МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

КУЙБЫШЕВСКИЙ ордена ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ имени АКАДЕМИКА С. П. КОРОЛЕВА

И. П. ВИСЛОВ

ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА И АГРЕГАТА

Учебное пособие

КУЙБЫШЕВ 1990

УДК 629.735.33.001.2

Проектирование самолета и агрегата: Учеб. пособие/И. П. Висл о в; Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1990. 60 с.

Рассматриваются содержание и последовательное выполнение эскизного проектирования самолета и агрегата или систем самолета.

Пособие предназначено для студентов, выполняющих курсовой проект по специальности 13.01 вечернего обучения и специальности 13.03 дневного обучения.

Табл. 5. Ил. 4. Библиогр.: 31 назв.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Куйбышевского ордена Трудового Красного Знамени авиационного института им. академика С. П. Королева

Рецензенты: А. Ф. Бочкарев, Б. М. Турапин, Ю. Л. Гарасов, А. А. Кошкин, И. Н. Гусев

© Куйбышевский авиационный институт, 1990

1. ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ КУРСОВОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

1.1. НАЗНАЧЕНИЕ КУРСОВОГО ПРОЕКТА

Курсовой проект является завершающим этапом конструкторской подготовки студентов по специальности 13.01 и выполняется после лабораторных работ по проектированию узлов самолета.

Основная цель проекта заключается в закреплении комплекса теоретических знаний, полученных при изучении общетехнических и специальных дисциплин, а также в выработке практических навыков самостоятельной конструкторской работы.

1.2. ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ КУРСОВОГО ПРОЕКТА

Эскизное проектирование самолета и разработка конструкции его агрегата или системы, которые излагаются в курсовом проекте, требуют творческого самостоятельного подхода к решению сложных конструкторских задач и проблем, поиска и принятия оптимальных решений. Работа над проектом немыслима без глубокого понимания взаимосвязей параметров и характеристик самолета, хорошего знания авиационной техники. При проектировании должны учитываться новейшие достижения в области аэродинамики, конструкции, технологии, экономики, эксплуатации самолетов. Поэтому работа над проектом служит хорошей школой конструкторской подготовки для будущего инженера-самолетостроителя.

1.3. СОДЕРЖАНИЕ КУРСОВОГО ПРОЕКТА

Курсовой проект состоит из четырех взаимосвязанных этапов [7].

Автор выражает благодарность канд. техн. наук, доц. О. Н. *Королькову* за ценные замечания и предложения при редактировании рукописи.

Первый этап — разработка технического задания (ТЗ) — содержит анализ статистических данных, разработку тактико-технических и технико-экономических требований (ТТТ и ТЭТ). Он начинается со сбора и обработки статистического материала, его анализа. Затем формулируются основные требования к самолету и устанавливается последовательность их выполнения.

Второй этап — разработка технического предложения (ТП) — имеет целью выбор и обоснование аэродинамической схемы самолета, включая и выбор его относительных геометрических параметров, определение потребных значений удельной нагрузки на крыло, типа силовой установки и тяговооруженности самолета, относительной массы топлива, силовой установки, конструкции планера.

Третий этап — эскизное проектирование (ЭП) самолета — определяет взлетную массу самолета первого приближения и его абсолютные геометрические размеры. Затем выполняется весовой расчет и составляется весовая сводка самолета, разрабатывается его компоновка и проводится расчет центровок. Заканчивается эскизный проект составлением чертежа общего вида самолета в трех проекциях, его техническим описанием и общей оценкой спроектированного самолета.

Четвертый этап — рабочее проектирование (РП) — заключается в выборе конструктивно-силовой схемы агрегата, кинематической, принципиальной схемы системы, разработке конструкции и составлении сборочного чертежа агрегата или полумонтажной схемы системы.

1.1. ОФОРМЛЕНИЕ ПОЯСНИТЕЛЬНОЙ ЗАПИСКИ И ЧЕРТЕЖЕЙ

Чертеж общего вида самолета, сборочный чертеж агрегата и чертеж детали выполняются карандашом на ватмане в соответствии с требованиями единой системы конструкторской документации (ЕСКД) [9] и Руководящего нормативного документа [27]. Допускается выполнение компоновочного и центровочного чертежей на миллиметровой бумаге. Они могут быть объединены в один.

Пояснительная записка включает титульный лист, задание, оглавление, текст по разделам, спецификацию, библиографический список. Записка пишется от руки чернилами на одной стороне листа формата А4 по ГОСТ 2.105—79. Все листы, графики, таблицы, схемы нумеруются. В тексте должны быть ссылки на номера таблиц, графиков, схем. Ссылки на литературу должны быть в квадратных скобках. Каждый раздел начинают с новой страницы, и его заголовок пишут прописными

буквами. Сокращения допускаются только общепринятые: т. е., и т. д., и т. п. и др. Запрещается переписывать в записку текст из книг, журналов, пособий, кроме цитат, выделяемых кавычками, с указанием источника. Не рекомендуется излагать текст от первого лица единственного числа. Все расчеты сопровождаются расчетными схемами. Расчетные формулы вначале пишутся в буквенном виде с пояснением каждого обозначения, а затем подставляются числа и приводится окончательный результат и его размерность.

1.5. ЗАЩИТА КУРСОВОГО ПРОЕКТА

Законченный курсовой проект, подписанный студентом и консультантом — руководителем проекта, представляется на защиту. Защита курсового проекта проводится на заседании комиссии, назначаемой кафедрой из числа преподавателей, ведущих курсовое проектирование.

При определении оценки принимается во внимание качество проекта, сдача в срок, регулярная планомерная работа над проектом в течение семестра.

2. РАЗРАБОТКА ТЕХНИЧЕСКОГО ЗАДАНИЯ

2.1. АНАЛИЗ СТАТИСТИЧЕСКОГО МАТЕРИАЛА

Параметры и характеристики проектируемого самолета должны выбираться с учетом опыта, накопленного при создании однотипных самолетов, на базе новейших достижений в области авиационной науки и техники. С этой целью собирается и изучается статистический материал. По литературным источникам [12], [21], [24], [25], [26], [31] намечается от трех до пяти самолетов, близких по назначению и характеристикам к проектируемому, изучаются их особенности, и в специальную статистическую таблицу (табл. 2.1) заносятся их основные параметры и летно-технические характеристики. К таблице прикладываются схемы этих самолетов в трех проекциях.

Анализ и обработка статистического материала должны выявить основные тенденции развития самолетов данного класса, что позволит затем обоснованно выбирать и назначать важнейшие параметры и характеристики проектируемого самолета (относительные геометрические параметры, летно-технические требования, схемы компоновки грузов, кабин, оборудования, погрузки-выгрузки и т. д.).

Таблица 2.1

Статистические данные самолетов

Характеристики		
		Наименование самолета, год выпуска, фирма (страна)
		Число членов экипажа $n_{эк}$
		Удельная нагрузка p_0 на м² крыла, даН/м²
		Тяговооруженность $\bar{P}_0 = P_0/m_0 g$
	массовые, кг	Взлетная масса m_0
		Масса нагрузки $m_н$
		Масса пустого самолета $m_{пуст}$
		Масса топлива $m_{топ}$
		Число пассажиров $n_{пас}$
		Массовая отдача $k_м = (m_0 - m_{топ})/m_0$
	силовой установки	Тип и количество двигателей
		Взлетная тяга P_0, даН
		Тяга с форсажем $P_ф$, даН
		Удельный расход топлива, $c_{уд}$, кг/даНч
	летные	Максимальная скорость V_{max}, км/ч
		Максимальное число полета M_{max}
		Крейсерская скорость $V_{кр}$, км/ч
		Высота крейсерского полета $H_{кр}$, км
		Потолок H_{max}, км

Окончание табл. 2.1

Характеристики		
	летные	Посадочная скорость $V_{пос}$, км/ч
		Длина разбега $L_{разб}$, м
		Длина пробега $L_{проб}$, м
		Дальность полета L, км
		Радиус действия R, км
	геометрические	Площадь крыла S, м²
		Размах крыла l, м
		Удлинение крыла $\lambda = l^2/S$
		Стреловидность крыла $\chi^\circ_{0,25}$; $\chi^\circ_{пк}$, град.
		Относительная толщина крыла, $\bar{c}_0$, $\bar{c}_{кц}$
		Диаметр (ширина) фюзеляжа $D_ф$, м
		Удлинение фюзеляжа $\lambda_ф$
		Удлинение носовой и хвост. частей фюзеляжа $\lambda_{нос\ ч}$, $\lambda_{хв\ ч}$
		Сужение крыла $\eta = b_0/b_{кц}$
	прочие	Тип и длина взлетно-посадочной полосы (ВПП)
		Вооружение

2.2. ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ

Проектируемый самолет является частью большой технической системы [6]. Пассажирский самолет является частью системы воздушных перевозок и частью всей транспортной системы страны. Военный самолет является частью системы обороны страны. Поэтому для любых технических систем желательно иметь меньшую стоимость самолета, меньшую взлетную массу m_0.

На основании анализа статистических данных и описаний самолетов требуется улучшить экономические характеристики проектируемого самолета за счет его рейсовой скорости, уменьшения расходов на амортизацию самолета и двигателей, их ремонт и техническое обслуживание; на заработную плату экипажа самолета; косвенных аэропортовых расходов, увеличения количества часов, налетанных самолетом в год.

В данном разделе указываются конкретные мероприятия для снижения себестоимости авиационных перевозок и стоимости боевого вылета военных самолетов за счет применения более прочных и легких новых материалов, увеличения ресурса конструкции планера самолета и двигателя, серийности самолетов и двигателей, уменьшения расходов на топливо, применения более совершенной технологии изготовления самолета и двигателей, более совершенных приемов при их эксплуатации и обслуживании, использования меньшего количества наземных средств, более совершенного оборудования, вооружения, новых технических решений и т. д.

2.3. ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ

Анализ статистических данных однотипных самолетов, совершенствование их параметров и характеристик позволяют полностью предопределить и совершенство проектируемого самолета, разработав полный комплекс его ТТТ. Они делятся на следующие виды:

1. Функциональные требования определяют назначение самолета; задачи, решаемые при его полете, состав коммерческой, грузовой или боевой нагрузки; применение специального оборудования на самолете и другие особенности.

2. Количественные летно-технические требования задают скорость на расчетной высоте полета; диапазон высот эксплуатации самолета; скороподъемность у земли; практический потолок самолета; дальность, радиус действия или продолжительность его полета; скорость захода на посадку или посадочную скорость; маневренность; кратковременное увеличение скорости; непосредственное управление подъемной силой самолета; длину его разбега и пробега; тип и класс ВПП и др.

3. Качественные эксплуатационно-экономические требования включают в себя себестоимость перевозок на пассажирском (грузовом) самолете или стоимость его одного боевого вылета; безопасность полета; комфорт кабины пассажиров (тепловиброзвукоизоляция, отопление и вентиляция, удобство кресел, интерьер кабины и обзор из нее земли и т. п.); время погрузки-разгрузки и переоборудования самолета в другой вариант; живучесть, надежность, ресурс конструкции планера и систем самолета; углы обзора, обстрела, сброса грузов в полете; затраты на обслуживающий персонал; регламентные работы и их регулярность; требуемое наземное оборудование аэропортов для эксплуатации и заправки самолета и др.

4. Производственно-экономические требования определяют масштаб производства самолета (парк); стоимость (цена) самолета и его модификаций; номенклатуру конструкционных материалов, видов заготовок; методы изготовления и взаимозаменяемость агрегатов, систем, узлов и деталей; применение нормализованных и стандартизованных изделий; транспортировка готовых агрегатов, узлов и др.

Все качественные требования выполняются в определенной последовательности для самолетов различного назначения, а количественные требования задаются в виде диапазона предельных значений и должны обеспечить самолету лучшие характеристики, чем у существующих аналогов с перспективой на 10—15 лет после ввода самолета в эксплуатацию.

3. РАЗРАБОТКА ТЕХНИЧЕСКИХ ПРЕДЛОЖЕНИЙ

Разработанные ТТТ к проектируемому самолету обязывают проектировщика рассматривать большое количество различных вариантов самолета, его параметров и характеристик, определяющих в итоге облик единственного самолета, который отвечал бы наиболее полно всем ТТТ. Этап разработки ТП является важнейшим исследовательским этапом, который отражает интуицию, инженерное мышление, предприимчивость проектировщика в принятии правильных решений для удовлетворения ТТТ.

3.1. ВЫБОР АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СХЕМЫ, ОТНОСИТЕЛЬНЫХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ И ХАРАКТЕРИСТИК

Аэродинамическая схема самолета определяется количеством, взаимным расположением и формой основных агрегатов — крыла, оперения, фюзеляжа, шасси — и типом, количеством и

размещением двигателей и воздухозаборников. Схема самолета обусловлена его назначением, разработанными ТТТ и должна обеспечить минимальное аэродинамическое сопротивление, максимальную безопасность при посадке с убранным шасси, удобство монтажа и демонтажа, обслуживание двигателей и оборудования.

Вначале решается вопрос о выборе балансировочной схемы самолета — нормальная, «утка», «бесхвостка» [21]. Затем выбираются формы основных агрегатов самолета и определяется их взаимное расположение. Выбор осуществляется в следующей последовательности:

схема размещения экипажа и целевой нагрузки;

конфигурация, положение и параметры крыла;

конфигурация и параметры фюзеляжа;

конфигурация, положение и параметры оперения;

схема и характеристики шасси;

тип силовой установки и ее размещение;

механизация крыла;

конструктивно-силовая схема самолета и ее увязка с агрегатами, технологией производства и эксплуатации (см. п. 4.6 данного учебного пособия);

состав оборудования и управления для удовлетворения ТТТ;

технологическая схема членения и эксплуатационные разъемы самолета.

Примеры схем самолетов показаны в работе [21].

3.1.1. Выбор параметров крыла

Внешние формы и относительные геометрические параметры крыла выбираются таким образом, чтобы обеспечить выполнение ТТТ и получить высокие летно-технические характеристики проектируемого самолета. Влияние параметров крыла на летные, весовые, экономические и другие характеристики анализируется в учебной литературе [3], [21], [28].

Для обоснованного выбора геометрических параметров крыла необходимо построить и проанализировать статистические графики, связывающие такие параметры, как удлинение крыла λ, относительная толщина профиля крыла $\bar{c}_0$, угол стреловидности χ°, сужение крыла η, удельная нагрузка p_0 с основными летными характеристиками самолета — скоростью V, высотой H и дальностью полета L.

Влияние геометрических параметров на экономичность самолета (себестоимость перевозок a) показано на графиках в книге [3].

Для средней дальности полета рациональные $\lambda = 6{,}5...7{,}5$.

Для околозвуковых самолетов рациональные $\bar{c}_0=0{,}10...0{,}12$; умеренные значения $\chi=20...25°$; значения $\eta=2{,}5...4$.

В результате анализа проектировщик назначает количественные значения параметров λ, $\bar{c}_0$, $\chi°$, η для проектируемого самолета.

3.1.2. Выбор параметров фюзеляжа

Экипаж, оборудование, целевая нагрузка должны быть размещены в фюзеляже, который должен иметь минимальную площадь миделевого сечения $S_{мид}$, минимальную площадь омываемой поверхности и минимальное лобовое сопротивление.

Форма поперечного сечения фюзеляжа выбирается из условия размещения нагрузки, ее габаритов, высотности самолета, удобства погрузки-выгрузки грузов.

Основной конструктивный параметр фюзеляжа — его удлинение $\lambda_ф=l_ф/D_ф$, где $l_ф$ — длина фюзеляжа, $D_ф$ — его диаметр или диаметр круга, эквивалентного площади миделевого сечения.

Наружный диаметр фюзеляжа (рис. 3.1) можно определить [3] следующим образом. Если принять, что допустимая высота прохода в фюзеляже от пола кабины h_1, высота стенки кабины у крайнего в ряду кресла h_2 и толщина слоя теплозвукоизоляции (ТЗИ) фюзеляжа $\delta_{ТЗИ}$, то $D_ф=2h_1-h_2+2\delta_{ТЗИ}$. Обычно для пассажирских самолетов $h_1=1{,}6...2$ м, $h_2=0{,}8...1{,}2$ м, $\delta_{ТЗИ}=0{,}01...0{,}2$ м. Поэтому всегда можно подобрать такие значения h_1 и h_2, чтобы максимальный объем кабины использовался для размещения целевой нагрузки. Если задана площадь пола грузовой или пассажирской кабины $S_п$, то диаметр фюзеляжа можно определить $D_ф=\sqrt{\frac{S_п}{k\lambda_ф}}$, где $k=0{,}55...0{,}65$.

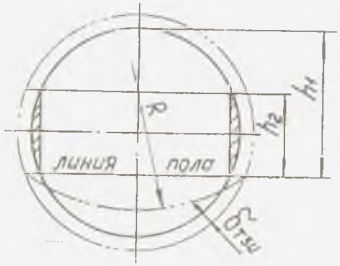

Рис. 3.1. Формы и размеры фюзеляжа

Для дозвуковых самолетов $\lambda_ф=7...9$, для сверхзвуковых самолетов $\lambda_ф=13...16$.

Диаметр фюзеляжа можно выбирать в зависимости от числа пассажирских кресел в ряду. Если число кресел в ряду меньше или равно 3, то $D_ф\leqslant 2{,}4$ м, если в ряду 4 кресла, то $D_ф\leqslant 2{,}9$ м, если 5 кресел, то $D_ф\leqslant 3{,}4$ м, если 6 кресел с одним проходом, то $D_ф\leqslant 3{,}8$ м. Для самолетов-аэробусов с числом кресел 7—8 в

ряду с двумя проходами $D_ф$=5,2...5,9 м, а с числом кресел 9—10 $D_ф$=6,2...6,8 м.

Для повышения использования объема под полом пассажирской кабины на самолетах с $D_ф \geqslant 3{,}4$ м выгодно размещать багажники для стандартных контейнеров [21, с. 246], а с $D_ф < 2{,}9$ м более выгодно «срезать» лишний объем под полом (см. рис. 3.1) дугой R окружности, разместив багажники над полом в специальных багажных отсеках.

3.1.3. Выбор характеристик оперения

Характеристики горизонтального и вертикального оперений определяют продольную и боковую (путевую) устойчивости и управляемости самолета.

Продольная устойчивость и управляемость самолета обеспечивается эффективностью горизонтального оперения (ГО) и руля высоты (РВ), что достигается соответствующим плечом $L_{го}$ (выносом от центра масс (ЦМ) и площадью ГО $S_{го}$. При проектировании пользуются относительными значениями этих величин $L_{го}$ и $S_{го}$, произведение которых составляет коэффициент статического момента ГО $\Lambda_{го} = \bar{L}_{го}\bar{S}_{го}$,

где $$\bar{S}_{го} = S_{го}/S, \quad \bar{L}_{го} = L_{го}/b_A.$$

Для вертикального оперения ВО коэффициент статического момента

$$\Lambda_{во} = S_{во}L_{во}/Sl.$$

Эффективность оперения должна обеспечиваться на любых углах атаки крыла и поэтому соответственно выбираются остальные характеристики: удлинение $\lambda_{го}$ и $\lambda_{во}$, относительная толщина (обычно симметричного) более тонкого, чем на крыле, профиля $\bar{c}_{го}$ и $\bar{c}_{во}$, стреловидность $\chi^{\circ}_{го}$ и $\chi^{\circ}_{во}$, сужение $\eta_{го}$ и $\eta_{во}$.

При проектировании можно пользоваться следующими статистическими значениями: $\lambda_{го}$=3,5...4,5; $\bar{c}_{го} = \bar{c}_{во}$=0,08...0,12; $\chi^{\circ}_{го} = \chi^{\circ}_{кр} + 3...5^{\circ}$; $\eta_{го}$=2...3,5; $\lambda_{во}$=0,8...1,2; $\eta_{во}$=1...1,2 для нескоростных самолетов с большим удлинением крыла ($\lambda > 4{,}5$); $\lambda_{го}$=2...3; $\bar{c}_{го} = \bar{c}_{во}$=0,03...0,05; $\eta_{го} = \eta_{во}$=1...2; $\lambda_{во}$=1...2 для скоростных ($M > 1$) самолетов.

Для хорошей управляемости необходимо выбирать соответственно относительные площади рулей: $\bar{S}_{рв} = S_{рв} / S_{го}$; $\bar{S}_{рн} = S_{рн}/S_{во}$; $\bar{S}_{рв}$=0,3...0,4, $\bar{S}_{рн}$=0,35...0,45 для нескоростных самолетов; $\bar{S}_{рв} = \bar{S}_{рн}$=0,2...0,3 для скоростных самолетов и относительные значения степени осевой компенсации на самолетах с безбустерными системами управления $\bar{S}_{ок} = S_{ок}/S_р$=0,2...0,25. После предварительного выбора параметров и характеристик

оперения уточняются значения статических моментов и плеч оперений (табл. 3.1).

Таблица 3.1

Параметры оперения

Типы самолетов	$A_{го}$	$A_{во}$	$\frac{L_{го}}{b_A} \approx \frac{L_{во}}{b_A}$
Магистральные и пассажирские с турбореактивными и двухконтурными турбореактивными двигателями (ТРД и ТРДД)	0,65...0,8	0,08...0,12	2,5...3,5
Тяжелые неманевренные со стреловидным крылом	0,5 ...0,6	0,06...0,10	2,5...3,5
С прямым крылом	0,45...0,55	0,05...0,09	2...3
Скоростные маневренные	0,4 ...0,5	0,05...0,08	1,5...2,0
Магистральные пассажирские с турбовинтовыми двигателями (ТВД)	0,08...1,1	0,05...0,08	2...3

Площади ГО и ВО можно определить по формулам:

$$S_{го} = \frac{A_{го}\, b_A}{L_{го}} S; \quad S_{во} = \frac{A_{во}\, l}{L_{во}} S.$$

Относительные площади горизонтального и вертикального оперений для современных самолетов лежат в пределах $\bar{S}_{го} = 0{,}15 \ldots 0{,}3$; $\bar{S}_{во} = 0{,}06 \ldots 0{,}12$.

Средняя аэродинамическая хорда крыла $b_A = \frac{2}{3} b_0 \frac{\eta^2+\eta+1}{\eta(\eta+1)}$ вычисляется в зависимости от сужения крыла и корневой хорды $b_0 = b_{ср} \frac{2\eta}{\eta+1}$, а $b_{ср}\, l = S$.

На данном этапе проектирования назначаются безразмерные параметры оперения, а размерные характеристики крыла, фюзеляжа, оперения вычисляются после расчета взлетной массы самолета.

3.1.4. Выбор характеристик шасси

Большинство современных самолетов имеют трехопорную схему шасси с носовой опорой, а параметры схемы шасси определяют расположение опор относительно центра масс самолета при предельно задней центровке на взлете или посадке.

Основными геометрическими и угловыми характеристиками схемы шасси с носовым колесом (и других схем [21]) являются следующие (рис. 3.2):

стояночный угол Ψ' (угол между строительной горизонталью

фюзеляжа и поверхностью ВПП); для самолетов угол Ψ выбирается от 0 до 4°, чтобы на разбеге самолет имел минимальное лобовое сопротивление, сокращающее длину разбега;

угол заклинения крыла $\alpha_{закл} = 0...4°$ выбирается из условия полета на основном режиме с минимальным лобовым сопротивлением;

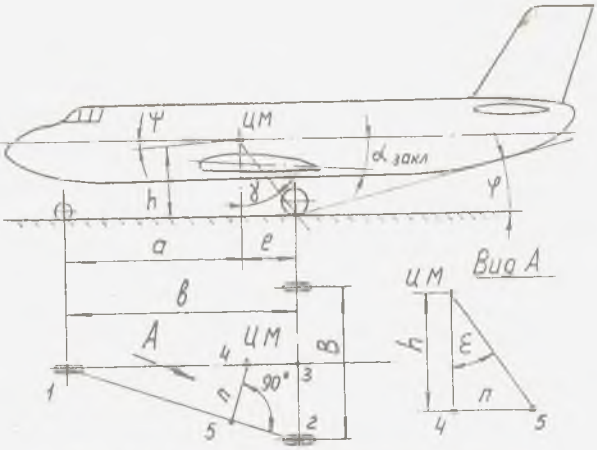

Рис. 3.2. Схема шасси с носовым колесом

угол опрокидывания самолета $\varphi = 10...18°$ определяется из положения самолета на посадке, когда $\varphi = \alpha_{пос} - \alpha_{закл} - \Psi$, а $\alpha_{пос} = \alpha_{Cy\,max} - \Delta\alpha$ и $\alpha_{пос} = \Psi + \varphi + \alpha_{закл}$, где $\Delta\alpha = 1...3°$ гарантирует невыход самолета на критический посадочный угол атаки, при котором начинается срыв потока с крыла;

угол выноса главных опор γ не позволяет самолету при посадке переваливаться на хвост, поэтому $\gamma = \varphi + (1...3°)$;

база шасси b обеспечивает хорошие эксплуатационные качества самолета при маневрировании по аэродрому и зависит от длины фюзеляжа самолета $b = (0{,}35...0{,}4)\,l_ф$, а также от выноса главных опор шасси назад $b = (8...16)\,e$;

вынос главных опор шасси назад e выбирается из условия легкого отрыва передней опоры шасси на разбеге и для прямых и стреловидных крыльев $e = (0{,}15...0{,}2)\,b_A$, а с учетом стояночной нагрузки на переднюю опору шасси $e = (0{,}06...0{,}12)\,b$;

вынос передней опоры шасси $a = (0{,}94...0{,}88)\,b$ выбирается из условия стояночной нагрузки на опору, которая составляет 6...12% от взлетной массы самолета;

высота h влияет на угол опрокидывания самолета φ и определяет расстояние от земли до конструкции самолета не ме-

нее 200...250 мм при полном обжатии пневматиков и амортизаторов;

колея шасси B обеспечивает устойчивость движения самолета по аэродрому и предотвращает опрокидывание самолета по линии 1—2 (см. рис. 3.2). Отрезок n определяется из подобия треугольников 1—4—5 и 1—3—2

$$n = \frac{aB}{2\sqrt{b^2 + B^2/4}},$$

а условие неопрокидывания самолета определяет колею шасси

$$B \geqslant \frac{2hb\,f_{тр}}{\sqrt{a^2 - h^2 f^2_{тр}}},$$

где $f_{тр} = 0{,}85$ — коэффициент бокового трения.

Приближенно можно принять $B \geqslant 2h$, но максимальная $B \leqslant 12$ м, т. к. B не должна превышать ширину рулежной дорожки аэродрома, т. е. при проектировании надо стремиться уменьшать h — высоту центра масс (ЦМ) от поверхности аэродрома.

При выборе базы b и колеи B следует определить возможность разворота самолета на заданной ВПП на 180° [21, с. 529].

Выбор типа и числа опор шасси, размеров и числа колес, устанавливаемых на опорах, зависит от проходимости и взлетно-посадочных характеристик самолета [21, разд. 19.3].

3.2. ВЫБОР МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА

Механизация крыла предназначена для решения следующих задач:

увеличения коэффициента аэродинамической подъемной силы крыла c_y при взлете, посадке и полете в условиях сильной турбулентности атмосферы;

предотвращения потери боковой устойчивости и управляемости, обеспечения эффективности элеронов на больших углах атаки;

уменьшения подъемной силы крыла для изменения глиссады снижения самолета и эффективности торможения колес на пробеге;

обеспечения поперечной управляемости.

Для решения последних двух задач применяются интерцепторы, тормозные щитки (на крыле и фюзеляже) и элерон-интерцепторы. Для решения первой задачи применяют обыкновенные поворотные щитки и закрылки, выдвижные щитки, однощелевые и многощелевые закрылки. Для самолетов с тремя и четырьмя двигателями применяют выдвижные многощелевые

закрылки, для самолетов с двумя двигателями — выдвижные однощелевые или двухщелевые закрылки.

Эффективность механизации (прирост Δc_y) определяется ее типом и параметрами — относительной хордой и размахом, углами отклонения, формой щели, а также параметрами крыла — удлинением, сужением, стреловидностью, профилем и его относительной толщиной.

Для щитков и закрылков рекомендуются следующие значения относительной хорды и углов отклонения по потоку:

щитки $b_щ/b_{кр} \approx 0{,}25$; $\delta_щ = 55...60°$;

закрылки $b_з/b_{кр} \approx 0{,}3$; $\delta_з = 40...50°$;

выдвижные закрылки $b_з/b_{кр} \approx 0{,}3...0{,}4$; $b_з = 50...60°$.

Размах механизации составляет 65...70% размаха крыла. Для решения второй задачи применяют предкрылки с профилированной щелью, щитки Крюгера, отклоняемые носки крыла с относительной хордой $b_{пр}/b_{кр} \approx 0{,}05...0{,}10$ и углами $\delta_{кр} \approx 25...35°$.

В таблице 3.2. приводятся справочные значения максимального коэффициента аэродинамической подъемной силы $c_{y\,max}$ механизированного крыла самолета с умеренной стреловидностью.

От выбора механизации крыла в сильной степени зависят потребные значения удельной нагрузки на крыло p_0 и тяговооруженности $\bar{P}_0$, которые, в свою очередь, определяют взлетную массу m_0, все основные летные характеристики самолета и его экономичность.

Таблица 3.2

$C_{y\,max}$ механизированного крыла с умеренной стреловидностью $\chi \leqslant 25°$

№ п/п	Наименование механизации	$c_{y\,max}$	$\alpha_{пос}$ (град.)
1	Щиток с $\bar{b}_щ = 0{,}3$, $\delta_щ = 45°$	1,6...1,75	14
2	Щиток со скользящей осью вращения с $\bar{b}_щ = 0{,}3$, $\delta_щ = 45°$	1,7...1,85	13
3	Поворотный закрылок $\bar{b}_з = 0{,}3$, $\delta_з = 45°$	1,4...1,55	12
4	Щелевой закрылок $\bar{b}_з = 0{,}3$, $\delta_з = 45°$	1,5...1,6	12
5	Предкрылок по всему размаху	1,35...1,4	25
6	Выдвижной закрылок $\bar{b}_з = 0{,}3$, $\delta_з = 40°$	2,1...2,2	13
7	Двухщелевой выдвижной закрылок с $\bar{b}_з = 0{,}3$, $\delta_з = 40°$	2,3...2,45	13
8	Трехщелевой выдвижной закрылок с $\bar{b}_з = 0{,}35$, $\delta_з = 40°$	2,7...2,8	13
9	Предкрылок и поворотный закрылок с $\bar{b}_з = 0{,}3$, $\delta_з = 45°$	1,6...1,65	20

№ п/п	Наименование механизации	$C_{y\ max}$	$\alpha_{пос}$ (град.)
10	Предкрылок и щелевой закрылок с $\bar{b}_з=0,3$, $\delta_з=45°$	1,75...1,8	20
11	Предкрылок и выдвижной закрылок с $\bar{b}_з=0,3$, $\delta_з=40°$	2,5...2,6	20
12	Предкрылок и выдвижной двухщелевой закрылок с $\bar{b}_з=0,3$, $\delta_з=40°$	2,75...2,8	18
13	Предкрылок и выдвижной трехщелевой закрылок с $\bar{b}_з=0,35$, $\delta_з=40°$	2,85...3,0	16
14	Сдув и отсос пограничного слоя с верхней концевой части крыла с большим секундным расходом воздуха ($\bar{b}_{сдув}=0,3$, $\mu=0,3$)	3,0...4,0	15
15	Реактивный закрылок на концевой нижней части крыла с большим расходом (газа) воздуха ($\bar{b}_з=0,15$, $\mu=0,3$)	8,0...10,0	15

3.3. ВЫБОР УДЕЛЬНОЙ НАГРУЗКИ НА КРЫЛО

Величина удельной нагрузки на крыло p_0 существенно влияет на летные характеристики самолета, особенно взлетно-посадочные, крейсерского полета и маневренные.

Согласно нормам летной годности гражданских самолетов, вып. 2 (НЛГС—2) [19] должны выполняться условия по взлету самолета: скорость в конце взлета $V_{взл}$ на высоте 10,7 м от ВПП должна быть $V_{взл} \geqslant 1,2\ V_{min\ взл}$ — для самолетов с двумя и тремя двигателями; $V_{взл} \geqslant 1,15\ V_{min\ взл}$ — для самолетов с четырьмя двигателями. При проектировании можно принять $V_{min\ взл} = 1,1\ V_{пос}$. На основе статистических данных можно принять следующие величины посадочной скорости для самолетов: военных — $V_{пос}=180...250$ км/ч; транспортных — $V_{пос}=120...160$ км/ч; учебных и спортивных — $V_{пос}=60...100$ км/ч.

Количественные значения удельной нагрузки на крыло определяются на несколько режимов полета самолета.

1. Допустимое значение удельной нагрузки на крыло из условия взлета ($H=0$).

$$p_0 \leqslant \frac{C_{y\ взл} \cdot V^2_{взл}}{16,33} \left| \frac{даН}{м^2} \right| ,$$

где $V_{взл}$ — скорость в конце взлетной дистанции, м/с; $C_{y\ взл}$ — коэффициент подъемной силы при взлетном положении меха-

низации крыла; $C_{y\,взл} = \frac{C_{y\,max}}{1.44}$ — для самолетов с двумя или тремя двигателями и $C_{y\,взл} = \frac{C_{y\,max}}{1.3225}$ — для самолетов с четырьмя двигателями; $C_{y\,max}$ — максимальный коэффициент аэродинамической подъемной силы самолета при посадочном положении механизации крыла (см. табл. 3.2).

2. Допустимое значение удельной нагрузки на крыло из условия посадки в расчетных условиях

$$p_0 \leqslant \frac{C_{y\,max} V_{пос}^2}{24{,}5\,(1-0.9\,\bar{m}_{т\,оп} - \bar{m}_{ст})} \left| \frac{даН}{м^2} \right|,$$

где $\bar{m}_{топ}$ — относительная масса топлива (для проектируемого самолета можно выбрать по статистическим данным [21, табл. 6.1]; $\bar{m}_{ст} = m_{ст}/m_0$ — относительная масса сбрасываемых в полете грузов; $V_{пос}$ — посадочная скорость, м/с.

3. Допустимое значение удельной нагрузки на крыло из условия заданной скорости захода на посадку в расчетных условиях

$$p_0 \leqslant \frac{C_{y\,max} V_{зп}^2}{30{,}2\,(1-0{,}8\,\bar{m}_{т\,оп} - \bar{m}_{ст})} \left| \frac{даН}{м^2} \right|,$$

где $V_{зп}$ — скорость захода на посадку для самолетов по НЛГС—2 при автоматизированном заходе $V_{зп} = 210...230$ км/ч

$$(V_{зп} = 60...64 \text{ м/с}) \text{ или } V_{зп} = 1{,}3\,V_{пос}.$$

4. Допустимое значение удельной нагрузки на крыло из условия обеспечения заданной крейсерской скорости на расчетной крейсерской высоте полета ($H_{кр}$)

$$p_0 \geqslant \frac{C_{y\,кр}\,\rho_н\,a_н^2 M_{кр}^2}{2\,(1-0{,}6\,\bar{m}_{т\,оп})} \left| \frac{даН}{м^2} \right|,$$

где $\rho_н$ — плотность воздуха на расчетной высоте; $a_н$ — скорость звука на расчетной высоте; $M_{кр}$ — расчетное или заданное число М крейсерского полета; $C_{y\,кр} = 0{,}71\,C_{y\,K\,max}$ — коэффициент подъемной силы крыла в крейсерском полете; $C_{y\,K\,max} = \sqrt{\pi\,\lambda_{эф}\,C_{x0}}$ — коэффициент подъемной силы крыла на максимальном качестве.

Отсюда получаем

$$C_{x0} = 0{,}98\,(0{,}9 + 0{,}15\,M_{кр})\,[0{,}0083\,(1 + 3\,\bar{c}_0) + (0{,}00083\,\lambda_ф + 0{,}5\,\lambda^2_ф) + 0{,}004],$$

где C_{x0} — коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе; $\lambda_{эф} = \lambda/(1 + 0{,}025\,\lambda)$ — эффективное удлинение крыла,

5. Допустимое значение удельной нагрузки на крыло из условия обеспечения заданной маневренности (для маневренных самолетов)

$$p_0 \leqslant \frac{C_{y\,\text{доп}}\, q_{\text{ман}}}{n_{y\,\text{доп}}\,(1-0{,}6\, m_{\text{т оп}})}\ \text{даН/м}^2,$$

где $C_{y\,\text{доп}}$ — допустимое значение коэффициента подъемной силы крыла без выпущенной механизации, $C_{y\,\text{доп}} = 1{,}15 \ldots 1{,}3$; $q_{\text{ман}} = \frac{\rho_н V^2_{\text{расч}}}{2}$ — скоростной напор при маневре с расчетной скоростью на рабочей высоте полета; $n_{y\,\text{доп}} = 0{,}5\, n_{y\,\max}$ — допустимое значение перегрузки при маневре; $n_{y\,\max}$ — максимальное расчетное значение перегрузки для маневренных самолетов, $n_{y\,\max} = 9 \ldots 12$.

Для неманевренных самолетов по НЛГС—2 $n_{y\,\max} = 3{,}8$ при $m_0 \leqslant 8000$ кг; $n^э_{y\,\max} = 2{,}5$ при $m_0 > 27500$ кг; $n^э_{y\,\max} = 1 + \frac{250}{\sqrt{m_0}}$ для 27,5 т $< m_0 >$ 8 т; при выпущенной механизации $n^э_{y\,\max} = 2$.

За расчетное значение нагрузки на крыло p_0 принимается наименьшее из значений, найденных по условиям пп. 1—5.

3.4. ВЫБОР ТИПА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ЕЕ РАЗМЕЩЕНИЕ

Тип силовой установки и ее размещение на самолете зависят от назначения самолета, рабочего диапазона скоростей и высот полета.

3.4.1. Двигатели для дозвуковых самолетов

Для спортивных, туристических, многоцелевых самолетов, используемых в народном хозяйстве, могут применяться маломощные поршневые двигатели (ПД), которые имеют малый удельный расход топлива $c_{\text{уд}} = 0{,}28 \ldots 0{,}34$ кг/(кВт·ч). Для пассажирских и транспортных самолетов с околозвуковой скоростью полета ($M_{\text{крейс}}$ до 0,8 ... 0,9) используются двухконтурные турбореактивные двигатели (ДТРД) с высокой степенью двухконтурности $m = 3 \ldots 6$. Эти двигатели по тяговой мощности на единицу массы двигателя в 3—5 раз превосходят ПД и имеют сравнительно невысокие удельные расходы топлива $c_{\text{уд}} = 0.35 \ldots 0{,}45$ кг/(даН·ч) на взлетном режиме и $c_{\text{уд}} = 0{,}6 \ldots 0{,}65$ кг/(даН·ч) в крейсерском полете. Удельный расход топлива ДТРД зависит не только от степени двухконтурности, но и от степени повышения давления в компрессоре и температуры газа перед турбиной. Степень двухконтурности оказывает существенное влияние на диаметр двигателя, который зависит также от стартовой тяги

двигателя. Приближенно диаметр двигателя $D_{дв}$ по вентилятору можно определить в зависимости от степени двухконтурности m (табл. 3.3) и стартовой тяги P_0, измеряемой в ньютонах.

Таблица 3.3

Определение $D_{дв}$ в метрах

m	2	4	6	8
$\frac{D_{дв}}{\sqrt{P_0}}$	0,0046	0,0052	0,0056	0,006

Турбовинтовые двигатели (ТВД) с винтами большого диаметра в 2,5—3 м практически перестали применяться ввиду того, что у самолетов с такими двигателями крейсерские скорости полета ограничены до $M_{крейс} = 0,4...0,6$. Весьма перспективными в настоящее время являются турбинные винтовентиляторные двигатели (ТВВД) с многолопастными винтами малого диаметра. Эти двигатели обеспечивают достаточно высокие скорости полета ($M_{крейс} = 0,8...0,85$) при малых удельных расходах топлива $c_{уд} = 0,37...0,4$ кг/(кВт·ч).

3.4.2. Двигатели для сверхзвуковых самолетов

Для длительного полета на сверхзвуковой скорости с $M_{крейс} = 2,2...2,4$ применяются турбореактивные двигатели или ДТРД с малой степенью двухконтурности $m = 0,5...1,3$. Как правило, двигатели для сверхзвуковой скорости полета имеют форсажную камеру, при включении которой статическая тяга возрастает на 30...50%, а удельный расход топлива—в 2,0...2,5 раза.

Для более высоких скоростей полета до $M_{крейс} = 3$ используются ТРД с форсажной камерой (ТРДФ) с невысокой степенью сжатия в компрессоре $\pi_к = 3...4$. При $M_{крейс} = 3,5$ и более компрессор становится вообще ненужным из-за сильного сжатия воздуха при торможении на входе в двигатель.

3.4.3. Двигатели для гиперзвуковых самолетов

Для полета со скоростью $M \geqslant 4...5$ могут применяться прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД) с дозвуковым сгоранием ($M < 6$) и сверхзвуковым сгоранием ($M > 6$). Удельный расход топлива для них $c_{уд} = 2,0...3,6$ кг/(даН·ч) и $c_{уд} = 3,6...4,6$ кг/(даН·ч) соответственно. Перспективными двигателями для диапазона скоростей $M_{крейс} = 3,0...3,5$ могут быть комбинированные турбопрямоточные (ТРДФ+ПВРД) двигатели.

3.4.4. Размещение двигателей на самолете

ПД и ТВД могут размещаться в передней части фюзеляжа (один двигатель) или передней части крыла (два и более двигателей). Возможно применение толкающих винтов при размещении ПД или ТВД в хвостовой части фюзеляжа или крыла.

ТРД, ДТРД, ПВРД в зависимости от назначения самолета, требований безопасности полета, условий эксплуатации могут размещаться в фюзеляже, корнях крыла и киля, на пилонах под крылом и над ним с непосредственным креплением гондол двигателей к крылу, на концах крыла, на хвостовой части фюзеляжа. Каждая схема крепления имеет свои преимущества и недостатки, анализируя которые конструктор располагает двигатели так, чтобы обеспечить экономичность эксплуатации самолета и удовлетворить разработанным ТТТ.

3.4.5. Выбор числа двигателей на самолете

Число двигателей на самолете ($n_{дв}$) обусловлено его назначением, безопасностью полета, экономичностью эксплуатации.

На легких самолетах устанавливается один или два двигателя.

На пассажирских магистральных самолетах согласно НЛГС—2 должно быть не менее двух двигателей, что диктуется условиями взлета и полета с одним отказавшим двигателем. Большое количество двигателей снижает потребную тяговооруженность самолета, но увеличивает расходы на эксплуатацию.

Для ближних магистральных самолетов используют обычно два двигателя, для средних магистральных — два или три, для дальних магистральных с дальностью полета свыше 5000 км — четыре двигателя.

На тяжелых военно-транспортных, грузовых, специальных самолетах устанавливается четыре и более двигателей.

В некоторых случаях, когда высокая тяговооруженность самолета требуется только на режиме взлета, экономически выгодно использовать силовую установку (СУ) с дополнительным двигателем уменьшенной тяги — СУ типа 2,5 или 3,5. Этот дополнительный двигатель работает только на взлете, а в крейсерском полете он выключается.

3.5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ЗАПАСА ТОПЛИВА

Относительная масса топлива $\bar{m}_{топ}$ может быть определена приближенно в зависимости от расчетной дальности полета L и выбранной по статистическим данным или заданной в ТТТ ско-

рости крейсерского полета $V_{кр}$

$$\bar{m}_{топ} \approx a + bL/V_{кр},$$

где $a = 0{,}04 \ldots 0{,}05$ для легких неманевренных самолетов ($m_0 < 6000$ кг); $a = 0{,}06 \ldots 0{,}07$ для всех других самолетов; $b = 0{,}05 \ldots 0{,}06$ для дозвуковых самолетов; $b = 0{,}14 \ldots 0{,}15$ для сверхзвуковых самолетов. Более точный расчет $\bar{m}_{топ}$ приводится в работе [5, с 22—23]. Для ориентировки и контроля правильности расчетов можно пользоваться средними статистическими значениями $\bar{m}_{топ}$ в работе [21, табл. 6.1].

3.6. ВЫБОР ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ САМОЛЕТА

Стартовая тяговооруженность самолета любого назначения

$$\bar{P}_0 = 10\, P_0 / m_0 g\,,$$

где P_0 — суммарная стартовая тяга всех двигателей, даН; g — ускорение свободного падения.

Потребная величина $\bar{P}_0$ определяется из условий обеспечения основных летных характеристик и режима полета, заданных ТТТ и требованиями НЛГС—2.

3.6.1. Тяговооруженность гражданского самолета

В соответствии с НЛГС—2 для гражданского самолета взлетная тяговооруженность $\bar{P}_0$ выбирается наибольшей из следующих условий.

Полет на крейсерской скорости $V_{кр}$ на высоте $H_{кр}$ определяет $\bar{P}_0$ по формуле

$$\bar{P}_0^{V_{кр}} = \frac{1}{\xi\, \varphi_{руд} K_{кр}},$$

где $K_{кр} = (0{,}85 \ldots 0{,}9)\, K_{max}$ — аэродинамическое качество на крейсерском режиме;

$K_{max} = \dfrac{1}{2\sqrt{C_{x0} D_0}}$ — максимальное аэродинамическое качество;

$D_0 = \dfrac{k_1}{\pi \lambda_{эф}}$ — аэродинамический параметр;

$k_1 = 1{,}02$ для трапециевидных крыльев ($\lambda > 3$);

$k_1 = 1{,}6$ для треугольных крыльев ($\lambda \approx 2$);

ξ учитывает изменение тяги двигателей по скорости и высоте полета;

$$\xi = \frac{0{,}05}{1 + 0{,}056\, m\, M_{кр}} [19{,}057 - 1{,}2234\, H_{кр} + 0{,}0178\, H_{кр}^2 + (2{,}202\, H_{кр} - 0{,}07\, H_{кр}^2 - 21{,}29)\, M_{кр} + (11{,}397 - 1{,}2376\, H_{кр} + 0{,}0446\, H_{кр}^2)\, M_{кр}^2];$$

$\varphi_{руд}$ учитывает изменение тяги двигателей при дросселировании;

$\varphi_{руд}=1$ для номинального режима;

$\varphi_{руд}=1{,}3...2$ для форсажного режима.

Коэффициент ξ можно определить по работе [21, с. 586]. Полет на потолке $H_п$ определяет $\bar{P}_0$ следующим образом:

$$\bar{P}_0^{Пп} = \frac{1}{\xi\,\varphi_{руд} K_{max}},$$

где ξ определяется для $H_п$ и скорости в числах M полета $M=(0{,}7...0{,}8)\,M_{кр}$.

Полет при обеспечении заданной длины разбега $l_{разб}$ определяет $\bar{P}_0$ по формуле

$$\bar{P}_0^{Пр} = 1{,}05\left[\frac{1{,}2\,p_0}{C_{y\,взл}\,l_{разб}} + \frac{1}{2}\left(f_{разб} + \frac{1}{K_{разб}}\right)\right],$$

где $K_{разб}$ — аэродинамическое качество при разбеге самолета;

$K_{разб}=8...10$ для дозвуковых самолетов;

$K_{разб}=5...6$ для сверхзвуковых самолетов;

$f_{разб}$—коэффициент трения колес шасси на разбеге;

$f_{разб}=0{,}02$—бетон, укатанный снег и лед (0,03—мокрый бетон);

$f_{разб}=0{,}06$—мокрый травяной покров;

$f_{разб}=0{,}07$—твердый грунт;

$f_{разб}=0{,}08$—травяной покров.

Взлет с одним отказавшим двигателем определяет $\bar{P}_0$ по формуле

$$\bar{P}_0^{п-1} = \frac{1{,}5\,n_{дв}}{n_{дв}-1}\left(\frac{1}{K_{наб}} + \operatorname{tg}\Theta\right),$$

где $K_{наб}=1{,}2\,K_{разб}$ — аэродинамическое качество при наборе высоты; $\operatorname{tg}\Theta=0{,}024$ при $n_{дв}=2$; $\operatorname{tg}\Theta=0{,}03$ при $n_{дв}=3$; $\operatorname{tg}\Theta=0{,}05$ при $n_{дв}\geqslant 4$.

Тяговооруженность самолетов, взлетающих с грунтовых аэродромов, должна удовлетворять условию проходимости по грунту

$$\bar{P}_0^{прох} \geqslant 1{,}4\,f_{кач},$$

где $f_{кач}=0{,}4$ — мокрый грунт; $f_{кач}=0{,}25$ — грунт в период просыхания; $f_{кач}=0{,}12$ — сухой и плотный грунт.

Коэффициенты даны для давления в пневматиках 0,3...0,5 МПа.

3.6.2. Тяговооруженность военных самолетов

Для самолетов, эксплуатируемых на бетонных ВПП большой длины, тяговооруженность выбирается максимальной из следующих условий обеспечения ТТТ.

Полет с заданной скороподъемностью V_y определяет P_0 по формуле

$$\bar{P}_0^{V_y} = \frac{1}{\xi \varphi_{\text{руд}}} \left(\frac{V_y}{V} + \frac{1}{K_{\max}} \right)$$

где $V(0{,}5...0{,}7)\,V_{\max}$ — заданная или наивыгоднейшая скорость полета, м/с.

Полет на максимальной скорости на расчетной высоте H определяет $\bar{P}_0$ следующим образом:

$$\bar{P}_0^{V_{\max}} = \frac{C_{x_0} \Delta_H V_{\max}^2}{16{,}33\, p_0\, \xi\, \varphi_{\text{руд}}},$$

где Δ_H — относительная плотность воздуха на расчетной высоте.

При заданном $M_{\max}$

$$\bar{P}_0^{M_{\max}} = \frac{C_{x_0} \rho_H a_H^2 M_{\max}^2}{20\, p_0\, \xi\, \varphi_{\text{руд}}}.$$

Полет с заданной перегрузкой $n_y^э$ на расчетной скорости V и высоте H определяет $\bar{P}_0$ по формуле

$$\bar{P}_0^{n_y} = \frac{1 + (n_y^э)^2}{2\, n_y^э\, \xi\, \varphi_{\text{руд}}\, K_{\max}}.$$

3.6.3. Стартовая тяговооруженность

Для легких гражданских реактивных самолетов с ДТРД она выбирается в зависимости от длины ВПП, числа двигателей, двухконтурности

$$\bar{P}_0 = 0{,}01\, m + \frac{1{,}9\, p_0\, n_{\text{дв}}}{(n_{\text{дв}} + 0{,}3)\, l_{\text{ВПП}}}.$$

Энерговооруженность для самолетов с ТВД определяется в [16, с. 14].

3.7. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНОЙ МАССЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Относительная масса силовой установки

$$\bar{m}_{\text{су}} = k_{\text{су}}\, \gamma\, \bar{P}_0,$$

где $k_{\text{су}} = 1{,}3...1{,}6$ для дозвуковых самолетов;
$k_{\text{су}} = 1{,}6...2{,}0$ для сверхзвуковых самолетов;

$$\gamma = \frac{1400}{T_{\text{в}}^0} \sqrt{\frac{a_{\text{в}}}{25}}\, (0{,}215 - 0{,}0275\, m + 0{,}00823\, m^{1{,}5})\, k_{\text{м}} -$$

для тяжелых магистральных самолетов;

$$\gamma = \frac{1400}{T_3^0}\sqrt{\frac{\pi_к}{25}}\,(0{,}25 - 0{,}028\,m + 0{,}008\,m^{1{,}5})\,k_м -$$

для легких реактивных самолетов;

T_3^0 и $\pi_к$ — температура на входе в двигатель и степень сжатия компрессора;

$k_м = 0{,}95$ — при применении новых конструкционных материалов;

$k_м = 1$ — без новых конструкционных материалов в двигателе;

приближенно $\gamma = 0{,}179\,[1 + 0{,}01\,(m - 5)^2]$;

γ можно принять по данным конкретного двигателя.

Относительную массу $\bar{m}_{су}$ и $k_{су}$ можно также определить из работы [21, с. 147, табл.6.1].

3.8. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНОЙ МАССЫ КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА

Относительная масса конструкции самолета (крыла, оперения, фюзеляжа, шасси) $\bar{m}_к$ может быть определена по формуле

$$\bar{m}_к = \beta\frac{\sqrt{m_0^0}}{\sqrt{p_0}} + \frac{15}{p_0} + 0{,}065,$$

где m_0^0 — приближенное значение взлетной массы самолета, т;

$$m_0^0 = 5\,m_н \text{ для } L < 1000 \text{ км};$$

$$m_0^0 = 4\,m_н \text{ для } L > 1000 \text{ км}.$$

Значения β варьируются в зависимости от различных типов самолетов: для истребителей $\beta = 1{,}6$; для самолетов с двумя ТВД $\beta = 0{,}7...0{,}8$; для самолетов с четырьмя ТВД $\beta = 0{,}4...0{,}5$; для самолетов с ТРД и ДТРД на фюзеляже $\beta = 0{,}55$; для самолетов с двигателями на крыле и большой разгрузкой топливом $\beta = 0{,}35$.

Относительную массу конструкции планера можно контролировать по статистическим данным [21, табл. 6.1].

4. ЭСКИЗНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА

4.1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ САМОЛЕТА ПЕРВОГО ПРИБЛИЖЕНИЯ m_0^I

Взлетная масса самолета в первом приближении m_0^I определяется из уравнения существования самолета

$$m_0^I = \frac{m_н + m_{эк} + m_{1\,об}}{1 - \bar{m}_к - \bar{m}_{тс} - \bar{m}_{су} - \bar{m}_{2\,об}},$$

где $m_н$ — масса коммерческой нагрузки для пассажирского самолета, кг;

$$m_н = m_{пас}\, n_{пас} + \bar{m}_{гр}\left(V_{баг} - \frac{15\, n_{пас}}{\bar{m}_{баг}}\right),$$

$n_{пас}$ — число пассажиров на самолете;

$V_{баг}$ — объем багажных и грузовых помещений, м^3;

$V_{баг} = 4...6$ м^3 на тонну перевозимых грузов;

$\bar{m}_{баг} = 120$ — средняя удельная масса багажа пассажиров, кг/м^3;

$\bar{m}_{гр} = 290$ — средняя удельная масса почты и груза, кг/м^3;

$m_{пас} = 90$ — средняя масса пассажира (75 кг) и его личного багажа (15 кг).

4.1.1. Масса экипажа

Количество членов экипажа $n_{эк}$ выбирается в зависимости от назначения самолета. Масса членов экипажа гражданского самолета

$$m_{эк} = 75\, n_{эк}.$$

Масса членов экипажа военного самолета с учетом спасательного парашюта

$$m_{эк} = 90\, n_{эк}.$$

4.1.2. Относительная масса оборудования

Полная масса оборудования

$$m_{об} = m_{сам\,об} + m_{сп\,об} + m_{сц}$$

состоит из массы: самолетного оборудования $m_{\text{сам об}}$, состав которого обеспечивает безопасный полет и не зависит от назначения самолета; специального оборудования $m_{\text{сп об}}$, связанного с назначением самолета и обеспечивающего выполнение его целевых функций; снаряжения $m_{\text{сн}}$ или необязательного оборудования, состав которого может меняться в зависимости от условий конкретного полета.

Самолетное оборудование $m_{\text{сам об}}$ включает:

аэронавигационное (приборы, пульты, автопилоты);

электрооборудование (генераторы, аккумуляторы, преобразователи энергии, электропроводка, арматура);

радиооборудование (аппаратура радиосвязи, радионавигации, радиолокационное оборудование, системы автоматического взлета-посадки);

гидропневматическое (источники энергии, рабочая жидкость и сжатый воздух, баки, баллоны, арматура коммуникаций);

противопожарное и противообледенительное;

оборудование кабин экипажа (сиденья, теплозвуковиброизоляция, высотное, кислородное);

для пассажирских самолетов дополнительно: система кондиционирования и кислородное оборудование, наличие кухонь, буфетов, гардеробов, туалетов, багажников, противопожарного оборудования в салонах.

Специальное оборудование $m_{\text{сп об}}$ включает:

для пассажирских самолетов — массу пассажирских кресел, теплозвуковиброизоляцию, элементы внутренней отделки салонов, освещение, оборудование кухонь, буфетов, гардеробов, туалетов, багажников;

для грузовых и военно-транспортных самолетов — погрузочно-разгрузочные устройства (рампы, трапы, лебедки, рольганги), такелажные узлы и приспособления для сбрасывания десанта и грузов в полете;

для военных самолетов — прицелы, системы наведения, вооружение, бронирование, катапультируемые сиденья, фотооборудование.

Снаряжение для разных типов самолетов бывает нескольких видов:

для сопровождения грузов и пассажиров;

бытовое (ковры, литература, чехлы на пассажирские сиденья, аптечки);

служебное (чехлы на агрегаты самолета, трапы, колодки, бортинструмент, запчасти, сигнальные ракеты);

аварийное (спасательные лодки, плоты, пояса, жилеты, аварийные трапы, кислород;

расходуемые в полете технические жидкости (вода в буфете, умывальниках, туалетах);

контейнеры с продуктами, для багажа, грузов, почты;

невырабатываемое топливо и масло;

подвесные баки (без топлива).

На этапе эскизного проектирования часть массы оборудования $m_{об}$ может быть определена в абсолютном виде $m_{1об}$, а другая — в относительном виде $\bar{m}_{2об}$.

Тогда $m_{об} = m_{1об} + \bar{m}_{2об} m_0$.

Для всех типов самолетов относительная масса оборудования $\bar{m}_{1об} = 0{,}02...0{,}03$. Относительная масса самолетного оборудования $\bar{m}_{сам\ об} = 0{,}08...0{,}12$ для $m_0 \leqslant 30$ т; $m_{сам\ об} = 0{,}05...0{,}07$ для $80\ т \geqslant m_0 \geqslant 40$ т; $\bar{m}_{сам\ об} = 0{,}035...0{,}045$ для $m_0 \geqslant 100$ т. Более точно массу самолетного оборудования можно определить, если составить подробный перечень каждой группы оборудования для проектируемого самолета на основе каталогов и справочников [1], [2], [23]. Относительная масса специального оборудования $\bar{m}_{сп\ об} = 0{,}03...0{,}05$.

Для пассажирских самолетов абсолютная масса снаряжения (в кг) может быть определена по формуле

$$m_{сн} = k n_{пас},$$

где $k = 14$ при продолжительности полета 1 ч.;

$k = 20$ при продолжительности полета 9 ч.

Масса оборудования

$$m_{об} = m_{сн} + (\bar{m}_{сам\ об} + \bar{m}_{сп\ об}) m_0,$$

$$m_{1\ об} = m_{сн}, \quad \bar{m}_{2\ об} = \bar{m}_{сам\ об} + \bar{m}_{сп\ об}.$$

4.2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ

4.2.1. Определение параметров крыла

Площадь крыла S определяется по взлетной массе самолета первого приближения m_0' и выбранной удельной нагрузке на крыло p_0: $S = \frac{m_0' g}{10 p_0}$ [м²].

Размах крыла $l = \sqrt{S\bar{\lambda}}$. Концевая хорда крыла $b_{кц} = \frac{2}{1+\eta} \frac{S}{l}$.

Корневая хорда крыла $b_к = \eta b_{кц}$.

Средняя аэродинамическая хорда для трапециевидного крыла

$$b_A = \frac{2}{3}\left[1 + \frac{1}{\eta(\eta+1)}\right] b_к.$$

Для треугольного крыла $b_A = \frac{2}{3} b_к$.

Средняя хорда крыла $b_{ср} = S/l$.

Затем определяются размеры и площади элеронов, интерцепторов, механизации крыла [21, с. 394].

4.2.2. Определение параметров оперения

Принятые ранее значения безразмерных и относительных параметров оперения (см. п. 3.1.3) позволяют определить аналогично крылу геометрические размеры и характеристики горизонтального и вертикального оперений, их плечи $L_{го}$ $L_{во}$, площади рулей направления и высоты, их геометрические размеры по формулам для крыла (см. п. 4.2.1).

4.2.3. Определение параметров фюзеляжа

Формы и размеры фюзеляжа уточняются на основании рекомендаций по компоновке фюзеляжа и взаимному положению крыла, оперения и шасси [21, гл. 15].

4.3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ ВТОРОГО ПРИБЛИЖЕНИЯ m_0^{II}

После определения геометрических размеров всех агрегатов самолета проводится весовой расчет и составляется весовая сводка. Массы основных агрегатов самолета определяются по статистическим формулам. Массы оборудования находятся по каталогам на основе принятых значений относительных масс. В весовую сводку заносятся массы всех агрегатов самолета, силовой установки и основных групп оборудования.

4.3.1. Масса крыла $m_{кр}$

Для дозвуковых неманевренных самолетов с $m_0 \geqslant 10$ т относительная масса конструкции крыла

$$\bar{m}_{кр} = \frac{7\, k_1\, n^p \varphi\, \lambda \sqrt{m_0^I}}{10^4\, p_0 (\bar{c}_0)^{0,75} \cos^{1,5} \chi} \left(1 - \frac{\mu - 1}{\mu + 3}\right) + \frac{4,5\, k_2\, k_3}{p_0} + 0,015.$$

Здесь k_1 — коэффициент, зависящий от ресурса крыла и имеющий следующие значения:

$k_1 = 0,96$ при $T_{рес\ кр} = 15—20$ тыс. ч;

$k_1 = 1,0$ при $T_{рес\ кр} = 25—30$ тыс. ч;

$k_1 = 1,05$ при $T_{рес\ кр} = 40—50$ тыс. ч;

n^p — расчетная перегрузка, задается нормами прочности;

$$n^p \approx 1,5 + \frac{1685}{p_0 \left(\frac{1}{\cos \chi} + \frac{2}{\lambda}\right)} \text{ (но не менее 3,45)},$$

где χ — стреловидность крыла в градусах;

$\varphi \approx 0{,}92 - 0{,}5\,\bar{m}_{\text{т кр}} - 0{,}1\,k_{\text{су}}$ — коэффициент разгрузки крыла, зависящий от массы топлива и двигателей;

$k_{\text{су}} = 1{,}0$ — двигатели на крыле;

$k_{\text{су}} = 0$ — в других случаях размещения двигателей;

$\mu = \bar{c}_0/\bar{c}_{\text{кц}}$ — отношение толщин крыла у корня и на конце;

$k_2 = 1{,}0$ — крыло без наплывов, предкрылков, интерцепторов, имеет двухщелевые закрылки;

$k_2 = 1{,}2$ — крыло без наплывов и предкрылков, но с интерцепторами и двухщелевыми закрылками;

$k_2 = 1{,}4$ — крыло с наплывами, интерцепторами и двухщелевыми закрылками;

$k_2 = 1{,}6$ — крыло с наплывами, интерцепторами, предкрылками и трехщелевыми закрылками;

$k_3 = 1{,}0$ — в крыле мягкие баки;

$k_3 = 1{,}05$ — баки-кессоны с внутришовной герметизацией;

$k_3 = 1{,}2$ — баки-кессоны с поверхностной герметизацией.

Для крыльев других самолетов относительная масса $\bar{m}_{\text{кр}}$ определяется по работе [21, с. 132—135]. По относительной массе $\bar{m}_{\text{кр}}$ находится абсолютная масса крыла

$$m_{\text{кр}} = \bar{m}_{\text{кр}} \cdot m_0^{\text{I}}.$$

4.3.2. Масса фюзеляжа $m_{\text{ф}}$

Для дозвуковых магистральных пассажирских самолетов относительная масса фюзеляжа

$$\bar{m}_{\text{ф}} = k_1\,\lambda_{\text{ф}}\,D_{\text{ф}}^2\,(m_0^{\text{I}})^{-1} + k_2 + k_3 + k_4,$$

где k_1 — учитывает положение двигателей,

$k_1 = 3{,}63 - 0{,}333\,D_{\text{ф}}$, если двигатели соединены с крылом и $D_{\text{ф}} < 5$ м;

$k_1 = 4{,}56 - 0{,}441\,D_{\text{ф}}$, если двигатели расположены в хвостовой части фюзеляжа и $D_{\text{ф}} > 5$ м;

$k_1 = 3{,}58 - 0{,}278\,D_{\text{ф}}$, если двигатели находятся на крыле или часть на крыле и $D_{\text{ф}} > 5$ м;

k_2 — коэффициент, учитывающий крепление основных опор шасси к конструкции самолета:

при $k_2 = 0{,}01$ основные опоры крепятся к фюзеляжу;

при k_3 — коэффициент, учитывающий место размещения основных опор шасси в убранном положении;

при $k_3 = 0{,}004$ основные опоры убираются в фюзеляж;

при $k_3 = 0$ основные опоры убираются в крыло;

k_4 — коэффициент, учитывающий вид транспортировки багажа:

при $k_4 = 0{,}003$ багаж перевозится в контейнерах;

при $k_4 = 0$ багаж идет без контейнеров;

$i = 0{,}743$, если $D_ф \leqslant 4$ м;

$i = 0{,}718$, если $D_ф > 5{,}5$ м.

Для других самолетов относительная масса фюзеляжа $\bar{m}_ф$ определяется по работе [21, с.136—139]. По относительной массе $\bar{m}_ф$ вычисляется абсолютная масса фюзеляжа $m_ф = \bar{m}_ф m_0^1$.

4.3.3. Масса оперения $m_{оп}$

Для дозвуковых неманевренных самолетов классической схемы с $m_0 \geqslant 10$ т [21] относительная масса оперения $\bar{m}_{оп} = \bar{m}_{го} + \bar{m}_{во}$ определяется по формуле

$$\bar{m}_{оп} = \frac{0{,}85\, k_{мт}}{m_0^1} k_п\, k_{оп}^{сх}\, p_0^{0.6} (S_{го} + S_{во})^{1.16},$$

где $k_п = 1$, если $p_0 < 450$ даН/м²; $k_п = 0{,}84$, если $p_0 > 450$ даН/м²;

$k_{мт}$ учитывает материал конструкции;

$k_{мт} = 1$, если конструкция сделана из Д-16Т;

$k_{мт} = 0{,}95$ при ограниченном применении новых материалов;

$k_{мт} = 0{,}85$ при применении композиционных материалов;

$k_{оп}^{сх} = \dfrac{1{,}564 - 0{,}0011\, S_{оп}}{3{,}1 + 0{,}038\, p_0}$ при низкорасположенном ГО;

$k_{оп}^{сх} = \dfrac{1{,}3333 - 0{,}0032\, S_{оп}}{1{,}295 + 0{,}0028\, p_0}$ для T-образного оперения.

Относительная масса ГО

$$\bar{m}_{го} = \frac{k_{го}^{сх}\, k_{мт}}{m_0^1 \cos \chi_{го}} \left(\frac{n^p\, p_0\, S_{го}^2\, i_{го}}{1000\, \bar{c}_{го}} \right)^{0{,}6},$$

где $k_{го}^{сх} = 0{,}844 - 0{,}00188\, S_{го}$ при низкорасположенном ГО;

$k_{го}^{сх} = 1{,}17 - 0{,}006\, S_{го}$ при T-образном оперении.

Относительная масса вертикального оперения

$$\bar{m}_{во} = \bar{m}_{оп} - \bar{m}_{го}.$$

Для других самолетов относительная масса оперения $\bar{m}_{оп}$ определяется по работе [21, с.141—142]. По относительным массам $\bar{m}_{го}$ и $\bar{m}_{во}$ вычисляется абсолютная масса $m_{го} = \bar{m}_{го} m_0^1$ и $m_{во} = \bar{m}_{во} m_0^1$.

4.3.4. Масса шасси $m_ш$

Относительную массу шасси $\bar{m}_ш$ в прикидочных расчетах можно определить по формуле Арефьева [21]

$$\bar{m}_ш = H_ш^2 \left(\frac{0{,}25}{m_0^1} + 0{,}5 \cdot 10^{-3} \right) + 0{,}025,$$

где $H_ш$ — высота основной опоры шасси от поверхности аэродрома, м;

m_0^1 измеряется в тоннах; $H_ш \approx \frac{l_ф}{2} \operatorname{tg} \varphi - \frac{1}{2} D_ф$.

Для точных расчетов можно использовать методику, изложенную в работе [21, с. 142—146]. По относительной массе $\bar{m}_ш$ определяется абсолютная масса $m_ш = \bar{m}_ш m_0^1$.

После определения по формулам относительных масс конструкции частей самолета их необходимо согласовать с ранее принятой по статистическим данным относительной массой.

4.3.5. Масса силовой установки $m_{су}$ и двигателей $m_{дв}$

Относительная масса силовой установки и удельная масса двигателя (см. п. 3.7) позволяют определить потребную тягу и массу одного двигателя.

Абсолютная масса силовой установки $m_{су} = \bar{m}_{су} m_0^1$.

Относительная масса всех двигателей $\bar{m}_{дв} = \bar{m}_{су}/k_{су}$.

Суммарные масса и тяга двигателей $\sum m_{дв} = \bar{m}_{дв} m_0^1$;

$$\sum P_0 = \bar{P}_0 m_0^1 = \sum m_{дв}/\gamma_{дв}.$$

Масса и тяга одного двигателя $m_{дв} = \sum m_{дв}/n_{дв}$; $P_{0дв} = \sum P_0/n_{дв}$.

По найденным значениям $P_{0\,дв}$ и $m_{дв}$ выбирают по справочнику [11] подходящий двигатель или назначают его параметры из условия подобия [21, табл. IV—1].

Масса агрегатов силовой установки $m_{агр} = m_{су} - \sum m_{дв}$.

В весовой сводке даются перечень и массы этих агрегатов.

Потребный объем для размещения топлива определяется по формуле

$$V_т = \frac{1{,}05\, \bar{m}_{топ}\, m_0^1}{\rho_т};$$

где 1,05 учитывает несливаемый остаток топлива; $\rho_т$ — плотность топлива; для керосинов Т—1 и ТС—1 $\rho_т = 0{,}78 - 0{,}8$ т/м³; для керосинов ТС — 7 и РТ $\rho_т = 0{,}8 - 0{,}82$ т/м³.

Располагаемый объем топливного отсека крыла равен

$$V_{т\,кр} = 960\, k_{то}\, b_А^2\, \bar{c}_0\, l - 0{,}025\, m_0^1,$$

где $k_{то} = 0{,}37$ учитывает использование площади поперечного сечения крыла для топливного отсека; $0{,}025\, m_0^1$ учитывает объем внутренней силовой конструкции крыла.

Если располагаемый объем крыльевых баков меньше потребного объема топлива, то необходима установка дополнительных баков в фюзеляже (для пассажирских самолетов недопустимо), в киле, подвесных баков на крыле или фюзеляже.

4.3.6. Масса оборудования и управления $m_{\text{об упр}}$

Относительная масса оборудования и управления, принятая ранее, должна быть уточнена для соответствующего типа самолетов.

Для магистральных пассажирских самолетов ($m_0 > 10000$ кг)

$$\bar{m}_{\text{об упр}} \approx \left(\frac{1}{m_0^1}\right)(250 + 30\, n_{\text{пас}}) + 0{,}06.$$

Для легких реактивных самолетов ($m_0 < 6000$ кг)

$$\bar{m}_{\text{об упр}} = 0{,}028 + \frac{300}{m_0^1} + \frac{28\, n_{\text{пас}}}{m_0^1}.$$

Для грузовых самолетов (m_0^1 в т).

$$m_{\text{об упр}} \approx 0{,}2 - 0{,}0085\sqrt{m_0^1}.$$

4.4. ВЕСОВАЯ СВОДКА И МАССОВАЯ ОТДАЧА САМОЛЕТА

Относительные массы, найденные по приведенным выше формулам, должны укладываться в статистические пределы [16, с. 19].

По результатам расчета составляется весовая сводка самолета [21, с. 578], включающая следующие группы:

конструкция (крыло, фюзеляж, оперение, шасси, окраска самолета);

силовая установка (двигатели, системы реверсирования, шумоглушения, агрегаты двигателей, воздушные винты и коки, пилоны, капоты, моторамы, воздухозаборники, системы запуска, регулирования, охлаждения, пожаротушения, управления, противообледенения, маслосистема, топливная система с баками, арматурой подачи топлива, аварийным сливом, автоматикой управления расходом топлива, заправкой топлива на земле и в воздухе);

оборудование и управление;

пустой самолет (конструкция, силовая установка, оборудование и управление);

снаряжение и служебная нагрузка;

снаряженный самолет (пустой самолет, снаряжение, служебная нагрузка);

топливо (расходуемое, навигационный запас, в дополнительных и подвесных баках);

целевая нагрузка;

полная нагрузка (снаряжение и служебная нагрузка, топливо, целевая нагрузка);

взлетная масса самолета (массы пустого самолета и полной нагрузки).

Подробная масса каждой группы указывается в абсолютном и относительном видах, используя каталоги, справочники по оборудованию [1, 2, 23, 31], описания самолетов.

В результате составления весовой сводки получается суммарная взлетная масса второго приближения m_0^{II}. Эта взлетная масса является окончательным расчетным значением m_0. При этом желательно, чтобы m_0^{II} и m_0^{I} не отличались более чем на 3% друг от друга. Если это не выполняется, то следует повторить итерационный цикл расчета масс всех групп, приняв за исходное значение массы значение m_0^{II}.

После определения массовых характеристик самолета в окончательном варианте вычисляются коэффициенты массовой отдачи самолета по полной нагрузке

$$k_{пн} = \frac{m_{пн}}{m_0} 100\% = \frac{m_0 - m_{пуст}}{m_0} 100\%,$$

где $m_{пуст} = m_к + m_{су} + m_{обупр}$;

по коммерческой или боевой нагрузке

$$k_н = \frac{m_н}{m_0} 100\% \text{ или } k_{бн} = \frac{m_{бн}}{m_0} 100\%.$$

Эти коэффициенты являются важными критериями оценки экономической или боевой эффективности пассажирского, транспортного или военного самолета.

4.5. РАЗРАБОТКА КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЙ СХЕМЫ САМОЛЕТА

Основная задача выбора конструктивно-силовой схемы самолета состоит в том, чтобы обеспечить:

минимальную массу конструкции агрегатов и всего самолета;

использование полезных объемов силовой конструкции для размещения экипажа, полезной нагрузки, оборудования, силовой установки;

учет требований жесткости, прочности, ресурса и безопасности при разрушениях;

учет требований эксплуатационной и производственной технологичности.

Для уменьшения массы конструкции самолета необходимо применять:

рациональные силовые схемы крыла, фюзеляжа, оперения, шасси;

новые материалы с большим уровнем допустимых напряжений (с бо́льшей удельной прочностью σ_b/ρ и бо́льшей удельной жесткостью E/ρ), обеспечивающих заданный ресурс;

более совершенные методы расчета самолета на статическую, динамическую и усталостную прочность;

методы снижения аэродинамических нагрузок в полете на несущие поверхности.

При выборе конструктивно-силовой схемы самолета необходимо обеспечить эксплуатационный подход в зоны, где размещены агрегаты, проводка систем оборудования и управления самолетом, подход к участкам конструкции, подлежащим осмотру в процессе эксплуатации самолета. Это требует создания соответствующих люков, съемных панелей, входных, аварийных, служебных дверей. Силовые окантовки всех вырезов должны входить в силовую схему агрегатов самолета.

Конструктивно-силовая схема самолета должна обеспечивать эксплуатационные и технологические разъемы частей и агрегатов. Поэтому при разработке конструктивно-силовой схемы намечается последовательность изготовления и сборки агрегатов и самолета в целом. Директивная технология должна отражать новые достижения в области производства самолетов, вновь разрабатываемые технологические процессы, серийность самолета, особенности его эксплуатации, номенклатуру используемых при проектировании самолета материалов, сортамента профилей и листов, крепежных изделий.

Конструктивно-силовые элементы крыла, фюзеляжа, оперения, шасси должны быть взаимно увязаны между собой на компоновочном чертеже.

Конструктивно-силовая схема агрегатов и самолета должна давать представление о путях передачи и уравновешивания всех действующих на самолет нагрузок. Для передачи сил конструктор использует силовые элементы: стержни, балки, рамы, фермы, панели, оболочки или сочетание этих элементов для удовлетворения минимума массы самолета.

Рекомендации по выбору рациональной конструктивно-силовой схемы самолета приводятся в курсе «Конструкция самолетов» и специальной литературе [13], [22], [29].

4.6. КОМПОНОВКА И ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

4.6.1. Компоновка

Объемная компоновка и расчет центровки самолета взаимосвязаны. Компоновка [14], [15] определяет окончательный облик самолета и вместе с конструктивно-силовой схемой показывает:

увязку аэродинамической схемы и взаимное расположение основных агрегатов и частей самолета;

размещение экипажа, нагрузки, оборудования, силовой установки, топлива, энергетических и радиолокационных систем, вооружения, агрегатов систем управления и т. д.

Компоновочный чертеж выполняется в масштабе на миллиметровой бумаге формата А2. Основная проекция чертежа представлена следующим образом: продольный разрез самолета по плоскости симметрии дополняется видом в плане со снятой обшивкой. На чертеже показываются: размещение экипажа, пассажиров, грузов, топлива; крепление двигателей; основные силовые элементы конструктивно-силовой схемы самолета — лонжероны, силовые нервюры, усиленные шпангоуты, стыковые узлы всех агрегатов; поперечные разрезы и сечения по месту крепления крыла, оперения с фюзеляжем; крепление и убранное — выпущенное положение передней и основных опор шасси.

4.6.2. Центровка

Расчет центровки должен обеспечить положение центра масс (ЦМ) самолета в строго заданном диапазоне на средней аэродинамической хорде b_A. Предельно передняя $\bar{x}_{м\,зп}$ граница этого диапазона ограничивается достаточностью руля высоты или других органов продольного управления при взлете и посадке.

Предельно заднее положение ЦМ должно обеспечивать допустимое значение частной производной степени продольной статической устойчивости

$$m^{C_y}_{z\,доп} = \bar{x}_{м\,из} - \bar{x}_F,$$

где $m^{C_y}_{z\,доп} = -0{,}15$ для дозвуковых пассажирских самолетов;

$m^{C_y}_{z\,доп} = -0{,}05$ для сверхзвуковых и тяжелых самолетов;

$m^{C_y}_{z\,доп} = -0{,}03$ для маневренных самолетов.

Допустимый диапазон центровок $\Delta\bar{x}_м$ в долях средней аэродинамической хорды крыла b_A составляет:

$$\Delta\bar{x}_м = \bar{x}_{м\,из} - \bar{x}_{м\,зп},$$

$\Delta\bar{x}_м = 0{,}2...0{,}25$ для самолетов с прямым крылом;

$\Delta\bar{x}_м = 0{,}22...0{,}3$ для самолетов со стреловидным крылом ($\chi = 30...40°$);

$\Delta\bar{x}_м = 0{,}3...0{,}34$ для самолетов с крылом большой стреловидности ($\chi = 50...55°$);

$\Delta\bar{x}_м = 0{,}32...0{,}36$ для самолетов с треугольным крылом малого удлинения.

Для расчета центровок разрабатывается центровочный чертеж и составляется центровочная ведомость. На чертеже центровки дается вид самолета сбоку, вид полукрыла в плане и спереди, показывается корневое сечение крыла, $b_А$, стояночное и убранное положение шасси, положение земли при стоянке и посадке, угол опрокидывания самолета. Наносится координатная система с осью x, совпадающей с линией земли при стоянке, и осью y, касательной к передней точке самолета.

Взлетная масса самолета распределяется на 15...25 точек, которые наносятся на чертеж в центре масс соответствующих групп грузов, а их координаты по осям x и y заносятся в центровочную ведомость (табл. 4.1).

Таблица 4.1

Центровочная ведомость

Номера точек	Наименование агрегатов, грузов, входящих в точку	m_i	x_i	$m_i x_i$	y_i	$m_i y_i$
		$\sum m_i$		$\sum m_i x_i$		$\sum m_i y_i$

Центровочный чертеж может быть совмещен с компоновочным.

Координаты центра масс определяются по формулам:

$$x_м = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i}; \quad y_м = \frac{\sum m_i y_i}{\sum m_i}.$$

Относительное значение центровки

$$\bar{x}_м = \frac{x_м - x_А}{b_А},$$

где $x_А$ — расстояние от «носка» самолета (начала координат) до «носка» $b_А$.

Положение центра масс определяется для всех возможных в эксплуатации вариантов загрузки:

взлетная масса самолета (шасси выпущено—убрано);

посадочная масса самолета (шасси выпущено—убрано);

перегоночный вариант (без нагрузки, 100% топлива, 15% топлива, шасси выпущено—убрано);

предельный посадочный вариант (с полной нагрузкой, без топлива);

пустой самолет (без нагрузки и топлива);
крайняя передняя центровка;
крайняя задняя центровка.

После расчетов указывается эксплуатационный диапазон центровок самолета, который должен находиться внутри рекомендуемого диапазона.

Если при расчетах центровка не укладывается в требуемый диапазон, то ее можно исправить: перемещениями группы крыла; отдельных грузов, оборудования (перекомпоновкой), небольшим смещением b_A за счет изменения угла стреловидности крыла на 2...3°, изменением длины фюзеляжа, параметров оперения.

Для того, чтобы сразу получить нужное положение центра масс самолета относительно b_A, рекомендуется следующий простой прием расчета центровок.

После разработки центровочного чертежа и составления центровочной ведомости полная взлетная масса самолета разбивается на две весовые точки. В первую включаются все массы, расположенные в фюзеляже, включая и массу его конструкции $m_{ф\,об}$. Во вторую весовую точку включаются все массы, размещенные в крыле, $m_{кр\,об}$. В $m_{кр\,об}$ включается и масса основных опор шасси вне зависимости от их крепления к крылу или к фюзеляжу. По вышеуказанной методике находятся раздельно координаты центров масс этих двух точек:

$$x_{м\,ф} = \frac{\sum m_{i\,ф}\, x_i}{m_{ф\,об}}; \quad x_{м\,кр} = \frac{\sum m_{i\,кр}\, y_i}{m_{кр\,об}}.$$

Эти координаты пересчитываются для нового начала координат в «носке» средней аэродинамической хорды крыла b_A:

$$x'_{м\,ф} = x_{м\,ф} - x_A; \quad x'_{м\,кр} = x_{м\,кр} - x_A,$$

где x_A — координата «носка» b_A.

На центровочном чертеже намечается требуемое положение центра масс самолета для взлетного варианта m_0 и берется его координата относительно «носка» средней аэродинамической хорды $x'_м$.

Требуемое положение центра масс самолета можно принимать в середине рекомендуемого диапазона центровок для данного самолета.

Из условия равновесия находится координата

$$x'_{м\,ф} = \frac{m_0\, x'_м - m_{кр\,об}\, x'_{м\,кр}}{m_{ф\,об}}.$$

Эта координата определяет положение фюзеляжа относительно крыла, при котором центр взлетной массы самолета будет находиться в центре рекомендуемого диапазона центро-

вок. Остается проверить его положение при других вариантах загрузки.

Положение центра масс по высоте самолета $y_м$ имеет большое значение при учете динамики движения по земле и при посадочной конфигурации самолета, т. к. $y_м$ определяет положение и высоту опор шасси, угол опрокидывания самолета φ, массу шасси.

4.7. ОБЩИЙ ВИД САМОЛЕТА

Чертеж общего вида самолета разрабатывается после завершения расчетов весовых и геометрических параметров агрегатов, компоновки и расчетов центровки самолета.

Чертеж выполняется на ватмане или миллиметровой бумаге в масштабе 1:5, 1:10, 1:20, 1:50, 1:100, 1:200.

Самолет на чертеже показывается в трех проекциях: вид слева, вид сверху и вид спереди. На видах сверху и спереди разрешается обрывать часть правого крыла.

При разработке чертежа общего вида самолета, помня об аэродинамических требованиях, следует учитывать и требования технологичности, используя простые линейчатые формы внешних обводов агрегатов самолета, намечая для них минимальное количество технологических и конструктивных разъемов, стыков обшивок и др.

На чертеже общего вида самолета показываются все элементы внешнего вида и его агрегатов: линии эксплуатационных и технологических разъемов фюзеляжа, крыла, ГО и ВО, элероны, рули высоты и направления, триммеры и сервокомпенсаторы, интерцепторы, механизация крыла, аэродинамические гребни, «заплы», фонари пилотов, окна, двери, аварийные и грузовые люки, створки шасси, тормозные и посадочные щитки, капоты и гондолы двигателей, антенны, подвесные баки, вооружение стационарное, на внешних подвесках и другие элементы. Колеса опор шасси изображаются в выпущенном положении.

На проекциях самолета проставляются следующие размеры:

вид слева — полная длина и высота самолета, длина фюзеляжа и его высота в миделевом сечении, база шасси, минимальная высота агрегатов от земли (винтов, выпущенной механизации при обжатом амортизаторе шасси и т. п.), посадочный угол или угол опрокидывания самолета, угол стреловидности киля по четверти хорд, стояночный угол самолета;

вид сверху — размах крыла и горизонтального оперения, ширина фюзеляжа в миделевом сечении, расстояние между двигателями, углы стреловидности крыла и горизонтального оперения по четверти хорд;

вид спереди — колея шасси, диаметры винтов, углы V-образности крыла, оперения, форкилей, углы крена при посадке самолета.

Над штампом чертежа дается перечень основных данных самолета с заголовком «Технические характеристики самолета», включающий следующие сведения о самолете:

Наименование, назначение самолета, число пассажиров

Летно-технические характеристики:

максимальная скорость на $H_{крейс}$	км/ч
крейсерская скорость на $H_{крейс}$	км/ч
дальность полета (радиус действия)	км
практический потолок	км
вертикальная скорость у земли	м/с
посадочная скорость (скорость захода на посадку)	км/ч
скорость отрыва	км/ч
длина разбега	м
длина пробега	м
время набора высоты H	мин

Массовые характеристики:

взлетная масса	кг
посадочная масса	кг
максимальная платная нагрузка	кг
масса пустого самолета	кг
масса топлива	кг
массовая отдача (полная и по коммерческой нагрузке)	
удельная нагрузка на крыло	даН/м^2

Геометрические характеристики:

площадь крыла	м^2
удлинение крыла	—
сужение крыла	—
средняя аэродинамическая хорда	м
площади оперения (ГО и ВО)	м^2
площади рулей и элеронов	м^2
плечо горизонтального оперения	м

Характеристики двигателя:

тип и количество двигателей	
суммарная статическая тяга у земли	даН
удельная масса	кг/даН
удельный расход топлива	кг/(даН·ч)
тяговооруженность самолета	
длина и диаметр двигателя	м

Прочие данные:

экипаж	
максимальная эксплуатационная нагрузка	
Тип ВПП	
себестоимость тонно-километра	коп/(т·км)
вооружение и состав боевой нагрузки	

4.8. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА

Эскизное проектирование заканчивается описанием спроектированного самолета, в котором приводятся основные параметры и характеристики самолета, кратко описывается устройство его агрегатов, оборудования и систем [7].

В техническом описании указываются все новые решения, которые использованы при разработке проекта, и ожидаемый в результате этого положительный эффект.

Разделы технического описания

Общие сведения. Они включают назначение, схему самолета, условия эксплуатации, перечень основных технических характеристик, описание компоновки в разных вариантах загрузки, модификации самолета, серийность.

Конструкция планера. Она содержит описание конструктивно-силовой схемы крыла, фюзеляжа, оперения, шасси, особенностей аэродинамических форм, геометрических и относительных параметров агрегатов, применяемой механизации крыла, органов управления, размещения пассажиров, грузов, входных и аварийных дверей и люков, кинематики и конструкции основных опор и пневматиков колес, применяемых материалов; указание эксплуатационных и технологических разъемов конструкции, расчетного ресурса планера.

Управление самолетом. В описании приводятся применяемая балансировочная схема; конструкция командных рычагов, проводки управления, применяемых гидроагрегатов, демпферов, автоматов; степень резервирования элементов системы управления.

Оборудование и системы самолета. Перечисляется применяемое приборное, радиоэлектронное, электрическое, бытовое, погрузочно-разгрузочное и аварийно-спасательное оборудование, вооружение и его варианты. Описываются особенности и работы систем: гидравлической, топливной, противопожарной, жизнеобеспечения экипажа и пассажиров; противообледенительной, электрической, внешнего и внутреннего освещения.

Силовая установка. Она показывает тип, количество, параметры применяемых двигателей, основные их технические характеристики, конструкцию крепления, реверсирования и управления.

4.9. ОЦЕНКА СПРОЕКТИРОВАННОГО САМОЛЕТА

4.9.1. Аэродинамическая оценка спроектированного самолета

Она выражается сравнением нового и имеющихся однотипных самолетов по следующим характеристикам:

а) аэродинамическим c_{x0}, c_y, $K = c_y/c_x$;

б) летно-техническим V_{max}, $V_{кр}$, L рейсовой скорости

$$V_{рейс} = \frac{L\,V_{кр}}{1 + (0{,}16 + 1{,}85 \cdot 10^{-4} H^3)\,V_{кр}},$$

где L — дальность полета, км;

$V_{кр}$ — крейсерская скорость полета, км/ч;

H — высота полета, км;

V_{max} — максимальная скорость полета, км/ч;

в) взлетно-посадочным $L_{разб}$, $L_{проб}$, $L_{впп}$;

г) силовой установки P_0, $\bar{P}_0$, $P_{кр}$, $c_{уд}$, $c_{уд\,кр}$.

Указывается степень удовлетворения ТТТ и причины имеющихся отклонений.

4.9.2. Оценка компоновки и центровки самолета

Она проводится по следующим критериям:

а) степень рациональности конструктивно-силовой схемы;

б) рациональное использование внутренних объемов крыла, фюзеляжа;

в) величина относительного объема пассажирской (грузовой) кабины и багажных помещений

$$\bar{V}_{пас+баг} = \frac{V_{пас} + V_{баг}}{V_ф},$$

где $V_ф = V_{пас} + V_{баг} + V_{обсл} + V_{каб} + V_{констр}$ — общий объем фюзеляжа; $V_{пас}$ — объем пассажирской (грузовой) кабины по внутренним обводам с учетом проходов, м^3; $V_{баг}$ — объем багажных помещений, м^3; $V_{обсл}$ — объем обслуживающих помещений (буфеты, кухня, туалеты, гардеробы, вестибюли, помещения борт-проводников); $V_{каб}$ — объем кабины экипажа; $V_{констр}$ — объем конструкции фюзеляжа (теплозвукоизоляция, полы, перегородки, центроплан крыла, свободные объемы фюзеляжа);

г) величина удельного объема фюзеляжа на одного пассажира

$$V_{ф\,уд} = V_ф/n_{пас};$$

д) степень ограничения на разбег эксплуатационных центровок самолета.

4.9.3. Оценка силовой схемы

Она приводится по следующим показателям:

а) способы передачи, уравновешивания сил и моментов от всех нагрузок: воздушной, масс конструкции, масс грузов, тяги двигателей, реакции земли;

б) количество и расположение лонжеронов в крыле и оперении;

в) степень использования обшивки в силовой работе;

г) количество стыков;

д) рациональность силовой схемы фюзеляжа;

е) способы подкрепления вырезов в конструкции планера;

ж) способы крепления опор и подкосов шасси, механизмов уборки - выпуска шасси.

4.9.4. Оценка производственной технологичности и эффективности

При этом должны учитываться:

а) применяемые материалы, их стоимость;

б) применяемые формы агрегатов и деталей;

в) способы получения заготовок, сборки деталей, узлов и агрегатов.

Производственная эффективность оценивается стоимостью (в руб.) самолета без двигателей

$$C_c = k_{сер} k_v \left[m_{пуст} (40 + 4 \cdot 10^{-4} m_{пуст}) + \frac{4 \cdot 10^4}{1 + \frac{500}{m_{пуст}}} \right],$$

где $k_{сер} = \left(\frac{35 \cdot 10^3}{m_{пуст} \sum n_c} \right)^{0,4}$ — коэффициент серийности самолета;

$k_v = \frac{1}{2} \left(1 + \frac{V_{кр}}{800} \right)$ — коэффициент скорости;

$\sum n_c$ — число самолетов в серии;

$m_{пуст}$ — масса пустого самолета, кг.

4.9.5. Оценка эксплуатационной технологичности, эффективности, живучести и надежности

Она использует следующие условия:

а) выполнение основных ТТТ;

б) удобство погрузки—разгрузки и используемой механизации;

в) комфорт пассажиров и экипажа;

г) техническое обслуживание самолета на земле и его эксплуатационная эффективность, оцениваемая трудоемкостью обслуживания на один час полета или себестоимостью технического обслуживания, или по вероятному налету часов в год

$$B_{год} = k_6 \frac{L}{L + k_7 V_{рейс}},$$

где $k_6 = 2700$, $k_7 = 0{,}42$ — для магистрального дозвукового самолета;

$k_6 = 2600$, $k_7 = 0{,}53$ — для самолетов местных воздушных линий (МВЛ);

$k_6 = 2000$, $k_7 = 0{,}61$ — для многоцелевых самолетов с числом пассажиров $n_{пас} \leqslant 6$ чел;

д) расходы на текущий ремонт, техническое обслуживание самолета и двигателей

$$A_{тос} = k_3 m_{пуст} \cdot 10^{-3} (4{,}4 - 0{,}1 \sqrt{m_{пуст}} + 0{,}15 \cdot 10^{-4} m_{пуст}),$$

$$A_{тод} = \frac{0{,}16\, k_2 k_4 n_{дв} \sqrt{P_{0i}}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} T_{дв}},$$

где $A_{тос}$ — расходы на техническое обслуживание самолетов, руб/ч;

$A_{тод}$ — расходы на техническое обслуживание двигателей, руб/ч;

$k_2 = 1{,}07$;

$k_3 = 1$ и $k_4 = 1$ для дозвуковых самолетов с ТРД и ДТРД;

$k_3 = 1{,}13$ и $k_4 = 1{,}5$ для самолетов с ТВД;

$k_3 = 2$ и $k_4 = 1{,}5$ для самолетов пассажирских сверхзвуковых;

$n_{дв}$ — число двигателей на самолете;

P_{0i} — взлетная тяга одного двигателя, даН;

$T_{дв} = 6000$ ч — амортизационный или полный срок службы двигателя;

е) комплекс конструктивно-технологических мероприятий, направленных на повышение живучести самолета;

ж) комплекс конструктивно-технологических мероприятий, направленных на обеспечение заданного ресурса и надежности самолета.

4.9.6. Оценка транспортной эффективности

Она проводится по следующим критериям:

а) производительность перевозок, оцениваемая произведением $V_{кр} m_н$ или часовой производительностью $A_ч = V_{кр} m_н / m_0$;

б) работоспособность $m_н L$ или производительная отдача $A_{раб} = m_н L / m_0$;

в) затраты топливной энергии $A_1 = m_{топ} / m_н L$;

г) отношение массы снаряженного самолета к тонно-кило-

метрам совершаемой работы $A_2 = m_{снар}/m_н L$ или к пассажиро-километрам $A_3 = m_{снар}/n_{пас} L$;

д) общая транспортная эффективность

$$t_{тр\ эф} = m_н L V_{рейс}/m_т m_{снар}$$

где $m_{снар} = m_0 - m_{топ} - m_н$.

4.9.7. Оценка целевой эффективности

Она обеспечивается обоснованными тарифами на перевозки пассажиров и грузов [30, табл. 11.1 и 11.2]

$$T^L_{пас} = \frac{3 \cdot 300 + 1{,}5(L - 300)}{L}.$$

Стоимость перевозки пассажиров на любую дальность можно подсчитать по формуле

$$C = T^L_{пас} n_{пас} L.$$

Сравнивая полученные стоимости для нового и эксплуатируемых самолетов, можно решить задачу о рациональности использования спроектированного самолета на заданной дальности полета.

4.9.8. Оценка фондоемкости

Она осуществляется отношением среднегодовой стоимости основных производственных фондов и оборотных средств гражданской авиации к годовому объему транспортной продукции в условных тонно-километрах

$$f_{см} = \frac{C_{вс} + C_{об}}{\sum W^{усл}_{т\text{-}км}},$$

где $C_{ос}$ — стоимость основных производственных фондов гражданской авиации, р.; $C_{об}$ — стоимость оборотных средств гражданской авиации, р.; $\sum W^{усл}_{т\text{-}км}$ — годовой объем транспортной продукции в условных тонно-километрах, произведенной всей гражданской авиацией. Откуда

$$\sum W^{усл}_{т\text{-}км} = \sum (C_{т-км} L) + \sum (t N_{произв}),$$

где $\sum (C_{т-км} L)$ — суммарный объем перевозок по всем самолетам; $\sum (t N_{произв})$ — суммарный выполненный объем по всем самолетам; t — общий налет часов всех самолетов, ч.; $N_{произв}$ — нормативная производительность одного полета соответствующего самолета [30, табл. 6.5, с. 99], т—км/ч.

4.9.9. Оценка экономической эффективности

Она производится сопоставлением полных затрат труда на создание самолета с экономией текущих затрат труда от его

применения. Для пассажирских и транспортных самолетов при сопоставлении их друг с другом применяют приведенные затраты, включающие в себя себестоимость тонно-километра и капитальные вложения [21]

$$a_{пр} = a + a_{кап\ вл},$$

где a — себестоимость перевозок, коп/т—км; $a_{кап\ вл}$ — приведенные капитальные вложения, коп/т—км.

Масса коммерческой нагрузки для пассажирского самолета определяется по формуле

$$m_н = 90\, n_{пас} + 290\left(V_{баг} - \frac{20\, n_{пас}}{120}\right).$$

Себестоимость перевозок определяется по формуле

$$a = \frac{100\, A}{k_{ком} m_н T_{рейс}},$$

где A — расходы на эксплуатацию самолета в течение летного часа, р./ч;

$k_{ком} = 0{,}58$ для магистрального дозвукового самолета;

$k_{ком} = 0{,}65$ для магистрального сверхзвукового самолета;

$k_{ком} = 0{,}75$ для легкого многоцелевого самолета.

Здесь

$$A = A_{ас} + A_{ад} + A_{гос} + A_{год} + A_{топ} + A_{зп} + B_{ап},$$

где $A_{ас}$ — расходы на амортизацию самолета, р./ч.;

$$A_{ас} = k_1\, C_с \frac{1 + k_{рс}\,(T_с / t_с - 1)}{T_с}.$$

Здесь $k_1 = 1{,}05$ учитывает непроизводственный налет (облет, тренировки, обучение экипажей и т. п.);

$C_с$ — определение дано в п. 4.9.4;

$k_{рс} = 0{,}11 + 2 \cdot 10^6 / C_с$ является отношением стоимости одного капитального ремонта к первоначальной стоимости самолета;

$T_с$ — амортизационный или полный срок службы самолета в часах:

$T_с = 30000$ ч для магистральных самолетов;

$T_с = 25000$ ч для самолетов МВЛ;

$t_с = 5000$ ч — срок службы самолета между капитальными ремонтами.

Расходы на амортизацию двигателей определяются по формуле

$$A_{ад} = k_2\, n_{дв}\, C_{дв} \frac{1 + k_{рд}\,(T_{дв} / t_{дв} - 1)}{T_{дв}},$$

где $k_2 = 1{,}07$ учитывает непроизводственный налет,

$C_{дв} = k_{сх} k_{сер\ дв} P_{0i} (0{,}34—0{,}4) \sqrt[3]{P_{0i}}$ — стоимость ДТРД, р;

$k_{сх} = 0{,}85$ для ТРД;

$k_{сх} = 1$ для ДТРД при $M < 1$ и $k_{сх} = 1{,}5$ при $M > 1$;

$$k_{сер\ дв} = [1500/(\sum n_{дв})]^{0{,}25},$$

$\sum n_{дв}$ — число двигателей в серии.

Из предыдущей формулы

$$k_{рд} = 0{,}15 + 4{,}15 \cdot 10^{-5} [1 - 0{,}2 (T_{дв}/t_{дв} - 1)] T_{дв},$$

где $t_{дв} = 3000$ ч срок службы двигателя между капитальными ремонтами.

Определение расходов на техническое обслуживание самолета $A_{тос}$ и двигателей $A_{тод}$ дано в п. 4.9.5,д.

Стоимость расходуемого в полете топлива находится по формуле

$$A_{топ} = 0{,}051\, k_5\, m_{топ}\, V_{рейс}/L,$$

где $k_5 = 1{,}0$ для дозвуковых самолетов с ТРД и ДТРД; $k_5 = 1{,}06$ для сверхзвуковых пассажирских самолетов.

Расходы на заработную плату вычисляются по формуле

$$A_{зп} = C_{лис}\, n_{лис} + C_{бп}\, n_{бп},$$

где $n_{лис}$ — число членов летно-подъемного состава (летчики, штурманы, бортинженеры, радисты);

$n_{бп}$ — число бортпроводников;

$C_{лис}$ и $C_{бп}$ — средняя часовая заработная плата летно-подъемного состава и бортпроводников;

$C_{лис} = 11$ р./ч, $C_{бп} = 4$ р./ч — для магистральных дозвуковых самолетов и самолетов МВЛ;

$C_{бп} = 7{,}5$ р./ч, $C_{лис} = 20$ р./ч — для сверхзвуковых магистральных самолетов;

$C_{лис} = 8$ р./ч для многоцелевых самолетов;

$B_{ап}$ — косвенные (аэропортовые) расходы, учитывающие затраты на содержание аэропортов и административно-технических служб, р./ч;

$$B_{ап} = 0{,}083\, m_0^{0{,}7}.$$

Здесь m_0 — взлетная масса самолета, кг.

Приведенные капиталовложения вычисляются по формуле

$$a_{кап\ вл} = \frac{100\, E\, (1{,}05\, C_c + 1{,}03\, C_{дв} n_{дв}\, b)}{k_{ком} m_n V_{рейс} B_{год}}.$$

где $E = 0{,}12 \frac{1}{\text{год}}$ — нормативный коэффициент эффективности капиталовложений;

$b = 1{,}17 + 0{,}29\, B_{\text{год}}/t_{\text{дв}}$ — отношение числа двигателей, предназначенных для эксплуатации самолета, с учетом замен, к числу двигателей, установленных на самолете;

$B_{\text{год}}$ — объяснение дано в п. 4.9.5,г.

5. РАБОЧЕЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ АГРЕГАТА

В качестве проектируемого агрегата могут быть заданы центроплан, отъемная часть крыла (ОЧК), крыло легкого самолета, фюзеляж или его отсеки (носовой, средний, хвостовой), стабилизатор, руль высоты, цельноповоротное горизонтальное оперение (ЦПГО), киль, руль направления, предкрылок, закрылок, основная или носовая опоры шасси, гондола двигателя, ручные или ножные посты управления, топливная масляная и гидравлическая системы, система кондиционирования и другие [15].

Исходными материалами для проектирования агрегата или системы служат материалы эскизного проектирования — ТТТ, чертеж общего вида, компоновка самолета.

Существуют следующие основные этапы проектирования:

составление требований к агрегату или системе;

разработка конструктивно-силовой (кинематической) схемы агрегата или принципиальной схемы системы;

выбор и обоснование основных конструкционных материалов и полуфабрикатов;

определение расчетных нагрузок;

прочностной расчет;

разработка сборочного чертежа или полумонтажной схемы;

технологическая проработка сборки и стыковки агрегата или монтажа системы;

разработка чертежа детали;

составление описания агрегата или системы.

5.1. СОСТАВЛЕНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К АГРЕГАТУ

Необходимо указать следующие требования:

а) функциональные, обеспечивающие работоспособность и выполнение основных задач;

б) получения минимальной массы конструкции при обеспечении необходимой прочности, жесткости и ресурса;

в) технологические для снижения трудоемкости и себестоимости производства;

г) эксплуатационные для снижения трудоемкости проведения регламентных работ, обслуживания и ремонта.

5.2. ВЫБОР КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЙ (КИНЕМАТИЧЕСКОЙ) СХЕМЫ АГРЕГАТА ИЛИ ПРИНЦИПИАЛЬНОЙ СХЕМЫ СИСТЕМЫ

С учетом конструктивно-силовой схемы (КСС) и схемы членения самолета, намечается силовая конструкция агрегата. Для агрегатов типа несущих поверхностей исследуются варианты применения лонжеронных, кессонных, моноблочных силовых схем, выбирается расположение лонжеронов, стрингеров, нервюр, стыковых узлов, узлов навески агрегатов, силовых окантовок вырезов, типов обшивок. Для снижения массы агрегата рекомендуется совмещать силовые элементы — нервюры, шпангоуты для крепления шасси, закрылков, киля, стабилизатора, двигателей и т. д.

Для фюзеляжа выбирается тип обшивки и расположение лонжеронов, стрингеров, рядовых и силовых шпангоутов, бимсов, окантовок вырезов, узлов крепления крыла, оперения, шасси, двигателей.

Для шасси исследуются ферменные, балочные или балочно-подкосные силовые схемы с телескопической, рычажной или полурычажной навеской колес, намечается кинематическая схема уборки-выпуска, схемы фиксации опор в выпущенном и убранном положениях, схемы тележек многоколесных опор.

Для систем разрабатывается принципиальная схема, намечается номенклатура входящих в нее агрегатов, места их расположения и крепления к элементам силового каркаса. Выбирается величина рабочего хода и давления рабочего тела, автономность магистралей и их кольцевание, степень резервирования, распределение расхода рабочего тела по каждой магистрали, рабочая температура, количество насосов и их типы. Предусматриваются заправочные, сливные краны и горловины, топливные и гидравлические аккумуляторы, аварийные системы питания, системы наддува.

5.3. ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ ЧЕРТЕЖ, КИНЕМАТИЧЕСКАЯ ИЛИ ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМЫ

Теоретический чертеж выполняется на ватмане (миллиметровой бумаге) и содержит: расположение силовых элементов агрегата и его достаточное число проекций, видов, сечений; геометрию внешних форм агрегата; таблицы цифровой инфор-

мации для построения основных сечений агрегата или его профилей. Теоретический чертеж должен нести всю информацию по агрегату для построения плазов и разработки сборочной и технологической оснастки.

Для агрегатов планера теоретический чертеж должен иметь боковую, плановую проекции и вид спереди. Несущие поверхности должны иметь корневое и концевое сечения с таблицами координат профиля, законом сопряжения профилей, углами крутки плоскости хорд. На боковой и плановой проекциях осевыми линиями показываются теоретические линии элементов каркаса, оси узлов стыковки, вращения, навески элеронов, рулей, механизации с соответствующими надписями, оси замков, ручек, приводных механизмов, ограничителей отклонения или стопоров. Нервюры и шпангоуты нумеруются.

Базами для построения размеров, координат или плоскостей отсчетов могут быть: ось симметрии самолета, плоскость хорд профилей крыла и оперения, бортовая хорда крыла, строительная горизонталь самолета, «носок» его фюзеляжа.

Необходимо показать размеры, задающие положение баз агрегата относительно основных баз самолета.

Рули, элероны, органы механизации, кронштейны, навески, качалки, тяги, весовые балансиры, концевые обтекатели должны быть вписаны в теоретический контур профиля. Выступающие части должны быть закрыты обтекателями, геометрия которых показывается на чертеже.

Отклоняющиеся агрегаты и части показываются в крайних (убранных—выпущенных) положениях с разработкой необходимой кинематической схемы отклонения. При построении кинематической схемы окончательно устанавливаются размеры всех звеньев, расположение узлов крепления и замков убранного—выпущенного положения. Кинематическая схема должна отобразить положение агрегата или системы в рабочем состоянии. Они, в свою очередь, могут убираться в соответствующую нишу, гондолу или обтекатель с внутренней или внешней геометрией последних.

При разработке кинематической схемы следует обеспечить наименьшие усилия для уборки и выпуска всех элементов.

Для систем самолета (топливной, масляной, гидравлической, электрической, пневматической, кондиционирования) разрабатывается принципиальная схема с определением величин расхода и температуры рабочего тела. На чертеже показываются все агрегаты и продумывается их взаимодействие, расположение, крепление к силовому каркасу, пути передачи усилий, намечаются пути повышения надежности систем, работы в аварийных ситуациях, размещение, заправка и слив рабочего тела.

5.4. РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА АГРЕГАТЫ И СИСТЕМЫ САМОЛЕТА

Для каждого агрегата и системы самолета определяется вся совокупность нагрузок, действующих в различных случаях эксплуатации.

Расчетные нагрузки определяются по НЛГС-2 [19], нормам прочности (НП) [20] с учетом расчетных технических условий.

Нагрузки, действующие на крыло, оперение, рули, элероны, фюзеляж

Расчетными техническими условиями для планера самолета являются:

расчетные режимы и количественная информация о каждом режиме (скорость, скоростной напор);

расчетные случаи и величина коэффициента безопасности для каждого режима;

предельные эксплуатационные перегрузки;

расчетные массы агрегатов и грузов с размещением их на проектируемом агрегате;

эксплуатационные условия (температура, избыточное давление, влажность и т. п.).

Для несущих поверхностей в полете действуют следующие нагрузки [8, 10]:

распределенные аэродинамические силы, погонная нагрузка которых по размаху определяется приближенно пропорционально хордам:

для крыла $$q^{\text{р}}_{\text{аэр}} = \frac{m_0 g n^{\text{э}}_{\text{y}} f}{10 S} b_{\text{сеч}},$$

где f — коэффициент безопасности для расчетного режима (случая) полета;

распределенные массовые нагрузки конструкции, погонная нагрузка которых пропорциональна хордам:

для крыла $$q^{\text{р}}_{\text{кр}} = \frac{m_{\text{кр}} g n^{*}_{\text{y}} f}{10 S} b_{\text{сеч}};$$

массовые нагрузки от топлива, расположенного в крыле

$$q^{\text{р}}_{\text{т}} = \frac{m_{\text{т}} g n^{*}_{\text{y}} f}{10 S_{\text{б}}} b_{\text{б}},$$

где $S_{\text{б}}$, $b_{\text{б}}$ — соответственно площадь и хорда в плане топливных баков;

сосредоточенные массы грузов и агрегатов, прикрепленных к конструкции (двигатели, подвесные топливные баки, шасси, оборудование), находятся по формуле

$$m^{р}_{гр} = m_{гр}\, n^{э}_{у}\, f.$$

Суммарная погонная нагрузка по размаху крыла имеет вид:

$$q^{р}_{\Sigma} = q^{р}_{аэр} - q^{р}_{кр} - q^{р}_{г}.$$

Затем строим эпюру погонной суммарной нагрузки $q^{р}_{\Sigma}$ (рис. 5.1).

Погонная нагрузка от аэродинамических сил прикладывается по линии центров давления (ЦД) ($\sim 0{,}25\, b_{сеч}$).

Погонная нагрузка от массы конструкции, топлива и грузов прикладывается по линии ЦМ сечений (38...44% хорды) и в ЦМ грузов.

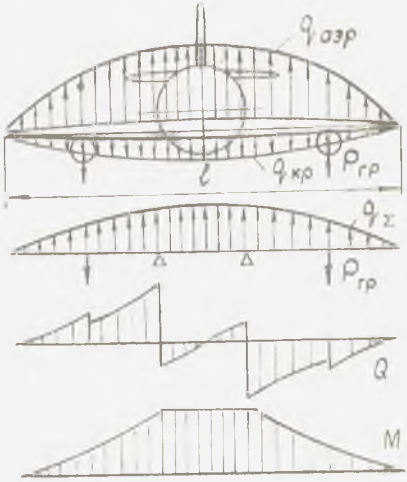

Рис. 5.1. Схема нагружения крыла и эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов

Для расчета конструкции агрегатов на прочность необходимо знать величины перерезывающих сил Q, изгибающих моментов M и крутящих моментов $M_{кр}$, действующих в сечениях. Эпюры Q и M строятся от суммарной погонной нагрузки. Перерезывающая сила Q подсчитывается по формуле

$$Q = \int_{l/2}^{z} q_{\Sigma}\, dz - \sum P_{гр}.$$

Под знак $\sum P_{гр}$ входят сосредоточенные силы от всех грузов и агрегатов, находящихся справа от рассматриваемого сечения.

Изгибающий момент $$M = \int_{l/2}^{z} Q\, dz.$$

Интегрирование ведется методом трапеций, а эпюры Q и M представлены на рис. 5.1.

Крутящий момент $M_{кр}$ подсчитывается относительно оси жесткости конструкции крыла.

Определение положения центров жесткости (ЦЖ) приводится в литературе [8].

Погонный крутящий момент от погонной аэродинамической и массовой силы конструкции

$$m = q_{аэр}\, a + q_{кр}\, b,$$

где a и b — плечи сил относительно центра жесткости сечения.

Эпюра $M_{кр}$ получается интегрированием эпюры погонных моментов с учетом моментов от сосредоточенных сил

$$M_{кр} = \int_{l/2}^{z} m dz - \sum P_{гр}\, r,$$

где r — плечо силы $P_{гр}$ относительно ЦЖ.

Для расчета нагрузок на фюзеляж необходимо также учесть: инерционные усилия от масс сосредоточенных грузов и конструкции фюзеляжа; избыточное давление в гермоотсеках кабин, немассовые нагрузки от тяги двигателей и опор шасси.

Фюзеляж проверяется на прочность в аварийных случаях при посадке с убранным шасси, полным капотом, при посадке на воду и др. Все нагрузки на фюзеляж рекомендованы в НЛГС (разд. 4.2.6) и НП.

Для опор шасси расчетные нагрузки определяются по НЛГС (разд. 4.2.3) или НП. Расчету нагрузок предшествует расчет параметров амортизатора исходя из нормированной работы ($A^э$, $A^э_{max}$) [13]. Определяются размеры амортизатора, колес и опоры шасси в целом. Для тормозных опор определяются потребные величины максимального тормозного момента и энергоемкость тормозов.

Нагрузки систем самолета

Расчетные технические условия для систем самолета должны содержать исходные данные, необходимые для определения нагрузок.

Для систем управления исходные данные включают:

перечень расчетных режимов полета;

эксплуатационные и предельные значения входных и выходных кинематических параметров (величин рабочего хода, углов отклонения), усилий на командных постах управления;

особые случаи работы системы.

Основная расчетная нагрузка для систем управления определяется при нагружении органа управления максимальным шарнирным моментом, а также определяется максимальное усилие на исполнительных элементах системы.

Требования к расчетной нагрузке систем управления приведены в работе [20, разд. 4.2.7].

При проектировании системы управления выполняется ее кинематический и силовой расчеты. Определяются число качалок, размеры их плеч, места установки и схемы включения рулевых машинок, приводов или гидроусилителей, величины усилий во всех ее элементах.

Для систем самолета (гидравлической, пневматической, топливной, кондиционирования) исходные данные включают:

тип, марку рабочего тела и его характеристики;

величину рабочего давления и потребные расходы на входе и выходе системы;

потребный ход и скорость срабатывания исполнительных элементов системы;

расчетные режимы работы системы.

При разработке одной из систем выполняется ее гидравлический расчет. Подбираются диаметры трубопроводов, потребные характеристики насосов, размеры силовых цилиндров, необходимые объемы баков и их расположение на самолете, схемы прокладки трубопроводов с учетом их монтажа и удобства при эксплуатационном обслуживании.

5.5. ПОДБОР СЕЧЕНИЙ ОСНОВНЫХ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ АГРЕГАТА, УЗЛА, ДЕТАЛИ

Для выбранных КСС несущих поверхностей известны положения лонжеронов. В зависимости от доли изгибающего момента, воспринимаемого поясами лонжеронов, меняется их несущая способность и КСС.

Если ввести коэффициент $\varkappa = 0...1$, то при $\varkappa = 1$ весь изгибающий момент M воспринимают лонжероны, при $\varkappa = 0$ весь изгибающий момент воспринимает панель.

При проектировочном расчете двухлонжеронного крыла принимаем, что M и Q воспринимаются лонжеронами, а $M_{кр}$ — обшивкой и стенкой заднего лонжерона, моменты инерции сечений лонжеронов пропорциональны квадратам высоты каждого лонжерона (рис. 5.2).

ЦЖ сечения можно определить при равных модулях упругости материалов $E_1 = E_2$

$$X_{цж} = \frac{H_1^3 x_1 + H_2^3 x_2}{H_1^3 + H_2^3};$$

перерезывающие силы и изгибающие моменты каждого лонжерона представлены в следующем виде:

$$Q_1 = Q \frac{H_1^3}{H_1^3 + H_2^3}; \quad Q_2 = Q \frac{H_2^3}{H_1^3 + H_2^3},$$

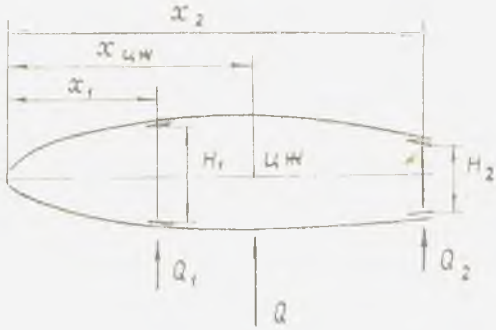

Рис. 5.2. Расчетная схема двухлонжеронного крыла

$$M_1 = M\frac{H_1^3}{H_1^3+H_2^3}; \quad M_2 = M\frac{H_2^3}{H_1^3+H_2^3}.$$

Определив положение ЦЖ, можно подсчитать погонные крутящие моменты и построить эпюру крутящих моментов $M_{кр}$ по размаху крыла.

Пояса лонжеронов нагружаются от изгибающего момента осевой силой

$$N_1 = M_1/kH_1 \text{ и } N_2 = M_2/kH_2,$$

где $k = 0{,}8...0{,}95$ — коэффициент использования строительной высоты профиля.

Площадь сечения поясов лонжеронов

$$F_{п1} = N_1/\sigma \text{ и } F_{п2} = N_2/\sigma,$$

где σ — допускаемые расчетные напряжения для растянутого пояса, а для сжатого пояса — допускаемые критические напряжения, рассчитываемые с учетом работы конструкции на ресурс в различных эксплуатационных условиях.

Погонная касательная сила в обшивке

$$q_{об} = M_{кр}/2\,\Omega,$$

где $M_{кр}$ — крутящий момент в сечении; Ω — площадь контура сечения.

Толщина обшивки

$$\delta_{об} = q_{об}/\tau_{разр},$$

где $\tau_{разр}$ — разрушающее касательное напряжение в обшивке.

Погонная касательная сил в стенке переднего лонжерона и толщина стенки

$$q_1 = Q_1/H_1 \text{ и } \delta_1 = q_1/\tau_{разр.}$$

Полная погонная касательная сила в стенке заднего лонжерона и толщина стенки

$$q_2 = q_2(Q) - q_2(M_{кр}) = Q_2/H_2 - M_{кр}/2\,\Omega; \quad \delta_2 = q_2/\tau_{разр.}$$

Аналогичные расчеты необходимо выполнять при проектировании узлов, деталей конструкции, определив предварительно нагрузки и действующие усилия на конкретный узел или деталь, построив соответствующие эпюры Q, M и $M_{кр}$.

В литературе [22, 18, 4] приведены примеры проектирования агрегатов, узлов и деталей конструкции летательных аппаратов.

5.6. СБОРОЧНЫЙ ЧЕРТЕЖ АГРЕГАТА. ЧЕРТЕЖ ДЕТАЛИ

Сборочный чертеж агрегата в зависимости от его размеров выполняется на ватмане в одном из масштабов: 1:1, 1:5, 1:10, 1:20 [9].

Агрегат на чертеже изображается в боковой и плановой или только одной проекции с продольным разрезом или при условно снятой обшивке. Опора шасси изображается на виде сбоку и спереди. Отдельно разрабатывается сборочный чертеж амортизатора.

На основной проекции показываются: габаритные и присоединительные размеры, а также размеры, необходимые для построения проекций; координируются оси лонжеронов, продольных стенок, стрингеров, ребер жесткости панелей, нервюр или шпангоутов, кронштейнов навески рулей и механизации; оси крепления агрегата к другим частям самолета; размеры, необходимые для сборки и установки агрегата. Показываются отсеки, узлы и панели агрегата, стыки обшивки, расположение и крепление бустеров, приводов, антенн, фар, навигационных габаритных и строевых огней, заливных горловин, габариты люков, дверей, окон, кинематика движения подвижных частей.

Конструктивные элементы агрегата, их силовая увязка показываются необходимым количеством видов, разрезов, сечений в масштабе 1 : 1. Для несущих поверхностей даются: полные сечения по хорде с видом на рядовую и усиленную нервюры; сечения по месту соединения «носка» и «хвостика» нервюры с лонжеронами, кронштейнов навески рулей и механизации с лонжеронами, нервюрой или продольными стенками; сечения и разрезы по креплению концевых обтекателей. Показываются

разрезы по нервюре с видом на стрингеры до и после нее, перестыковки стрингера на нервюре или стыке панелей обшивки. На видах, выносках, разрезах в масштабе 1:1, 1:5 изображаются: узлы крепления агрегата к другим частям; соединения силовых элементов, передающих нагрузку, с узлами крепления, которые должны быть взаимозаменяемы; конструкция противообледенительной системы.

На сборочном чертеже ЦПГО показываются установка и крепление оси поворота на фюзеляже или киле, силовые элементы, передающие нагрузки с оперения на ось, установка и конструкция «лючков» для осмотра и обслуживания.

На сборочных чертежах показываются типовые соединения: стрингеры с нервюрой или шпангоутом; секции «носков», хвостовиков, законцовок, хвостовиков по размаху; продольных и поперечных стыков обшивок или панелей; усилений в местах вырезов, узлов навески двигателей, специальных установок, качалок и проводки управления, бустеров, приводов и их обтекателей.

При разработке сборочного чертежа необходимо предусмотреть места подхода для сборки, нанесения герметика, тепло-звукоизоляции, подобрать стандартные детали крепежа (болты, винты, гайки, шайбы, шплинты, заклепки, токопроводящие перемычки металлизации в шарнирных соединениях), проставить позиции сборочных единиц, деталей, стандартных комплектов, поступающих на сборку по данному чертежу.

Поле чертежа разбивается на зоны формата А4 и все виды, разрезы, выноски, сечения должны иметь зонную адресацию.

Чертеж имеет штамп с названием агрегата, номером чертежа, масштабом основной проекции, фамилиями студента и руководителя проекта.

Над штампом (без заголовка) помещаются примечание, технические требования, которые поясняют особенности и характеристики агрегата, технологии сборки, сборочные ограничения или общие требования к нему. Технические требования включают величины затяжки болтов и винтов в ответственных соединениях, допуски на внешние обводы агрегата, выступающие или западающие головки крепежа, покрытия и смазку, углы отклонения и рабочие ходы, рабочее давление в системах и гермокабинах фюзеляжа, допускаемые утечки рабочего тела, порядок контроля, регулировки и испытаний, величины допустимых зазоров и т. п.

К сборочному чертежу составляется спецификация на все позиции входящих сборочных единиц, деталей, нормалей, стандартов, готовых изделий на отдельных листах формата А4 и вкладывается в пояснительную записку.

Для одной из сборочных единиц агрегата (по согласованию с руководителем проекта) выполняется рабочий чертеж детали [9]. На чертеже дается необходимое для изготовления детали количество видов, разрезов, сечений, проставляются размеры и предельные отклонения для изготовления детали одним из способов: литьем, штамповкой, сваркой или механической обработкой. Над штампом чертежа записываются технические требования для соответствующего способа изготовления детали [17], в которых указываются термообработка, противокоррозионные покрытия, контроль, маркировка, место и способ подгонки по массе, чистота и точность обрабатываемых поверхностей, сопряжений.

5.7. СПЕЦИФИКАЦИЯ НА СБОРОЧНЫЙ ЧЕРТЕЖ

Спецификация на сборочный чертеж определяет состав сборочной единицы и ее комплектацию. Все позиции, проставленные на чертеже, вносятся в спецификацию по форме ГОСТ 2.108—68. Для опор шасси и систем управления принята форма спецификации 1 ГОСТ 2.108—68 [9]. Спецификация помещается в пояснительной записке.

5.8. ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ И ДИРЕКТИВНОЙ ТЕХНОЛОГИИ СБОРКИ АГРЕГАТА

Любое проектирование заканчивается описанием спроектированного изделия, в котором приводятся основные параметры и характеристики, кратко излагается устройство, оборудование и системы.

Описание содержит особые решения, преимущества нового самолета и включает следующие разделы.

1. Основные параметры и характеристики самолета содержат: назначение, схему самолета, условия эксплуатации, перечень основных технических характеристик, описание компоновки в разных вариантах загрузки и серию, модификацию самолета.

2. Конструкция самолета показывает: КСС крыла, фюзеляжа, оперения, шасси, особенности форм, геометрических и относительных параметров агрегатов, применяемой механизации крыла, органов управления, относительного положения агрегатов, размещения пассажиров, грузов, входных и аварийных дверей и люков, положение, кинематику и конструкцию основных опор и пневматиков колес, применяемые материалы, эксплуатационные и технологические разъемы конструкции, расчетный ресурс планера.

3. Управление самолетом включает применяемую схему, балансировку, конструкцию командных рычагов, проводки управления, применяемых гидроагрегатов, демпферов, автоматов и степень резервирования элементов системы управления.

4. Оборудование и системы самолета отображают применяемое приборное, радиоэлектронное, бытовое, погрузочно-разгрузочное и аварийно-спасательное оборудование, вооружение и его варианты. Описываются особенности работы систем: гидравлической, топливной, противопожарной, жизнеобеспечения экипажа и пассажиров, противообледенительной, электрической, внешнего и внутреннего освещения.

5. СУ показывает тип, количество, параметры применяемых двигателей, основные технические характеристики и конструкцию, реверсирование и управление.

Директивная технология сборки включает технологические решения, обеспечивающие рациональное изготовление и эксплуатацию агрегата. В директивной технологии должны быть отражены: применяемые материалы; виды заготовок и полуфабрикатов; технологические процессы, обеспечивающие необходимые характеристики материалов; способы обеспечения взаимозаменяемости, точности сборочных размеров; схема и последовательность сборки, включая контрольные операции и методы испытаний собранного агрегата или системы.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Альбом оборудования самолетов: бомбардировщика, фронтового истребителя-перехватчика; Учеб. пособие / Под ред. В. А. Комарова. Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1980.

2. *Асланов В. С.* Альбом по пилотажно-навигационному оборудованию пассажирского самолета: Учеб. пособие/Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1980.

3. *Бадягин А. А., Овруцкий Е. А.* Проектирование пассажирских самолетов с учетом экономики эксплуатации. М.: Машиностроение, 1964.

4. *Вильчек М. И.* Проектирование узлов силовых конструкций летательных аппаратов: Учеб. пособие/Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1985.

5. *Вислов И. П.* Выбор параметров и характеристик гражданского самолета: Учеб. пособие / Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1976.

6. *Гличев А. В.* Экономическая эффективность технических систем. М.: Экономика, 1971.

7. ГОСТ 2.105-79. Общие требования к текстовым документам. М.: Изд-во стандартов, 1988.

8. *Гребеньков О. А.* Конструкция самолетов. М.: Машиностроение, 1984.

9. Единая Система Конструкторской Документации. М.: Изд-во стандартов, 1988.

10. *Зотов А. А.* Методы автоматизированного расчета авиационных конструкций / Моск. авиац. ин-т. М., 1986.

11. Иностранные авиационные и ракетные двигатели / Под ред. Г. В. Скворцова. М.: Центр. ин-т авиамоторостроения. М., 1971.

12. Итоги науки и техники: В 2 т. Сер. Авиастроение / Под ред. М. Н. Шульженко. ВИНИТИ. М., 1976.
13. *Кан С. Н., Свердлов А. И.* Расчет самолета на прочность. М.: Оборонгиз, 1966.
14. *Киселев В. А.* Вопросы компоновки пассажирских самолетов: Учеб. пособие / Моск. авиац. ин-т, М., 1977.
15. *Козлов Д. М., Бородкин Б. Т.* Проектирование агрегатов и систем самолета / Куйбышев, авиац. ин-т. Куйбышев, 1980.
16. Проектирование самолета: Учеб. пособие / О. Н. Корольков, Б. А. Юдкевич, Д. М. Козлов, М. И. Вильчек. Куйбышев, авиац. ин-т. Куйбышев, 1983.
17. *Майнсков В. И.* Технические требования на чертежах / Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1982.
18. *Назаров Г. П., Красоткин А. А., Попов Ю. И.* Конструирование агрегатов планера / Моск. авиац. ин-т. М., 1983.
19. Нормы летной годности гражданских самолетов СССР—НЛГС-2. Межведомственная комиссия. М., 1974.
20. Нормы прочности сухопутных самолетов. Межведомственная комиссия / Центр аэрогидродинамич. ин-т. М., 1974.
21. Проектирование самолетов / Под ред. С. М. Егера. М.: Машиностроение, 1983.
22. Проектирование конструкций самолетов / Е. С. Войт и др. М.: Машиностроение, 1987.
23. Справочник по авиационному оборудованию / Под ред. С. В. Колесова. М.: Воениздат, 1961.
24. Статистические данные зарубежных пассажирских самолетов / Центр. аэрогидродинамич. ин-т. М., 1983.
25. Техническая информация / Под ред. Г. В. Александрова. Центр. аэрогидродинамич. ин-т. Вып. 1—24. М., 1986.
26. Техническое описание пассажирского самолета АН-10 / Под ред. О. К. Антонова. М.: Аэрофлот. 1958.
27. Требования к оформлению учебных текстовых документов / В. Н. Гаврилов и др. Куйбышев, авиац. ин-т. Куйбышев, 1987.
28. *Шахов В. Г.* Аэродинамические усовершенствования и схемы летательных аппаратов: Учеб. пособие / Куйбыш. авиац. ин-т. Куйбышев, 1984.
29. *Шульженко М. Н.* Конструкция самолетов. М.: Машиностроение, 1971.
30. Экономика гражданской авиации / Под ред. Л. В. Мирошникова. М.: Транспорт, 1975.
31. Экспресс-информ., Сер. Авиастроение / ВИНИТИ. Вып. 1—20, М., 1988.

ОГЛАВЛЕНИЕ

1. Цели и задачи курсового проектирования 3
   1.1. Назначение курсового проекта 3
   1.2. Основные направления курсового проекта 3
   1.3. Содержание курсового проекта 3
   1.4. Оформление пояснительной записки и чертежей . . . 4
   1.5. Защита курсового проекта 5
2. Разработка технического задания 5
   2.1. Анализ статистического материала 5
   2.2. Технико-экономические требования 7
   2.3. Тактико-технические требования 7
3. Разработка технических предложений 8
   3.1. Выбор аэродинамической схемы, относительных геометрических параметров и характеристик 8
   3.2. Выбор механизации крыла 14
   3.3. Выбор удельной нагрузки на крыло 16
   3.4. Выбор типа силовой установки и ее размещение . . . 18
   3.5. Определение относительного запаса топлива 21
   3.6. Выбор тяговооруженности самолета 21
   3.7. Определение относительной массы силовой установки . . 24
   3.8. Определение относительной массы конструкции планера . . 24
4. Эскизное проектирование самолета 25
   4.1. Определение взлетной массы самолета первого приближения m_0^{I} 25
   4.2. Определение геометрических параметров 27
   4.3. Определение взлетной массы второго приближения m_0^{II} . . 28
   4.4. Весовая сводка и массовая отдача самолета . . . 32
   4.5. Разработка конструктивно-силовой схемы самолета . . 33
   4.6. Компоновка и центровка самолета 34
   4.7. Общий вид самолета 38
   4.8. Техническое описание самолета 40
   4.9. Оценка спроектированного самолета 41
5. Рабочее проектирование агрегата 47
   5.1. Составление требований к агрегату 47
   5.2. Выбор конструктивно-силовой (кинематической) схемы агрегата или принципиальной схемы системы 48
   5.3. Теоретический чертеж, кинематическая или принципиальная схемы 48
   5.4. Расчетные нагрузки на агрегаты и системы самолета . . 50
   5.5. Подбор сечений основных силовых элементов агрегата, узла, детали 53
   5.6. Сборочный чертеж агрегата. Чертеж детали 55
   5.7. Спецификация на сборочный чертеж 57
   5.8. Описание конструкции и директивной технологии сборки агрегата 57

Библиографический список 58