2 \div 4\%) c_{y \text{ max}}.$$

Кроме перечисленных факторов, на $c_{y \text{ max}}$ влияет относительная шероховатость, т. е. отношение бугорка шероховатости к хорде крыла. При $Re = 3 \cdot 10^6$ относительная шероховатость, равная 0,00005 по английским испытаниям, вызвала уменьшение $c_{y \text{ max}}$ на 20%. Практический учет влияния шероховатости на $c_{y \text{ max}}$ возможен лишь при накоплении экспериментальных данных.

Сравнительная эффективность различных типов механизации, имеющих одинаковый относительный размах, может быть приблизительно учтена при помощи переходных коэффициентов, если $\Delta c_{y \text{ max}}$ простых щитков принять за единицу (табл. 20). Для сравнения взяты не максимально возможные размеры и углы отклонения основных средств механизации, а наивыгоднейшие с аэродинамической и конструктивной точек зрения.

Наиболее эффективные типы механизации — № 5, 6, 7 — являются в то же время и более сложными в конструктивном отношении. Типы № 4, 5, 6 более выгодны, чем простой щиток в отношении уменьшения длины разбега. Для увеличения $c_{y \text{ max}}$ одни предкрылки нерациональны, а в комбинации с другими типами механизации применяются, но должны быть размещены по всему размаху крыла. Повышения эффективности механизированного

Таблица 20

№ по пор.	Тип механизации	Хорда %	Угол откло- нения °	$K = \frac{\Delta c_{y\max}}{\Delta c_{y\max_0}}$
1	Простой щиток	20	60	1,0
2	Предкрылок ¹	15	—	0,67
3	Простой и подвесной закрылки .	20	40—50	0,88
4	Щелевой закрылок	25	50—60	1,0—1,10
5	То же с двойной щелью	—	—	1,46
6	Щитки ЦАП	30	60	1,38
7	Подкрылок Фаулера	30	40	1,83
8	Предкрылок с подкрылком Фау- лера ¹	$b_{\text{пр}} = 14\%$ $b_{\text{п}} = 40\%$	— 40	2,8

¹ При размещении по всему размаху.

крыла, имеющего нормальные элероны, достигают установкой механизма управления, позволяющего использовать элероны как закрылки. Можно ориентировочно считать, что применение элеронов-закрылков компенсирует потерю эффективности простых щитков вследствие уменьшения их размаха на длину, необходимую для размещения элеронов нормального типа.

Подсчет посадочной скорости представляется более обоснованным по формуле:

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho c_{y\max} S}}, \quad (73)$$

где $c_{y\max}$ — коэффициент подъемной силы механизированного крыла со всеми поправками, указанными выше.

Кроме приведенной формулы посадочной скорости, существуют еще две.

Вторая формула имеет вид:

$$V_{\text{пос}} = K \sqrt{\frac{2G}{\rho c_{y\max_0} S}}, \quad (74)$$

где K — коэффициент, изменяющийся в пределах от 0,90 до 0,96; $c_{y\max_0}$ — максимальный коэффициент подъемной силы при испытании модели.

Эта формула существует около 25 лет и в настоящее время явно устарела. Применение коэффициента $K \approx 0,90 - 0,96$ равносильно увеличению $c_{y\max_0}$ соответственно на 23,5 — 8,5 %.

Раньше, когда еще не было исследовано влияние Re на условия посадки, эта формула была допустимой. Теперь же необходимо вводить уточнения в зависимости от выбранного профиля и условий испытания моделей. При малых Re_0 и больших $Re_{\text{пос}}$ у большинства профилей $c_{y\max_0}$ увеличивается, хотя имеются профили, у которых $c_{y\max_0} = \text{const}$, и профили с $c_{y\max_0}$, уменьшающимися при увеличении Re . Современные исследования зачастую

проводятся при Re_0 , значительно больших, чем $Re_{\text{пос}}$. В этом случае увеличение $c_{y \text{ max}_0}$ ошибочно, так как при подсчете $V_{\text{пос}}$ необходимо в большинстве случаев не увеличивать $c_{y \text{ max}_0}$, а уменьшать.

Третий вариант формулы для определения посадочной скорости имеет вид:

$$V_{\text{пос}} = K \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{y \text{ пос}}}}, \quad (75)$$

где K — коэффициент, учитывающий особенности метода посадки: возрастание $c_{y \text{ max}}$ вследствие затягивания срыва при не-прерывном увеличении угла атаки. Величина K колеблется по разным данным от 0,92 до 0,96;

$c_{y \text{ пос}}$ — коэффициент подъемной силы, соответствующий $\alpha_{\text{пос}}$, меньшему, чем $\alpha_{\text{кр}}$ на $2 \div 3^\circ$ при $c_{y \text{ max}_0}$, исправленном на $Re_{\text{пос}}$, размах механизированной части и среднюю относительную толщину крыла.

В этой формуле $\alpha_{\text{пос}}$ и $c_{y \text{ пос}}$ уменьшаются по сравнению с $\alpha_{\text{кр}}$ и $c_{y \text{ max}}$, но в то же время вводится коэффициент K , который снова увеличивает $c_{y \text{ пос}}$ на 18,5—8,5%. Таким образом $c_{y \text{ пос}}$ не соответствует $\alpha_{\text{пос}}$.

В качестве примера рассмотрим подбор механизации к крылу для самолета с полетным весом $G = 2000 \text{ кг}$ при выбранной нагрузке $p = \frac{G}{S} = 160 \text{ кг/м}^2$ или площади крыла $S = 12,6 \text{ м}^2$. Задана посадочная скорость $V_{\text{пос}} = 120 \text{ км/час}$.

1) Требуемая величина $c_{y \text{ max}}$ определяется по формуле

$$V_{\text{пос}} = 3,6 \sqrt{\frac{2G}{\rho c_{y \text{ max}} S}} \text{ км/час},$$

откуда

$$c_{y \text{ max}} = \frac{207,4 G}{S V_{\text{пос}}^2} = 2,89.$$

2) Число Рейнольдса при посадке

$$Re_{\text{пос}} = \frac{V_{\text{пос}} b_{\text{CA}}}{3,6 \cdot 1,45 \cdot 10^{-5}} = 3,525 \cdot 10^6,$$

где $b_{\text{CA}} = 1,533 \text{ м}$.

3) Относительная толщина крыла в сечении, проходящем через b_{CA} , равна $\bar{c}_{\text{и.т.}} = 0,13$.

4) Положим, что для крыла выбрана серия NACA-22, у которой $\bar{f} = \frac{f}{b} = 0,02$ постоянна и при модификации изменяется только \bar{c} . Для подсчета используем исследования этой серии при $Re_0 = 1,0 \cdot 10^6$ и $f_0 = 1,7$, что соответствует $R_{\text{эф}} = Re_0 f_0 = 1,7 \cdot 10^6$ (Справочник авиаконструктора, т. 1, стр. 119—126).

5) Интерполируя между кривыми $c_y = f(\alpha)$ профилей NACA-2211, 75 и NACA-2214, 85, находим $c_{y \max_0}$ для профиля с относительной толщиной $\bar{c} = 0,13$. Для NACA-2211, 75 $c_{y \max_0} = 1,235$, $\alpha_{kp} = 17,4^\circ$ и $\alpha_0 = -1,8^\circ$, а для NACA-2214, 85 $c_{y \max_0} = 1,180$ и $\alpha_{kp} = 17,0^\circ$, поэтому для расчетного сечения

$$c_{y \max_0} = 1,235 - \frac{(1,235 - 1,18)(13,0 - 11,75)}{14,85 - 11,75} = 1,21$$

и

$$\alpha_{kp} = 17,4 - \frac{(17,4 - 17,0)(13,0 - 11,75)}{14,85 - 11,75} = 17,24^\circ.$$

6) Делаем поправку $\Delta c_{y \max_1}$ на $Re_{\text{пос}}$. $c_{y \max_0} = 1,21$ соответствует $R_{\text{эф}} = 1,7 \times 10^6$. Число Рейнольдса при посадке $Re_{\text{пос}} = 3,525 \times 10^6$. По фиг. 81 при $100 \bar{c} = 13,4\%$, $100 \bar{f} = 2\%$, группа D , кривая № 2, $Re_{\text{пос}} = 3,525 \times 10^6$ определяем $\Delta c_{y \max \text{пос}} = 0,55$ и для $R_{\text{эф}} = 1,7 \times 10^6$ $\Delta c_{y \max_0} = 0,4$.

Следовательно,

$$\begin{aligned} c_{y \max_1} &= c_{y \max_0} + \Delta c_{y \max_1} = c_{y \max_0} + \\ &+ \Delta c_{y \max \text{пос}} - \Delta c_{y \max_0} = \\ &= 1,21 + 0,55 - 0,40 = 1,36. \end{aligned}$$

7) Поправка на угловую скорость. Величина $\Delta c_{y \max_2} = 10\% c_{y \max_1}$, или 0,136 соответствует затягиванию срыва вследствие угловой скорости $\frac{d\alpha}{dt}$ при посадке.

8) Определяем $\Delta c_{y \max_3}$ от простых щитков с хордой 20% и $\delta = 60^\circ$, расположенных по всему размаху трапециевидного крыла как приращение $c_{y \max}$ прямоугольного крыла с относительной толщиной, равной $c_{\text{п.т}} = 0,13$. По фиг. 85 для профиля NACA-2413 имеем:

$$\Delta c_{y \max_3} = 1,12 \text{ и } c_{y \max_3} = 1,36 + 1,12 = 2,48.$$

Если учесть, что $c_{y \max_1}$, исправленный на $Re_{\text{пос}}$, равен 1,36, то очевидно, что простые щитки, расположенные даже по всему размаху, не дадут необходимой величины $c_{y \max} = 2,89 > 2,48$. Кроме того, полученная величина $c_{y \max} = 2,48$ требует еще ряда поправок, сводящихся к ее понижению.

9) Для перехода к другим более эффективным типам механизации определяем $\Delta c_{y \max_4}$ при постановке простых щитков в предположении, что они занимают 70% l и $\eta = 3$ (фиг. 86):

$$\begin{aligned} \Delta c_{y \max_4} &= 1,12 \cdot 0,80 = 0,90; \\ c_{y \max_4} &= 1,36 + 0,90 = 2,26. \end{aligned}$$

При переходе к подкрылкам Фаулера такой же длины по табл. 20 имеем:

$$K = 1,83 \text{ и } \Delta c_{y \max_4} = 0,90 \cdot 1,83 = 1,65$$

или

$$c_{y \max} = 1,36 + 1,65 = 3,01.$$

Если, кроме того, установить элероны-закрылки, то дополнительное приращение $c_{y \max}$ будет равно приращению, которое дают простые щитки, размещенные на участке, занятом элеронами:

$$\Delta c_{y \max} = 1,12 \cdot 0,20 = 0,22$$

или

$$c_{y \max} = 3,01 + 0,22 = 3,23.$$

10) Полученную величину $\Delta c_{y \max} = 1,65 + 0,22 = 1,87$ необходимо понизить на 11—15% или в среднем на 13% вследствие влияния перерыва в центроплане.

Влияние перерыва под фюзеляжем учитывать необходимо, так как подкрылки Фаулера, так же как щелевые закрылки, в отличие от простых щитков, простых закрылков и щитков ЦАП могут работать нормально лишь при наличии щели между задней кромкой крыла и носком подкрылка. Учитывая влияние перерыва подкрылков под фюзеляжем, получаем для случая установки нормальных элеронов и элеронов-закрылков следующие величины:

С нормальными элеронами

$$\Delta c_{y \max} = 1,65 \cdot 0,87 = 1,44;$$

$$c_{y \max} = 1,36 + 1,44 = 2,80.$$

С элеронами-закрылками

$$\Delta c_{y \max} = 1,87 \cdot 0,87 = 1,63;$$

$$c_{y \max} = 1,36 + 1,63 = 2,99.$$

11) Учет влияния фюзеляжа, как уже указывалось, дает незначительное изменение $c_{y \max}$, которое, конечно, нецелесообразно вводить при небольшой точности всего подсчета.

12) При подкрылках Фаулера центр давления значительно перемещается назад, и для балансировки на посадке приходится устанавливать стабилизатор под отрицательным углом. Учитывая большую нагрузку на оперение, принимаем понижение $c_{y \max}$ еще на 4%:

С нормальными элеронами

$$c_{y \max} = 2,80 \cdot 0,96 = 2,69.$$

С элеронами-закрылками

$$c_{y \max} = 2,99 \cdot 0,96 = 2,87.$$

13) Общее приращение по сравнению с $c_{y \max}$, немеханизированного крыла равно:

С нормальными элеронами

$$\Delta c_{y \max} = 2,69 - 1,36 = 1,33, \text{ или } 98\% c_{y \max}.$$

С элеронами-закрылками

$$\Delta c_{y \max} = 2,87 - 1,36 = 1,51, \text{ или } 111\% c_{y \max}.$$

Влияние угловой скорости $\frac{d\alpha}{dt}$ при посадке можно учесть при увеличении $c_{y \max}$ примерно на 10% по сравнению с $c_{y \max}$, полученным при испытании в трубе

$$\Delta c_{y \max_2} = 0,20; \quad c_{y \max_1} = 0,136.$$

Таким образом окончательно имеем:

$$c_{y \max} = 2,87 + 0,136 = 3,0,$$

или

$$\Delta c_{y \max} = 3,00 - 1,36 = 1,64, \text{ или } 120,5\% \quad c_{y \max_1}.$$

В рассмотренном примере взят наиболее эффективный тип закрылка и, кроме того, учтены элероны-закрылки, вследствие чего и получено максимальное из возможных $\Delta c_{y \max} = 120,5\%$.

При подсчете $V_{\text{нос}}$ при указанном методе определения $c_{y \max}$ механизированного крыла необходимо применять формулу

$$V_{\text{нос}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho c_{y \max} S}}$$

без общепринятых коэффициентов $K = 0,90 - 0,96$ перед знаком радикала.

15) Критический угол атаки механизированного крыла подвергается разносторонним влияниям:

а) переход к $Re_{\text{нос}}$

$$\Delta\alpha = + (0 - 1^\circ),$$

б) влияние земли

$$\Delta\alpha = - (1 - 2^\circ),$$

в) угловая скорость при посадке

$$\Delta\alpha = + (2 - 3,0^\circ),$$

г) механизация задней кромки

$$\Delta\alpha = - (1 - 2^\circ).$$

В результате можно считать, что α_{kp} остается постоянным и соответствует α_{kp} исходного профиля, исправленному на $Re_{\text{нос}}$.

Сравнительные величины поправок к результатам исследования модели крыла с исходным профилем ($c_{y \max_0} = 1,21$) в данном примере сводятся к следующему:

1) Поправка на $Re_{\text{нос}}$ $\Delta c_{y \max_1} = + 0,15$, или $+ 12,4\% \quad c_{y \max_0}$.

2) Поправка на $\frac{d\alpha}{dt}$ $\Delta c_{y \max_2} = + 0,13$, или $+ 10,8\% \quad c_{y \max_0}$.

3) Поправка на размах подкрылоков Фаулера $\Delta c_{y \max_4} = + 1,65$, или $+ 136,5\% \quad c_{y \max_0}$.

4) Поправка на элероны-закрылки $\Delta c_{y \max} = + 0,22$, или $+ 18,2\% \quad c_{y \max_0}$.

5) Поправка на влияние фюзеляжа $\Delta c_{y \max_5} = 0$, или $0\% \quad c_{y \max_0}$.

6) Поправка на перерыв механизации в центроплане $\Delta c_{y \max} = -0,24$, или $-19,8\% c_{y \max}$.

7) Поправка на балансировку при посадке $\Delta c_{y \max} = -0,12$, или $-9,9\% c_{y \max}$.

§ 6. ВЫВОДЫ

Наивыгоднейшая в отношении V_{\max} площадь крыла, как правило, оказывается неприемлемой с конструктивной точки зрения вследствие строительной высоты, недостаточной для размещения колес убирающегося шасси. Имеющиеся в настоящее время способы механизации крыла и типы шасси не обеспечивают безопасности посадки при площади крыльев, соответствующей V_{\max}^* , так как V_{\max} превышает величины порядка 120–140 км/час, допустимые лишь на хорошо оборудованных аэродромах.

Для повышения V_{\max} возможны два пути: дальнейшие изыскания в области повышения эффективности механизированных крыльев и специальные наземные приспособления, позволяющие производить посадку с нормальным крылом. В последнем случае необходима разработка специального менее громоздкого шасси.

Получение ощутительных выгод от увеличения p возможно лишь при дальнейшем понижении сопротивления крыла и ненесущих деталей.

Выбор площади крыла в каждом отдельном случае необходимо производить путем определения p^* и V_{\max}^* с последующей проверкой основных размеров с точки зрения строительной высоты и величин посадочной скорости. Для самолетов с большим процентом расходуемого груза и большой нагрузкой на силу $q = \frac{G}{N}$ решающим условием для выбора S является длина взлета через препятствие.

При составлении эскиза крыла и выборе его профиля в первом приближении обычно исходят из плоского крыла, так как выбор геометрической или аэродинамической закрутки чрезмерно усложнил бы эскизный проект. Эти вопросы должны решаться в предварительном проекте при проектировании крыла.

Подбор механизации крыла, несмотря на важность этой задачи, может быть сделан лишь весьма приблизительно, вследствие того, что ряд факторов, влияющих на $c_{y \max}$, еще не исследован. Для современных устойчивых самолетов весьма существенным является учет балансировки при механизированном работающем крыле. В этом случае на горизонтальном оперении возникают дополнительные силы, направленные сверху вниз и уравновешивающие дополнительный пикирующий момент вследствие перемещения центра давления к задней кромке.

Наибольшая часть $\Delta c_{y \max}$ получается в результате механизации задней кромки между элеронами. Простой, но достаточно точный подсчет $\Delta c_{y \max}$ полученного от частичной механизации размаха современного конического крыла возможен при переходе к эквивалентному прямоугольному крылу, дающему то же приращение $c_{y \max}$. При этом задача заключается в выборе со-

ответствующего сечения конического крыла, а также в учете горизонтального и вертикального сужения, стреловидности в плане и закона изменения профиля по размаху.

Л и т е р а т у р а: № 53, 54, 41, 42, 43, 44, 20.

Г л а в а III

ПОДЕТАЛЬНЫЙ ПОДСЧЕТ ВЕСА САМОЛЕТА

§ 1. СПОСОБЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕСА ВИНТОМОТОРНОЙ ГРУППЫ И ПЛАНЕРА

Определение веса винтомоторной группы и планера необходимо для уточнения полетного веса самолета, подсчитанного в первом приближении по весовой отдаче. Кроме веса, необходимо наметить центры тяжести отдельных частей для определения положения центра тяжести всего самолета относительно b_{ca} .

При эскизном проектировании далеко не все веса могут быть определены с желательной степенью точности. Большую часть веса винтомоторной группы и отдельных частей планера приходится подсчитывать приближенно, обрабатывая статистику построенных самолетов.

Наиболее простой и удобной обработкой статистических данных является определение веса отдельных частей в процентах от веса самолета в полете или веса пустого самолета. Веса деталей винтомоторной группы дают в процентах от веса сухого мотора в килограммах на 1 л. с. номинальной мощности и в % G. Вес крыла и оперения при обработке выражают в виде веса квадратного метра площади. Эти данные можно использовать для самолетов, имеющих одно назначение, одинаковые перевозки, одну полезную нагрузку, схему, моторы, тип конструкции и материал. Чем больше проектируемый самолет отличается от прототипа, тем больше могут быть и расхождения в весах.

Имеются попытки связать вес крыла, оперения и фюзеляжа с их основными размерами и перегрузками при помощи формул, которые были бы весьма ценными, если бы можно было найти простую зависимость между весом и всеми факторами, на него влияющими. Обычно при выводе принимают ряд допущений и упрощений. В результате, так же как и указанные способы статистической обработки, формулы дают цифры, близкие к действительности лишь для конструкций, одинаковых по типу, материалу и условиям нагрузки. Формулы имеются главным образом для крыла и удобны для изыскания рациональных размеров самолета, которое в основном сводится к выбору наивыгоднейших размеров крыла. При изменении основных размеров важно знать изменение веса отдельных частей, для того чтобы объективно определить полетные веса различных вариантов. Формулы не могут гарантировать точного определения полетного веса, но вполне пригодны для получения сравнительных весовых данных.

Подсчет веса и определение размеров при составлении эскизного проекта необходимо делать возможно точнее, чтобы в дальнейшем их можно было использовать как отправные пункты при изысканиях рациональных размеров.

§ 2. ВЕС ВИНТОМОТОРНОЙ ГРУППЫ

К весу винтомоторной группы $G_{в.м}$ относят следующие веса: сухой мотор, вода в системе охлаждения, масло¹ в системе смазки, система запуска, система выхлопа, система всасывания, управление мотором, приборы, контролирующие работу мотора, система охлаждения, система топлива, система смазки, моторамы, винт, его управление и антиобледенитель, капоты, помпы.

Вес сухого мотора G_m составляет от 42 до 70%, а вес современных винтов колеблется от 7,0 до 19% $G_{в.м}$. Таким образом вес агрегатов, которые конструктор получает при проектировании готовыми, составляет более 50% $G_{в.м}$. Веса остальных частей винтомоторной группы очень мало зависят от конструктора и могут быть довольно точно подсчитаны на основании обработки статистики самолетов с однотипными моторами.

При эскизном проектировании необходимо задаться весом всей винтомоторной группы, определить веса и наметить центры тяжести наиболее тяжелых агрегатов: моторов, винтов, моторных рам, капотов, радиаторов с водой, баков. Вес систем выхлопа, запуска, топлива, смазки и охлаждения можно соединить соответственно с весами мотора, бензо- и маслобаков, радиаторов и т. д.

Для подсчета веса $G_{в.м}$ имеются формулы и соотношения, выведенные на основании обработки статистических данных. Формулы обеспечивают необходимую точность подсчета лишь для одних и тех же моторов при одинаковом их количестве, одинаковых размещениях на самолетах, имеющих примерно одинаковые скорости и назначение.

Вес $G_{в.м}$ можно определить по статистике в зависимости от веса в полете G .

$$G_{в.м} = K_1 G.$$

Этим соотношением можно воспользоваться, если у прототипа и проектируемого самолета одинаковые назначения; моторы, их количество и тип. Величина K_1 колеблется для самолетов различного типа в пределах 0,18—0,45. Одна и та же винтомоторная группа у одноместного истребителя, пассажирского самолета и двухместного истребителя имеет различный процент от G .

Второй способ обработки статистических данных заключается в выражении $G_{в.м}$ через номинальную мощность мотора $N_{ном}$

$$G_{в.м} = K_2 N_{ном},$$

где $K_2 = 0,87 - 1,72$.

¹ Воду в рубашках цилиндров и масло в картере относят к весу пустого самолета.

Относя вес винтомоторной группы к мощности мотора в л. с., можно несколько расширить область применения формулы. В этом случае при определении величины K_2 для одного и того же мотора на самолетах различных назначений и веса мы допускаем, что величина $G_{в.м}$ остается постоянной. В действительности $G_{в.м}$ при одном и том же моторе, установленном на самолетах даже одного назначения, но с разными скоростями, будет несколько отличаться по весу винта, размерам радиатора и т. д.

Лучшие результаты дает формула, выражающая $G_{в.м}$ в зависимости от веса сухого мотора G_m .

$$G_{в.м} = K_3 G_m, \quad K_3 = 1,45 - 2,10.$$

Отношение максимального значения коэффициента K_3 к минимальному равно 1,45, в то время как для K_1 и K_2 оно достигает 2 и 2,5. Для получения реальных абсолютных значений веса всей моторной установки необходимо руководствоваться детальными весовыми сводками однотипных самолетов (табл. 21).

Вес сухого мотора, его габариты и центр тяжести указывают на общем виде мотора в трех проекциях. К весу сухого мотора относятся веса всех агрегатов, поставляемых моторным заводом: карбюраторов, рабочих магнито-, комплекта свечей, электропроводки, нагнетателя с приводом от мотора, редуктора, помпы (бензиновых, масляных, водяных), распределительных трубопроводов, компрессоров самопуска с приводом, комплекта дефлекторов (моторов воздушного охлаждения). В сухой вес не входят: вода и масло в моторе, втулки винтов, синхронизаторы, вакуумпомпы и генераторы. Общий вид мотора необходим для начала проектирования, так же как данные о взлетной, номинальной и максимальной мощностях, соответствующих числах оборотов, расходе топлива и смазки.

Современные винты чрезвычайно разнообразны по конструкции. Наиболее распространены винты постоянного числа оборотов. Большинство винтов позволяет устанавливать лопасти по потоку, что уменьшает сопротивление и заворачивающий момент в полете в случае остановки мотора на одном крыле у двух- и многомоторных самолетов. Имеются реверсивные винты, позволяющие изменять тягу на отрицательную, что важно для уменьшения скорости пикования и длины пробега, а также улучшения маневрирования многомоторных самолетов при рулежке. По типу управления винты бывают гидравлические, электрические и пневматические, причем некоторые имеют механическое аварийное управление. Наиболее известны винты фирм Гамильтон, Кертисс, Альфа-Ромео, Ротол, VDM, Юнкерс, Ратье и др. Лопасти изготавливают из дуралюмина, стали, электрона, пластмасс и дерева. Вес винтов в зависимости от диаметра и материала лопастей можно определить по фиг. 87.

Обтекатели деревянных двухлопастных винтов $D=2,9-4,0$ м весят от 2 до 4 кг. Обтекатели трехлопастных винтов изменяемого в полете шага (ВИШ) $D=2,9-4,0$ м весят от 4,0 до 8 кг.

Таблица 21

Агрегаты	Вес кг	Относитель- ные веса	Примечание
1. Одномоторный одноместный истребитель с мотором жидкостного охлаждения Ме-109 G-2			
Кок	3,68		
Лопасти со втулкой (67,65 + 70,9)	138,55		
Механизм	17,25		
Мотор [(с трубопроводами, электро- проводкой и редуктором (12,8)]	784,8		
Моторные бруски с подкосами 20,0 + 4,5	24,5	0,017 кг/л. с.	
Бензобак (с бензомотором и бензо- помпой)	72,0		
Маслобак с термостатом	8,5		
Радиаторы жидкостные с входными туннелями	62,70		
Нижняя створка радиаторов	7,8	0,048 кг/л. с.	
Охлаждающая жидкость	65,0		
Радиатор масляный с нижним ка- потом мотора	35,5		
Капот	33,05		
Выхлопные патрубки (12 шт.)	12,5		
Коробки для патрубков	12,70		
Расширительные баки (2 шт.)	2,95		
Бензопроводы	—		В источнике не указанны, поэтому необходимо опре- делить по стати- ческим данным То же ” ”
Маслопроводы	—		
Водопроводы	—		
Управление мотором	—		
Система запуска	—		
Система всасывания	—		
Противопожарная система	—		
Приборы мотора	—		
Итого	1300	42% G 1,12 N_{ном} 1,68 G_м	G = 3100 кг N_{ном} = 1460 л. с. G_м = 772 кг

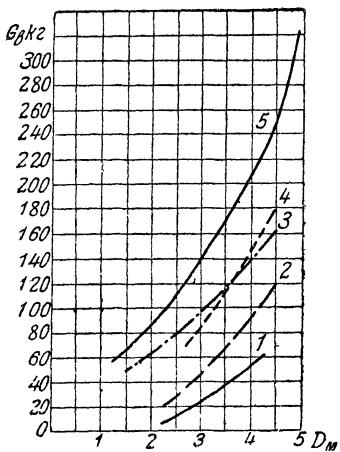
II. Двухмоторный пассажирский самолет (ПС-84)

Винты и система их управления	309,0		
Моторы	1080		
Моторамы	39,85		
Капоты	60,52		
Мотогондолы	177,62		
Моторное оборудование	163,84		
Главные баки	66,07		
Дополнительные баки	69,67		
Бензосистема	61,05		
Система смазки с баками	52,23		
Система запуска	27,47		
Управление моторами	26,03		
Приборы, контролирующие работу моторов	10,93		
Итого	2155	19,7% G 2,0 G_м	G = 10 887 кг G_м = 1080 кг

Вес установки химического антиобледенителя на винт колеблется от 3,5 до 5,0 кг без антифриза. Расход антифриза (этиленгликоля) составляет 3—4 кг на час полета.

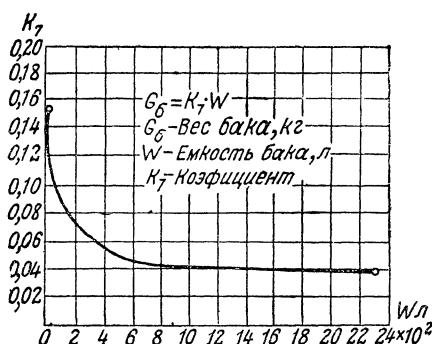
Тормоза винтов с управлением весят 0,016—0,024 кг на 1 л. с. nominalной мощности мотора на расчетной высоте.

В естопливных и масляных баков с креплениями определяют в зависимости от емкости каждого бака в отдельности

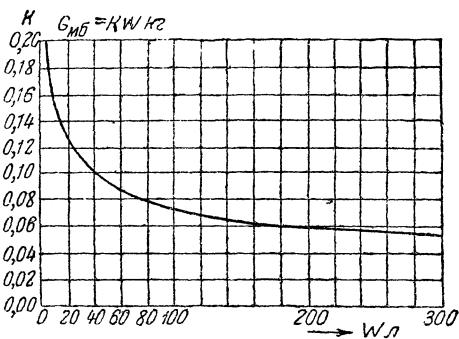


Фиг. 87. Вес винтов в зависимости от D :

1—двуухлопастные деревянные без втулок; 2—двуухлопастные металлические ВФШ со втулкой; 3—двуухлопастные металлические ВИШ со втулкой; 4—трехлопастные металлические ВФШ со втулкой; 5—трехлопастные металлические ВИШ со втулкой.



Фиг. 88. Вес сварных или клепанных дуралюминиевых баков для бензина, без протекторов, но с креплениями. Проектирование увеличивает вес в 1,7—2,2 раза.



Фиг. 89. Вес сварных или клепанных дуралюминиевых баков для масла без протекторов, но с креплениями. Протектирование увеличивает вес в 1,7—2,2 раза.

(фиг. 88 и 89). Вес бака на 1 л его емкости увеличивается с уменьшением размеров.

Протектированные фибровые (немецкие) баки состоят из следующих частей:

Фибра-стенки и перегородки . . . $\delta = 1-2 \text{ мм}$

Натурального каучука $\delta = 3-4$ "

Слоев тонкой резины $\delta = 0,35 \times 3 = 1,05 \text{ мм}$

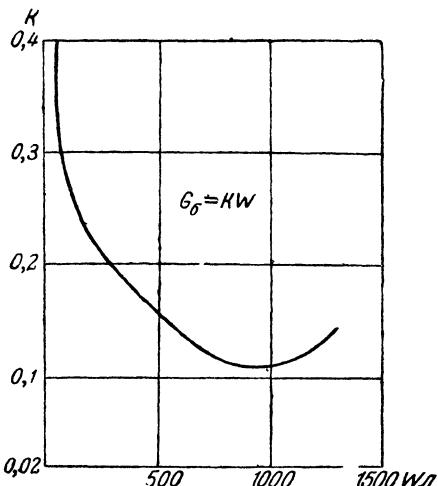
Наружного резинового чехла . . . $\delta = 2,5 - 3,0 \text{ мм}$

Вес этих баков в зависимости от емкости в литрах указан на фиг. 90.

Распределение веса между отдельными частями в процентах от общего веса бака

Крепления	5,7 — 20%	G_B
Арматура	3,5 — 14,5%	
Протектор	44 — 64%	"
Бак (фибра)	16 — 42%	"

На 1 л емкости вес протектора 0,06—0,20 кг/л и вес фибры 0,036—0,12 кг/л.



Фиг. 90. Вес протектированных фибровых (немецких) баков с креплениями и арматурой.

Вес проводки и арматуры системы топлива определяется в зависимости от количества баков и моторов (табл. 22).

Таблица 22

Средний вес проводки и арматуры систем питания топливом в килограммах на 1 бак

Тип самолета	Число баков		
	1—2	3—8	9 и более
Одномоторный	4,2—3,3	3,9—3,7	—
Двухмоторный	10—12	10—9	8,5—6,0

Приложение. При аварийном сливе на каждый бак добавляется 1,2—1,5 кг для одномоторных и 2,7—3,5 кг—для многомоторных самолетов.

Веса приборов, контролирующих работу мотора, управление, самопуски, систему питания маслом и ее арматуру, а также систему огнетушения определяют в зависимости от типа самолета и количества моторов (табл. 23, 24, 25).

Таблица 23

Веса агрегатов, зависящих от числа моторов, в кг
на один мотор

Агрегаты	1 мотор		2 мотора	4 мотора
	истреби- тель	остальные самолеты		
Приборы мотора без бензиномеров и газоанализаторов .	6—6,5	6—8	6,5—9	9—10
Газоанализатор „Кембридж“ .	4	4	3	3,2
Управление моторами	6,6—7,5	10—12	15—17	25—28
Самопуск	12—14	15—17	15—17	17—22
Маслопроводы и арматура . .	5—6	7—8	7—8	10—12
Система огнетушения	6	6	6,5—7,5	7,5—8
Пусковое зажигание системы Сцинтилла	6,6	6,6	6,6	6,6
Бобинное пусковое зажигание (без проводки)	2,0	2,0	2,0	2,0
Система заливки	2,2		1,8	2,4

Таблица 24

Веса бензиномеров в кг

Тип бензиномера	Число баков		
	1	2	10
Механический бензиномер (для легких самолетов)	0,6—0,7	—	—
Гидростатический бензиномер	1,53—2,38	2,23—3,93	—
Поплавковый электробензиномер (датчик и указатели)	0,600	—	—
Электробензиномер БЭ-07 без электропроводки	1,90	3,65	13,25

Таблица 25

Противопожарные перегородки

Тип самолета	Вес, кг
Одномоторный	2—3
Двухмоторный	3—4
Четырехмоторный	5—14

Веса моторам, капотов, системы выхлопа и всасывания и системы охлаждения определяют в зависимости от номинальной мощности мотора на расчетной высоте (табл. 26).

Таблица 26

Удельный вес агрегатов винтомоторной группы в кг/л. с. при $N_{\text{ном}}$

Агрегаты	Моторы	
	воздушного охлаждения	жидкостного охлаждения
Моторама с креплениями мотора	0,014—0,026	0,040—0,055
Капот (с управлением)	0,05—0,07	0,035—0,045
Выхлопные патрубки	0,002—0,003	0,002—0,003
Выхлопной коллектор	0,008—0,010	0,008—0,010
Воздухозаборный патрубок	0,008—0,010	0,008—0,010
Установка турбокомпрессора	0,100—0,125	0,100—0,125
Маслорадиатор;		
а) сухой вес	0,008—0,012	0,008—0,012
б) с маслом	0,01—0,015	0,01—0,015
Тоннель маслорадиатора и его крепления	0,006—0,008	0,006—0,008
Тоннельный жидкостный радиатор	—	0,04—0,05
Система водяного охлаждения:		
а) сухой вес	—	0,1—0,15
б) с водой	—	0,2—0,25
Система гликолового охлаждения:		
а) сухой вес	—	0,05—0,1
б) с гликолем	—	0,1—0,15

Приведенные данные весьма приблизительны и необходимы лишь для распределения веса винтомоторной группы по отдельным агрегатам при составлении весовой ведомости и центровки. При назначении общего веса винтомоторной группы необходимо исходить из процентного отношения суммарного веса ВМГ к G в зависимости от веса сухого мотора или $N_{\text{ном}}$.

§ 3. ВЕС ПЛАНЕРА

Вес планера составляют веса крыла, фюзеляжа, хвостового оперения, шасси и управления.

Наиболее точно можно определить веса силовых агрегатов, поддающихся расчету на прочность. К их числу относятся крыло, оперение и шасси.

Значительную долю фюзеляжа составляет несъемное оборудование, части съемного оборудования, детали крепления проводки управления, винтомоторной группы, детали, устанавливающие совсем без расчета на прочность: теплоизоляция, звукоизоляция, отделка, козырьки и т. д. Вследствие этого вес фюзеляжа колеблется в более широких пределах и представляет большие трудности при подсчете.

Крыло, оперение и шасси представляют собой съемные агрегаты, которые можно взвесить отдельно, а фюзеляж взвешивают вместе со всем оборудованием, управлением, деталями винто-

моторной группы, участками крыла и хвостового оперения. Это также затрудняет анализ веса фюзеляжа.

Вес крыла зависит от ряда факторов, из которых основными являются следующие:

n_A — коэффициент перегрузки в случае А;

l — размах крыла;

λ — относительное удлинение;

η — горизонтальное сужение крыла;

η_B — вертикальное сужение;

C_k — строительная высота в корне и на конце крыла $C_{конц}$;

S — площадь крыла;

K_p — степень разгрузки крыла в полете находящимся в нем или на нем грузом (баки, шасси, вооружение, моторы и т. д.);

$p = \frac{G}{S}$ — нагрузка на 1 m^2 .

Тип конструкции:

γ , σ_p , $\sigma_{сж}$ — материал крыла (удельный вес, механические коэффициенты).

Учет всех этих факторов затруднителен, и обычно применяемые формулы выражают вес крыла в зависимости лишь от некоторых из них. При эскизном проектировании приходится пользоваться результатами обработки статистических данных и выведенными на их основании упрощенными формулами.

Для однотипных по назначению и схеме самолетов, имеющих крылья, одинаковые по типу конструкции и материалу, можно исходить из отношения веса крыла G_{kp} к весу самолета в полете

$$G_{kp} = K_{kp} G.$$

Величина коэффициента K_{kp} для самолетов различных типов и назначений колеблется в пределах $K_{kp} = 0,12 - 0,15$ или в среднем $K_{kp} \approx 0,135$ (табл. 27).

Величина $K_{kp} = 0,135$ в данном случае будет первым приближением, не учитывающим типа самолета. Ошибка в определении веса крыла по средней величине, например для самолета № 2 (табл. 27) равна 1% G или 65,0 kg , т. е. крыло в действительности было бы перетяжелено. У самолета № 9, наоборот, крыло оказалось бы легче, чем по прикидке на 1,2% G , или 42 kg .

Для контроля можно определить вес 1 m^2 конструкции крыла $p_{kp} = \frac{G_{kp}}{S}$. Из таблицы видно, что p_{kp} у монопланов и биплана (№ 15) различается весьма сильно.

$p_{kp} = \frac{G_{kp}}{S}$ у современных свободнонесущих самолетов имеет тенденцию к повышению и в некоторых случаях превышает 25 kg/m^2 . Коэффициент K_{kp} в течение ряда лет остается.

примерно, постоянным, что объясняется увеличением веса 1 m^2 крыла при одновременном уменьшении S вследствие механизации. Несмотря на прогресс в области конструкции крыла, его относительный вес не уменьшается вследствие повышения норм прочности и требований жесткости. Для определения p_{kp} проектируемого самолета на основании обработки существующих однотипных крыльев можно применять следующую формулу:

$$p_{kp} = \frac{p}{\left(\frac{1000}{C_{kp} l n_A} + 1 \right)}, \quad (76)$$

где n_A — коэффициент перегрузки на случай A ;

C_{kp} — коэффициент, зависящий от l и числа моторов, т. е. учитывающий до некоторой степени разгрузку.

По этой формуле, зная n_A , p , l и p_{kp} прототипа, определяем C_{kp} , а затем p_{kp} для проектируемого самолета. Кроме того, при проектировании можно оценить влияние изменения l на p_{kp} . Величина C_{kp} меняется в довольно больших пределах — от 0,9 до 1,4. Меньшие значения C_{kp} соответствуют многомоторным и пассажирским самолетам, а большие — одномоторным и военным самолетам. Для самолета № 12 (табл. 27) при $n_A = 4,86$ $C_{kp} = 0,922$ и для самолета № 2 при $n_A = 5,5$ $C_{kp} = 1,375$.

При определении веса крыла по статистическим данным иностранных самолетов [формула (76)] основное затруднение заключается в том, что величину коэффициента n_A обычно получить не удается, следовательно, нельзя определить и коэффициент C_{kp} . Задаваясь величиной коэффициента C_{kp} в указанных пределах (0,9—1,4), можно допустить большую ошибку, чем в случае определения веса крыла по статистической формуле $G_{kp} = K_{kp} G$.

Отношение $\frac{p}{p_{kp}}$ является критерием оценки совершенства конструкции крыла и может быть названо коэффициентом использования материала, так как представляет нагрузку на 1 кг веса конструкции крыла. Из табл. 27 следует, что $\frac{p}{p_{kp}}$ у ряда современных свободнонесущих монопланов больше, чем у биплана № 15, крылья которого в недалеком прошлом считались наиболее легкими при одинаковых коэффициентах перегрузки n_A .

Центр тяжести крыла находится на 40% b_{CA} от передней кромки. Вообще же положение ц. т. отдельных сечений меняется по размаху крыла, причем обычно для корневых сечений центр тяжести смещается вперед, а для концевых назад по сравнению со средним положением.

Хвостовое оперение G_{op} в зависимости от G :

$$G_{op} = K_{op} G,$$

где $K_{op} = 0,014—0,026$ для свободнонесущих оперений; у подкосных оперений $K_{op} = 0,013—0,015$.

Следует сделать проверку и разбивку веса всего оперения на вертикальное и горизонтальное по весу 1 m^2 его поверхности:

$$G_{\text{оп}} = p_{\text{оп}} S_{\text{оп}},$$

где $p_{\text{оп}} = 4,5 - 10 \text{ кг/}m^2$ для вертикального оперения,

$p_{\text{оп}} = 7,5 - 15,0 \text{ кг/}m^2$ для горизонтального оперения.

Приведенные цифры относятся к свободнонесущему оперению с весовой компенсацией рулей при жесткой обшивке стабилизатора и киля и полотняной обшивке рулей.

Центры тяжести горизонтального и вертикального оперения можно считать расположеннымими на 40% их средней аэродинамической хорды, так же как у крыла.

Шасси. Вес всего современного убирающегося шасси $G_{\text{ш}}$ с управлением и сигнализацией

$$G_{\text{ш}} = K_{\text{ш}} G,$$

где $K_{\text{ш}} = 0,045 - 0,08$ для двухколесного и $K_{\text{ш}} = 0,075 - 0,10$ — для трехколесного шасси. Вес убирающегося хвостового колеса составляет 0,4—0,6% G . Вес переднего колеса с установкой 0,7—1,05% G .

Вес фюзеляжа состоит из каркаса, обшивки, оборудования кабин (сиденья экипажа, доски для приборов, помещения для багажа и почты, крепления вооружения, оборудование, электропроводка, окна, двери, фонари, полы, подножки и т. д.), а также ножного и ручного управления. При перечисленном составе вес фюзеляжа G_{ϕ} в зависимости от полетного веса самолета будет:

$$G_{\phi} = K_{\phi} G,$$

где $K_{\phi} \approx 0,10 - 0,13$.

Как уже указывалось, вес фюзеляжа по статистике определяется с меньшей точностью, чем веса остальных частей самолета. Во избежание крупных ошибок в определении веса фюзеляжа с оборудованием и управлением рекомендуется при подведении итога сделать следующую проверку. Вес планера, равный весу конструкции крыла, фюзеляжа, шасси, оперения и управления, колеблется в сравнительно узких пределах:

$$K_{\kappa} = \frac{G_{\text{пл}}}{G} = 0,30 - 0,38.$$

Эти цифры можно уточнить в зависимости от назначения самолета, типа моторов и веса полной нагрузки. Вес крыла, оперения и шасси как съемных агрегатов определяется с большей точностью, чем вес фюзеляжа. Таким образом K_{ϕ} со всем оборудованием и управлением можно определить как разность:

$$K_{\phi} = K_{\kappa} - K_{\text{кр}} - K_{\text{оп}} - K_{\text{ш}}.$$

Для ряда самолетов коэффициенты $K_{\text{кр}}$, $K_{\text{оп}}$, $K_{\text{ш}}$, K_{ϕ} , K_{κ} приведены в табл. 27.

Центр тяжести фюзеляжа можно приближенно считать находящимся на расстоянии $x=0,40-0,42 l_{\Phi}$ где l_{Φ} — длина фюзеляжа от самой передней до самой задней из его точек. Для одномоторных самолетов l_{Φ} — длина от противопожарной перегородки до задней точки. Более точно центр тяжести фюзеляжа можно определить после построения его вида в плане и сбоку.

Вес самолета, определенный указанным методом, является лишь первым приближением. В дальнейшем, по мере выяснения основных размеров и типа конструкции, необходимо вводить поправки в величину веса и в положение центров тяжести отдельных частей.

§ 4. ВЕСОВАЯ ВЕДОМОСТЬ

Весовую ведомость составляют для увязки веса отдельных частей самолета и сравнения полетного веса, полученного на основании подетального подсчета, с весом, определенным по весовой отдаче.

При эскизном проектировании более точным, очевидно, следует считать вес, полученный по весовой отдаче, в особенности, если она взята из статистики самолетов, имеющих назначение, схему, тип мотора и материал, одинаковые с проектируемым. Ведомость состоит из подробного перечисления отдельных агрегатов с указанием их веса, коэффициентов, по которым они получены, весов на единицу площади и т. д. (табл. 28).

Мелкие веса оборудования и вооружения следует группировать по месту размещения на самолете и заменять одним грузом. Например, аэронавигационные приборы и приборы, контролирующие работу моторов, следует группировать в комплексы, размещающиеся на приборных досках экипажа. Оборудование и вооружение необходимо группировать по огневым точкам и кабинам.

§ 5. ВЫВОДЫ

Литература по весу самолета крайне недостаточна, разноречива и большей частью устарела. При назначении веса проектируемого самолета по весовой отдаче, а также при определении площади крыла по нагрузке на 1 м^2 и при назначении веса отдельных частей самолета необходимо учитывать тенденции в области самолетостроения. Тенденции в отношении нагрузки на

1 м^2 указывались уже ранее. Что касается весовой отдачи $K = \frac{G_{\text{н.п}}}{G}$ и весовых коэффициентов отдельных частей, дающих их вес в процентах от G , то здесь замечается некоторая стабильность при одновременном увеличении веса 1 м^2 крыла и оперения, а также абсолютного веса шасси, фюзеляжа и управления для самолетов одного и того же назначения. Полетный вес самолетов неуклонно растет, так же как и полная нагрузка.

Лучшим пособием для определения веса самолета при эскизном проектировании являются подробные описания отдельных

№ по пор.	Назначение самолета	Моторы		Материал крыла и обшивки	Основные размерные данные крыла	$p_{kp} = \frac{G_{kp}}{S}$	K_{kp}	G_{kp}
		Схема	количество и мощность на расчетной высоте					
1	Ме-110 многоцелевой	M 2×1150 ДВ 601	Жидкостное	Дуралюмин	$l = 16,75 \text{ м}$ $S = 38,4 \text{ м}^2$ $\eta = 2,7$ $\lambda = 7,3$	23,7	0,135	910
2	Бомбардировщик Глен Мартин 139-W	M 2×760	Воздушное	Дуралюмин	$l = 21,5$ $S = 63,0$ $\eta = 2,78$ $\lambda = 7,35$	14,5	0,141	917
3	Двухмоторный бомбардировщик Не-111	M 2×880 (2×1070)	Водяное	"	$l = 22,6$ $S = 87,6$ $\lambda = 5,9$	15,5	0,150	1354,0
4	Одноместный истребитель Девуатин 510	M 1×860	"	"	$l = 12,1$ $S = 16,4$ $\lambda = 8,9$	18,7	0,149	306,3
5	Одноместный истребитель Ме-109 Bf 1936 г.	M 1×650	"	"	$l = 9,9$ $S = 16,8$ $c_k = 0,14$ $\lambda = 5,85$ $c_{конц} = 0,11$	14,9	0,139	250
6	Одноместный истребитель Ме-109 Е 1939 г.	M 1000	"	"	$l = 9,9$ $S = 16,4$	21,3	0,135	350
7	Одноместный истребитель М-109-62 1941 г.	M 1250	"	"	$l = 10,0$ $S = 16,1$	23,6	0,123	380
8	Одноместный истребитель "Спитфайр" VB-1940 г.	M 1150	"	"	$l = 11,2$ $S = 22,5$	20,0	0,147	450

Таблица 27

ные самолетов

$p = \frac{G}{S}$	G	$\frac{P_{r_0}}{P_{b_0}} \frac{\kappa^2/M^2}{\kappa^2/M^2}$	$K_{\text{оп}}$	$K_{\text{ш}}$	K_{Φ}	$K_{\text{к}}$	$\frac{P}{P_{\text{кр}}}$	Примечание
175,0	6700	16,0°)	0,02	0,067	0,108	0,330	7,4	
103,7	6506	$\frac{7,57}{4,46}$	0,016	0,067	0,11/0,147	0,34	7,15	
100,40 [129,0]	8950 [11300]	$\frac{8,18}{9,56}$	0,02				6,45	В скобках [] указаны дан- ные модифици- рованного са- молета
125,0	2048	$\frac{12,1}{5,27}$	0,020	0,067	0,071	0,31	6,68	
107,0	1800	$\frac{12,95}{8,35}$	0,022	0,050 (0,044)***	0,097 (0,108)*)	0,305	7,18	
159,0	2600	$\frac{12,95}{8,35}$	0,015	0,042 (0,038)***	0,096 (0,106)*)	0,298	7,45	()*) С управ- лением
193,0	3100	$\frac{15,1}{10,0}$	0,015	0,044 (0,038)***	0,100 (0,108)*)	0,290	8,15	()**) Основ- ное шасси
135,0	3050	$\frac{40,0}{15,0}$	0,018	0,052 (0,047)***	0,098 (0,111)*)	0,328	6,78	*) Вес всего оперения гори- зонтального и вертикального

№ по пор.	Назначение самолета	Схема	Моторы		Материал крыла и обшивки	Основные размерные данные крыла	$G_{kp} = \frac{G_{kp}}{S}$	K_{kp}	G_{kp}
			количество и мощность на расчетной высоте	тип охлаждения					
9	Одноместный истребитель „Эракобра“ 1940 г.	М	1150	Водяное	Дуралюмин	$l = 10,35$ $S = 19,8$	21,7	0,123	430
10	Одноместный истребитель Фокке-Вульф Fw-190 A3 1941 г.	М	1460	Воздушное	”	$l = 11,5$ $S = 18,9$	26,5	0,128	500
11	Пикирующий двухмоторный бомбардировщик Do-217	М	2×1460	”	”	$l = 19,0$ $S = 56,7$ $c_k = 17\%$ $\lambda = 6,35$ $c_{конц} = 8\%$	36,8	0,136	2085
12	Двухместный истребитель „Северский“ 2РА-L	М	1×750	”	”	$l = 11,0$ $S = 20,40 \text{ м}^2$ $\lambda = 5,93$	16,9	0,128	345,1
13	Двухмоторный многоместный пассажирский ДС-3	М	2×850	”	”	$l = 28,96$ $S = 91,7 \text{ м}^2$ $c_{cp} = 0,12$ $\lambda = 9,14$	17,7	0,149	1622
14	Одномоторный пассажирский V-1AS	М	1×800	”	”	$l = 15,24$ $S = 35,67$ $c_k = 0,18$ $\lambda = 6,5$ $c_{конц} = 0,116$	15,7	0,145	556
15	Одноместный истребитель Хейнкель	Б	1×650 —750	Водяное	Смешанные	$l_1 = 11,02$ $l_2 = 8,62$ $S = 27,2$	9,14	0,132	248,7
16	Учебно-тренировочный самолет Кодрон-609	М	220	Воздушное	Дерево	$l = 7,7$ $S = 9,0$ $\eta = 2,0$ $\lambda = 6,6$	16,8	0,150	151,0

$\frac{G}{S}$	G	$\frac{p_{\text{г-о}}}{p_{\text{в-о}}} \frac{\kappa^2/\mu^2}{\kappa^2/M^2}$	$K_{\text{оп}}$	$K_{\text{ш}}$	K_{ϕ}	$K_{\text{к}}$	$\frac{p}{p_{\text{кр}}}$	Примечание
177,0	3500	9,07°)	0,014	0,096 \pm)	0,080 (0,096)*)	0,329	8,15	\mp) Трехколесное шасси
206,0	3900	$\frac{45,0+}{10,0+}$	0,014	0,047 (0,041)**	0,10 (0,108)*)	0,295	7,65	
270	15 290	13,7°)	0,018	0,0543	0,114 (0,131)*)	0,339	7,35	°) Отнесено к общей площади горизонтального и вертикального оперения
132,0	2700	$\frac{10,6}{9,26}$	0,019	0,080	0,109	0,34	7,8	
	10 896	8,9	0,019	0,062	0,163	0,39	6,67	
108,1	3855	$\frac{10,53}{7,74}$	0,023	0,065	0,100	0,338	6,88	
70,0	1900	—	0,013	—	—	—	7,67	
111,8	1005	$\frac{7,56}{8,95}$	0,026	0,056	0,140	0,38	6,65	

Таблица 28

Весовая ведомость самолета

Наименование	Количе- ство	Вес 1 шт.	Общий вес $kg\ G_n$	Примечание
I. Полезная нагрузка G_n				
Кабина летчика				
Пилот				
Оборудование связи				
Электрооборудование				
Кислородное питание				
Вспомогательное оборудование				
Вооружение и т. д.				
Кабина штурмана				
и т. д.				
Кабина стрелка				
и т. д.				
Итого полезная нагрузка G_n .				
II. Запас топлива и смазки				
Топливо G_t				Объем топлива, л
Смазка G_c				Объем масла, л
Итого топливо и смазка G_t+G_c				
Полн. нагрузка $G_{n+p}=G_n+G_t+G_c$				
III. Винтомоторная группа $G_{B \cdot M}$				Весовая отдача $K=\frac{G_{n+p}}{G}$
Сухой мотор				
Винт с обтекателем				
Моторная рама				
Капот				
Радиатор				
и т. д.				
Итого винтомоторная группа $G_{B \cdot M}$				% G
IV. Вес планера $G_{пл}$				
Крыло G_{kp}				% G ; kg/m ²
Фюзеляжи и управление G_{Φ} .				% G
Хвостовое оперение $G_{оп}$. . .				% G ; kg/m ²
Шасси $G_{ш}$				% G
Итого вес планера $G_{пл}=G_{kp}+G_{\Phi}+G_{оп}+G_{ш}$				
Вес пустого самолета $G_{пуст}$.				
Вес полной нагрузки G_{n+p} . . .				
Вес в полете $G=G_{пуст}+G_{n+p}$.				

самолетов, так как они исключают возможность пропуска в ведомости отдельных агрегатов и даже целых групп.

Литература: №№ 4, 5, 10, 13, 14, 15, 16, 21, 8, 22, 23, 26, 27, 28, 30, 31, 34, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 45, 48.

Глава IV

ЭСКИЗНАЯ КОМПОНОВКА И ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

§ 1. КОМПОНОВКА И ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К НЕЙ ТРЕБОВАНИЯ

Компоновочным чертежом называется общий вид самолета сбоку в проекции на вертикальную плоскость с указанием основных элементов, входящих в полную нагрузку и в винтомоторную группу, с увязкой основных силовых элементов конструкции.

Для составления компоновочного чертежа самолета необходимы: 1) эскизы крыла в трех проекциях с нанесением на них силовых элементов, грузов (баки, вооружение), креплений других частей самолета (шасси, винтомоторная группа) и средней аэродинамической хорды; 2) эскиз горизонтального оперения в плане с разбивкой на стабилизатор и рули высоты и указанием положения лонжеронов и средней аэродинамической хорды.

Для тяжелых многомоторных самолетов необходим вид фюзеляжа в плане и ряд сечений.

Процесс компоновки заключается в изысканиях наивыгоднейшего размещения экипажа, вооружения, грузов, силовых элементов конструкции отдельных частей самолета и их взаимной увязки в узловых пунктах. К компоновке предъявляется ряд разносторонних требований. Задача конструктора заключается в отыскании наилучшего компромиссного решения, удовлетворяющего основным требованиям.

Требования в отношении размещения экипажа и пассажиров сводятся к следующим.

Наилучший обзор из кабины пилота и всех огневых точек. Обзор измеряется углами между горизонтом и проведенными из глаза касательными к различным частям самолета. Для пилота требуется наилучший обзор вперед, вверх, вниз, в стороны и возможность обзора назад. У пикирующего бомбардировщика необходимо обеспечить летчику обзор всей передней полусферы. При четырех членах экипажа иногда требуется сферический обстрел и обзор. Для двухместного военного самолета необходимо добиться максимального обзора и обстрела задней полусферы.

Из пассажирских кабин желателен обзор нижней полусферы.

Удобство посадки экипажа и размещения грузов. Сиденье летчика должно быть удобным и обеспечивать возможность его регулировки под различный рост летчика и изменения положения во время длительных полетов. В многоместных военных самолетах должно быть обеспечено сообщение меж-

ду отдельными членами экипажа для облегчения командования, а также для моральной поддержки и замены выбывших из строя. Кабины экипажа должны быть рассчитаны на условия работы в теплых комбинезонах.

Сиденья во всех огневых точках должны обеспечивать посадку лицом вперед в нормальном полете и быстрый поворот в боевое положение.

В учебных самолетах необходимо предусмотреть возможность полета одного ученика без инструктора.

У военных самолетов должен быть удобный доступ к оружию, а также к патронным и снарядным ящикам для перезарядки. Подвеска бомб не должна увеличивать сопротивления самолета.

Экипаж и наиболее ответственные части самолета необходимо защищать броней, размещение и толщина которой должны быть выбраны в зависимости от типа самолета и условий боя.

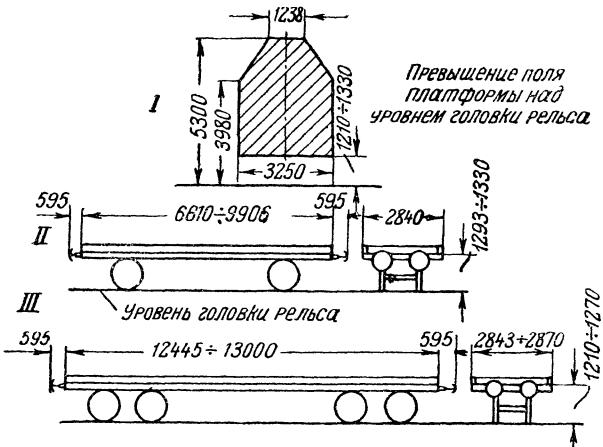
Пулеметные и пушечные установки необходимо устанавливать на частях конструкции, наименее подверженных вибрациям. В то же время желательно, чтобы размещение оружия не было связано с уменьшением его скорострельности вследствие стрельбы через плоскость, ометаемую винтом.

Меры безопасности экипажа и пассажиров при авариях на земле и в воздухе. Во избежание ранений экипажа и пассажиров при капоте необходимо у самолетов с нижним расположением крыла усилить одну точку сверху фюзеляжа. При верхнем расположении крыла, наоборот, усиливать нужно нижнюю часть фюзеляжа. На случай заклинивания дверей при аварии пассажирских самолетов необходимо устраивать запасные выходы в противоположной от двери стороне фюзеляжа и, кроме того, сверху или снизу, в зависимости от схемы самолета. Во избежание ранений винтами при их аварии, а также для уменьшения шума необходимо выносить кабины экипажа и пассажиров из плоскости вращения. Экипаж боевых самолетов должен иметь возможность выброситься на парашютах, для чего необходимо предусмотреть быстрое открывание фонарей и люков.

Производство предъявляет к самолету ряд требований, которые должны быть учтены в самой начальной стадии проектирования. Для расширения фронта работ и ремонта крыло должно иметь разъемы по размаху, а фюзеляжи больших самолетов — по длине. Как правило, крыло состоит по размаху из трех частей: центроплана и двух консолей. Фюзеляжи без разъемных стыков делают только у самолетов малого тоннажа. В большинстве случаев фюзеляжи состоят из трех частей: носовой, средней и хвостовой. Размеры этих частей выбирают с учетом габаритов, допустимых при перевозке по железным дорогам, желательно без ограничения скорости движения (фиг. 91).

С эксплуатационной точки зрения желательно, чтобы при отъеме консольных частей крыла самолет мог перемещаться на собственном шасси. Если при отъеме консолей двух-

моторных самолетов моторы и баки остаются на центроплане, то это значительно упрощает эксплуатацию и ремонт. Отъемы горизонтального и вертикального оперения удобнее в производстве и в эксплуатации. У одномоторных самолетов малого тоннажа с габаритами, допустимыми при перевозке по железной дороге, должен быть увязан размах центроплана и высота самолета при стоянке на трех точках; для больших самолетов учитывают длину, ширину и высоту отъемных частей.



Фиг. 91. Габариты подвижного состава.

Устройство всякого рода стыков усложняет конструкцию и невыгодно в весовом отношении. Разъемы, желательные только с производственной точки зрения, необходимо тщательно анализировать и предусматривать в самом начале проектирования. Дополнительные стыки фюзеляжа, крыла управления и всей проводки к моторам двухмоторного самолета (с полетным весом около 18 500 кг) вызывают утяжеление на $3\frac{1}{2}\%$ G, но позволяют увеличить выпуск продукции примерно на 27%.

Живучесть самолета зависит от типа конструкции крыла, фюзеляжа, оперения и управления. Жесткая обшивка и большое количество работающих силовых элементов повышают живучесть, так как при пулевых и осколочных попаданиях нагрузка передается на соседние уцелевшие участки. Ферменные конструкции, а также конструкции, в которых все усилия воспринимаются малым количеством силовых элементов, например двухлонжеронное крыло с полотняной обшивкой, менее живучи. При разрушении одного из элементов статически определимой фермы она превращается в механизм. Разрушение одного из лонжеронов двухлонжеронного крыла с полотняной обшивкой влечет за собой перегрузку уцелевшего лонжерона и его поломку. Расчалочные фермы и гибкая проводка управления менее живучи, чем фермы из стержней и проводка из труб.

Броня, предусмотренная в начале проектирования, может быть в значительном проценте ее веса использована в качестве силового элемента. Если же приходится ставить броню на уже спроектированный или готовый самолет, то это влечет за собой перетяжеление.

Эффективность хвостового оперения. При компоновке необходимо выбрать наивыгоднейшее размещение крыла относительно фюзеляжа, хвостового оперения — относительно крыла и фюзеляжа и, наконец, горизонтального оперения относительно вертикального. Неудачное размещение вызывает затенение хвостового оперения крылом, а вертикального оперения — горизонтальным. В результате возможно появление вибрации типа бафтиг и понижение эффективности вертикального оперения при штопоре.

Эффективность системы охлаждения. Радиаторы необходимо размещать в струе от винтов для повышения эффективности при полете на малых скоростях и работе на месте. Чем ближе радиатор размещен к тянувшему винту и мотору, тем менее он затеняется находящимися впереди частями самолета; кроме того, в этом случае уменьшается длина водопроводов, их вес и уязвимость.

Минимальное лобовое сопротивление. При составлении компоновочного чертежа должны быть приняты все меры к понижению сопротивления самолета в целом. Эти меры сводятся к уменьшению сопротивления формы фюзеляжа путем выбора его удлинения, а также к обеспечению плавности очертаний и устраниению всякого рода выступов. Сопряжения крыла и оперения с фюзеляжем должны обеспечивать минимальное сопротивление вследствие интерференции. Размещение винтов относительно крыла должно быть выбрано также с учетом интерференции.

Центровка. Компоновку можно признать удовлетворительной, если центровка самолета соответствует предъявляемым к ней требованиям. Эти требования зависят от типа самолета и необходимой для него степени устойчивости. Еще сравнительно недавно считалась нормальной центровка в 30% b_{CA} . В настоящее время, в связи со значительным увеличением максимальной скорости, а также требованиями повышенной продольной устойчивости и переходом к двояковыпуклым профилям с более передним центром давления нормальной считается центровка в 20—25% b_{CA} .

Следующее требование заключается в минимальном перемещении центра тяжести при расходовании топлива, смазки, патронов, снарядов и сбрасывании бомб. Диапазон возможных центровок для хорошо скомпонованного самолета не превышает 3—4% b_{CA} .

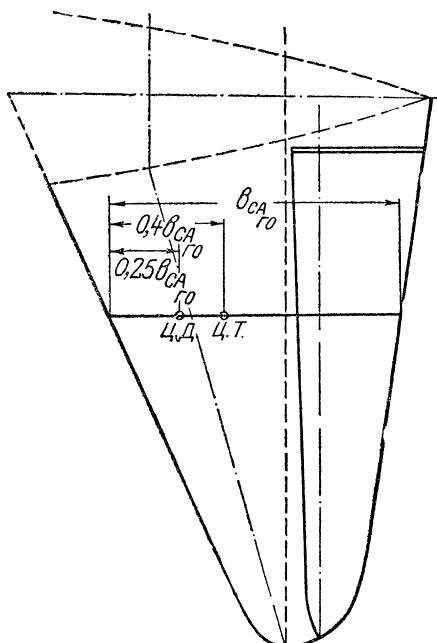
Наконец, требуемая центровка должна быть получена при минимальном разносе масс по продольной и поперечной осям. Момент инерции самолета относительно осей, проходящих через центр тяжести, должен быть возможно меньше.

При эскизном проектировании выполняется первая стадия компоновки. Эскизная компоновка заключается в ориентировочном размещении грузов и основных частей самолета относительно намечаемого заранее и желательного положения центра тяжести. Далеко не всегда эти предположения подтверждаются подсчетом. В большинстве случаев приходится делать несколько предварительных подсчетов, увязывать центры тяжести отдельных частей и грузов с требуемым положением центра тяжести самолета путем последовательных приближений.

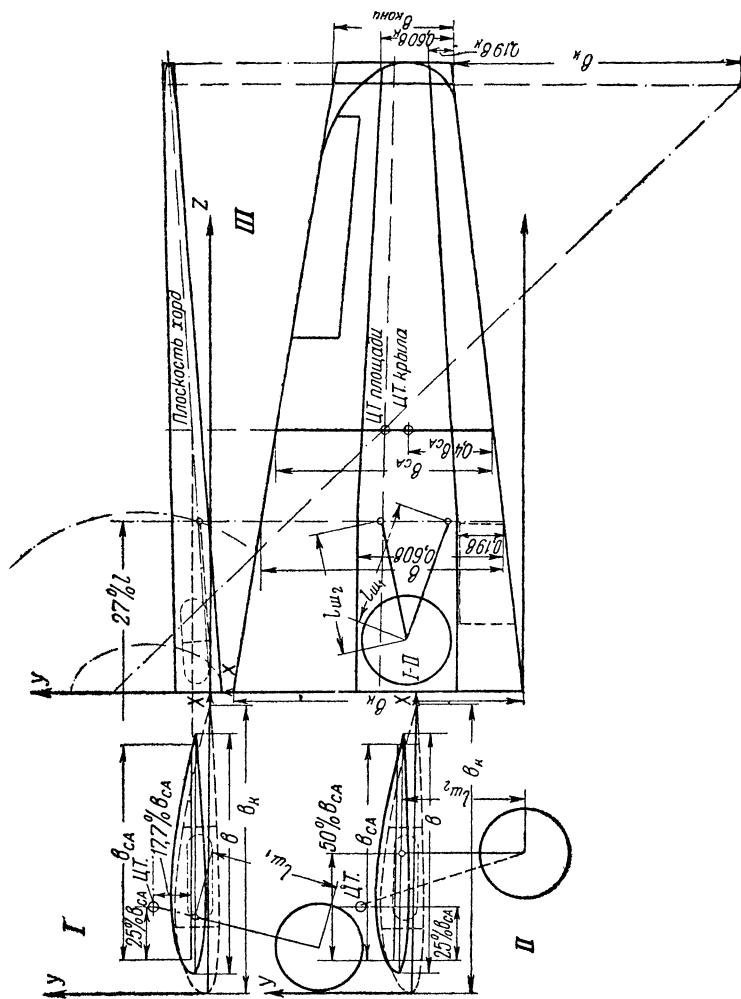
Одновременно намечают основные силовые элементы фюзеляжа и увязывают их с лонжеронами крыла, горизонтального и вертикального оперения. На эскизах крыла и оперения необходимо нанести предполагаемые положения лонжеронов, средние хорды и центры тяжести (фиг. 92, 93, 94).

Положение лонжеронов в плане крыла одномоторного самолета зависит от типа его конструкции. Если предполагают применить двухлонжеронное крыло, то передний лонжерон можно поместить на 15—20% b , а задний—на 50—70% b (фиг. 93). В однолонжеронном крыле лонжерон размещают на 30—40% b (фиг. 94).

Намечают на виде в плане (плоскость XZ) и спереди (плоскость YZ) положение разъема из условий: а) перевозки самолета по железной дороге, б) необходимой ширины колеи шасси, которая изменяется в пределах 18—28% l (см. фиг. 53). Наносят на этих проекциях положение b и переносят ее на вид крыла сбоку (плоскость YX). Находят нагрузку на колесо при стоянке $\frac{G}{2}$ предполагая, что вес самолета воспринимают только главные колеса шасси. По стояночной нагрузке подбирают приблизительные размеры колеса и пневматиков таким образом, чтобы $\frac{G}{2}$ было равно или меньше стояночной нагрузки, указанной в характеристике колес. Полагая далее, что колеса убираются под фюзеляж, а стойки крепятся на центроплане, определяют в проекции XZ приблизительно длину стойки l_{w1} или l_{w2} до оси колеса. На проекции



Фиг. 92. Эскиз горизонтального оперения.



Фиг. 93. Эскиз двухлонжеронного крыла.
 I — при двухколесном шасси; II — при трехколесном шасси.

УХ-І или ІІ можно теперь ориентировочно наметить положение выпущенного шасси.

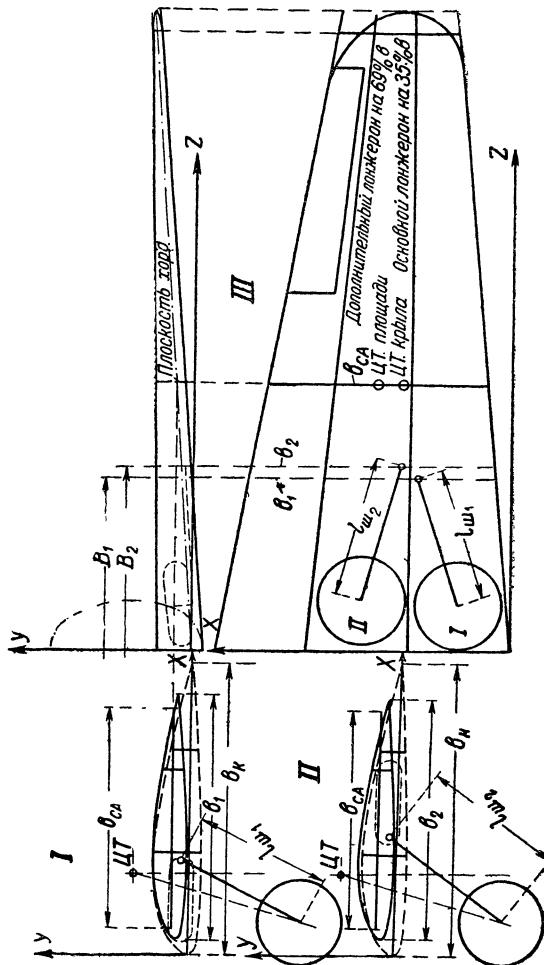
При двухколесном шасси (фиг. 93—І) ось выпущенного колеса должна находиться на прямой, проходящей через ц. т. самолета и наклонной вперед на угол $\approx 16^\circ$. Положение центра тяжести относительно передней кромки средней хорды низкорасположенного крыла можно наметить абсциссой $x = 20 - 25\% b_{CA}$ и по высоте, считая от хорды крыла в корне, ординатой $y = + (25 - 30)\% b_{CA}$.

У трехколесного шасси (фиг. 93—ІІ) оси главных колес размещают на перпендикуляре к хорде крыла, опущенном из точки, находящейся на расстоянии около $50\% b_{CA}$.

Во всех случаях высоту шасси можно наметить, исходя из диаметра винта по статистике с учетом зазора $h \approx 300$ мм между концом лопасти и поверхностью земли при горизонтальной оси фюзеляжа. Крепление стойки шасси к крылу для первой схемы должно находиться за передним лонжероном (фиг. 93—І), а во второй схеме (фиг. 93—ІІ)— перед задним лонжероном. В обоих случаях точки крепления заходят внутрь крыла, примерно, на

50 мм. Зная длину ноги из горизонтальной проекции, можно наметить на виде крыла сбоку (YX) положение колеса. Аналогичное построение делают и для однолонжеронного крыла (фиг. 94). В этом случае колесо в убранном положении можно расположить перед и за лонжероном.

На схеме в плане намечают затем положение баков. При этом необходимо стремиться к тому, чтобы общий центр тяжести всех



Фиг. 94. Эскиз однолонжеронного крыла.

I — уборка колеса перед основным лонжероном; II — то же за лонжероном.

баков совпадал с намеченным положением ц. т. самолета. Расхождение центровок при полетном весе и при израсходованном топливе и масле должно быть минимальным. Необходимо определить объем баков, учитывая среднюю строительную высоту крыла в намеченном месте. Удельный вес бензина можно принять равным 0,75, а масла 0,90. Если требуемое количество топлива не размещается в крыльях полностью, необходимо отметить оставшуюся часть в весовой ведомости, учитывая и вес баков.

Затем наносят габариты пулеметов, пушек и ящиков для патронов или снарядов с соответствующими центрами тяжести. Для увеличения меткости стрельбы необходимо, чтобы несинхронные пулеметы были размещены возможно ближе к фюзеляжу, насколько позволяет плоскость, ометаемая винтом.

После размещения грузов определяют положение центра тяжести крыла со всеми находящимися в нем агрегатами. Центр тяжести конструкции крыла находится на $x \approx 40\%$ b_{CA} . Центр тяжести колеса совпадает с осью. Центр тяжести стойки, узлов крепления к крылу, механизма подъема и замка шасси можно ориентировочно считать расположенным на 90% длины стойки, считая от оси колеса.

Положение центра тяжести крыла с грузами определяют, взяв моменты относительно осей x и y всех грузов. За ось x берут хорду корневого сечения, а ось y проводят через ее переднюю кромку:

$$x = \frac{\sum G_n x_n}{\sum G_n},$$
$$y = \frac{\sum G_n y_n}{\sum G_n},$$

учитывая знаки координат y и x .

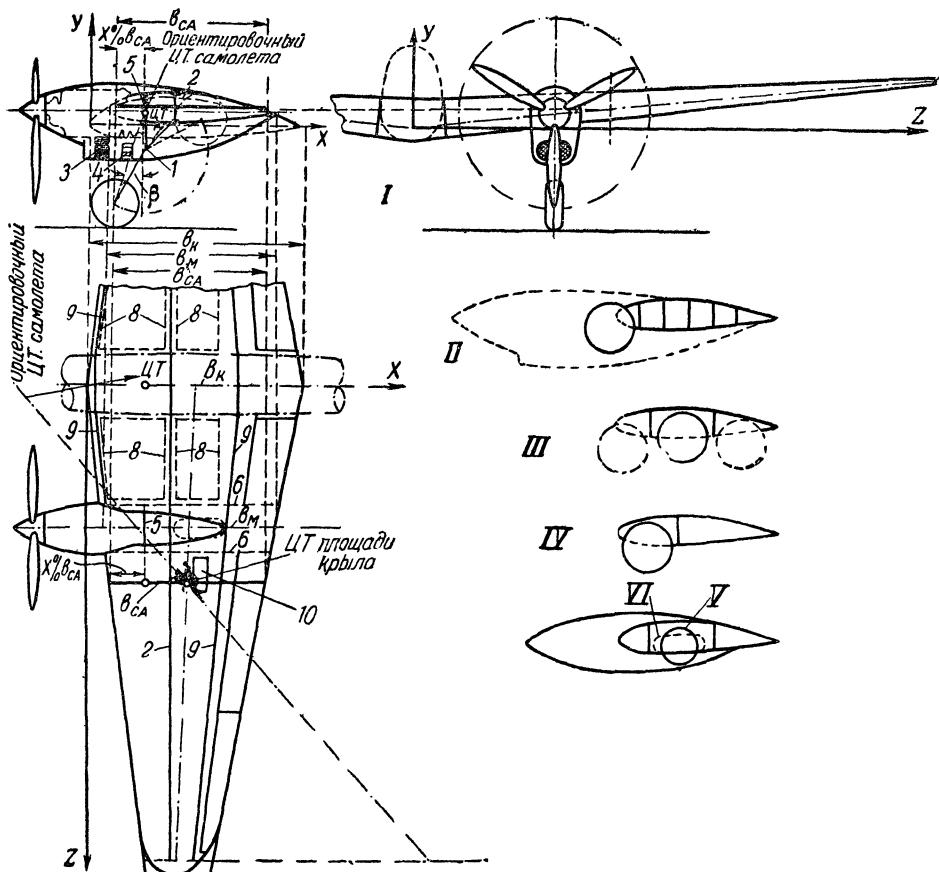
В случае размещения на крыле моторов при определении общего центра тяжести необходимо учесть вес винтомоторной группы. Расстояние оси моторов от плоскости симметрии самолета (фиг. 95--I), а также между осями моторов, расположенных на одном крыле, следует брать из статистики прототипов. Расстояния эти должны быть по возможности меньше и определяются в основном диаметрами винтов.

При определении положения винта относительно крыла можно руководствоваться следующими соображениями. Плоскость вращения винта относительно носка крыла рекомендуется размещать на расстоянии не менее 25% хорды сечения, проходящего через вал мотора. Между лонжероном и мотором необходимо оставлять зазор 25—50 мм. Ось вращения винта при низкорасположенном крыле можно совмещать по высоте с хордой крыла. При среднем и верхнем размещении крыла относительно фюзеляжа выгоднее опустить ось вращения винта ниже хорды крыла и таким образом уменьшить длину ног шасси.

При многолонжеронной конструкции (фиг. 95—II) колеса можно убирать полностью только в носок крыла, причем приходится сдвигать моторы вперед и удлинять моторную раму. При двухлонжеронной конструкции колеса убирают полностью между лон-

жеронами (фиг. 95—III) или за задним лонжероном, причем приходится вырезать нижнюю обшивку крыла. В однолонжеронном крыле убирать колесо можно перед (фиг. 95—IV) и за лонжероном (фиг. 95—I).

Для уменьшения миделя мотогондолы применяют спаренные колеса (фиг. 95—V), имеющие меньший диаметр, чем одно колесо,



Фиг. 95. Эскиз крыла двухмоторного самолета.

1—узел крепления ноги шасси; 2—основной лонжерон; 3—масляный радиатор; 4—заслонки радиатора; 5—балка между усиленными нервюрами; 6—пространственная ферма для крепления моторами и шасси; 7—баки, 9—дополнительные лонжероны; 10—гликоловый радиатор.

или нормальные колеса, поворачивающиеся при уборке на 90° (фиг. 95—VI). Последний способ уборки можно применить и для устранения вырезов нижней обшивки крыла между лонжеронами.

Наметив способ уборки колеса, необходимо ориентировочно указать его в выпущенном положении (фиг. 95—I). Прием, указанный для одномоторного самолета, в данном случае не годится, так как точку 1 крепления ноги приходится опускать относительно лонжеронов для обеспечения возможности уборки колеса в крыло. Ориентировочно можно считать, что узел крепления находится на

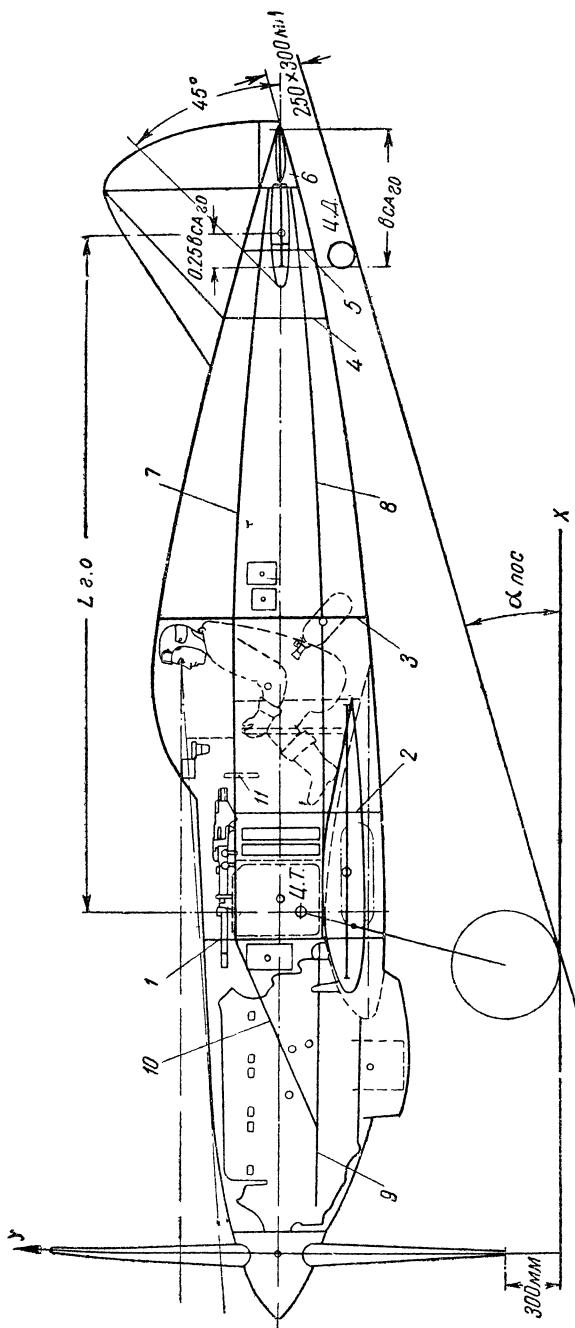
вертикали, проходящей через 20% хорды крыла и несколько выше нижнего очертания капота мотора. В остальном при определении положения оси выпущенного колеса можно руководствоваться соображениями, указанными для одномоторного самолета.

Маслобаки, радиаторы для масла и охлаждающей жидкости в многомоторных и одномоторных самолетах необходимо размещать尽可能 ближе к мотору. Маслобаки обычно размещают внутри моторных капотов сверху за мотором; для размещения их можно использовать также носок крыла. Радиаторы размещают перед или под мотором, в крыле или под крылом, причем обязательно в струе от винтов. Центр тяжести бомбовой нагрузки необходимо совмещать с намеченным ц. т. самолета.

После размещения всех агрегатов винтомоторной группы, шасси, вооружения и оборудования определяют положение общего центра тяжести на виде крыла сбоку.

В качестве примера рассмотрим эскизную компоновку одномоторного одноместного самолета, имеющего двухлонжеронное крыло (фиг. 96).

Фиг. 96. Эскизная компоновка одномоторного истребителя.



Прежде всего необходимо нанести габариты мотора с центром тяжести, положением выхлопных и всасывающих патрубков, магнето, помп, карбюраторов, рычагов управления, входов и выходов масла и воды, а также ось вала мотора и ось винта, если имеется редуктор. Продолжая ось вала винта, получаем условную линию — ось фюзеляжа.

Непосредственно за мотором размещаем противопожарную перегородку 1, являющуюся одновременно силовым элементом фюзеляжа. Эту перегородку желательно использовать и для крепления переднего лонжерона крыла. На компоновочный чертеж наносим боковой вид крыла так, чтобы хорда была параллельна оси фюзеляжа и ось переднего лонжерона центроплана совпадала с осью противопожарной перегородки. Нижнюю поверхность крыла совмещаем с продолжением капота мотора, который должен иметь плавные очертания и закрывать все выступы мотора снизу. Туннельный радиатор размещаем непосредственно под мотором.

Если все количество требующегося топлива в крыле разместить не удалось, то оставшуюся часть топлива размещаем в баке, непосредственно за противопожарной перегородкой. Этот бак находится почти над намеченным центром тяжести самолета ($25\% b_{CA}$) и, следовательно, расход топлива будет мало влиять на перемещение центра тяжести. Уборка колес под фюзеляж облегчает выемку бака без дополнительных вырезов в фюзеляже. Ширина и высота фюзеляжного бака должны быть определены с учетом габаритов передней части фюзеляжа, которая зависит, в свою очередь, от габаритов мотора и кабины.

Задний лонжерон крыла должен крепиться ко второму усиленному шпангоуту или поперечной раме фюзеляжа 2. Положим, что фюзеляжный бензобак не занимает всего пространства от противопожарной перегородки 1 до шпангоута 2, следовательно, отсек между ними можно частично использовать для размещения патронных ящиков.

Чем ближе размещен летчик к носу фюзеляжа, тем лучше обзор вперед и вниз через фюзеляж и крыло, но в то же время тем труднее уравновесить мотор, винт и всю мотоустановку. Для обеспечения удобной посадки кабина летчика (см. фиг. 52) должна иметь длину не менее 1390 *мм*, высоту, считая от фонаря до пола, не менее 1110 *мм* и ширину на уровне плеч не менее 640 *мм*. Расстояние от пола до уровня глаз примерно равно 950 *мм*. Нанеся эти габариты и сиденье, получаем новый отсек, в конце которого необходимо поставить следующий усиленный шпангоут 3. К этому шпангоуту крепят сиденье и бронированную спинку. Верхнюю часть шпангоута выводят выше головы летчика для поглощения удара при полном капоте самолета.

Проведя горизонталь из глаза и касательную к верхней линии капота, получим угол обзора вниз. Угол должен быть возможно больше; как минимум, при звездообразных моторах допускается 3° . При моторах жидкостного охлаждения, в особенности перевернутых, можно достигнуть $6-10^\circ$.

Плечо горизонтального оперения $L_{r.o.}$, так же как и его пло-

щадь, выбирают на основании обработки данных прототипов. Задавшись желательным положением центра тяжести, например, $x = 25\%$ b_{CA} , и зная $L_{r.o.}$, намечаем вертикаль, на которой должна находиться точка, соответствующая 25% b_{CA} — средней хорды горизонтального оперения или его центр давления.

Остается определить положение хорды горизонтального оперения по высоте и очертания хвостовой части фюзеляжа. Проводим линию, параллельную оси фюзеляжа и касательную к колесу, — это будет положение земли при горизонтальной оси фюзеляжа. Концы лопастей винта при этом положении оси фюзеляжа должны быть удалены от земли на $h \approx 300$ $мм$. Если потребуется увеличение высоты шасси, то необходимо увеличить и базу его крепления с таким расчетом, чтобы между убранными колесами был небольшой зазор — 20—30 $мм$.

Касательная к колесу, наклоненная к линии земли под углом, равным углу, соответствующему $c_y \max$, принятому при подсчете V_{nos} , дает положение земли при стоянке самолета для двухколесного шасси. Для трехколесного шасси эта линия будет определять положение самолета относительно земли при посадке на малой скорости. Для повышения c_y при посадке у трехколесного шасси часто ось фюзеляжа устанавливают относительно земли под положительным углом и, кроме того, дают положительный угол за-клиниения крыла. Самая нижняя точка хвостовой части фюзеляжа при обоих типах шасси должна быть удалена от поверхности земли на 250—300 $мм$. Продолжаем очертания верхней и нижней образующих фюзеляжа за кабиной пилота, постепенно увеличивая радиус кривизны, и соединяем их за задней кромкой горизонтального оперения.

При подобном образовании хвостовой части горизонтальное оперение располагают посередине высоты фюзеляжа. Вертикальное оперение для повышения его эффективности при штопоре размещают над фюзеляжем с таким расчетом, чтобы часть площади киля была впереди линии, проведенной из передней кромки стабилизатора под углом 45° к его хорде. Иногда вертикальное оперение смещают назад, чтобы вынести из затенения часть руля. Возможен и другой способ образования хвостовой части фюзеляжа, когда он переходит в вертикальное оперение. В первом случае фюзеляж приближается к телу вращения, в последнем — сечения сплюснуты с боков и имеют большую высоту, чем ширину. Поперечная база крепления стабилизатора в последнем случае значительно меньше, чем в первом.

На основании обработки статистических данных выделяем из площади вертикального оперения площадь руля и намечаем положение лонжеронов киля. В плоскостях размещения обоих лонжеронов стабилизатора, непосредственно перед ними или перед передним и в плоскости заднего лонжерона стабилизатора, необходимо поставить усиленные шпангоуты 4 и 5. Эти шпангоуты используют для крепления лонжеронов киля, костыльного колеса или предохранительной подушки при трехколесном шасси. Хвостовую часть фюзеляжа 6 выполняют в виде легкого несилового

обтекателя. При дальнейших исправлениях и уточнениях хвостовую часть фюзеляжа и все оперение иногда приходится перемещать вверх или вниз, что не влияет на положение центра тяжести по хорде крыла.

Из силовых элементов осталось наметить положение лонжеронов фюзеляжа и мотораму. Верхние лонжероны 7 должны усиливать фюзеляж в местах выреза для фонаря. Нижние лонжероны 8, при съемном центроплане, должны проходить над верхними полками лонжеронов крыла и усиливать вырез нижней обшивки фюзеляжа. Моторная рама в данном случае может состоять из моторных брусьев 9, которые при помощи гребенок крепят непосредственно к верхним полкам переднего лонжерона. Гребенки должны иметь горизонтальную ось и воспринимать боковые нагрузки. Брусья подкрепляют верхние подкосы 10, идущие к верхним лонжеронам фюзеляжа.

На боковой проекции фюзеляжа размещают и отмечают точками с номерами все грузы. Во избежание ошибок в назначении центров тяжести агрегатов вооружения и оборудования наносят их габариты, а для экипажа и пассажиров — контуры. Такие мелкие грузы, как аэронавигационные приборы, а также приборы, контролирующие работу мотора, необходимо объединить в одну группу с общим центром тяжести на приборной доске 11. Для патронных и снарядных ящиков подсчитывают размеры в зависимости от заданного количества патронов и снарядов. Ящики обычно располагают в плоскости приемников пулеметов без поворота патронных лент, т. е. перпендикулярно к стволу. Все грузы и их объединенные группы заносят в центровочную ведомость, отмечая на чертеже и в ведомости одними и теми же номерами.

§ 3. ЦЕНТРОВКА

При первом подсчете достаточно определить положение центра тяжести лишь по оси X . Намечают произвольное положение оси Y , хотя бы проходящей через центр тяжести винта, а за ось X принимают линию земли при горизонтальном положении оси фюзеляжа. Замеряют по чертежу абсциссы x_n до каждого из намеченных грузов и записывают их в соответствующую графу центровочной ведомости (табл. 29).

$$X = \frac{\Sigma G_n x_n}{G}.$$

Просуммировав веса отдельных агрегатов, сверяя их с полетным весом $G = \Sigma G_n$. Действительный центр тяжести самолета располагается на линии, параллельной оси Y и находящейся от нее на расстоянии

$$X = \frac{\Sigma G_n x_n}{G} \text{ м.м.}$$

Зная X , по чертежу определяем расстояние полученной линии от начала средней хорды крыла x в масштабе чертежа. Центровка самолета в процентах средней хорды будет равна:

$$100 \frac{x}{b_{CA}}.$$

Таблица 29

№ точек	Название грузов или их группа	Вес кг G_n	x_n в м.м. непосред- ственно по чер- тежу	$G_n \cdot x_n$	Соответству- ющие номера весовой ведо- мости и при- мечания
1	Винт со втулкой и обтекателем	G_1	0	0	
2	Мотор с маслом (и вводом в рубашках)	G_2	x_2	$G_2 x_2$	
3	Капот мотора с креплениями	G_3	x_3	$G_3 x_3$	
4	Радиатор с охлаждающей жидкостью	G_4	x_4	$G_4 x_4$	
5	Моторама	G_5	x_5	$G_5 x_5$	
6	Маслобак с маслом и креплениями	G_6	x_6	$G_6 x_6$	
7	Водопроводы с водой и т. д.	G_7	x_7	$G_7 x_7$	
		$G = \Sigma G_n$		$\Sigma G_n x_n$	

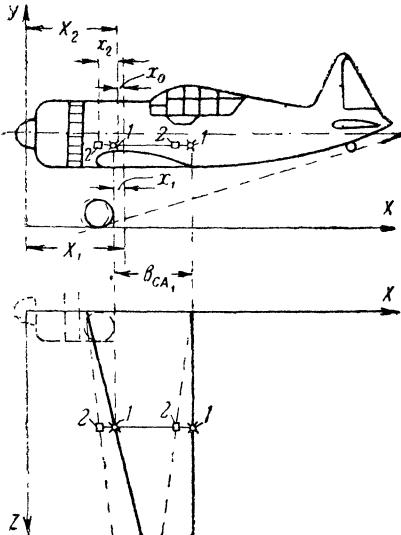
Только в редких случаях, даже при большом опыте, полученная центровка может сразу совпасть с намеченной вначале. В большинстве случаев фактический центр тяжести не совпадает с намеченным, и для того, чтобы получить приемлемую центровку, приходится делать компоновку несколько раз. Точность определения центра тяжести самолета при взвешивании не превышает $\pm 0,25\%$ b_{CA} . По американским требованиям допустимое расхождение теоретической и фактической центровок должно быть не более $\pm 1,0\%$ b_{CA} . Эти указания могут служить руководством при определении центровки в процессе эскизного проектирования и в допускаемых пределах ее расхождения с намеченной.

В результате подсчетов фактическая центровка может получиться передней, причем величина расхождения будет больше допустимой. Радикальное исправление заключается в сдвиге вперед всего крыла с размещенными на нем агрегатами. У одномоторных самолетов с двухлонжеронным крылом сдвиг его вперед обычно невозможен, так как при компоновке выбирают наиболее переднее положение крыла, определяемое положением переднего лонжерона и мотора. Однолонжеронные крылья допускают большее смещение их вперед. При размещении моторов в крыле его сдвиг относительно фюзеляжа почти ничем не ограничивается. Сдвиг всего крыла вперед ухудшает обзор, увеличивает длину хвостовой части фюзеляжа и влечет за собой изменение всей намеченной компоновки.

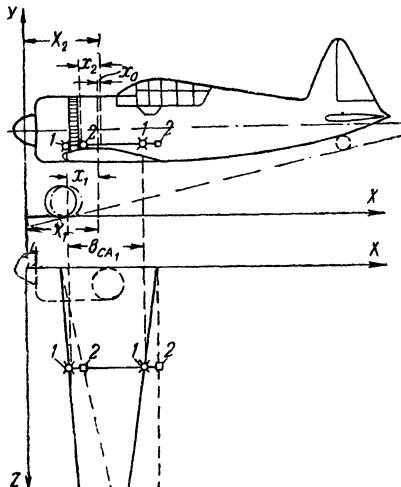
При небольших расхождениях передняя центровка может быть исправлена путем уменьшения угла стреловидности крыла (фиг. 97). Оставляя корневое сечение на месте, можно сместить концы крыла вперед. Пределом в этом случае можно считать крыло с передней кромкой, перпендикулярной к плоскости симметрии самолета. Средняя хорда при сдвиге концов остается постоянной, но смещается вперед относительно первоначального положе-

ния. При сдвиге части весов вперед общий центр тяжести всего самолета также смещается вперед, но на меньшую величину x_0 по сравнению со сдвигом средней хорды. В результате центровка становится более задней.

Если для получения требуемой центровки одного изменения формы крыла в плане оказывается недостаточно, то возможно перемещение назад летчика и нерасходуемых в полете грузов, а также увеличение длины хвоста. Сдвиг назад пилота, грузов и удлинение хвостовой части фюзеляжа возможны как крайние и



Фиг. 97. Исправление передней центровки.



Фиг. 98. Исправление задней центровки.

весома нежелательные меры. В первом случае резко ухудшается обзор, а при удлинении фюзеляжа увеличивается его вес, а кроме того, и сопротивление вследствие увеличения поверхности трения. Все эти меры увеличивают разнос масс по оси фюзеляжа. При увеличении длины хвоста, а следовательно, и плеч горизонтального и вертикального оперений следует уменьшить их площадь по сравнению с намеченной.

Для исправления не слишком задней центровки увеличивают стреловидность передней кромки (фиг. 98). При сдвиге всего крыла назад нарушается увязка силовых элементов и приходится ставить дополнительные усиленные шпангоуты и удлинять хвост. Внутри фюзеляжа появляются «пустые места», увеличивается разнос масс и поверхность фюзеляжа, но одновременно улучшается обзор из кабины вниз через крыло.

Исправления задней центровки с меньшими изменениями компоновки можно достичнуть выносом вперед мотора. Мера эта, однако, тоже нежелательна по целому ряду соображений: ухудшение обзора в плоскости симметрии, утяжеление моторамы, раз-

нос масс, образование «пустоты» между мотором и фюзеляжем, увеличение поверхности трения капота.

Исправление задней центровки в небольших пределах возможно путем сдвига летчика вперед при соответствующем уменьшении длины кабины и хвостовой части фюзеляжа, если их размеры были взяты с запасом.

Для исправления слишком передней и задней центровок используют все указанные мероприятия при неподвижном корневом сечении, сдвиг которого либо просто невозможен, либо значительно ухудшает компоновку.

После того как намеченное положение ц. т. достигнуто, необходимо проверить его перемещения и определить практически возможное самое переднее и самое заднее положения. Выбор этих положений зависит от размещения расходуемых в полете грузов (патроны, топливо, смазка, бомбы и т. д.) в каждом отдельном случае. На перемещение центра тяжести оказывает влияние выпуск и уборка колес. Компоновку можно считать удовлетворительной, если диапазон возможных изменений центровки при крайних значениях не превышает $3-4\%$ v_{CA} .

§ 4. ПРИМЕРЫ КОМПОНОВКИ ОДНОМЕСТНЫХ ОДНОМОТОРНЫХ И ДВУХМОТОРНЫХ САМОЛЕТОВ

Одномоторные истребители с тянувшими винтами и моторами жидкостного охлаждения. Кроме компоновки, приведенной на фиг. 96, возможен еще ряд вариантов.

Достоинства рассмотренного варианта заключаются в размещении расходуемых грузов, бензина и патронов непосредственно в центре тяжести самолета, а также в близости радиаторов и баков к мотору и удобстве выемки бензобаков через куполы для колес.

Основной недостаток — слабое вооружение: максимально четыре пулемета в фюзеляже и невозможность установки пушки, стреляющей через втулку винта. Синхронизированные пулеметы слишком далеко сдвинуты назад от плоскости вращения винта, вследствие чего возникает опасность прострела лопасти при затяжных выстрелах.

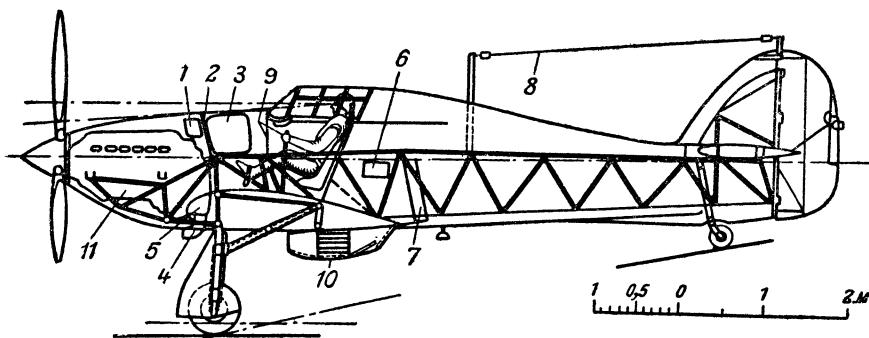
Усиление вооружения возможно путем постановки пулеметов или пушек в крыльях. При установке четырех пулеметов в фюзеляже усложняется их синхронизация и трудно разместить достаточный запас патронов. Кроме того, летчик далеко отнесен от ц. т., что увеличивает перегрузки при фигурном полете и ухудшает обзор вперед.

При отказе от установки оружия в фюзеляже и при размещении баков в крыле и фюзеляже кабина летчика может быть сдвинута вперед (фиг. 99), непосредственно за противопожарную перегородку. По сравнению с первым вариантом обзор вперед лучше, причем баки и патроны размещены также непосредственно в центре тяжести, а летчик значительно ближе к нему, чем в первом варианте.

Для достижения желательной центровки радиатор приходится сдвигать назад, что ухудшает его работу, увеличивает длину и вес водопроводов, а также их уязвимость и разнос масс.

Оружие, размещенное в крыльях, ухудшает их поверхность, утяжеляет конструкцию и понижает меткость. Все оружие может быть размещено вне плоскости, ометаемой винтом, что, с одной стороны, выгодно, так как при этом не снижается скорострельность, а с другой стороны, вызывает разнос масс по поперечной оси.

Нижние лонжероны ферменного фюзеляжа в месте пересечения его с двухлонжеронным крылом подняты вверх и проходят над верхними поясами лонжеронов крыла.



Фиг. 99. Компоновочная схема одномоторного истребителя с вооружением, размещенным только в крыльях, сварным ферменным фюзеляжем и двухлонжеронным крылом (Хоукер „Харрикейн“ I).

1—расширительный бак; 2—противопожарная перегородка; 3—бензобак; 4—васы-вающий патрубок; 5—маслобак; 6—радиостанция; 7—держатель парашютной ракеты; 8—жесткая антenna; 9—приборная доска 10—водяной тоннельный радиатор; 11—моторами.

Верхние подкосы моторамы крепятся к узлам верхних лонжеронов фюзеляжа. Нижние подкосы связаны с нижними поясами лонжеронов центроплана. Таким образом при замене или съемке центроплана необходимо снимать и мотоустановку.

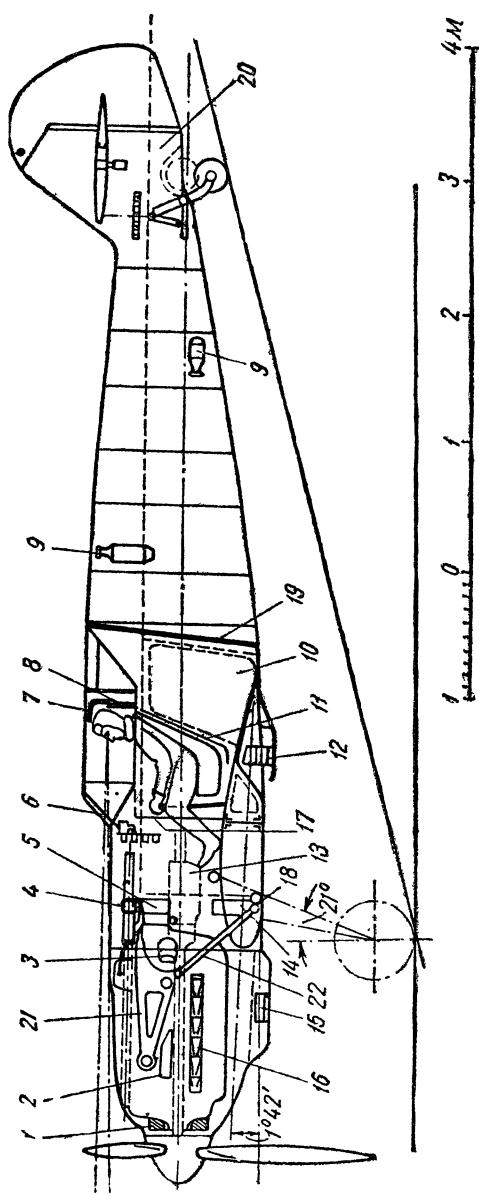
Стабилизатор прикреплен к узлам фермы хвостовой части, причем для крепления заднего лонжерона поставлен дополнительный раскос фюзеляжа.

Перед расширительным баком 1 установлена бронеплита $\delta=4$ мм; бронеспинка имеет такую же толщину, а подголовник $\delta=9$ мм; бронестекло фонаря — толщиной 38 мм.

Колеса убраны в крыло по направлению к фюзеляжу.

Диапазон перемещения ц. т. — 4%.

В третьем варианте между мотором и кабиной размещены только патронные и снарядные ящики (фиг. 100). Обзор вперед и положение летчика относительно ц. т. в этом случае средние между двумя крайними вариантами (см. фиг. 96 и 99). Пулеметы расположены ближе к плоскости вращения винта, а пушка стреляет через вал редуктора.



Фиг. 100. Компоновка одноместного истребителя с двухколесным шасси, одномонжеронным крылом и баком в фюзеляже за кабиной пилота (Me-109F).

1—маслобак; 2—расширительный бак; 3—сасывающий патрубок; 4—пулька калибра 20 мм; 5—патронные ящики; 6—бронестекло; 7—бронеплита; 8—бронепитта; 9—баллон; 10—бензобак; 11—бронеспинка; 12—лонжерон крыла; 13—шпангоут; 14—многорядный шпик; 15—маслорадиатор; 16—выхлопные патрубки; 17—сидовой открытий шпангоут, к которому крепится монжерон крыла; 18—передний шарнирный узел крепления крыла; 19—многорядная дуралюминиевая броня (ставится при непротектированном баке 10); 20—отъемная хвостовая часть фюзеляжа; 21—подкос монжерона бруса.

Для достижения проектной центровки пришлось сдвинуть назад не только водяные радиаторы, но и бензобак. Радиаторы размещены в обоих крыльях, примерно на таком же расстоянии от ц. т., как на фиг. 99. Для уравновешивания веса пулеметов, пушки, их питания и ящиков бензобак сдвинут назад таким образом, что его ц. т. находится за задней кромкой средней аэrodинамической хорды.

Такое расположение бака вызывает прежде всего значительное перемещение центра тяжести при выгорании бензина. Диапазон эксплоатационных центровок — 27,7—18,5% b_{CA} , т. е. центр тяжести при выгорании бензина смещается вперед на 9,2% b_{CA} . В случае пробития бака и перехода самолета на планирование бензин заполняет кабину.

Маслобак и радиатор размещены удачно — непосредственно у мотора, что сокращает длину и вес маслопроводов и, кроме того, обеспечивает подогрев при низких температурах.

Шасси укреплено на фюзеляже; колеса в убранном положении, располагаются перед лонжероном крыла.

Узлы разъема крыла находятся непосредственно у бортов фюзеляжа. Узлы основного лонжерона размещены по концам балки с длиной, равной ширине фюзеляжа. Эта балка входит в состав силового открытого шпангоута 17 (фиг. 100). Третья точка крепления каждого из крыльев 18 объединена с узлом крепления шасси и подкосов моторами.

Задита состоит из бронестекла 6 толщиной 58 мм, бронеплиты над головой $\delta=11$ мм и бронеспинки, толщина верхней стенки которой 9 мм, а нижней — 5 мм. Бак либо протектируют, либо ставят многослойную броню из 27 листов дуралюмина толщиной по 0,8 мм (см. фиг. 100).

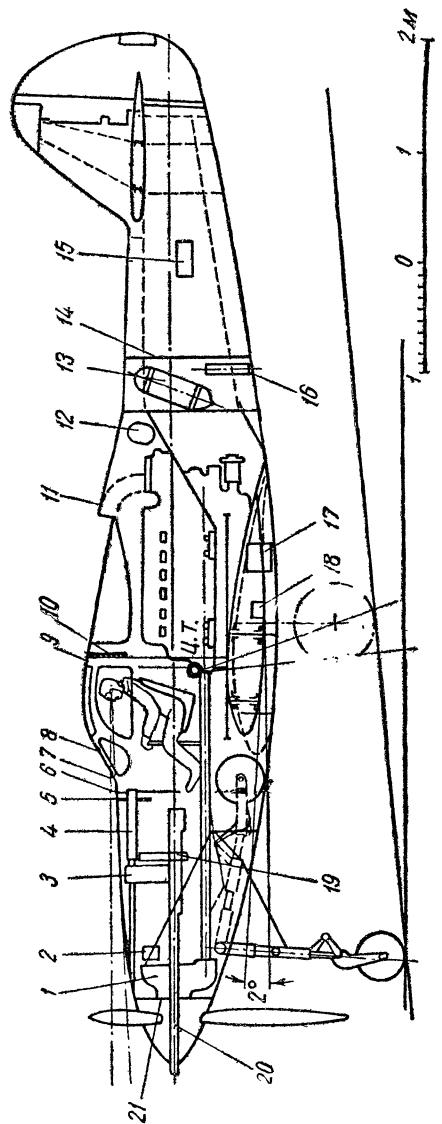
Хвостовое оперение свободнонесущее, крепится к отъемной хвостовой части фюзеляжа 20.

Одномоторный истребитель с тянувшим винтом и мотором жидкостного охлаждения, размещенный за кабиной (фиг. 101), имеет ряд существенных преимуществ перед рассмотренными стандартными схемами. Вследствие отсутствия в носовой части мотора вооружение размещено свободно, с удобным доступом для осмотра и перезарядки ящиков. Угол обзора больше и очертания носовой части не связаны с габаритами мотора. Пушка стреляет через полую втулку редуктора; можно установить до четырех синхронизированных пулеметов. Кроме того, возможна установка СПВ в крыльях.

Летчик размещен около центра тяжести самолета, так же как и мотор, вследствие чего маневренность самолета лучше, чем у стандартной схемы.

Бензобаки находятся в крыльях, а маслобак — внутри фюзеляжа, непосредственно у мотора. Для обеспечения безопасности летчика от капота необходимо трехколесное шасси.

Наиболее сложная часть компоновки заключается в обеспечении достаточной эффективности радиаторов. В силу необходимости радиаторы размещены на значительном расстоянии от



Фиг. 101. Компоновка одноместного истребителя с трехколесным шасси и мотором, расположенным по средине фюзеляжа (Эракобра).

1—редуктор, 2—маслобак редуктора, 3—лента со снарядами для 37-мм, 4—два пульта для 37-мм, 5—броня, 6—приборная лоска, 12,7-мм, 14—броня, 15—радиоприемник и пульт, 7—броня, 8—бронестекло, 9—противо-капотажный щиток, 10—прозрачная броня II—васасывающий патрубок, 11—расширительный бак, 12—маслобак, 13—броня, 16—парашютные ракеты, 17—гликольный радиатор, 18—два маслорадиатора, 19—ящики для патронов, 20—37-мм пушка, 21—броня, 24—редуктор.

винта. В данном случае радиатор 17 расположен непосредственно под мотором и к нему ведут два туннеля, начинающиеся в передней кромке крыла. Выходная щель находится на нижней поверхности фюзеляжа. Маслорадиаторов 18 два: по одному с каждой стороны фюзеляжа. Подвод воздуха осуществлен также посредством двух туннелей, расположенных рядом с туннелями, подводящими воздух к гликолевому радиатору.

Передняя часть фюзеляжа представляет собой две продольные балки, соединенные поперечинами. К передней части балок прикреплен редуктор, к задней — отъемная хвостовая часть — полумонокок. Передняя часть оканчивается перед маслобаком. За кабиной летчика установлен мощный противокапотажный шпангоут 10. Мотор прикреплен непосредственно к балкам и является связью между ними. Переднее колесо убирается между балками. Верхняя часть фюзеляжа, расположенная над балками, съемная, что обеспечивает хороший доступ в носовой части к вооружению и в средней части к мотору.

Крыло имеет положительный угол заклинения, равный 2°. При стоянке ось фюзеляжа образует с поверхностью земли угол в 5°. Таким образом стояночный угол атаки крыла равен 7°.

Оперение — свободонесущее. Стабилизатор целый. Киль — съемный.

Основные колеса укреплены на съемных консолях крыла и убираются по направлению к их корню за задними лонжеронами.

Размещение брони указано на схеме (см. фиг. 45—II).

Диапазон перемещений ц. т. 26,5—29,4% b_{CA} .

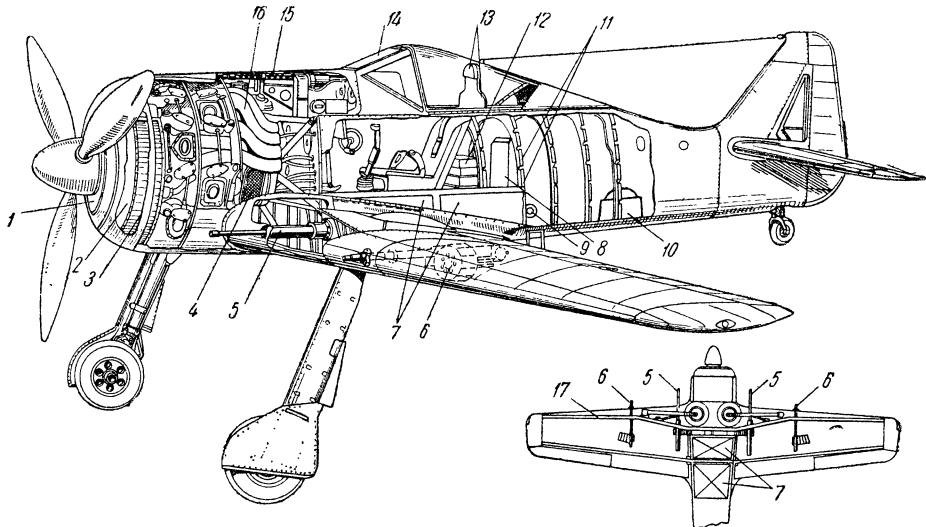
В отношении компоновки и конструкции самолет имеет существенные преимущества перед стандартной схемой.

Одномоторный истребитель с тяущим винтом и мотором воздушного охлаждения. Мотор воздушного охлаждения обеспечивает большую живучесть и, кроме того, вызывает меньший разнос масс по продольной оси, чем мотор жидкостного охлаждения. Исключаются обычные трудности, связанные с размещением радиатора жидкостного охлаждения. Маслорадиатор и бак могут быть установлены под капотом моторов (фиг. 102).

Однако с установкой радиального мотора воздушного охлаждения связан ряд специфических затруднений. Вследствие сравнительно больших габаритов, даже в случае двухрядных звезд, угол обзора вперед хуже, чем при моторах жидкостного охлаждения. Форма носовой части фюзеляжа и конструкция капота менее подходят для больших скоростей и могут служить причиной преждевременного возникновения волнового кризиса.

До разработки синхронизированных установок пушки можно было устанавливать только вне плоскости, ометаемой винтом, что понижало боевые качества по сравнению с истребителями, имеющими моторы жидкостного охлаждения. В настоящее время синхронизированные пушки установлены на ряде истребителей в фюзеляже и в крыльях 5 (фиг. 102).

Размещение бензобаков непосредственно за противопожарной перегородкой по всему сечению фюзеляжа и сдвиг кабины назад нерациональны, так как уменьшают и без того незначительный угол обзора вперед. Подъем кабины для увеличения угла обзора невыгоден, так как связан с увеличением миделя фюзеляжа. Поэтому следует размещать бензобаки в крыльях или в крайнем случае, в фюзеляже под кабиной 7 (фиг. 102). Возможны, но



Фиг. 102. Компоновочная схема одноместного истребителя с радиальным мотором воздушного охлаждения (FW-190).

1—вентилятор для охлаждения мотора, 2—маслорадиатор, 3—маслобак, 4—всасывающий патрубок, 5—пушика Маузер калибра 20 мм, 6—пушика Эрликон калибра 20 мм, 7—бензобаки, 8—сумка для инструмента, 9—генератор радиостановки, 10—компас, 11—радиостанция, 12—аккумуляторы, 13—бронеплиты, 14—бронестекло, 15—два пулемета калибра 7,92 мм, 16—боковые выхлопные патрубки, 17—неразъемной передний лонжерон крыла, 18—снарядные ящики.

менее желательны, и другие варианты, рассмотренные для истребителей с моторами жидкостного охлаждения.

Круглую форму сечений в силу необходимости приходится применять в носовой части фюзеляжа. Для сечений по кабине и хвостовой части круглая форма невыгодна, так как создает излишний объем и поверхность фюзеляжа и, кроме того, вызывает интерференцию с крылом. Непосредственно за капотом мотора желателен переход от круглого сечения к эллиптическому путем уменьшения ширины фюзеляжа (фиг. 102).

Особенность компоновочной схемы (см. фиг. 102) заключается в применении двух синхронизированных пушек 5 с двумя снарядными ящиками по 200 снарядов, размещенными в корневой части неразъемного по размаху крыла. Две пушки 6, размещенные вне плоскости винта, имеют ограниченное магазинное питание по 60 снарядов на пушку.

Для уборки колес основной неразрезной лонжерон 17 имеет излом в плане; задний вспомогательный лонжерон 18 крепится к фюзеляжу посредством шарнира, воспринимающего лишь кручение крыла.

Бронирование самолета указано отдельно, на фиг. 46.

Под фюзеляжем предусмотрена подвеска бомбы весом 250 кг или дополнительного бака для бензина.

Самолет имеет довольно мощное вооружение.

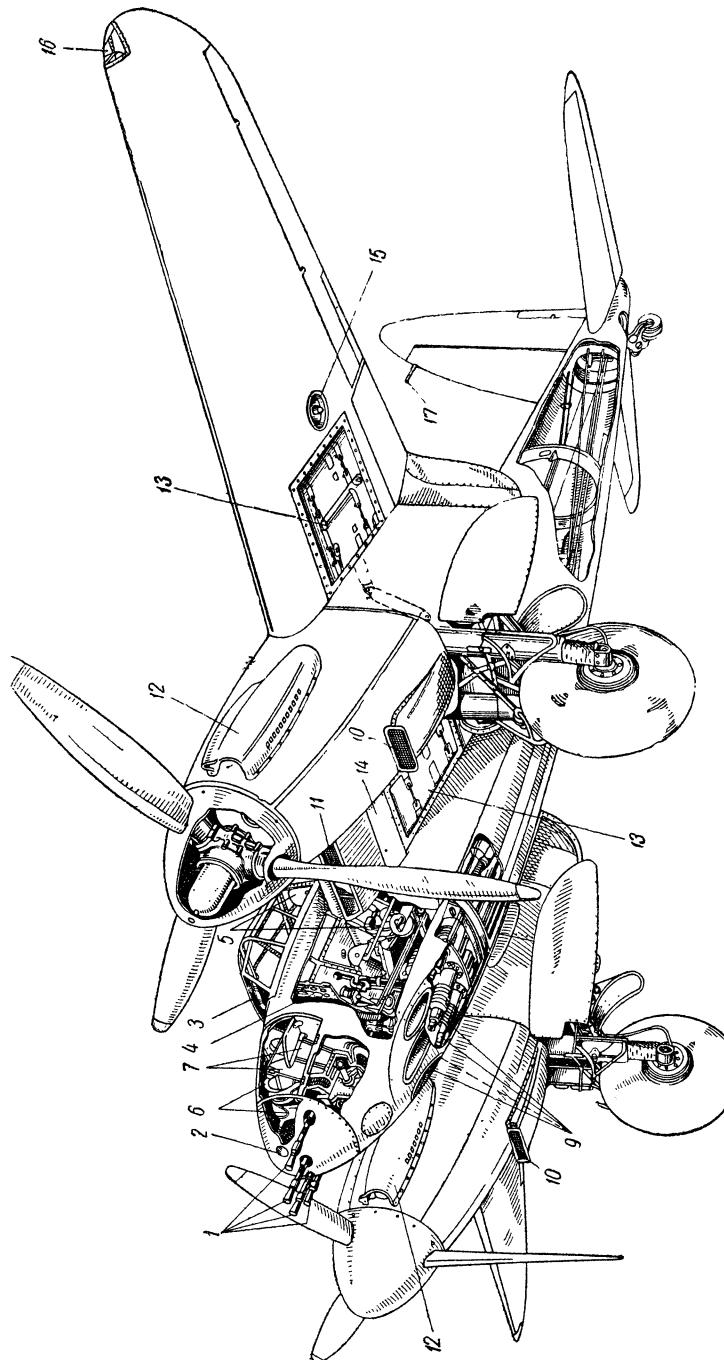
В большинстве рассмотренных компоновочных схем обзор из кабины стеснен вследствие размещения в носовой части моторов с тянувшими винтами. Установка в фюзеляже пулеметов затруднена вследствие недостатка места и невозможности синхронизации более четырех пулеметов. Пушку без синхронизаторов можно поставить одну и только при моторах жидкостного охлаждения. При размещении мотора посередине фюзеляжа и применении удлиненного вала к тянувшему винту улучшены обзор и установка оружия, однако необходимость применения синхронизатора осталась для всего оружия, за исключением одного пулемета или пушки. Коренное улучшение обзора вперед и условий работы оружия может быть достигнуто путем освобождения носовой части фюзеляжа не только от мотора, но и от винта.

Для двухмоторных истребителей эта задача решена чрезвычайно просто. Эти самолеты имеются не только опытные, но и серийные (фиг. 103), причем на них устанавливают моторы как жидкостного, так и воздушного охлаждения.

Значительно сложнее получить те же результаты в одномоторных истребителях. Очевидно, что мотор должен быть установлен внутри фюзеляжа (фиг. 15-III, V) или в хвостовой части центральной гондолы (фиг. 15-IV; 20-III, IV), передняя часть которой занята кабиной пилота. Винты должны быть толкающими. Эти требования, невидимому, исключают применение моторов воздушного охлаждения, а для моторов жидкостного охлаждения создают дополнительные трудности, связанные с работой радиаторов, находящихся перед винтами и обдуваемых потоком со скоростью, равной или даже меньшей скорости полета. Ряд подобных «перспективных» схем, требующих детального изучения, указан на фиг. 15, 20 и 21.

Из одномоторных одноместных самолетов, кроме истребителей, можно отметить следующие основные типы.

Тренировочный самолет предназначается для тренировки летчиков одноместных истребителей. Для уменьшения расхода горючего самолет имеет менее мощный мотор. Скорости, близкой к скорости истребителя, достигают уменьшением веса, основных размеров, запаса горючего, количества вооружения и боезапаса. В отношении техники пилотирования, размещения управления, оборудования и вооружения тренировочный самолет должен как можно ближе копировать истребитель, находящийся на вооружении. В качестве тренировочных применяют также устаревшие истребители, снятые с вооружения.



Фиг. 103. Компоновочная схема двухмоторного (двууместного) истребителя Де-Хевилленд DH.92 «Москито».

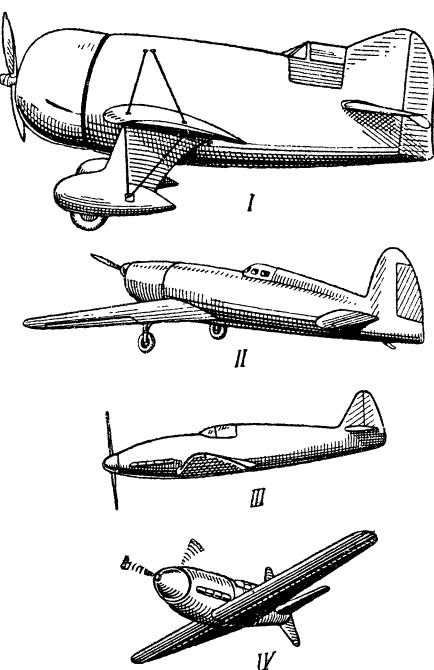
1—четыре мелкокалиберных пулемета, 2—фотопулемет, 3—прорезная броня, 4—приборная доска, 5—сиденье лётчика (сиденье наблюдателя справа от лётчика), 6—неколько сидений, 7—патронные ящики, 8—лафет пулеметной башни, 9—четыре пушки калибра 20 мм, 10—вспасывающий патрубок и антиобледенитель, 11—гликолевый и масляный радиаторы, 12—бензобаки, 13—заслонка радиатора, 14—посадочная фара, 15—вентиляционные отверстия, 16—трубка Пито, 17—трубка масляного отсека.

Рекордные самолеты. Абсолютные рекорды скорости и высоты получены на одноместных самолетах, как правило, одномоторных. Обычно для достижения рекордов применяют специально построенные форсированные моторы, рассчитанные на кратковременную работу. Рекордные самолеты не вооружены, имеют минимальный запас бензина и масла и уменьшенное количество стандартного оборудования, за счет чего на высотных самолетах ставят специальное высотное оборудование.

В результате значительной разницы в весе полной нагрузки, увеличения веса и мощности мотора, устранив радиатора или изменения системы охлаждения некоторые из самолетов, построенных для побития рекорда скорости, имели своеобразную компоновку, невыгодную с точки зрения обзора и размещения экипажа (фиг. 104—I, II).

Для уменьшения сопротивления на скоростных самолетах в двух последних рекордах было применено упрощенное испарительное охлаждение, не пригодное для длительной эксплуатации (фиг. 104—III, IV).

Побитие рекордов высоты в основном зависит от высотности мотора и уменьшения полетного веса. Лобовое сопротивление, хотя и имеет значение, но менее существенно, чем для скоростных самолетов, поэтому даже у последних рекордных самолетов для уменьшения веса применено неубирающееся шасси. Самолет Капрони 161-bis имеет бипланную схему, что позволило увеличить относительное удлинение коробки крыльев с меньшим утяжелением, чем при свободнонесущем моноплане (фиг. 105).



Фиг. 104. Рекордные скоростные самолеты.

I—Джи-Би 1932 г. $V=473,8$ км/час $N=800$ л.с.

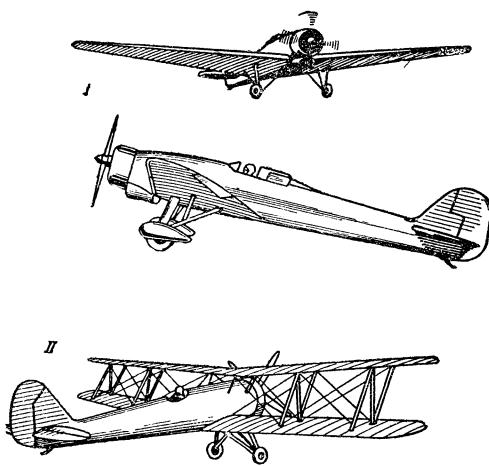
II—Кодрон С-460 1934 г. $V=505,848$ км/час $N=370$ л. с.

III—Хейнкель He-112 и 1939 г. $V=746,66$ км/час $N=1800$ л. с.

IV—Мессершмитт Me-109R 1939 г. $V=755,138$ км/час $N=1800$ л. с.

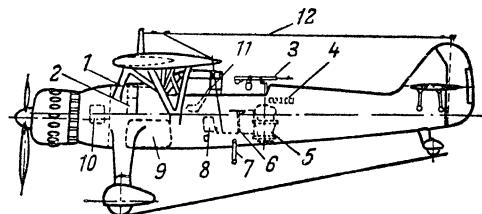
§ 5. ПРИМЕРЫ КОМПОНОВКИ МНОГОМЕСТНЫХ ОДНОМОТОРНЫХ И МНОГОМОТОРНЫХ ВОЕННЫХ САМОЛЕТОВ

Одномоторные военные самолеты часто имеют двух и редко трех членов экипажа. К таким самолетам относятся: тренировочные, разведчики, корректировщики, штурмовики, пикирующие бомбардировщики, двухместные истребители, самолеты связи.



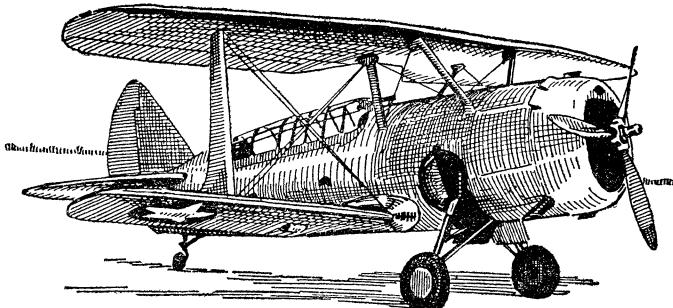
Фиг. 105. Рекордные высотные самолеты.

І—Бристоль-138 1937 г. $H=16\ 440$ $N=460$ л. с.
ІІ—Капрони-161 bis 1938 г. $H=17\ 083$ $N=1000$ л. с.



Фиг. 106. Компоновочная схема корректировщика-разведчика—легкого бомбардировщика (Hs-126).

1—синхронизированный мелкокалиберный пулемет; 2—ящик для патронов; 3—подвижный мелкокалиберный пулемет; 4—магазины; 5—фотоаппарат; 6—сиденье стрелка; 7—выпускная антенна; 8—радиостанция; 9—бензобак; 10—маслобак; 11—сиденье летчика, 12—антенна.



Фиг. 107. Разведчик-бомбардировщик Кертисс 77 (SBC-4).

Одномоторные самолеты. Отличительная особенность компоновки одномоторных двух- и трехместных самолетов по сравнению с одноместными заключается в размещении кабины летчика. В одномоторных одноместных самолетах, как правило, летчик оказывается за центром тяжести. Исключением является лишь схема с размещением мотора посредине фюзеляжа (фиг. 101), где летчик сидит перед центром тяжести. Посадка летчика перед ц. т., а следовательно, и перед крылом, кроме улучшения обзора в плоскости симметрии, еще в большей степени увеличивает обзор вниз через переднюю кромку крыла.

Исключением из общего правила является компоновка при подкосной и бипланной схемах, когда верхние крылья значительно подняты над фюзеляжем (фиг. 106 и 107). Размещение летчика в обеих схемах в ц. т. невозможно по конструктивным соображениям, вследствие того, что место под верхним крылом занято стойками, диагоналями и расчалками кабана крепления центроплана крыла к фюзеляжу. В силу необходимости в обеих схемах летчик помещен за центром тяжести. Добавление второго члена экипажа с пулеметом, патронами, фотоаппаратом и т. д. смещает ц. т. по сравнению с одноместным самолетом назад. Для получения удовлетворительной центровки приходится выносить мотор вперед, что ухудшает обзор и увеличивает разнос масс по продольной оси. Чем ближе стрелок к летчику, тем меньше вынос мотора. Между крылом и противопожарной перегородкой остается мало использованный объем, достаточный для размещения кабины летчика. Однако в двухместных самолетах нельзя использовать этот участок фюзеляжа для кабины летчика, так как для компенсации сдвига ц. т. вперед пришлось бы отнести кабину стрелка к самому хвосту фюзеляжа.

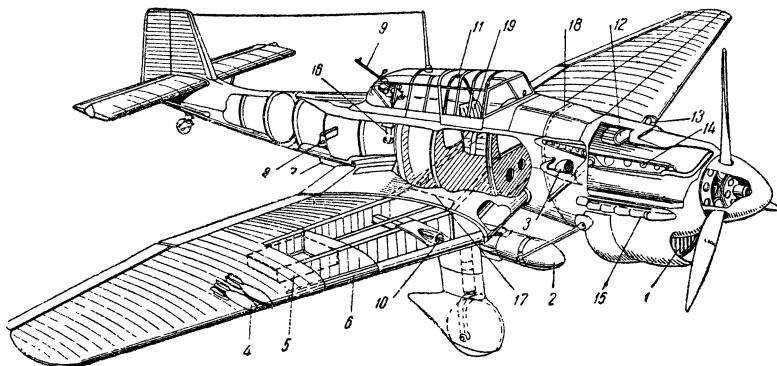
При трех и большем количестве мест размещение летчика непосредственно за противопожарной перегородкой вполне возможно.

В самолете Кертисс «Аул» (фиг. 2—VIII) найдено очень удачное решение компоновки при верхнем расположении крыла. Летчика удалось разместить непосредственно или очень близко к ц. т., применив работающий фонарь кабины вместо обычного кабана из стоек и расчалок.

При свободнонесущих крыльях компоновка двухместных самолетов в значительной мере зависит от места размещения главных бензобаков. В случае крыльевых баков (фиг. 108) стрелка размещают непосредственно за летчиком. Кабина экипажа имеет минимальную длину и в то же время дает возможность устройства для стрелка врачающегося сиденья, позволяющего лететь лицом вперед. Это является весьма существенным преимуществом перед посадкой лицом назад, так как позволяет устанавливать двойное управление и исключает неприятные физиологические влияния на стрелка.

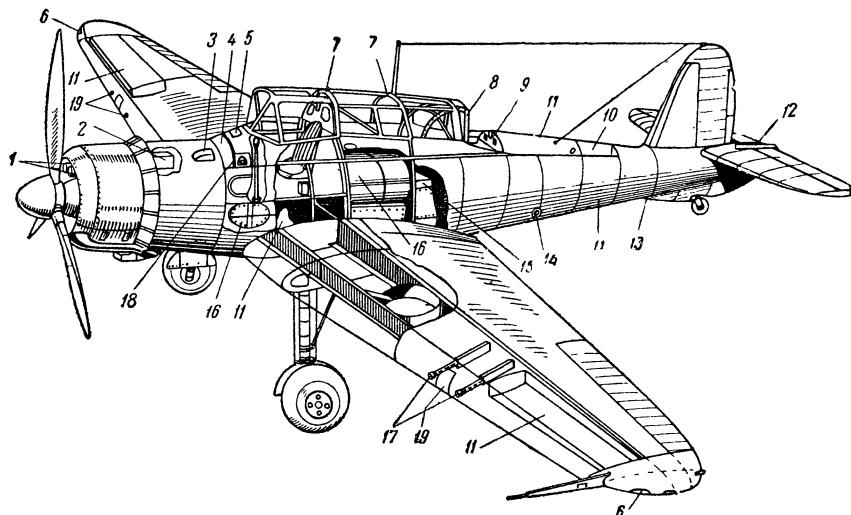
Неубирающееся шасси, примененное у Ju-87-B, не является обязательным и может быть убрано в крыло. Положение основ-

ных грузов и силовых элементов конструкции указано на схеме номерами с пояснениями на фиг. 108.



Фиг. 108. Компоновочная схема пикирующего бомбардировщика Ju-87.

1—водорадиатор, 2—бомба в начале сбрасывания, 3—всасывающий патрубок, 4—крыльевые бомбы (наружная подвеска), 5—мягкий бензобак, 6—тормозной щиток, 7—фотоаппарат, 8—радиостанция, 9—подвижный пулемет, 10—неподвижный пулемет, 11—противокапотажный шланг, 12—маслорадиатор, 13—посадочная фара, 14—моторный брус, 15—выхлопные патрубки, 16—вращающееся сиденье стрелка, 17—бензобак в центроплане, 18—противопожарная перегородка, 19—сиденье летчика.



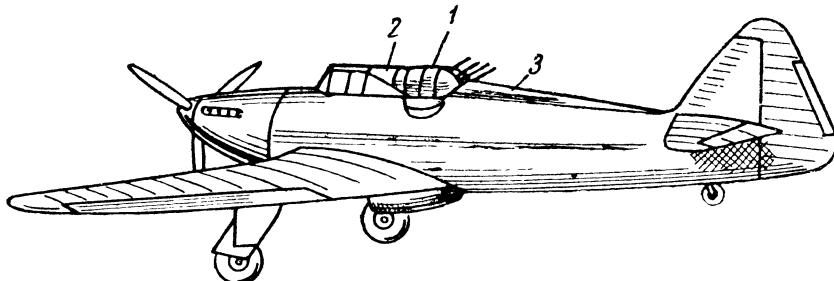
Фиг. 109. Компоновочная схема двухместного истребителя (Блэкберн „Скьюз“ 1).

1—заборные патрубки маслорадиатора, 2—маслобак, 3—выход воздуха из маслорадиатора, 4—заливная горловина маслобака, 5—навигационные огни, 6—противокапотажные шланги, 7—выдвижной козырек стрелка, 8—углубление для пулемета, 9—надувная лодка, 10—водонепроницаемые отсеки, 11—противоштопорный парашют, 12—разъем фюзеляжа, 13—упор для катапультизации, 14—упор для катапультизации, 15—сиденье стрелка, 16—бензобаки, 17—приборная доска, 18—посадочная фара, 19—пушечные установки.

На двухместном истребителе — пикирующем бомбардировщике, предназначенном для работы с авианосцами и палубы военных

кораблей (фиг. 109), компоновка значительно сложнее. Прежде всего складывающиеся крылья заставили отказаться от размещения в них бензобаков. Главные баки установлены в фюзеляже между кабинами летчика и стрелка. Смещение стрелка назад и добавление баков вызвало необходимость в удлинении носа самолета, причем объем фюзеляжа между противопожарной перегородкой и передней стенкой кабины летчика использован слабо. Для улучшения угла обзора в плоскости симметрии кабина несколько поднята, что увеличило мидель фюзеляжа.

Стрелок посажен лицом назад и не может поворачиваться вперед, что вызвано опять-таки стремлением уменьшить разнос масс по продольной оси и длину фонаря.



Фиг. 110. Двухместный истребитель Бултон-Пол „Дифайент“ I.

1—вращающаяся башня с четырьмя пулеметами, 2—передний обтекатель, 3—задний обтекатель. При стрельбе обтекатели убираются в фюзеляж.

Интересные особенности компоновки заключаются в применении водонепроницаемых отсеков в крыльях и фюзеляже. Самолет может держаться на поверхности воды. Кроме того, предусмотрено помещение для надувной лодки 10. В хвостовой части фюзеляжа помещен противоштопорный парашют 12. Для уменьшения затенения вертикального оперения при штопоре горизонтальное оперение сдвинуто назад.

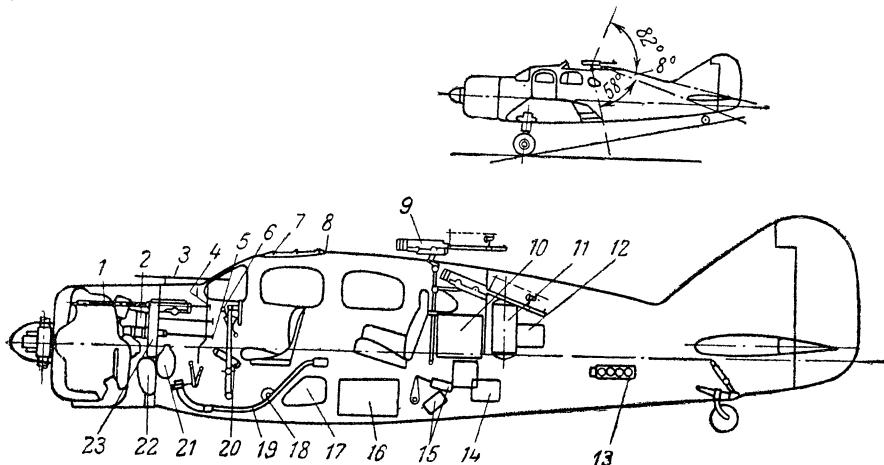
При складывании крылья отводят назад, поворачивают и ставят вдоль фюзеляжа передней кромкой вверх.

Указанное на компоновочной схеме вооружение (четыре крыльевых пулемета вперед и один пулемет назад) соответствует использованию самолета в качестве истребителя.

Для уменьшения скорости пикирования служат конструктивно усиленные щитки.

Одномоторный двухместный истребитель до настоящего времени не получил вполне удовлетворительного конструктивного решения. Повидимому, с одним мотором эта задача и не может быть решена. Вследствие добавления второго человека самолет имеет пониженные летные данные по сравнению с одноместным истребителем и уступает ему в маневренности. Наступательное оружие в силу необходимости не может быть сильнее, чем у одноместного истребителя. Оборонительное оружие в рассмотренных схемах мало эффективно. Наилучшим вооружением стрелка является четырехпулеметная вращающаяся закрытая башня самолета «Дифайент» I (фиг. 110).

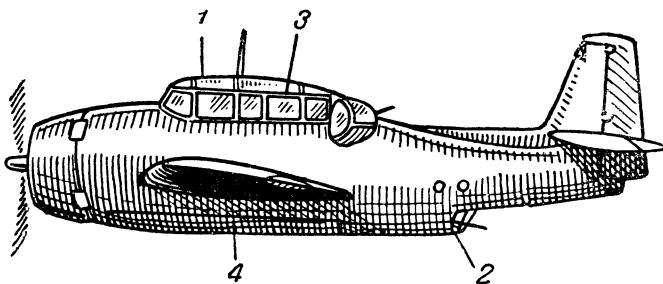
Двухместные одномоторные тренировочные самолеты предназначаются для подготовки летчиков-истребителей, тренировки в стрельбе, бомбометании, фотографировании, радиосвязи, слепом полете. Так же как одноместные, двухмест-



Фиг. 111. Схема размещения вооружения и оборудования на двухместном тренировочном самолете (Спартак 7 WF).

1—неподвижные пулеметы; 2—маслорадиатор; 3—прицелы; 4—приборная доска; 5—руковатка перезарядки пулеметов; 6—бомбосбрасыватель; 7—вентиляционные патрубки; 8—козырек стрелка; 9—подвижный пулемет; 10—багажник; 11—баллон с разреженным воздухом для управления закрылками; 12—радиопередатчик; 13—посадочные ракеты; 14—радиоприемник; 15—вакумпомпа управления закрылками; 16—дополнительный бензобак; 17—главный бензобак; 18—помпа для подачи бензина; 19—вентиляционный патрубок; 20—ручной огнетушитель; 21—автоматический огнетушитель; 22—маслобак; 23—патронный ящик неподвижных пулеметов.

ные тренировочные самолеты в целях экономии имеют менее мощные моторы и чаще представляют собой довольно точную копию боевого самолета. В некоторых случаях для тренировки используют пассажирские самолеты (фиг. 111).



Фиг. 112. Корабельный торпедоносец „Эвенджер“ Груман.

1—летчик; 2—стрелок-радист; 3—стрелок-штурман; 4—торпеда; $D=533$ мм.

Трехместные одномоторные самолеты строят сравнительно редко, преимущественно для разведки и торпедометания. Экипаж состоит из пилота, штурмана-стрелка и стрелка-радиста (фиг. 112). Летчика размещают непосредственно за про-

тивопожарной перегородкой. Чаще всего применяют среднее расположение крыла относительно фюзеляжа.

Многомоторные самолеты. Двухмоторная схема имеет преимущество перед одномоторной для самолетов всех назначений, так как во много раз повышает надежность полета и, кроме того, имеет ряд других достоинств.

Размещение моторов в крыльях освобождает носовую часть фюзеляжа для оружия и устраниет необходимость применения синхронизаторов. Оружие и боезапас не стеснены мотором. Форма носовой части фюзеляжа не зависит от габаритов мотора и может быть выбрана согласно требованиям аэродинамики.

Летчик может быть размещен либо за ц. т., либо перед ц. т., а также непосредственно в центре тяжести, в зависимости от назначения самолета. Обзор не только в плоскости симметрии, но и по сторонам вниз через переднюю кромку (при размещении летчика перед плоскостью вращения винтов) приближается к идеалу. В случае размещения кабины летчика за плоскостью вращения винтов необходимо по возможности ниже опускать мотогондолы, чтобы избежать затенения обзора в стороны. В плоскости вращения винтов не рекомендуется размещать ни одного из членов экипажа, так как здесь шум от винтов достигает наибольшей силы, неизбежно ослепление при ночных полетах и не исключена возможность ранений при аварии винтов.

Компоновка двух- и многомоторного самолета представляет конструктору большие возможности в смысле размещения всех нерасходуемых грузов. Оборудование и экипаж можно размещать перед ц. т. и за ц. т., в отличие от одномоторных самолетов, где большая часть этих грузов может быть установлена только за центром тяжести.

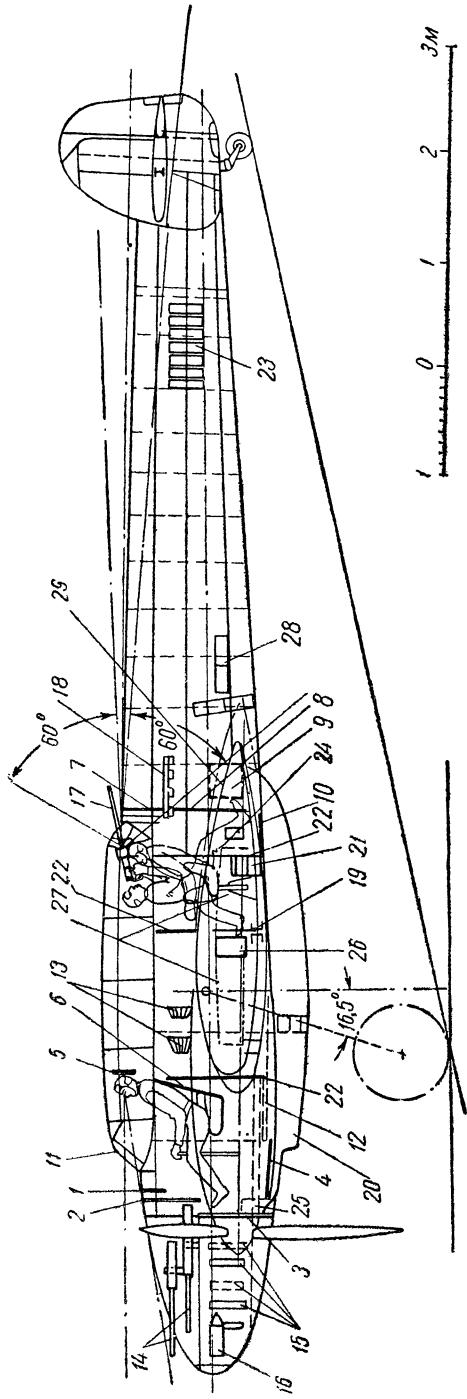
Моторы значительно легче, чем в одномоторной схеме, можно разместить или в ц. т. или за ним, установив трансмиссии сравнительно небольшой длины к тянувшим или толкающим винтам.

Моторы, размещенные в крыльях, разгружают их в полете и значительно упрощают уборку основных колес шасси.

Двухмоторные схемы применяют для самолетов самых разнообразных назначений, начиная от одноместных истребителей и кончая бомбардировщиками.

Двухместный многоцелевой самолет (Ме-110) используется как многоместный истребитель сопровождения, штурмовик и стратегический разведчик, причем в последнем случае добавляется третий член экипажа — штурман. В варианте 1941 г. самолет имел две бомбы (до 1000 кг каждая) под фюзеляжем и четыре бомбы (по 50 кг) под крыльями (фиг. 113).

«Довоенный» вариант самолета не был бронирован. Уже во время второй мировой войны на самолете установлены отдельные броневые плиты толщиной от 5 до 10 мм и прозрачная броня передней части фонаря летчика. Общий вес всей брони составляет около 180 кг.



Фиг. 113. Компоновочная схема многоцелевого самолета Ме-110.

1—бронеплита $\delta=10$ мм; 2—бронеплита $\delta=8$ мм; 3—бронеплита $\delta=5$ мм; 4—бронеплита $\delta=3$ мм; 5—бронеплита $\delta=2.5$ мм; 6—бронеплита $\delta=1.5$ мм; 7—бронеплита $\delta=1.25$ мм; 8—бронеплита $\delta=1.05$ мм; 9—бронеплита $\delta=0.85$ мм; 10—бронеплита $\delta=0.65$ мм; 11—бронестекло $\delta=0.55$ мм; 12—две пушки калибра 20 мм; 13—запасные магазины для пушек; 14—четыре пулемета калибра 7.92 мм; 15—фотопулемет; 16—бронеплита 0.55 мм; 17—бронеплита 0.45 мм; 18—поплавочный пулемет калибра 7.92 мм; 19—бронеплита 0.35 мм; 20—маслорадиатор; 21—гликолевый радиатор; 22—усиленные шланги; 23—кислородные баллоны; 24—кислородные ящики; 25—подвесной бачок; 26—маслобак; 27—бензобаки; 28—аккумулятор и умформер; 29—ящик для пустых магазинов.

Самолет имеет мощное наступательное вооружение: две фюзеляжные пушки калибра 20 мм с магазинным питанием. Еще две пушки могут быть установлены на моторах. В носовой части фюзеляжа установлены на общем лафете четыре пулемета калибра 7,92 с запасом патронов по 1000 шт. на пулемет.

Оборонительное вооружение весьма слабое и состоит из одного мелкокалиберного пулемета с запасом патронов 750 шт.

Летчик помещен перед центром тяжести и крылом, имеет хороший обзор вперед, в стороны, поверх мотогондол и вниз. Такое размещение, несмотря на загрузку носовой части фюзеляжа пулеметами, оказалось возможным вследствие сдвига моторов назад в крыло, а также смещения назад стрелка с его вооружением и пушек с магазинами. Между летчиком и стрелком в центре тяжести самолета может быть установлено кресло для штурмана. Таким образом превращение самолета в бомбардировщика не вызывает смещения ц. т., так как штурман помещен в ц. т., а центр тяжести бомбовой нагрузки вследствие наружной подвески может быть легко совмещен с центром тяжести самолета.

В расплату за универсализм пришлось сделать чрезмерно длинный фонарь и удалить стрелка от летчика, что связано с разносом масс по продольной оси. Правда, оказалось возможным разместить стрелка на вращающемся сиденьи и обеспечить полет в двух положениях: лицом вперед и назад. Смещение пушек назад и длинная кабина обеспечили возможность замены израсходованных магазинов новыми, что выполняет стрелок или штурман.

Бензобаки расположены между моторами и фюзеляжем, перед и за основным лонжероном однолонжеронного крыла. Маслобаки размещены в моторных гондолах. Маслорадиаторы туннельного типа размещены в мотогондолах под моторами. Водяные радиаторы установлены в крыльях снаружи от каждого из моторов.

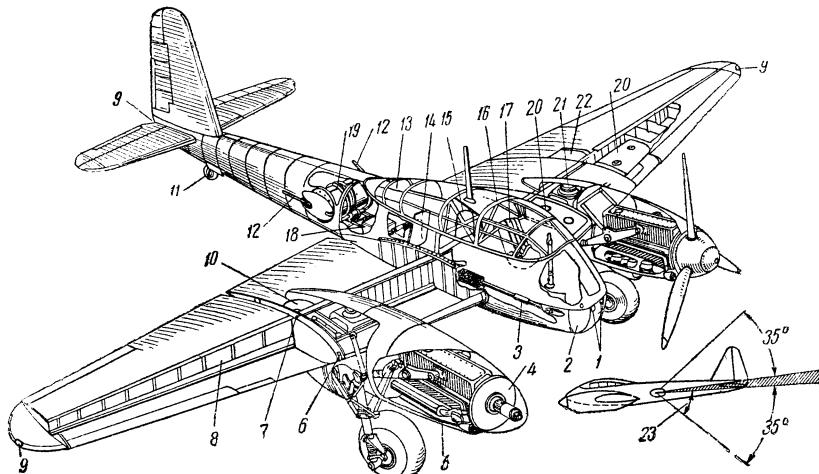
Разъем крыльев сделан у фюзеляжа, причем, кроме стыка основного лонжерона, воспринимающего изгиб, установлены два шарнирных узла, воспринимающие крутящий момент от крыла и передающие его на боковые стенки фюзеляжа. Стыковые узлы установлены на усиленных шпангоутах средней части фюзеляжа. Между фюзеляжем и мотогондолами, кроме основного лонжерона, имеются дополнительные — носовой и хвостовой. Основной лонжерон расположен на 39% хорды крыла и перпендикулярен к плоскости симметрии самолета.

Дальнейшее развитие Ме-110 с учетом боевой работы представляет самолет Ме-210 А1 (фиг. 114).

Наступательное оружие уменьшено на два мелкокалиберных пулемета. Пушки размещены с боков, а пулеметы — под полом кабины.

Носовая часть фюзеляжа стала значительно короче, передняя точка носа фюзеляжа находится за линией, соединяющей носки коков винтов. Обзор из кабины летчика вперед вследствие этого

улучшился, обзор в стороны и вниз остался без изменений. Уменьшение момента от веса пулеметной батареи по сравнению с Ме-110 компенсируется у Ме-210 сдвигом вперед пушек и стрелка. Фонарь стал значительно короче, а сиденье стрелка пришлось установить в положение, позволяющее лететь только лицом назад, правда, это неудобство отчасти компенсируется размещением стрелка ближе к ц. т. самолета.



Фиг. 114. Компоновочная схема Ме-210 А1.

1—два пулемета калибра 7,9 мм; 2—броня; 3—две пушки калибра 20 мм; 4—броня; 5—бронеплита под мотором; 6—передний узел крепления консольной части крыла; 7—главный стыковой узел; 8—лонжерон; 9—навигационные огни; 10—колесо в убранном положении; 11—костыльное колесо; 12—подвижные пулеметы калибра 13 мм; 13—прозрачная броня; 14—бронеплита; 15—сиденье стрелка; 16—противо-капотажный шланготу; 17—сиденье летчика; 18—электропривод управления барабаном, поворачивающим пулеметы в вертикальной плоскости; 19—барабан крепления пулеметов; 20—бензобаки (по три в каждом крыле); 21—маслобаки; 22—радиаторы; 23—схема углов обстрела дистанционного управления пулеметами. Углы перемещения пулеметов в вертикальной плоскости $\pm 35^\circ$ и по 50° в стороны.

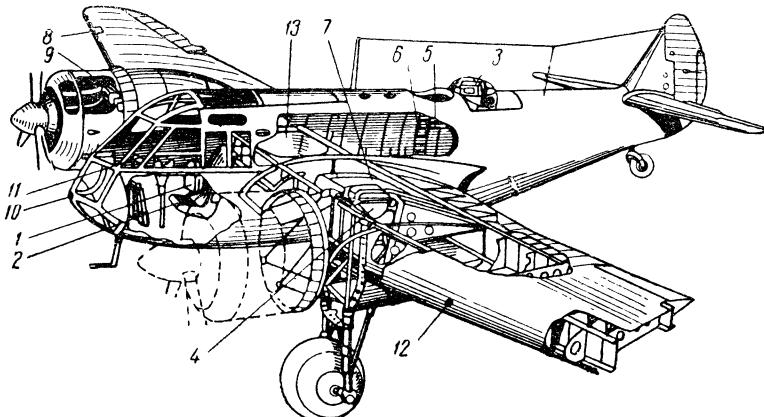
В отличие от Ме-110 экипаж состоит только из двух человек. Бомбовая нагрузка сравнительно с Ме-110 уменьшена до 1000 кг, причем две бомбы по 500 кг могут быть подвешены внутри носовой части фюзеляжа.

Коренным образом переработана слабая задняя огневая точка Ме-110. Два крупнокалиберных пулемета $\delta=13$ мм установлены по концам барабана, проходящего через фюзеляж и сообщающего пулеметам угловые перемещения в вертикальной плоскости. Каждый из пулеметов, кроме того, может отклоняться во внешнюю сторону относительно фюзеляжа. Управление пулеметами дистанционное электрическое.

В связи с новым вооружением задней огневой точки пришлось отказаться от разнесенного вертикального оперения. Углы обстрела задней полусфера при новой установке больше, чем у Ме-110.

Значительно увеличено количество бронированных участков, вес брони которых по сравнению с Ме-110 увеличился от 180 до 400 кг. Закрыто броней слабое место моторов — топливный насос 5, размещенный снизу в развале цилиндров моторов, и, кроме того, от лобовых атак моторы прикрыты броневыми дисками 4 (фиг. 114).

Из конструктивных изменений наиболее существенно применение на Ме-210 центроплана, на концах которого крепятся моторы и шасси. В случае повреждения концов крыльев можно за-



Фиг. 115. Компоновочная схема бомбардировщика-разведчика Бристоль „Бленхейм“.

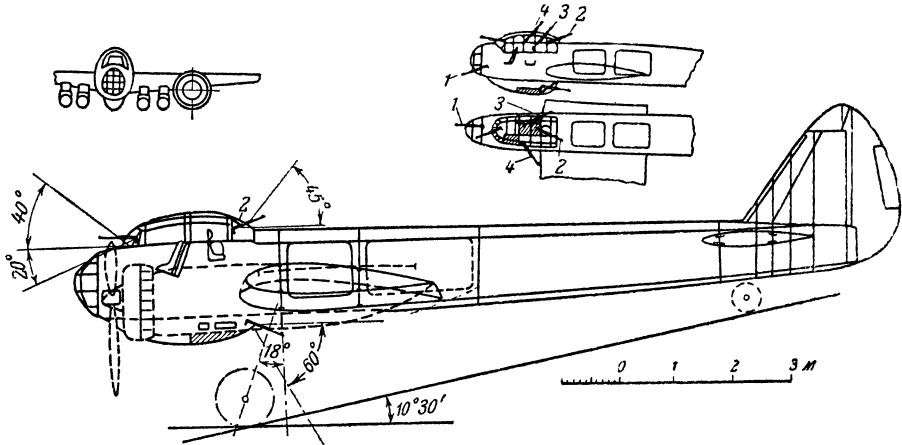
1—откидное сиденье штурмана-бомбардира; 2—сиденье пилота; 3—башня стрелка-радиста; 4—маслобак; 5—откидная крышка люка; 6—лестница; 7—бензобак; 8—посадочная фара; 9—масорадиатор; 10—вход воздуха для вентиляции кабины; 11—доска с моторными приборами; 12—мелкокалиберный неподвижный пулемет; 13—место штурмана.

менить одни консоли, а не все крыло вместе с моторной группой и шасси, что необходимо при стыках у фюзеляжа (Ме-110). Стыковые узлы при установке их примерно посередине размаха легче, чем корневые. В новом варианте крыло собирают не из двух, а из трех агрегатов, чем расширяется фронт работ. Самолет удобнее для хранения и транспортировки, так как при отъеме консолей не требуется специальных тележек для крыльев и фюзеляжа: фюзеляж с центропланом можно транспортировать на самолетном шасси.

В средних бомбардировщиках начала второй мировой войны экипаж состоял из трех-четырех человек. В большинстве самолетов экипаж размещен в носовой, средней и хвостовой частях фюзеляжа (фиг. 115), и только у немецких самолетов Дорнье и Юнкерс весь экипаж сосредоточен в носовой части (фиг. 116).

В течение войны обе схемы продолжали существовать, причем модификация заключалась в увеличении количества пулеметов и установке брони, которая на первых самолетах в обеих схемах отсутствовала. Немецкая схема оказалась менее удачной в отно-

шении возможности увеличения углов обстрела, которые имели недостаточные величины, особенно в горизонтальной плоскости. При размещении огневых точек за крылом сверху и снизу фюзеляжа усиление вооружения достигается простым увеличением калибра или сдваиванием пулеметов в каждой из точек, без коренных изменений установки. У немецких же схем для увеличения углов обстрела в стороны потребовались дополнительные установки пулеметов, одновременное управление которыми при прежнем количестве экипажа невозможно. В одном из вариантов Ju-88 был добавлен нижний пулемет 1 для обстрела передней



Фиг. 116. Компоновочная схема двухмоторного бомбардировщика-разведчика при сосредоточенном размещении экипажа (Ju-88).

полусферы (см. фиг. 116). Для защиты верхней части задней полусферы одна линзовая установка 2 была заменена двумя, поставленными рядом, из которых одновременная стрельба была невозможна. Во втором варианте, кроме одной задней линзовой установки 2, были поставлены два дополнительных пулемета 3 и 4 в боковых стенках фонаря, причем опять-таки вести огонь из всех пулеметов было невозможно.

Недостаток нижней огневой точки немецких самолетов заключается в увеличении миделя фюзеляжа. Утолщение носовой части придает фюзеляжу уродливую форму и, кроме того, как всякие неровности в носовой части, влечет за собой увеличение коэффициента сопротивления фюзеляжа. Размещение экипажа в одном месте безусловно уменьшает живучесть самолета: один снаряд может вывести из строя весь экипаж сразу.

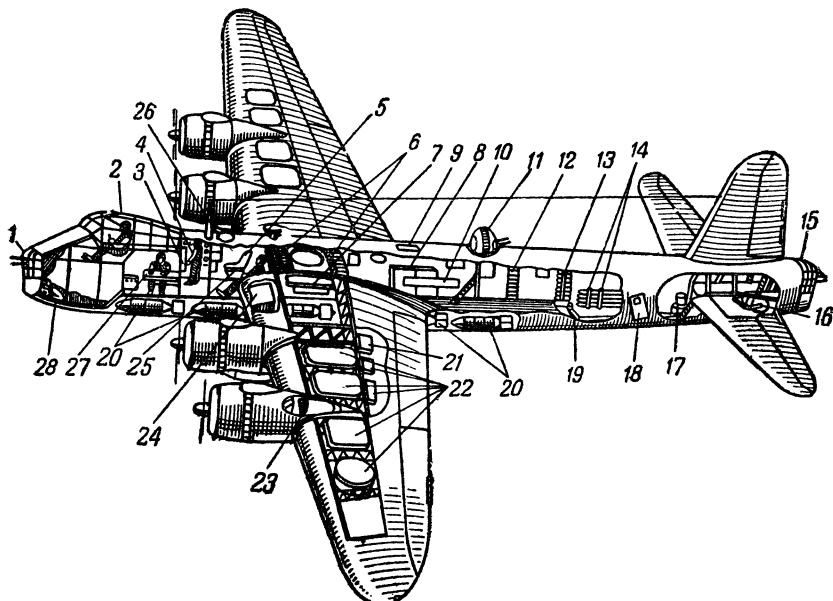
Многомоторные самолеты, находящиеся на снабжении в настоящее время, обычно имеют четыре мотора и применяются в качестве тяжелых ночных и дневных бомбардировщиков.

Число членов экипажа колеблется от 6 до 10, а количество пулеметов — от 6 до 13. Как правило, стрелковое вооружение подвижное и состоит из пулеметов крупного и мелкого калибра.

Все многомоторные бомбардировщики имеют тянувшие винты и моторы преимущественно воздушного охлаждения, расположенные вдоль по размаху крыла.

Бензо- и маслобаки размещают в крыльях, освобождая фюзеляж для бомб, сбрасываемых только с горизонтального полета.

У новейших американских бомбардировщиков «Летающая крепость» и «Либерейтор» практический потолок достигает



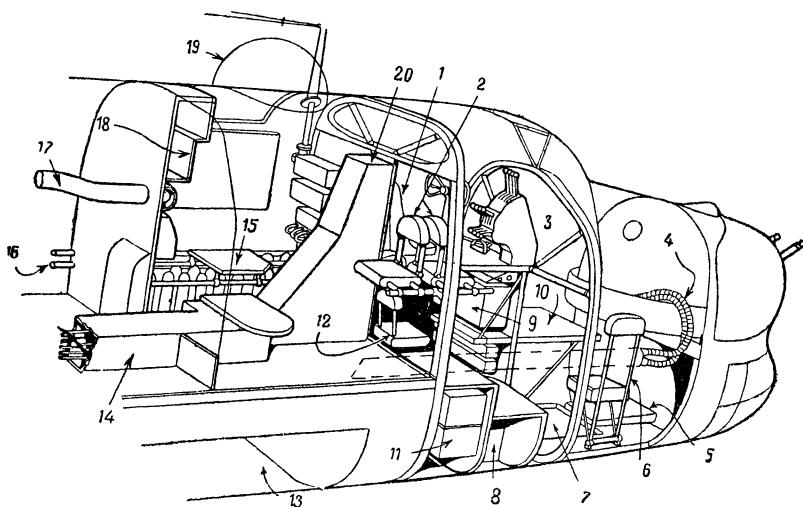
Фиг. 117. Компоновочная схема тяжелого бомбардировщика Шорт „Стирлинг“.

1—передняя башня; 2—кабина летчиков; 3—бак с питьевой водой; 4—пульт борт-механика; 5—сиденье борт-механика; 6—баллоны с кислородом; 7—койка для отдыха; 8—боеприпасы; 9—запасной выход; 10—указания по эксплуатации моторов; 11—верхняя башня; 12—лестница; 13—сигнальные ракеты; 14—осветительные ракеты; 15—задняя башня; 16—спаренные костыльные колеса; 17—уборная; 18—дверь; 19—парашютные ракеты; 20—бомбовый отсек; 21—надувная лодка; 22—бензобаки; 23—маслобаки; 24—бензобак; 25—радиостанция; 26—люк для астрономических наблюдений; 27—штурман; 28—место штурмана при бомбардировке.

11—12 тыс. м, что делает эти самолеты неуязвимыми для огня зенитной артиллерии и позволяет производить бомбардировку днем.

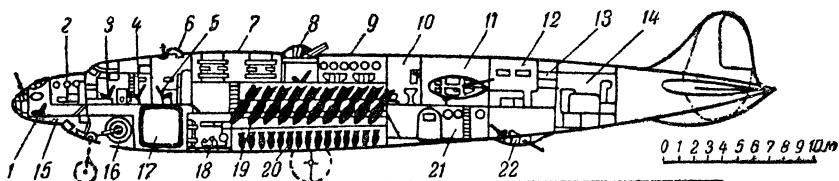
Все сказанное относительно компоновки двухмоторных бомбардировщиков можно отнести и к многомоторным, за исключением возможности двух принципиальных схем размещения экипажа. Экипаж многомоторных самолетов размещают по всей длине фюзеляжа. В английских самолетах часто применяют хвостовую и носовую многопулеметные башни с гидравлическим управлением пулеметами, причем нижней люковой установки не ставят.

В качестве примера компоновки многомоторного самолета могут служить схема бомбардировщика Стирлинг (фиг. 117), схема размещения экипажа в носовой части самолета Хендли-Пейдж



Фиг. 118. Схема носовой части бомбардировщика Хендли-Пейдж „Галифакс“.

1—место пилота; 2—откидные сиденья второго пилота и бортмеханика; 3—управление моторами у летчика; 4—обогрев гильзоотвода носовой башни; 5—коврик бомбардира; 6—откидное сиденье штурмана; 7—аварийный выход; 8—место хранения парашютов; 9—приемно-передаточная установка; 10—стол штурмана; 11—выключатели бомбометрователей; 12—место радиста; 13—бомбовый отсек; 14—кофухи проводки управления моторами; 15—подножка для наблюдения через астрономический люк; 16—тигровые приборы управления рулями; 17—воздухопровод горячего воздуха; 18—приборная доска бортмеханика; 19—люк для астрономических наблюдений; 20—место установки секстантов.



Фиг. 119. Продольный разрез шестимоторного бомбардировщика Дуглас (проект).

1—кабина переднего стрелка; 2—автопилот; 3—сиденья пилотов; 4—сиденье штурмана; 5—кабина радиста; 6—аэронавигационная аппаратура; 7—кабина для отдыха экипажа с койками; 8—пушка во вращающейся башне и кресло стрелка; 9—спасательные лодки; 10—уборная; 11—боковые стрелковые (блистерные) установки; 12—кухня; 13—провизия; 14—багажное отделение; 15—кабина бомбардира; 16—убирающееся переднее колесо; 17—баки с бензином; 18—электрогенератор; 19—фугасные бомбы; 20—осколочные бомбы; 21—дверь; 22—нижняя стрелковая (блистерная) установка.

«Галифакс» (фиг. 118) и компоновочный разрез шестимоторного бомбардировщика «Дуглас» (проект, фиг. 119). Все основные пояснения сделаны на схемах.

§ 6. ПРИМЕРЫ КОМПОНОВКИ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЕТОВ

Пассажирские самолеты в настоящее время строят в большинстве случаев с четным количеством моторов.

Постепенное уменьшение количества одно- и трехмоторных самолетов объясняется требованиями надежности и комфорта.

Надежность самолетов в зависимости от количества моторов при выходе из строя одного мотора и продолжении горизонтального полета на оставшихся у четырехмоторного в 65 раз, у трехмоторного в 100 раз и у двухмоторного в 240 раз больше, чем у одномоторного.

Схемы с моторами, расположенными в фюзеляже, вызывают больший шум и вибрации, чем схема с четным количеством моторов, расположенных в крыльях. Одним из серьезнейших недостатков размещения моторов в носовой части фюзеляжа является угар пассажиров вследствие попадания в кабину выхлопных газов.

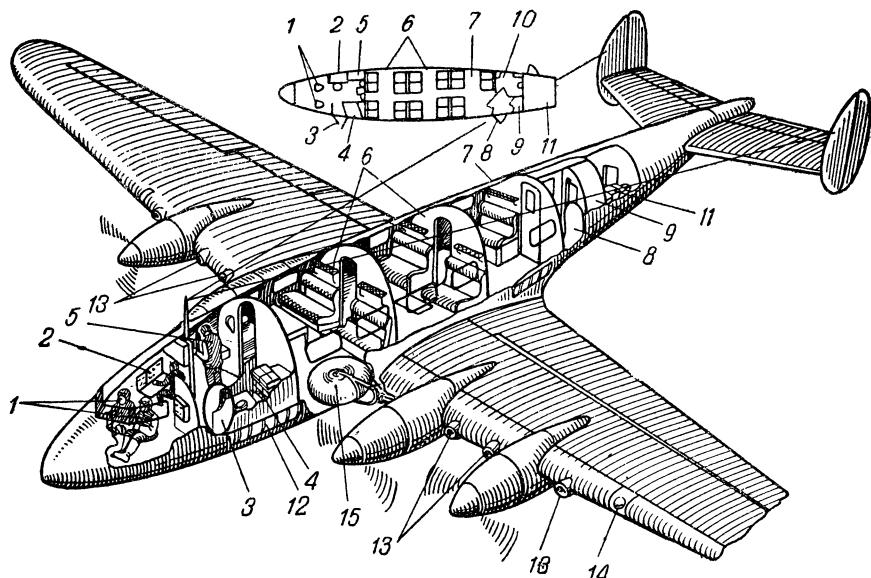
Дополнительные соображения, которые необходимо учитывать при компоновке пассажирских самолетов касаются объема кабин. В этом отношении наблюдается довольно большой разнобой. Если, например, исходить из дальности полета, то при $L_{дал} = 800 \text{ км}$ объем кабины, приходящийся на одного пассажира, $W = 1,27 — 5,10 \text{ м}^3$ или в среднем $3,11 \text{ м}^3$. При дальности полета $L_{дал} = 1600 — 3300 \text{ км}$, $W = 2,55 — 7,65$ или в среднем $4,53 \text{ м}^3$. По другим данным $W = 1,0 — 1,25 — 1,45 — 1,65$ при количестве пассажиров, соответственно равном $10 — 20 — 30 — 40$. Таким образом объем кабины необходимо уточнять по данным прототипов в зависимости от назначения самолета, дальности и продолжительности полета.

В гражданских самолетах, кроме совпадающих с военными самолетами требований обзора из кабины летчика, необходимо учитывать требования обзора из пассажирских кабин. Для пассажиров представляет интерес обзор в стороны и вниз. В этом отношении лучше самолеты с верхним расположением крыла. При нижнем расположении крыла из ряда окон обзор вниз закрывает крыло. Кроме того, сильно освещенное крыло отраженным светом ослепляет пассажиров.

Верхнее расположение крыла позволяет уменьшить длину передней ноги трехколесного шасси вследствие меньшего расстояния от земли до нижнего очертания фюзеляжа. При двухколесном шасси в этой схеме вход в кабину проще, так как может быть осуществлен непосредственно с поверхности аэродрома.

При компоновке пассажирских самолетов особое внимание должно быть обращено на безопасность полета и посадки. На случай поломки или неисправности механизма убирания шасси должны быть предусмотрены усиления верхней или нижней частей фюзеляжа в зависимости от размещения крыла относительно фюзеляжа. Кроме основной двери, должны быть предусмотрены запасные выходы в противоположной от двери стенке фюзеляжа, а также сверху и снизу.

Применение индивидуальных парашютов и кислородных приборов нецелесообразно, так как требует тренировки и ознакомления всех пассажиров с этими приборами. Обычно от применения нормальных парашютов приходится отказываться. Проекты установки автоматически сбрасывающихся кресел, в которых находится парашют, распространения не получили, ввиду того что они сложны и связаны с ослаблением конструкции фюзеляжа. Вместо индивидуальных кислородных приборов для полета на больших



Фиг. 120. Компоновочная схема самолета DH „Альбатрос“.

1—места пилотов; 2—место радиста; 3—вход в кабину экипажа; 4—багажник; 5—место стюарда; 6—восьмиместные пассажирские кабины; 7—пассажирская кабина на 6 человек; 8—вход в кабины пассажиров; 9—багажник; 10—туалетная комната; 11—главное багажное отделение; 12—бензобак; 13—входные отверстия трубопроводов охлаждения моторов; 14—посадочная фара; 15—колесо в убранном положении.

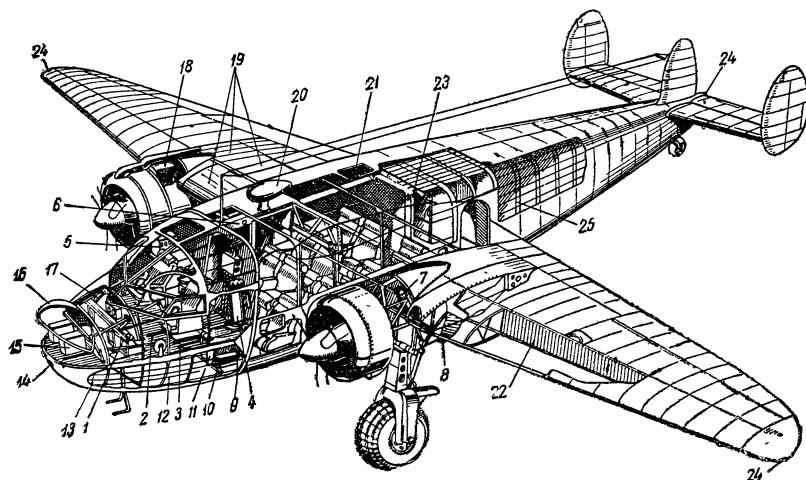
высотах применяют герметические пассажирские кабины, которые позволяют значительно повысить безопасность и скорость полета.

При проектировании разрабатывают вариант пассажирских самолетов для применения их в военное время в качестве транспортных, десантных, санитарных и т. д., в зависимости от размеров и типа.

В четырехмоторном пассажирском 22-местном самолете DH «Альбатрос» (фиг. 120) одна восьмиместная кабина размещена непосредственно над крылом, вторая — тоже восьмиместная — перед крылом и шестиместная за крылом. 10 пассажиров сидят лицом и 12 — спиной к направлению полета. Вместо 22 дневных мест кабины могут быть переоборудованы на 12 спальных мест.

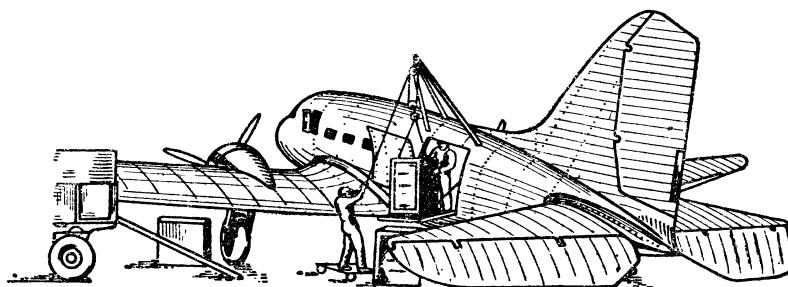
Центральный коридор имеет ширину 0,53 м. Наибольшая высота кабины 1,9 м.

В хвостовой части фюзеляжа размещены два багажных отделения и туалетная комната. Носовая часть предназначается для экипажа, состоящего из двух летчиков, радиста и стюарда. Здесь же находится третье багажное отделение и вход для экипажа.



Фиг. 121. Компоновочная схема пассажирского самолета DH „Фламingo“ с верхним расположением крыла.

1—подвесные педали; 2—направляющие продольного перемещения сиденья летчика; 3—рукоятка регулировки сиденья по высоте; 4—бачок гидравлической системы управления шасси и закрылками; 5—радиостанция; 6—вентиляционный канал; 7—подъемник шасси; 8—выходное отверстие канала; 9—место отъема носовой части фюзеляжа; 11—вентиляция кабин; 12—багажное отделение; 13—помещение для почты; 14—вход воздуха в обогревательную и вентиляционную системы; 15—аккумуляторы; 16—откидная часть носка фюзеляжа; 17—откидная часть приборной доски; 18—маслобак; 19—бензобаки; 20—рамка пеленгатора; 21—запасной аварийный выход; 22—основной лонжерон крыла; 23—туалетная комната; 24—навигационные огни; 25—багажные отделения,

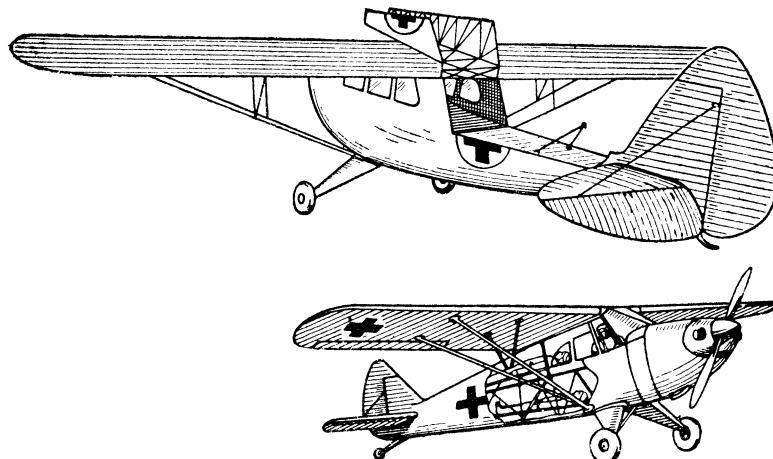


Фиг. 122. Оборудование грузового самолета.

Кроме двух дверей, на случай аварии в потолке имеются четыре аварийных люка, открывающихся внутрь. Аварийными выходами могут служить 12 окон, стекла которых выбрасываются наружу.

На самолете установлены рядные моторы воздушного охлаждения DH «Джипси» XII мощностью по 425 л. с. на высоте 2370 м. Воздух для охлаждения моторов через заборные патруб-

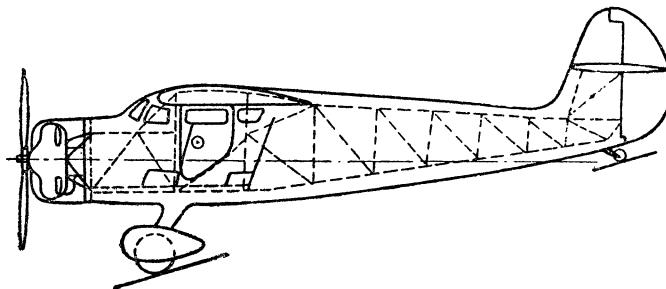
ки, размещенные в передней кромке крыльев, поступает по каналам в капот, откуда выходит снизу. Баки для бензина расположены под кабиной экипажа и под задней пассажирской кабиной. Маслобаков четыре: по одному в каждой мотогондоле.



Фиг. 123. Санитарный самолет.

Шасси убирается не в мотогондолу, а в носовую часть крыла по направлению к фюзеляжу.

Крыло, фюзеляж, стабилизатор и киль выполнены из дерева. Крыло имеет жесткую многослойную деревянную обшивку. Фюзеляж типа монокок состоит из двух слоев фанеры с заполните-



Фиг. 124. Схема фермы фюзеляжа спортивного самолета с верхним расположением крыла.

лем между ними из бальзы. В дальнейшем конструкция самолета была усовершенствована и применена на самолете DH «Москито».

На фиг. 121, 123, 124 приведены компоновочные схемы самолетов с верхним расположением крыла, а на фиг. 122 — приспособление для грузовых самолетов.

§ 7. ВЫВОДЫ

Компоновка зависит от состава экипажа, количества и типа моторов, их размещения, назначения самолета, типа конструкции крыла, фюзеляжа, шасси, оперения, схемы самолета и ряда других факторов.

Для военных самолетов одним из самых существенных факторов является размещение стрелкового и бомбардировочного вооружения, причем необходимо учитывать возможность его увеличения без существенных изменений конструкции.

При разработке компоновки самолетов всех типов необходимо учитывать возможность их модификации путем увеличения мощности моторов, что сопровождается увеличением их веса и габаритов.

Все основные, необходимые для производства и эксплуатации разъемы должны быть намечены в самом начале проектирования. Это соображение тесно связано с намеченным типом материала. При изготовлении крыла из нормального или улучшенного дерева, несмотря на серьезные эксплуатационные недостатки неразъемных по размаху крыльев, приходится все же применять их для уменьшения веса конструкции.

При составлении компоновочной схемы в первую очередь необходимо разместить крупные грузы, для которых должны быть по возможности точнее намечены центры тяжести. Непременным условием компоновки должно быть наличие габаритов моторов, стрелкового вооружения, бомб, аккумуляторов, радиостанций с нанесенными на них центрами тяжести.

Навыки в компоновке приобретают при длительной работе в этой области. Первые попытки составления компоновочного чертежа часто приводят к весьма неутешительным результатам, так как проектное положение ц. т. сильно расходится с фактическим, полученным на основании последующего расчета. При больших расхождениях проектной и фактической центровок необходимо перемещать все крыло; малые отклонения можно устраниć изменением горизонтальной стреловидности крыла.

После того как проектное и фактическое положения ц. т. совпадут по горизонтали, необходимо определить положение ц. т. по вертикали и проверить установку основных колес шасси.

Кроме положения для полного веса в полете, необходимо определить наиболее переднее и заднее положения ц. т. в зависимости от расхода бензина, масла, боезапаса, бомб, а также колес в выпущенном и убранном положениях.

Компоновочный чертеж делают, как минимум, три раза: при эскизном проекте, а также при разработке предварительного и исполнительного проектов. В последнем случае на компоновочном чертеже наносят все элементы конструкции, управления, оборудования и вооружения, увязав их предварительно на макете в натуральную величину. Для тяжелых самолетов компоновку приходится делать в двух проекциях с рядом сечений.

Л и т е р а т у р а: № 33.

Глава V.

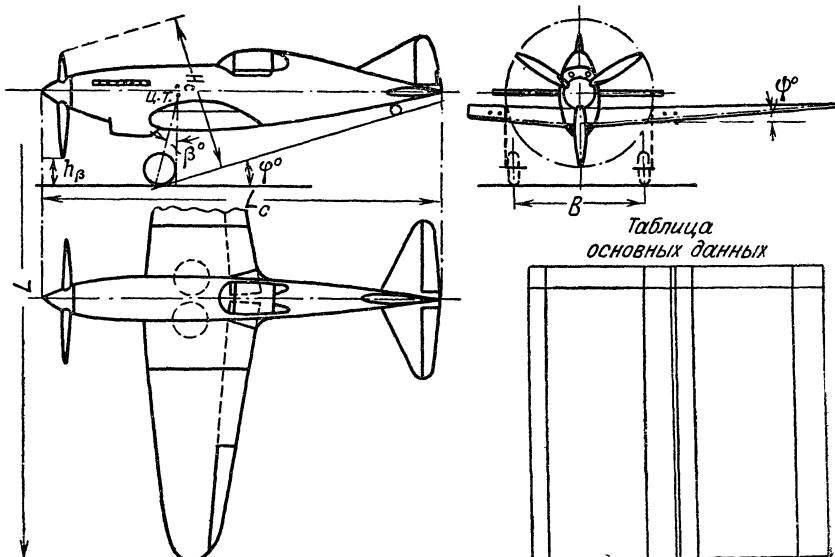
ЗАКЛЮЧЕНИЕ

§ 1. СОСТАВЛЕНИЕ ОБЩЕГО ВИДА САМОЛЕТА В ТРЕХ ПРОЕКЦИЯХ

На основании эскизной компоновки составляют общий вид самолета в трех проекциях. Общий вид необходим для детального подсчета лобового сопротивления, составления диаграмм обзора, обстрела и установления ряда основных размеров.

Силовые элементы крыла, фюзеляжа и оперения, необходимые для весовой компоновки, на общий вид наносить не следует. На крыле намечают элероны, средства механизации, сопряжения с фюзеляжем и мотогондолами, положение вооружения и убранных колес. Козырьки пилотской кабины, фонари и всякого рода выступы фюзеляжа должны быть построены так, чтобы можно было определить поверхности и сечения самого фюзеляжа и его надстроек. Необходимо указать положение радиаторов, выхлопных и всасывающих патрубков, винты и антенны. Лобовыми поверхностями радиаторов и сечениями внешнего набора, при бипланах и подкосных схемах, приходится задаваться по статистике или на основании прикидочных подсчетов. В случае уборки колес в мотогондолы очертания и сечения последних должны быть намечены с учетом размеров пневматиков. Из площадей горизонтального и вертикального оперений необходимо выделить площади рулей. Кроме того, следует наметить сопряжения оперения с фюзеляжем.

Общий вид в трех проекциях составляют в масштабе $1/10$ — $1/25$ НВ. Вид сбоку помещают в левом верхнем углу листа, так чтобы нос самолета был слева (фиг. 125). В правом верхнем углу



Фиг. 125. Общий вид в трех проекциях.

листа помещают вид спереди, причем для экономии места одно из крыльев можно оборвать. Вид в плане помещают под видом сбоку, а для сокращения работы и экономии места правое крыло обрывают. Масштаб чертежа должен быть возможно больше, но при выборе его необходимо придерживаться общепринятых величин и исходить из размеров нормального листа бумаги.

Нижний правый угол листа отводят под таблицу, в которую вписывают основные данные самолета по следующим группам:

1. Данные мотора

Название мотора.

Номинальная мощность $N_{\text{ном.}}$.

Высотность.

2. Весовые данные самолета

Вес в полете G .

Полная нагрузка $G_{\text{н. п.}}$.

Весовая отдача $K = \frac{G_{\text{н. п.}}}{G}$.

Нагрузка на 1 m^2 $p = \frac{G}{S}$.

Нагрузка на 1 $\lambda. c.$ $q = \frac{G}{N_{\text{ном}}}$.

Мощность на 1 m^2 $r = \frac{N_{\text{ном}}}{S}$.

Центровка при пролетном весе % b_{CA} .

Пределы изменения центровки.

3. Основные размерные данные

Площадь крыла S .

Удлинение крыла λ .

Сужение крыла η .

Средняя относительная толщина крыла $\bar{c}_{\text{ср.}}$.

Средняя аэродинамическая хорда b_{CA} .

Плечо горизонтального оперения в частях средней аэродинамической хорды $\frac{L_{\text{г. о.}}}{b_{\text{CA}}}$.

Площадь миделевого сечения S_m m^2 (фюзеляж и мотогондола).

Поверхность фюзеляжа S_{ϕ} (и мотогондол).

Площадь горизонтального оперения $S_{\text{г. о.}}$ % S .

Площадь вертикального оперения $S_{\text{в. о.}}$ % S .

Площадь элеронов S_e % S .

4. Аэродинамические данные

Коэффициент сопротивления всего самолета c_{x_c} .

Максимальная скорость на рабочей высоте V_{max_H} , км/час.

Время подъема на рабочую высоту t_H , мин.

Практический потолок H_p , м.

Длина разбега (для самолетов с большим количеством расходуемого в полете груза) $L_{\text{разб.}}$, м.

Дальность полета $L_{\text{пол.}}$, км.

Продолжительность полета на рабочей высоте при крейсерской скорости t , час.

На чертеже указывают следующие размеры:

Длина самолета L_c , м.

Высота самолета на стоянке H_c , м.

Размах крыла l .

Ширина колеи шасси B , м.

Расстояние от конца лопасти до земли при горизонтальной оси фюзеляжа h .

Угол поперечного $V - \psi$.

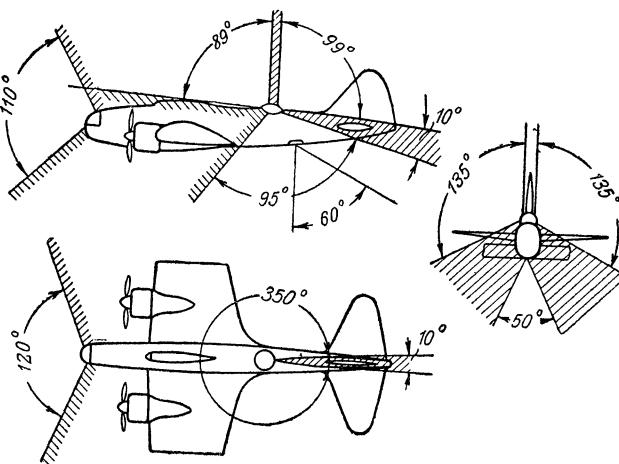
Стойночный угол φ .

Угол заклинения крыла α .

База колес при трехколесном шасси $L_{\text{ш}}$ (в направлении оси X).

§ 2. ДИАГРАММЫ ОБЗОРА И ОБСТРЕЛА

Для оценки самолета с точки зрения обзора строят диаграмму, проектируя луч зрения на сферу, в центре которой находится самолет. Построение диаграммы возможно по общему виду са-



Фиг. 126. Схема углов обстрела.

молета в трех проекциях. Диаграммы строят для каждой огневой точки и кабины. Те участки полусфера, которые затеняются частями самолета, заштриховывают, затем определяют процент не затененной площади, который и служит критерием обзора. Для упрощения построения проектируют луч зрения на поверхность цилиндра с вертикальной осью.

Для эскизного проектирования можно ограничиться указанием в трех проекциях углов, образуемых между лучами зрения и касательными к различным частям самолета (фиг. 126).

Диаграмму обстрела строят, проводя лучи зрения через ось прицела с учетом фактически возможных углов поворота оружия, позволяющих вести огонь. При построении диаграммы обстрела задней полусферы, кроме силуэтов оперения, учитывают отклонения рулей высоты и направления в обе стороны. Углы обстрела всегда меньше, чем углы обзора.

Для самолетов с неподвижным оружием строят только углы обзора.

У одноместных истребителей необходимо обеспечить в горизонтальной плоскости угол обзора в 360° . С этой целью фонарь продолжают за подголовником. Для наблюдения за задней полусферой устанавливают зеркало.

§ 3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ СОПРОТИВЛЕНИЯ САМОЛЕТА

Максимальную скорость на расчетной высоте определяют по формуле:

$$V_{\max_H} = \sqrt[3]{\frac{150 N_{\max_H} \eta_{\max}}{\rho_H c_{\infty} S}} \text{ м/сек.}$$

В настоящее время, когда приходится бороться буквально за каждый километр максимальной скорости, упрощенные формулы и графики для эскизного проектирования следует считать непригодными.

Основные требования, которые необходимо предъявлять к способу определения максимальной скорости и других аэродинамических данных самолета в самой начальной стадии проектирования, можно формулировать следующим образом:

1) Необходимо исключить или, во всяком случае свести к минимуму возможность субъективного определения лобового сопротивления самолета, максимальной величины располагаемой мощности, коэффициента полезного действия винта и веса самолета в полете.

2) Подсчет сопротивления каждой части самолета следует производить с разбивкой на отдельные группы: сопротивление трения, сопротивление формы и сопротивление выступающих деталей. При подсчете сопротивления трения необходимо учитывать не только величину поверхности, но и ее состояние. Величины коэффициентов сопротивления трения необходимо увязывать с производственными возможностями и не забывать в дальнейшем, при разработке конструкции.

3) Для подсчета лобового сопротивления необходимо иметь схему всего самолета, величину средней относительной толщины крыла и оперения, мидель и поверхность фюзеляжа, фонарь кабин и всякого рода деталей, выступающих из общего очертания фюзеляжа.

4) Подсчет лобового сопротивления необходимо вести с учетом Re и сжимаемости воздуха.

5) Желательно определение максимального коэффициента полезного действия винта, выбор его диаметра и построение кривых располагаемых мощностей.

За время с 1920 по 1938 гг. общая величина коэффициента сопротивления c_{x_c} одноместных истребителей при переходе от бипланной схемы с неубирающимся шасси к свободнонесущему моноплану уменьшилась в три раза (фиг. 127). Правда, рекордный He-112U имел своеобразную систему охлаждения, которая не является типичной для самолетов, находящихся на вооружении. Если сравнивать истребитель 1920 г. с нормальным истребителем 1936 г., то уменьшение c_{x_c} , достигнутое главным образом уборкой шасси и устранением внешнего набора крыльев, составляет 50%.

Одновременно произошло изменение распределения c_{x_c} между основными частями самолета: крылом, фюзеляжем и оперением. Сопротивления этих частей для всех приведенных самолетов относятся, примерно, как 1/2: 1/3: 1/6. Значительные величины c_{x_c} у самолетов N-2E и 2PA-L вызваны в первом случае неубирающимся шасси и наружной подвеской бомб под крылом, а во втором — частичной уборкой шасси.

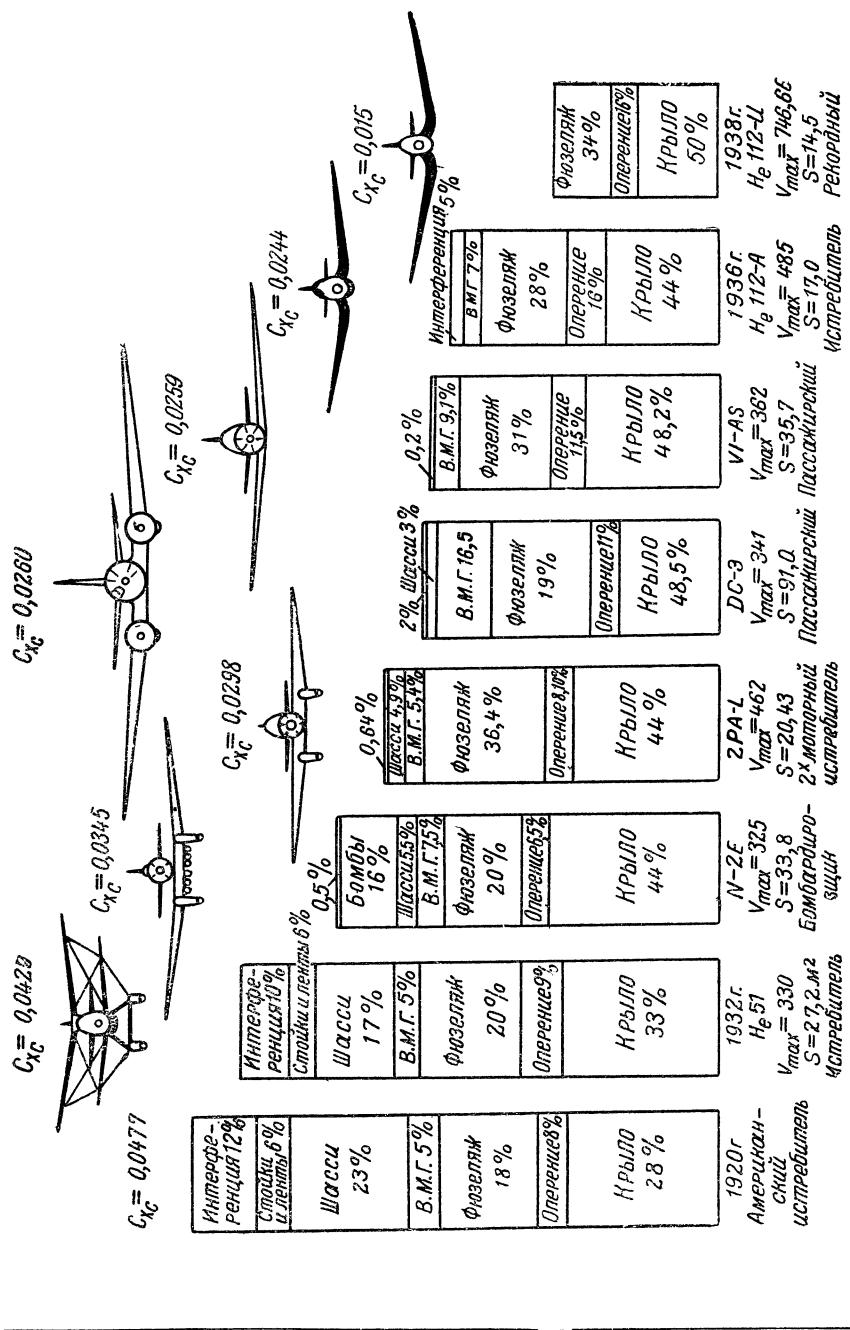
Для самолета Валти V-IAS на максимальной скорости общее сопротивление составляется из следующих частей, выраженных в процентах c_{x_c} (фиг. 128).

Сопротивление трения крыла, фюзеляжа с капотом и оперения	35,6
Сопротивление формы тех же частей	23,1
Сопротивления заклепок	12,9
Индуктивное сопротивление крыла и оперения	9,4
Сопротивление охлаждения мотора	4,1
Сопротивление швов обшивки	2,9
Сопротивление щелей	1,8
Интерференция	0,2
	100%

На других, меньших, скоростях процент, составляемый всеми сопротивлениями, уменьшается, а для индуктивного сопротивления резко увеличивается.

Носовая часть обшивки до переднего лонжерона V-IAS сделана на потайных заклепках, а остальная часть имеет заклепки с эллиптической головкой. Стыки обшивки частично выполнены впритык, а частично внахлестку. Обшивка всего фюзеляжа сделана на непотайных заклепках и имеет швы внахлестку.

$$c_{x_c}, \text{ определяемый по формуле } c_{x_c} = \frac{56000N_H\eta}{\Delta_H V_{H_k}^3 S} \text{ при } c_{y_c} = \\ = \frac{208 \cdot G}{\Delta_H V_{H_k}^2 S}, \text{ состоит из трех частей} \\ c_{x_c} = c_{x_i} + c_{x_p} + c_{x_{bp}}$$

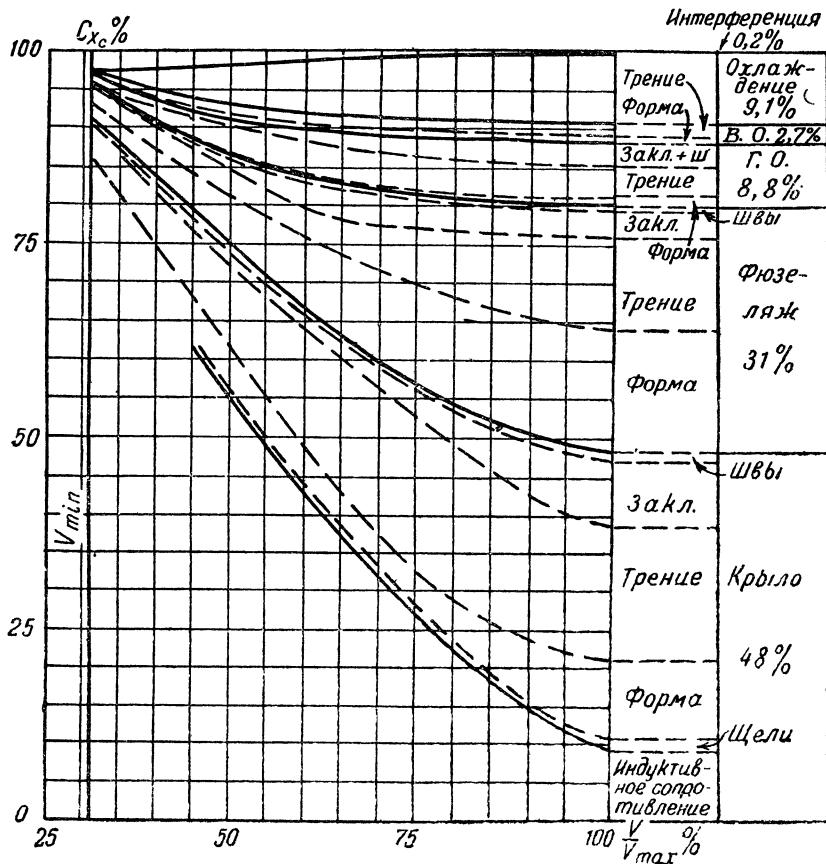


Фиг. 127. Сравнительные величины C_{x_C} для различных самолетов.

Если c_{x_p} — профильное сопротивление и $c_{x_{\text{вр}}}$ — вредное лобовое сопротивление еще можно считать с некоторым допущением постоянными и не зависящими от c_y , т. е. режима и высоты полета, то c_{x_i} зависит от целого ряда величин:

$$c_{x_i} = \frac{c_y^2 H}{\pi \lambda} = \frac{208^2 G^2}{\Delta_H^2 V_{H_K}^4 S^2 \pi \lambda} = \frac{208^2 p^2}{\pi \Delta_H^2 V_{H_K}^4 \lambda}.$$

Таким образом сравнение самолетов с точки зрения общего сопротивления даже в случае полета на одной и той же высоте



Фиг. 128. Распределение полного сопротивления самолета V-IAS на отдельные части в зависимости от отношения $\frac{V}{V_{\max}}$.

возможно лишь при одинаковых λ и p или отношении $\frac{p^2}{\lambda}$. Для исключения c_i обычно переходят к $c_{x_c} = c_{x_i} + c_{x_p} + c_{x_{\text{вр}}}$ при $c_y = 0$, когда $c_{x_0} = c_{x_p} + c_{x_{\text{вр}}}$.

При эскизном проектировании важно определить реальную величину c_{x_c} необходимую для получения требуемой максимальной скорости, увязать и проверить ее в зависимости от уже намеченных параметров: p , λ , $S_{\text{г.о.}}$, $S_{\text{в.о.}}$, размеров фюзеляжа, относительной толщины крыла, горизонтального и вертикального оперений. Величина c_{x_c} , удовлетворяющая V_{max} , была уже подсчитана при определении p и S (часть II, глава II, § 1), когда не было других основных размеров из числа указанных выше и намеченных позднее при составлении эскиза крыла, оперения, компоновки и общего вида в трех проекциях. Главным фактором, определяющим величину сопротивления на максимальной скорости, является сопротивление трения, зависящее от поверхности, обдуваемой потоком, коэффициента трения и состояния этой поверхности. В свою очередь, состояние поверхности зависит от имеющихся производственных возможностей, конструкции и материала обшивки.

Полное сопротивление самолета можно представить в следующем виде:

$$c_{x_c} = c_{x_i} + \frac{f}{S},$$

$$\frac{f}{S} = c_{x_p} + c_{x_{\text{вр}}} = c_{x_0},$$

где $f = c_{x_0} S$ — поверхность вредного сопротивления.

Поверхность вредного сопротивления для однотипных самолетов прямо пропорциональна поверхности S_s , обтекаемой потоком:

$$f = c_{f_e} \cdot S_s,$$

где c_{f_e} — коэффициент эквивалентного сопротивления трения, включающий трение, сопротивление формы, интерференцию и сопротивление системы охлаждения:

$$c_{f_e} = c_{x_0} \frac{S}{S_s}.$$

Величину $c_{x_0} = c_{x_c} - c_{x_i} = c_{x_p} + c_{x_{\text{вр}}}$ можно определить на основании летных испытаний ряда самолетов, аналогичных с проектируемым в отношении типа и количества моторов, схемы и назначения. При определении c_{x_0} на основании летных испытаний учитывается влияние Re и сжимаемости воздуха.

Для нахождения S_{s_k} поверхности крыла, обтекаемой воздухом, необходимо заменить данное крыло с закругленными концами эквивалентным по площади прямолинейным крылом и определить относительную толщину фиктивного концевого сечения $c_{\text{конц.}}$.

Средняя относительная толщина крыла

$$\bar{c}_{\text{ср}} = \frac{S_{\text{мид}}}{S}$$

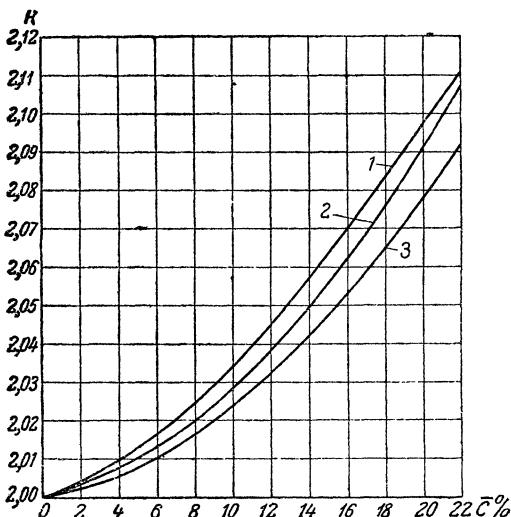
или для трапециевидного крыла

$$\bar{c}_{\text{ср}} = \frac{\eta c_k + c_{\text{конц}}}{(\eta + 1)}.$$

Зная $\bar{c}_{\text{ср}}$, можно перейти от площади крыла S к его обдуваемой поверхности S_{s_k} по формуле

$$S_{s_k} = KS,$$

где K — отношение периметра профиля в среднем сечении с относительной толщиной $c_{\text{ср}}$ к средней геометрической хорде $b_{\text{ср}}$ (фиг. 129).



Фиг. 129. Коэффициент $K = \frac{\text{периметр профиля}}{\text{хорда профиля}}$ в зависимости от \bar{c} в процентах.

1—NACA 230; 2—NACA 63; 3—NACA 44.

Площадь, занятую фюзеляжем, необходимо вычесть из обдуваемой поверхности крыла.

Таким же образом определяют обдуваемую поверхность горизонтального и вертикального оперений.

Полную поверхность фюзеляжа определяют по формуле

$$S_{s_{\Phi, \text{п}}} = \frac{P_{\Phi}}{h} S_{\Phi, 6},$$

где P_{Φ} — периметр фюзеляжа в сечении с наибольшей высотой — h ;

$S_{\Phi, 6}$ — площадь боковой проекции фюзеляжа.

Из полной поверхности фюзеляжа необходимо вычесть удвоенную площадь корневых сечений крыла

$$S_{k \cdot k} \approx 2 \cdot 0,72 \bar{c}_k b_k^2,$$

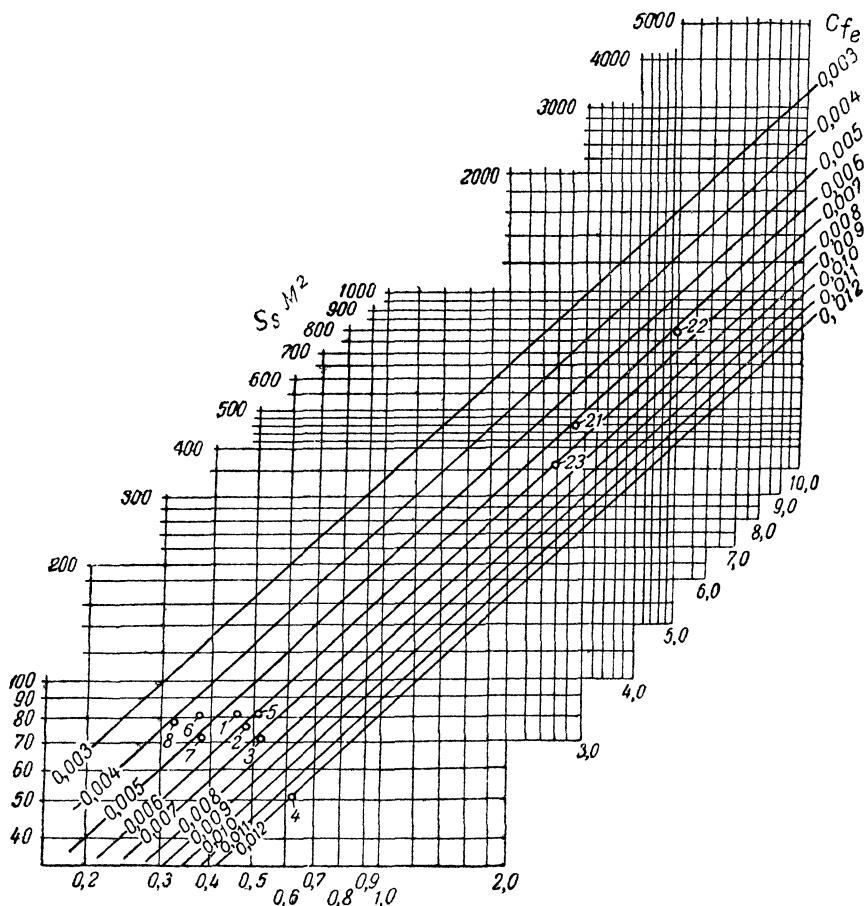
$$S_{s_\Phi} = S_{s_\Phi \cdot n} - S_{k \cdot k}.$$

Полную обдуваемую поверхность моторных гондол многомоторных самолетов определяют так же, как и фюзеляжа. Для капотов радиальных моторов воздушного охлаждения.

$$S_{s_{M \cdot r}} = \pi S_6.$$

Из этой поверхности надо вычесть удвоенную площадь сечения крыла, проходящего через мотогондолу, для чего необходимо определить относительную толщину и строительную высоту крыла в этом сечении.

На фиг. 130 вычерчены в логарифмическом масштабе линии c_{f_e} в зависимости от f и S_s для ряда самолетов (табл. 30). Ос



Фиг. 130. Диаграмма для назначения c_{f_e} по S_s и f .

Коэффициенты c_{f_e} ; $c_{x_0} = c_{x_p} + c_{x_{bp}}$; $c_{x_c} = c_{x_0} + c_{x_i}$;

№ п/п:	Обозначения	Фирма	$f, \text{м}^2$	$c_{f_e} = \frac{f}{S_s}$	$S_s = \frac{f}{c_{f_e}}$
1	P-40 „Томагаук“	Кертисс	0,465	0,00565	82,45
2	P-36A	„	0,484	0,00620	78,0
3	P-35	Северский	0,521	0,00720	72,40
4	P-26A	Боинг	0,614	0,01200	51,20
5	Харрикейн II	Хедкер	0,515	0,00620	83,06
6	9-40 Г. Киттихаук	Кертисс	0,377	0,00456	80,55
7	P-39 Эракобра	Белл	0,377	0,00518	72,72
8	NA-73 Мустанг	Норт-Америкен	0,332	0,00419	79,19
9	Ме-109 F	Мессершмитт	0,391	0,00642	60,85
10	He-100	Хейнкель	0,268	0,00488	54,89
11	Fw-190	Фокке-Вульф			
12	A-17A	Нортроп	0,790	0,0072	110,0
13	PB-2	Консолидейтед	0,683	0,0078	87,5
14	BC1-A	Норт-Америкен	0,712	0,0086	82,7
15	BT-9B	„	0,763	0,0095	80,5
16	УРТ-16	Раймен	0,623	0,0134	46,6
17	PT-13	Стирмен	1,08	0,0123	87,7
18	Ju-88	Юнкерс			
19	V1-A18	Кертисс	1,46	0,0059	247,0
20	XA-21	Стирмен	1,635	0,0070	232,0
21	B-23	Дуглас	1,665	0,0054	308,0
22	B-17	Боинг	2,87	0,0063	456,0
23	XB-15	„	5,02	0,0063	796,0
24	B-18	Дуглас	2,58	0,0070	369,0
25	B-10B	Мартин	1,907	0,0093	205,0
26	Do-215	Дорнье			
27	OA-9	Груман	1,265	0,0082	154,2
28	Ме-110	Мессершмитт			
29	C-40	Локхид	0,842	0,0063	133,6
30	C-33	Дуглас	2,09	0,0064	331,0
31	4C-43	Бичкрафт	0,586	0,0066	88,8
32	F-2	„	0,866	0,0067	129,2

c_{y_c} при V_{\max_H}	c_{x_i} при V_{\max_H}	$c_{x_0} =$ $= c_{x_p} + c_{x_{bp}}$	$c_{x_c} =$ $= c_{x_0} + c_{x_i}$	η	$p \frac{\kappa 2}{M^2}$	λ	$\frac{V_{\max_H}}{H}$
0,178	0,0021	0,0212	0,0233	0,82	154,5	5,88	545/4860
0,177	0,0017	0,0215	0,0232	0,68	132	6,21	522/5500
0,177	0,00207	0,0172	0,0193	0,772	175	5,88	575/4750
0,165	0,0020	0,0190	0,0210	0,856	179	5,35	585/4200
0,170	0,0020	0,0151	0,0171	0,727	177	5,75	587/4600
0,1495	0,0014	0,0142	0,0256	0,799	172	6,065	560/2760
0,141	0,00103	0,0185	0,0194	0,75	168	6,10	650/5000
			0,0262	0,799	206	5,83	603/5400
0,367	0,00705	0,0232	0,0302	0,75	197,5	6,44	433/5600
0,236	0,00309	0,0237	0,0268	0,75	156,5	5,9	455/4000
0,202	0,00196	0,0246	0,0266	0,75	169,5	6,87	525/4600

новная линия соответствует плоской пластинке, обтекаемой турбулентным пограничным слоем при $S_s = 2S_b$ и $Re = 10^7$, причем $c_{f_e} = 0,0030$.

Чем меньше у самолета сопротивление трения и формы, а также интерференция и сопротивление охлаждения, тем ближе соответствующая ему точка будет находиться к основной линии c_{f_e} относящейся к плоской пластинке.

Для ориентировки при выборе c_{f_e} проектируемого самолета на фиг. 130 нанесены точки, соответствующие ряду самолетов, данные которых помещены в табл. 30.

Значения c_{f_e} для одномоторных истребителей находятся в пределах 0,004819—0,012, для штурмовиков 0,0059—0,0078; для бомбардировщиков 0,0054—0,0093; для транспортных самолетов 0,0063—0,0067 и тренировочных 0,0086—0,0134.

Если среди приведенных самолетов находятся два или три прототипа проектируемого самолета, то c_{f_e} для него может быть назначен с учетом намеченных улучшений; в противном случае необходимо подсчитать $c_{f_e} = \frac{f}{S_s} = \frac{c_{x_0}S}{S_s} = \frac{(c_{x_c} - c_{x_i})S}{S_s}$ для прототипов на основании тщательно проверенных летных испытаний.

Наметив c_{f_e} , определяют $f = c_{f_e} S_s$, а затем

$$c_{x_0} = c_{x_p} + c_{x_{\text{вр}}} = \frac{f}{S}.$$

Для существующих самолетов величину

$$c_{x_i} = \frac{208^2 p^2}{\Delta_H^2 \pi V_{H_k}^4 \lambda}$$

определяют на основании летных и размерных данных.

Для проектируемого самолета c_{i_H} можно назначить на основании принятых величин p и λ и указанной в технических требованиях V_{\max_H} . Корректировкой и проверкой полученной величины служат данные прототипов.

В табл. 30 кроме c_{x_f} , c_{x_0} , c_{x_c} приведены для некоторых самолетов величины c_{x_i} и c_{y_c} , соответствующие V_{\max_H} , а также H , S , S_s , V_{\max} , p , λ и к. п. д. η , помогающие при подсчете сопротивления проектируемого самолета.

§ 4. ЗАМЕЧАНИЯ К ПРОЕКТИРОВОЧНЫМ РАСЧЕТАМ

При разработке эскизного проекта самолета в целом никаких расчетов на прочность не делают, так как все размеры являются ориентировочными, а конструкцию намечают лишь принципиально.

В следующем этапе — предварительном проекте (если изысканий основных размеров не делают) — по размерам, уточненным

при проектировании отдельных агрегатов (крыла, фюзеляжа, оперения, шасси) намечают количество и размеры сечений работающих элементов. Здесь сначала путем проектировочных расчетов нужно наметить примерное количество рабочих элементов и их размеры. Эти данные необходимы для дальнейших поверочных расчетов по уточненным чертежам общих видов отдельных частей.

Методы проектировочных расчетов на прочность рассматриваются в разделах проектирования и конструирования отдельных агрегатов.

Кроме проектировочных расчетов крыла, фюзеляжа и оперения, при которых определяют сечения лонжеронов, стрингеров и толщину обшивки, производят разнообразные подсчеты, необходимые для определения размеров ряда агрегатов.

По моторной группе определяют диаметр винта, а также размеры водо- и маслорадиаторов.

По группе шасси подбирают размеры пневматиков, диаметр и ход поршня амортизационных стоек.

В зависимости от размеров педалей, рукоятки или штурвала необходимо наметить длины всех рычагов или диаметры секторов проводки управления, обеспечивающие требуемые углы отклонения рулей и элеронов.

§ 5. ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА

В начале пояснительной записи помещают полученные или разработанные самостоятельно тактико-технические требования. Затем обосновывают ряд принятых решений: выбор схемы, мотора, материала и типа конструкции основных частей.

Кроме статистических данных прототипов, необходимо приложить к записи их общие виды в трех проекциях. В той же таблице должны быть приведены данные проектируемого самолета и принятые для него основные коэффициенты. Особенно тщательно следует подсчитывать коэффициенты мощности хвостового оперения $K_{г.о.}$, $K_{в.о.}$, так как при эскизном проектировании не делают расчета статической устойчивости.

Выбор нагрузки на квадратный метр можно в начале делать по статистике, а затем уточнить путем сравнения с оптимальными величинами p^* и V_{max}^* .

Определение полетного веса по весовой отдаче самолетов-прототипов в начальной стадии проектирования, повидимому, точнее, чем дальнейший подетальный подсчет, при котором могут быть пропущены некоторые из агрегатов и неправильно взяты веса части агрегатов.

Подсчет G по весовой отдаче можно считать весьма надежным, если при этом используют подробные весовые разбивки ряда отечественных и заграничных самолетов. При таком подсчете, кроме того, устраняются неприятные последствия разнобоя в классификации отдельных элементов полетного веса.

Профиль крыла должен быть выбран с учетом влияния сжимаемости воздуха на больших скоростях.

Площадь крыла необходимо проверить в отношении возможности ее механизации для заданной величины $V_{\text{нос}}$ с учетом имеющихся в распоряжении типов механизации. При определении $\Delta c_{y, \text{max}}$ особое внимание следует обратить на отрицательные поправки, снижающие $c_{y, \text{max}}$, например, поправку на балансировку при посадочных углах. Эта поправка увеличивается по мере перемещения проектной центровки вперед.

Прежде чем приступить к компоновке, необходимо изучить и проанализировать компоновку прототипов.

Определение аэродинамических данных следует делать методом потребных мощностей. Полярную диаграмму можно строить для профиля средней относительной толщины. Определение полного сопротивления необходимо делать с учетом поверхностного трения.

Диаграммы обзора и обстрела следует делать не только для проектируемого самолета, но и для прототипов

Л и т е р а т у р а: №№ 12, 55, 56,

Литература

1. И. В. Остославский, С. Я. Макаров, А. И. Сильман и др. Справочник по иностранным самолетам, ЦАГИ, 1939 г.
2. В. Н. Матвеев, С. Я. Макаров, Д. М. Мирский и др., Справочник по иностранным самолетам, БНТ, ЦАГИ, 1940 г.
3. БНТ, Экспрессинформация, БНТ, Периодическое издание.
4. Л. С. Зинин, Весовой расчет самолета, Оборонгиз, 1940 г.
5. Н. Н. Фадеев, Весовые формулы самолета и его частей, Труды ЦАГИ, № 421.
6. Э. Хейнкель, Пути увеличения скорости, ТВФ, № 6, 1939 г.
7. Н. Н. Поликарпов, Методика проектирования и изготовления опытных самолетов, ТВФ, № 5—6, 1941 г.
8. И. И. Машкевич, Журнал размерных, весовых и летных данных пяти германских самолетов, БНТ ТО № 47, 1941 г.
9. И. И. Машкевич, Г. П. Максимова, Определение коэффициентов сопротивления отдельных частей пяти германских самолетов, БНТ ТО № 48, 1941 г.
10. И. И. Машкевич, С. С. Барков, Летно-тактические, размерные и весовые характеристики иностранных самолетов, БНТ ТО № 112, 1943 г.
11. Г. А. Лебедев, И. И. Машкевич, А. О. Румер, Новые истребители германских BBC, БНТ ТО № 111, 1943 г.
12. Б. Т. Горощенко, Выбор основных размеров и аэродинамический расчет самолета, Оборонгиз, 1939 г.
13. Описание самолета ПС-84.
14. Техническое описание самолета ДБ-3-2М—85, книга 1.
15. Самолет СБ. Часть 1, 1940 г.
16. А. П. Шаповалов и А. И. Резников, Самолет „Эракобра“, Оборонгиз, 1943 г.
17. Е. В. Агокас, Основы вооружения самолетов, Оборонгиз, 1940 г.
18. А. Ф. Боровиков и Г. И. Седленек, Вооружение самолета, Оборонгиз, 1941 г.
19. Б. А. Ушаков, П. П. Красильщиков, А. К. Волков, Материалы по распределению давления по профилям и использование их при выборе профиля крыла скоростного самолета, Тр. ЦАГИ, № 487, 1940 г.
20. Л. И. Сутугин, Механизированные крылья, Оборонгиз, 1940 г.

21. Техническое описание самолета Ил-2 с мотором АМ-38, часть 1, Воениздат, 1941 г.
22. И. И. Машкевич, И. А. Гейман, Летно-технические характеристики современных иностранных самолетов, Экспрессинформация БНТ № 6 (202), 1943 г.
23. Е. Еугене Miller, Design Analysis of the Bell Airacobra, Aviation, May, 1943 г.
24. Е. И. Барбумов, Стрелково-пушечное вооружение одноместных истребителей ВВС иностранных армий, ТВФ № 1—2, 1943 г.
25. Горас Альтер, Бронирование военных самолетов, БНТ ТП № 50, 1943 г.
26. Г. А. Лебедев, Одноместный истребитель Фокке-Вульф FW-190, ТВФ, № 1—2, 1943 г.
27. С. Я. Макаров, Американские истребители, ТВФ № 1—2, 1943 г.
28. С. Я. Макаров, Можно ли облегчить истребитель, ТВФ, № 3, 1943 г.
29. Я. Я. Суздалецев, Полет с реактивным двигателем, ТВФ, № 3, 1943 г.
30. Г. А. Лебедев, Бомбардировщик Дорнье Do-217, ТВФ, № 3 и 6, 1943 г.
31. С. Я. Макаров, Самолет Авро „Ланкастер“ I, ТВФ, № 4—5, 1943 г.
32. С. Я. Макаров, Американские разведчики и легкие бомбардировщики, ТВФ, № 4—5, 1939 г.
33. П. Д. Самсонов, Кабина самолетов, ТВФ, № 6, 1943 г.
34. Описание Де-Хевилленд „Москито“, ТВФ, № 6 и 9, 1943 г.
35. В. Г. Богоявленский, Бомбардировщик Хендли-Пэйдж „Галифакс“, ТВФ № 7—8, 1943 г.
36. С. Я. Макаров, Описание истребителя Хоукер „Тайфун“, ТВФ, № 7—8, 1943 г.
37. И. И. Машкевич, Весовые данные самолетов Мессершмитт, ТВФ, № 9, 1943 г.
38. С. Я. Макаров, Мессершмитт Me-210 A1, ТВФ, № 9, 1943 г.
39. The Short „Stirling“ bomber, Aero Digest, April 1942 г.
40. John Foster, Design Analysis of the Curtiss „Commando“, Aviation, August 1943 г., стр. 130.
41. А. С. Кравец, Характеристики авиационных профилей, Оборонгиз, 1939 г.
42. Я. М. Серебристский, Экспериментальное исследование посадки самолета, Труды ЦАГИ, № 479, 1940 г.
43. Б. Т. Горощенко, Влияние параметров механизированного трапециевидного крыла на коэффициент максимальной подъемной силы и расчет его величины, Экспрессинформация № 18 (208), 1943 г.
44. Б. А. Ушаков, П. П. Красильщиков, А. К. Волков и А. Н. Грежегоржевский, Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев, БНТ, 1940 г.
45. ГУ ВВС КА, Временное техническое описание самолета МИГ-1 с мотором АМ-35А и винтом ВИШ-22Е, часть I и II, Воениздат НКО СССР, 1941 г.
46. А. А. Сигорский и Р. Д. Кузьминский, Типы стрелковых установок американских бомбардировщиков, ЭИ № 4 (234), март, 1944 г.

47. А. А. Сигорский и Р. Д. Кузьминский, Стрелковое вооружение американских бомбардировщиков, ЭИ № 2 (230), февраль 1944 г.
 48. М. А. Аврашков А. И. Соловьев, В. Ф. Уланчев, Тяжелый бомбардировщик B-24 „Либерейтор“, ЭИ № 9 (209), октябрь 1943 г.
 49. Б. Т. Горощенко, Скорость полета, Оборонгиз, 1938 г.
 50. В. Г. Богоявленский, Проблемы развития авиации (Реферат доклада инж. Г. Бокк), ТВФ № 10, 1942 г.
 51. В. Г. Богоявленский, О новых схемах самолета, ТВФ, № 7—9, 1942 г.
 52. Г. А. Лебедев, Перспективное проектирование самолетов в США, ТВФ, № 7—9, 1942 г.
 53. Е. И. Колесов, О выборе нагрузки на квадратный метр крыла, ТВФ, № 7—9, 1942 г.
 54. А. И. Сильман, О расчете длины разбега и взлетной дистанции, ТВФ, № 7—9, 1942 г.
 55. Б. Н. Юрьев, Пределы современной авиации и способы их преодоления, ЦАГИ, 1936 г.
 56. Коллектив авторов, Руководство для конструкторов, т. I и II, БНТ, 1944 г.
-

О Г Л А В Л Е Н И Е
ЧАСТЬ I
ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Глава I
ЭТАПЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ПОСТРОЙКИ САМОЛЕТА

Стр.

Предисловие	3
§ 1. Этапы проектирования	5
§ 2. Этапы постройки	8

Глава II
АНАЛИЗ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ СХЕМЫ САМОЛЕТА

§ 1. Характеристика основных схем	10
Бипланы	11
Подкосные и расчалочные монопланы	14
Свободнонесущие монопланы	17
Схемы хвостового оперения и их влияние на обзор и обстрел	25
§ 2. Особые формы крыльев и схемы самолетов	25
Крылья с малым удлинением	26
Бесхвостые самолеты	28
„Утка“	33
Тандемное размещение крыльев	34
Несимметричный одномоторный самолет Фогта	37
Особая форма бипланной коробки	37
§ 3. Пути развития схемы самолета	38
§ 4. Выводы	45

Глава III
ВЫБОР МОТОРА И ЕГО РАЗМЕЩЕНИЕ

§ 1. Основные показатели для выбора мотора	45
§ 2. Мощность и высотность	46
§ 3. Конструктивные особенности	49
Типы охлаждения	50
Расположение цилиндров	51
Редукторы	55
§ 4. Габариты	56

§ 5. Весовые данные	58
§ 6. Эксплоатационные данные	59
§ 7. Размещение моторов	60
§ 8. Выводы	64

Г л а в а IV

ВЫБОР МАТЕРИАЛА

§ 1. Основные требования, предъявляемые к авиационным материалам	67
§ 2. Выводы	69

Г л а в а V

ВЫБОР ВООРУЖЕНИЯ И РАЗМЕЩЕНИЯ БРОНИ

§ 1. Основные требования к размещению вооружения и брони самолета	71
§ 2. Оценка и выбор неподвижного стрелково-пушечного вооружения (СПВ)	72
§ 3. Оценка и выбор подвижного СПВ	83
§ 4. Оценка и выбор бомбардировочного вооружения	86
§ 5. Размещение брони	89
§ 6 Выводы	97

Ч А С Т ІІ

ЭСКИЗНЫЙ ПРОЕКТ САМОЛЕТА

Г л а в а I

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛЕТНОГО ВЕСА САМОЛЕТА В ПЕРВОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

§ 1. Назначение, содержание, значение и особенности эскизного проекта	99
§ 2. Классификация весов самолета	101
§ 3. Полезная нагрузка	103
§ 4. Запас топлива и смазки	121
§ 5. Статистика и ее обработка	125
§ 6. Определение полетного веса	131
§ 7. Выводы	133

Г л а в а II

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ РАЗМЕРОВ

§ 1. Выбор площади крыла	134
§ 2. Составление эскиза крыла	143
§ 3. Средняя аэродинамическая хорда крыла	151
§ 4. Выбор профиля крыла	158
§ 5. Подбор механизации	171
§ 6. Выводы	187

Г л а в а III

ПОДЕТАЛЬНЫЙ ПОДСЧЕТ ВЕСА САМОЛЕТА

§ 1. Способы определения веса винтомоторной группы и планера	188
§ 2. Вес винтомоторной группы	189
§ 3. Вес планера	195
§ 4. Весовая ведомость	199
§ 5. Выводы	199

Г л а в а IV

ЭСКИЗНАЯ КОМПОНОВКА И ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

§ 1. Компоновка и предъявляемые к ней требования	205
§ 2. Процесс компоновки	209
§ 3. Центровка	217
§ 4. Примеры компоновки одноместных одномоторных и двухмоторных самолетов	220
§ 5. Примеры компоновки многоместных одномоторных и многомоторных военных самолетов	229
§ 6. Примеры компоновки гражданских самолетов	243
§ 7. Выводы	247

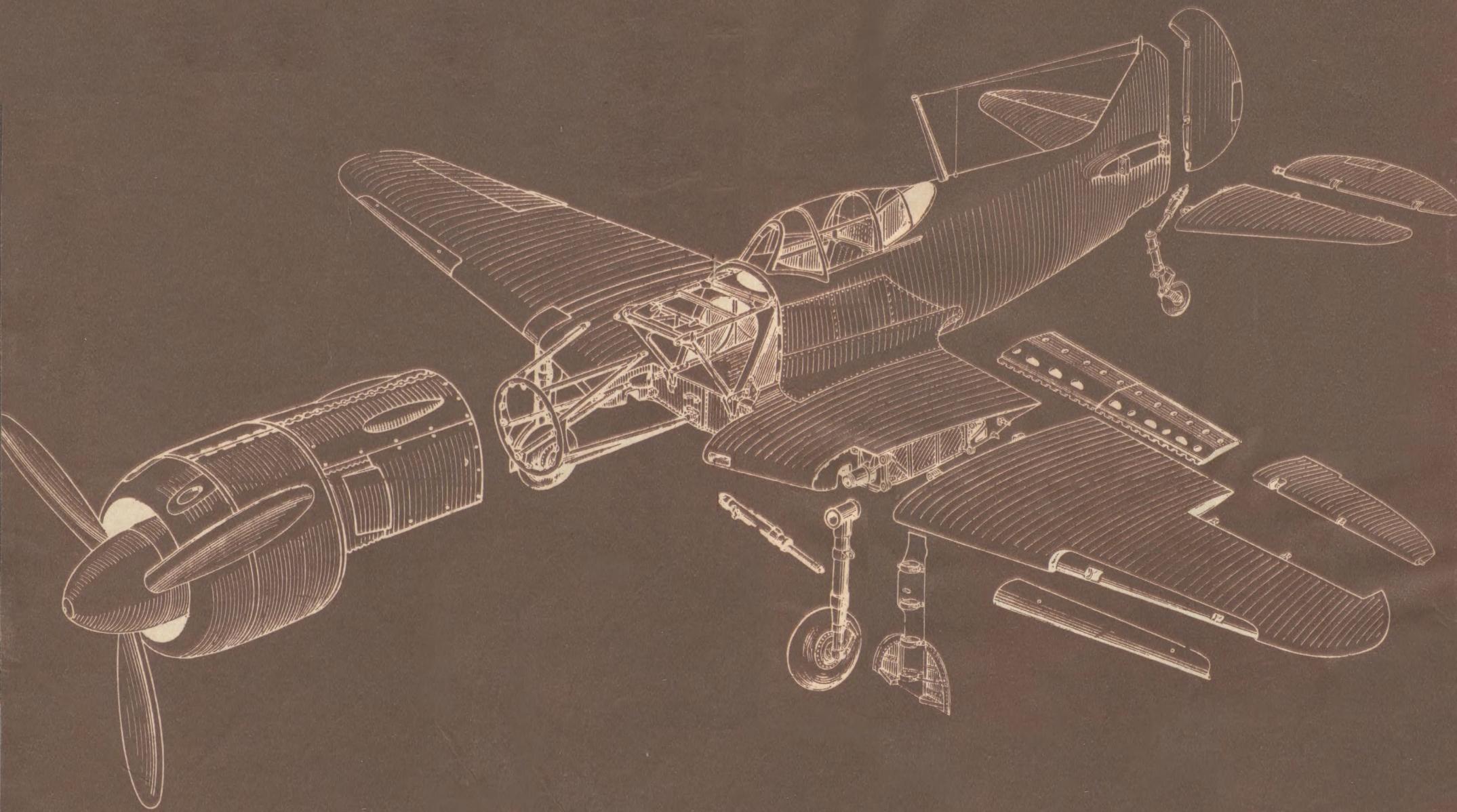
Г л а в а V

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

§ 1. Составление общего вида самолета в трех проекциях	248
§ 2. Диаграммы обзора и обстрела	250
§ 3. Определение сопротивления самолета	251
§ 4. Замечания к проектировочным расчетам	260
§ 5. Пояснительная записка	261
Л и т е р а т у р а	263

О П Е Ч А Т К И

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть	По чьей вине
29	13 снизу	$\frac{\partial c_{mz}}{\partial a}$	$\frac{dc_{mz}}{da}$	Ред.
30	подпись к фиг. 11	$= c_{mz0}$	c_{mz0}	Корр.
53	подпись к фиг. 25	...V-образного мотора. Заштрихованная...	...V-образного мотора и двухрядной звезды. За- штрихованная...	Ред.
77	8-я графа 1 стр. снизу	5/02/100	5,02/100	Корр.
77	8-я графа 4 стр. снизу	215/124, /124	215/124, -/124	"
77	8-я графа 6 стр. снизу	950/—, 450/600	950/—, 450/600	"
130	фиг. 59, 1	$\alpha_{\text{пос}}$	$\alpha_{\text{ст}}$	Авт.
167	13 сверху	$\max \frac{c_y}{c_x^{\frac{3}{2}}}$	$\max \frac{c_y^{\frac{3}{2}}}{c_x}$	Ред.
167	14 сверху	$\frac{c_x^{\frac{3}{2}}}{c_y}$	$\frac{c_x}{c_y^{\frac{3}{2}}}$	"
168	8 сверху	$\frac{c_y}{c_x^{\frac{3}{2}}}$	$\frac{c_y^{\frac{3}{2}}}{c_x}$	"
169	подпись под фиг. 78	$-0,6366198\Theta(Y - A)$	$-0,6366198\Theta(1 - A)$	Корр.
201	1-я графа справа 4 стр. снизу	*) Вес всего	***) Вес всего	Ред.
201	7-я графа справа 1 стр. снизу	$\frac{40,0}{15,0}$	$\frac{40,0***}{15,0***}$	"
217	10 снизу	$X = \frac{\Sigma G_n x_n}{G}$	изъять формулу	Авт.



ЦЕНА 20 Р.

НКАП ОБОРОНГИЗ 1945

Основы проектирования самолетов

РГБ:

Сутугин, Лонгин Иванович.

Основы проектирования самолетов [Текст] : Глав. упр. учеб. заведениями Наркомавиапрома допущено в качестве учеб. пособия для авиационных ин-тов / Л. И. Сутугин. - Москва : Оборонгиз : Глав. ред. авиационной литературы, 1945. - 267 с. : ил.; 23 см.

Термины-указатели:

Самолеты

Самолеты - Проектирование и расчет

```
@Book{sutuginB3osnovi,
  author      = {Сутугин Л. И.},
  editor      = {Пфлаумбаум Е. Э.},
  title       = {Основы проектирования самолетов},
  publisher   = {Оборонгиз},
  year        = {1945},
  address     = {Москва},
  pages       = {267},
  lang        = {russian}
}
```

2025-11-12

Сканирование: AAW

publ.lib.ru