

КУАИИВ(У)
П 291

ЗФ

Министерство высшего и среднего специального
образования РСФСР

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени академика С.П.Королева

ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА.
РАЗРАБОТКА ТРЕБОВАНИЙ,
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ

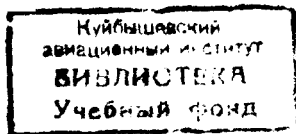
Куйбышев 1990

Министерство высшего и среднего специального
образования РСФСР

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени академика С.П.Королева

ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА.
РАЗРАБОТКА ТРЕБОВАНИЙ.
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ

Методические указания
к лабораторным работам



Куйбышев 1990

Составители: О.Н.Корольков, Д.М.Козлов,
И.П.Вислов, Н.В.Власов

УДК 629.735.33

Проектирование самолета. Разработка требований, определение взлетной массы: Метод. указания к лабораторным работам /Куйбышев. авиац. ин-т; Сост. О.Н.Корольков, Д.М.Козлов, И.П.Вислов, Н.В.Власов. Куйбышев, 1990. 36 с.

Указания являются первой частью цикла лабораторных работ по эскизному проектированию самолета. Рассмотрены вопросы разработки тактико-технических требований, выбора схемы, определения тяговооруженности и взлетной массы самолета.

Указания предназначены для студентов специальности 13.01, изучающих курс "Проектирование самолетов". Подготовлены кафедрой конструкций и проектирования ЛА.

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

Рецензент Л.П.Юмашев

Лабораторная работа № I

РАЗРАБОТКА ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИХ ТРЕБОВАНИЙ К ПРОЕКТИРУЕМОМУ САМОЛЕТУ

Ц е л ь р а б о т ы :

углубленное изучение истории развития, современного состояния и дальнейших перспектив авиационной техники на примере самолетов конкретного типа;

получение навыков в составлении статистического материала, его обработке и анализе с целью использования полученных результатов при проектировании;

углубление знаний и получение навыков по формированию комплекса тактико-технических требований к самолету.

I. ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

Разработке тактико-технических требований (ТТТ) к проектируемому самолету предшествует весьма важный и трудоемкий комплекс предварительных исследований - анализ проектной ситуации, который в значительной мере основывается на изучении статистического материала.

1.1. Статистика

Просмотрев справочную [1 - 4] и периодическую литературу за последние годы, студент намечает несколько (от 3 до 5) самолетов, однотипных с проектируемым, для включения их в статистику. По каждому самолету составляется краткое описание с указанием наиболее важных и оригинальных технических решений, использованных при его разработке. К описанию прилагаются три проекции самолета в масштабе на кальке или миллиметровке.

Основные технические характеристики и параметры этих самолетов включаются в сводную статистическую таблицу. Ее содержание уточняется применительно к типу проектируемого самолета. Особое внимание при составлении таблицы следует уделять относительным параметрам (геометрическим, весовым и др.), которые впоследствии могут использоваться при отыскании абсолютных параметров проектируемого самолета. Недостающие геометрические размеры снимают с трех проекций самолетов после определения их масштаба [9. С. 238, 369, 377]. Последняя строчка таблицы оставляется свободной для внесения в нее впоследствии данных проектируемого самолета.

1.2. Анализ проектной ситуации

При выполнении данного этапа решаются следующие задачи:

1) анализируются особенности развития и определяется современное состояние характеристик и параметров самолетов, однотипных с проектируемым;

2) изучаются перспективы развития анализируемого типа самолетов и прогнозируется для него изменение важнейших показателей на ближайшее будущее;

3) намечаются пути и средства улучшения характеристик проектируемого самолета за счет использования новых технических решений с указанием примерных границ изменения его важнейших параметров с помощью того или иного новшества;

4) дается примерная качественная или количественная оценка потребности в новом самолете с указанием предполагаемого рынка сбыта.

Решение первых двух задач базируется на анализе статистического материала. Важное значение при этом имеет построение статистических графиков взаимосвязи параметров и характеристик самолетов: угол

Основные данные самолетов

№ п/п	0	1	2	Характеристики силовой установки			Массовые характеристики								
	Наименование самолета, фирма, страна, год выпуска	Экипаж	Тип, обозначение и количество двигателей	Статическая тяга $P_0, \text{ даН}$	Тяга с форсажем $P_{0p}, \text{ даН}$	Удельный расход топлива $\text{кг} / (\text{ч} \cdot \text{кг} \cdot \text{с}^{-1})$ $(\text{кг} \cdot \text{с}^{-1}) / \text{кг} \cdot \text{ч}$	Удельный расход топлива на крейсерском режиме	Степень двухконтурности η	Удельный вес двигателя $\gamma = \text{кг} \cdot \text{с} / 10^3$	Взлетная масса m_0 , кг	Масса коммерческой (боевой) нагрузки $m_{\text{ком}}, \text{ кг}$	Масса пустого самолета $m_{\text{пуст}}, \text{ кг}$	Масса топлива m_p , кг	Полная боевая отача $K_{\text{в.о}} = \frac{m_0 - m_{\text{пуст}}}{m_0}$	Боевая отача по коммерческой нагрузке $K_{\text{ком}} = \frac{m_0}{m_{\text{ком}}}$
	I		3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15

Основные данные самолетов (продолжение)

Геометрические характеристики

16	Удельная нагрузка на крыло $P_0 = \frac{m_0}{S}$, $дН/м^2$	
17	Литоворуженность (энергo- вооруженность) $\frac{10P_0}{N_{ог. кBT}}$ ($N_{ог. мB}$) $\frac{m_0}{N_{ог. дBH}}$	
18	Площадь крыла S , $м^2$	
19	Размах крыла l , $м$	
20	Удлинение крыла λ	
21	Сужение крыла γ	
22	Угол стреловидности крыла χ°	
23	Относительные толщины C_0 ; C_{x4}	
24	Диаметр фюзеляжа $D_{фз}$, $м$	
25	Удлинение фюзеляжа $\lambda_{ф}$	
26	Удлинение носовой части фюзеляжа $\lambda_{фнч}$	
27	Удлинение горизонтального оперения $\lambda_{гo}$	
28	Сужение горизонтального оперения $\beta_{гo}$	
29	Средняя хорда горизонталь- ного оперения $\chi_{гo}$	
30	Относительная толщина $C_{гo}$	
31	Площадь горизонтального оперения $S_{гo}$, $м^2$	
32	Коэффициент статического момента $K_{гo} = \frac{S_{гo} L_{гo}}{S B H}$	
33	Удлинение вертикального оперения $\lambda_{вo}$	

Основные данные самолетов (продолжение)

Геометрические характеристики		Летные характеристики			
34	Углубление вертекляного оперения γ_{80}	35	Стреловидность вертекляного оперения χ_{80}	36	Относительная толщина вертекляного оперения C_{80}
		37	Площадь вертекляного оперения S_{80} , м ²	38	Коэффициент статического момента $K_{80} = \frac{S_{80} L_{80}}{S_{80}}$
		39	Относительная база шасси $\bar{b}_0 = b_0 / L_{cp}$	40	Относительная колесная база $B = B / l$
		41	Максимальная скорость на высоте полета $V_{max} / H = \frac{KM/H}{M}$	42	Крейсерская скорость на высоте полета $\frac{V_{кр} / H}{KM/H}, \frac{KM}{H}$
		43	Посадочная скорость $V_{пос}$, км/ч	44	Скорость захода на посадку $V_{зп}$, км/ч
		45	Потолок $H_{п}$, м	46	Дальность полета с нагрузкой $L_p / M_{ком}, KM / KM$

Основные данные самолетов (окончание)

Летные характеристики		Прочие данные										
47	Максимальная дальность полета с нагрузкой $L_{max}/\text{т.км}, \text{ км/т.}$											
48	Перегоночная дальность полета $L_{пер}, \text{ км}$											
49	Радиус действия $R_r, \text{ км}$											
50	Длина разбега (длина ВПП) $L_{разб}, \text{ м}$											
51	Продолжительность полета $t, \text{ ч}$											
52	Скорость $V_{го}, \text{ км/ч}$											
53	Радиус вылета $R_{выр}, \text{ м}$											
54	Число пассажиров n											
55	Габариты грузовой кабины $B \times H \times L, \text{ м}$											
56	Вооружение											
57	Тип ВПП											
58	Стоимость самолета, $P (\text{долл.})$											
59	Средняя скорость перевозок, км/т.км											
60	Топливная эффективность км/л.т.км											
61	Расчетная (эксплуатационная) перегрузка $n_{г}$											

стреловидности - скорость, относительная толщина - скорость, удлинение крыла - дальность полета, удельная нагрузка на крыло - посадочная скорость, потолок, радиус виража и т.д. В прогнозировании летных характеристик помогут статистические графики изменения их по годам.

Решение третьей задачи требует знания последних достижений в основных областях авиационной науки и техники, таких как аэродинамика, двигателестроение, конструкция и материалы, системы оборудования и вооружения и др. Только широкое использование всего самого нового и передового может обеспечить высокую эффективность и конкурентоспособность проектируемого самолета. Необходимую информацию по указанным вопросам можно найти в периодической литературе по авиации.

1.3. Разработка ТТТ

При разработке тактико-технических требований к самолету намечаются основные цели и задачи проектирования. Устанавливаются потребные значения важнейших параметров и характеристик проектируемого самолета. Определяются особенности его производства и эксплуатации.

По своей сути ТТТ играют роль ограничений на величину проектных переменных, выбираемых или определяемых в процессе проектирования. Налагаемые ограничения должны, с одной стороны, обеспечить выбор проектных переменных в области их допустимых значений - в "области существования самолета", а с другой стороны, они должны дать возможность проектировщику путем оптимизации проектных переменных получить конкурентоспособный самолет, превосходящий по своим качествам существующие и вновь создаваемые однотипные самолеты.

Выполнение первого условия обеспечивается использованием при проектировании уравнения существования самолета. Выполнение второго условия должно быть подтверждено сравнением проектируемого самолета с прототипами по достаточно общему критерию оценки его экономической или боевой эффективности.

При составлении ТТТ необходимо полностью учитывать требования общих нормативных и директивных документов, таких как нормы прочности, нормы летной годности или требования ИКАО, рекомендации по технологичности и др. Причем требования этих нормативных доку-

ментов в ТТТ записываются полностью, одни ссылки на источники не допускаются.

Все ТТТ формулируются таким образом, чтобы в процессе проектирования их можно было либо выполнить, либо не выполнить, что позволит просто и однозначно дать оценку полученным в конце проектирования результатам.

Все требования к проектируемому самолету подразделяются на следующие группы.

Тактико-технические характеристики - в них указываются назначение самолета, задачи, которые он должен выполнять, состав экипажа, целевой нагрузки, оборудования, вооружения, летно-тактические характеристики, требования надежности, живучести, безопасности полета.

Технико-экономические требования - указывают значения основных критериев экономической, топливной эффективности самолета, а также технические характеристики перевозимых грузов, удельные параметры грузовых и багажных помещений.

Технологические требования - содержат требования к основным материалам, полуфабрикатам, технологическим процессам, которые будут использоваться при изготовлении самолета, оговаривается масштаб производства, степень панелирования или монолитности агрегатов и узлов самолета, их предельные размеры.

Эксплуатационные требования - включают требования эксплуатационной технологичности, технического обслуживания и ремонта.

Прочие требования - в этом разделе указываются требования охраны труда, защиты окружающей среды, обеспечения гражданской обороны и др.

Для гражданских самолетов целый ряд специальных требований назначается в соответствии с нормативными материалами, содержащимися в нормах летной годности [6] (см. также [5, Гл. 9]).

Для военных самолетов специальные требования, связанные с особенностями их применения и базирования, составляются на основе материалов, содержащихся в периодической литературе. Некоторые сведения по этим вопросам приводятся в гл. XXI учебника "Конструкция летательных аппаратов" [7] и гл. 10 учебника "Проектирование самолетов" [5]. Для легких - спортивных, учебно-тренировочных, сельскохозяйственных самолетов некоторые материалы по разработке ТТТ можно найти в работе [8].

Ниже приводится подробный перечень требований и даются некоторые указания по их выбору и обоснованию.

1.3.1. Тактико-технические характеристики

1. Назначение самолета.
2. Основные задачи, выполняемые базовым самолетом.
3. Варианты использования и возможные модификации самолета.
4. Состав цельной (коммерческой, боевой) нагрузки для базового самолета и для модификаций.
5. Состав экипажа и выполняемые его членами функции.
6. Состав и особенности спецоборудования.
7. Степень автоматизации при выполнении основных задач.
8. Состав вооружения.
9. Средства радиоэлектронной и радиационной защиты.

10. Лётно-тактические характеристики. Как уже указывалось, все требования, в том числе и лётно-тактические характеристики, при проектировании выступают в качестве ограничений, выполнение которых обязательно при выборе параметров проектируемого самолета. От количества и качества этих ограничений зависят результаты проектирования, степень совершенства будущего самолета, оцениваемая по тем или иным критериям. Очевидно, что максимальная эффективность самолета (экстремум критерия) может быть достигнута путем оптимизации его параметров при наименьшем числе ограничений и большей свободе выбора у проектировщика. Поэтому при разработке ТТТ следует задавать минимальное количество ограничений на лётные характеристики, которые необходимо назначать достаточно обоснованно с полным пониманием влияния задаваемых характеристик на общую эффективность проектируемого самолета.

На этапе исследования проектной ситуации и составления ТТТ основной для назначения лётно-тактических характеристик проектируемого самолета служит статистический материал. Однако для получения убедительных обоснований назначаемых лётных характеристик статистический материал должен быть правильно собран, обработан и интерпретирован.

Состав лётных характеристик и их величина зависят прежде всего от назначения самолета.

Для пассажирских и транспортных самолетов при назначении лётно-тактических характеристик вполне можно ограничиться основными параметрами крейсерского режима — крейсерской скоростью $V_{\text{Крейс}}$ и

высотой крейсерского полета $H_{крейс}$, а также взлетно-посадочными характеристиками — длиной разбега $l_{разб}$, посадочной скоростью $V_{пос}$ или скоростью захода на посадку $V_{зах}$. Расчетная дальность полета L_p и коммерческая нагрузка обычно задаются в задании.

Скорость $V_{крейс}$ и высота полета $H_{крейс}$ в большой степени зависят от дальности полета L_p . Как правило, с уменьшением L_p величины $V_{крейс}$ и $H_{крейс}$ снижаются, так как чрезмерно высокая $V_{крейс}$ на малой дальности полета увеличивает расходы топлива и повышает себестоимость перевозок, не давая заметного выигрыша во времени полета, а неоправданно завышенная $H_{крейс}$ увеличивает время набора высоты и снижения, уменьшая тем самым рейсовую скорость, что также приводит к повышению себестоимости перевозок. Обоснованием для назначения указанных характеристик могут служить статистические графики $V_{крейс}(L_p)$ и $H_{крейс}(L_p)$. Для построения этих графиков можно использовать самолеты различных классов дальности, чтобы охватить достаточно широкий диапазон L_p . Имея такие графики, обоснованно выбирают и задают потребные величины $V_{крейс}$ и $H_{крейс}$ для проектируемого самолета.

Взлетно-посадочные характеристики — $l_{разб}$, $V_{пос}$ ($V_{зах}$) — в первую очередь связаны с классом аэродрома и размером ВПП, на которых предполагается эксплуатировать самолет. Поэтому обоснованием выбора взлетно-посадочных характеристик могут служить статистические графики $l_{разб}(L_{впп})$, $V_{пос}(L_{впп})$, $V_{зах}(L_{впп})$ для самолетов того же класса, что и проектируемый. А так как класс аэродрома и $L_{впп}$ связаны в первую очередь с дальностью полета, то и в этом случае возможно использование статистических зависимостей $l_{разб}(L_p)$, $V_{пос}(L_p)$, $V_{зах}(L_p)$.

Для маневренных самолетов к основным летно-тактическим характеристикам, кроме взлетно-посадочных, следует отнести максимальную скорость полета V_{max} (M_{max}), максимальную скороподъемность $V_{до}$, потолок H_p , радиус виража $R_{вир}$, допустимую перегрузку $n_{доп}$. Указанные летные характеристики зависят прежде всего от назначения самолета, его взлетной массы m_0 , времени выпуска. Поэтому обоснованием для назначения этих параметров (Π_i) могут служить статистические графики типа $\Pi_i(m_0)$, $\Pi_i(200\text{ втн})$ по однотипным самолетам.

II. Тактические требования. К ним относятся:

условия базирования: класс аэродрома, тип ВПП, возможность ускоренного взлета и посадки;

профиль типового полета;
тактика выполнения боевых операций;
время ухода с аэродрома базирования;
время подготовки к повторному вылету;
наличие средств обеспечения автономного взлета;
средства механизации погрузочно-разгрузочных работ;
время погрузки-выгрузки самолета;
возможность десантирования с воздуха живой силы и техники.

12. Требования надежности, живучести и безопасности. Здесь указываются:

назначенный ресурс самолета;
минимальное количество двигателей;
возможность продолжения полета при отказе двигателя на любом

режиме;

возможность аварийной посадки на грунт с убраннным шасси;
плавучесть в течение заданного времени при аварийной посадке

на воду;

время покидания самолета пассажирами и экипажем при аварийной ситуации;

наличие системы катапультирования;

обеспечение тушения пожара в гондолах двигателей и в топлив-
ных отсеках;

время снижения до безопасной высоты при внезапной разгермети-
зации пассажирской кабины;

возможность посадки сразу после взлета или необходимость ава-
рийного слива топлива.

13. Требуемый уровень комфорта для экипажа и пассажиров. Ука-
зываются:

давление в кабине экипажа или в пассажирском салоне на рас-
четной высоте;

влажность воздуха в кабине;

температура воздуха в кабине;

класс пассажирских салонов;

обеспечение в полете горячим питанием;

условия обзора из кабины.

1.3.2. Техничко-экономические требования

1. Себестоимость самолета.
2. Себестоимость перевозок.
3. Топливная эффективность; коэффициент топливной эффективности.
4. Плотность перевозимого груза.
5. Удельная нагрузка пола грузовой кабины.
6. Удельный объем багажников и грузовых отсеков.

1.3.3. Технологические требования

1. Масштаб производства, размер серии.
2. Степень панелирования и принципы членения планера на агрегаты.
3. Основные конструкционные материалы. Новые материалы.
4. Виды заготовок и их предельные размеры.
5. Основные полуфабрикаты и их предельные размеры.
6. Новые технологические процессы.
7. Степень стандартизации и унификации самолета.

1.3.4. Эксплуатационные требования

1. Доступность к объектам обслуживания, ремонта.
2. Контролепригодность, автоматизированный контроль.
3. Легкосъемность.
4. Взаимозаменяемость.
5. Унификация и стандартизация обслуживаемых изделий самолета.

1.3.5. Прочие требования

1. Класс самолета по нормам прочности.
2. Ожидаемый рынок сбыта - общая потребность в самолетах данного типа.
3. Охрана труда.
4. Защита окружающей среды.

2. СОДЕРЖАНИЕ ОТЧЕТА

В отчет включаются материалы по трем разделам.

По разделу "СТАТИСТИКА":

приводятся краткие описания включенных в статистику самолетов и их проекции в масштабе;

дается сводная статистическая таблица технических параметров и характеристик этих самолетов.

По разделу "АНАЛИЗ ПРОЕКТНОЙ СИТУАЦИИ":

составляется краткий обзор развития и достигнутого уровня с указанием количественных значений важнейших характеристик для самолетов данного назначения;

приводятся статистические графики взаимосвязи параметров и характеристик, наиболее важных для проектируемого самолета; прогнозируются значения этих показателей на ближайшие годы; указываются технические новинки из различных областей авиационной техники, которые предполагается использовать на проектируемом самолете, с примерной количественной оценкой их влияния на главные показатели проектируемого самолета;

оценивается потребность в новом самолете и его рынок сбыта.

По разделу "РАЗРАБОТКА ТТТ":

приводится сводка основных требований к проектируемому самолету с кратким их обоснованием в соответствии со структурой и перечнем, приведенными в подразд. 1.3. Обоснованием летно-тактических требований могут служить ссылки на результаты анализа статистики и статистические графики, разработанные в предыдущем разделе.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Назовите марки самолетов, однотипных с проектируемым.
2. Укажите количественные значения важнейших летно-тактических характеристик или их средние значения для самолетов-прототипов.
3. Назовите последние технические достижения и новшества в области аэродинамики, двигателестроения, конструкционных материалов, оборудования и вооружения.
4. Укажите основные тенденции развития самолетов данного типа.

Библиографический список

1. Итоги науки и техники. Сер. Авиационное / ВИНТИ. М., 1976. Т. 2, ч. I. 125 с.; ч. II. 192 с.
2. Самолеты страны Советов: 1917-1970. /В.Б.Шавров; Под ред. Б.Л.Симакова. М.: ДОСААФ, 1974. 261 с.
3. Яковлев А.С. Советские самолеты: Кратк. очерк. 3-е изд. М.: Наука, 1979. 397 с.
4. Цихон Э. Сверхзвуковые самолеты: Пер. с польск. М.: Мир, 1983. 424 с.
5. Проектирование самолетов: Учебник для вузов /Под общей ред. С.М.Егера. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.
6. Единые нормы летной годности гражданских транспортных самолетов стран - членов СЭВ /Межвед. комиссия по нормам лет. годности гражд. самолетов и вертолетов СССР. М.: Изд-во ЦАГИ, 1985. 470 с.
7. Конструкция летательных аппаратов /Под ред. К.Д.Туркина. ВИА им. Н.Е.Жуковского. М., 1972. 533 с.
8. Бадагян А.А., Мухамедов Ф.А. Проектирование легких самолетов. М.: Машиностроение, 1978. 206 с.
9. Торенбюк Э. Проектирование дозвуковых самолетов. М.: Машиностроение, 1983. 647 с.

Лабораторная работа № 2

ВЫБОР СХЕМЫ САМОЛЕТА

Ц е л ь р а б о т ы:

расширение и углубление студентами знаний взаимосвязей между параметрами схемы самолета и его свойствами, представленными на этапе проектирования в виде комплекса ТТТ;

получение практических навыков проведения анализа указанных взаимосвязей;

принятие решений по выбору отдельных параметров и схемы самолета в целом.

І. СОДЕРЖАНИЕ И ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

Схема самолета определяется количеством, взаимным расположением и формой основных агрегатов: крыла, оперения, фюзеляжа, шасси, а также типом, количеством и размещением двигателей и воздухозаборников. Схема любого самолета обусловлена его назначением и ТТТ. Обоснованный выбор параметров самолета, характеризующих его схему, и составляет основное содержание работы.

Главная проблема, которая решается на этапе выбора схемы самолета, состоит в том, чтобы найти схему, наилучшим образом удовлетворяющую разработанным ТТТ. В практике проектирования выбор параметров схемы самолета, как и другие виды работ, выполняются итерационно с последовательным уточнением оценок влияния выбираемого параметра схемы на характеристики самолета и рациональные значения других параметров. В лабораторной работе выбор парамет-

ров схемы делается приближенно на основе лишь качественных оценок с широким использованием статистического материала.

1.1. Выбор схемы самолета

Выбор осуществляется примерно в следующей последовательности: намечается число основных агрегатов планера самолета и их взаимное расположение, обосновывается балансирующая схема самолета; определяется схема шасси и тип опор шасси;

выбираются внешние формы крыла, оперения, фюзеляжа и намечается размещение основных органов управления;

выбирается тип и количество двигателей и воздухозаборников, намечается их расположение на самолете;

выбирается значение удельной нагрузки на крыло p_0 и определяется тип механизации крыла;

определяются приближенно значения C_{x_0} , коэффициента отбала полярн D_0 , максимального аэродинамического качества K_{max} ;

выполняется предварительный эскиз внешнего вида самолета в трех проекциях или в аксонометрии.

Выбор схемы крыла. Выбираются параметры, определяющие форму крыла в плане: удлинение λ , сужение η , угол стреловидности χ° , а также относительная толщина профиля \bar{c}_0 и ее изменение по размаху крыла, угол поперечного V крыла. Для одного-двух выбираемых параметров, указанных преподавателем, приводится подробное обоснование их принятых значений согласно подразд. 1.2. Влияние основных параметров крыла на летно-технические характеристики самолета рассматривается в работах [1-5].

Выбор схемы фюзеляжа. Выбирается форма поперечного сечения фюзеляжа и по статистике определяются удлинение λ_f , удлинение носовой $\lambda_{н.ф}$ и хвостовой $\lambda_{х.ф}$ частей фюзеляжа, а также основные параметры формы фонаря кабины экипажа [2 - 5].

Взаимное расположение крыла и фюзеляжа. Намечается и подробно обосновывается согласно подразд. 1.2 расположение крыла по высоте фюзеляжа [1 - 5].

Выбор схемы оперения. Выбираются и обосновываются основные параметры горизонтального ($\chi_{г.о}, \bar{c}_{г.о}$) и вертикального ($\chi_{в.о}, \bar{c}_{в.о}$) оперений [5]. По статистике принимаются остальные параметры оперения - $\lambda_{г.о}, \lambda_{в.о}, \eta_{г.о}, \eta_{в.о}$.

Взаимное расположение крыла и оперения. Обосновывается схема размещения горизонтального оперения по отношению к крылу — нормальная схема, "утка", "бесхвостка". Намечается расположение горизонтального оперения по высоте [4, 5]. На основании анализа влияния на их величину других параметров схемы и с учетом статистики выбираются относительные параметры $A_{г.0}$, $A_{в.0}$, $\bar{S}_{г.0}$, $\bar{S}_{в.0}$ (либо $\bar{L}_{г.0}$, $\bar{L}_{в.0}$).

Схема размещения органов управления. Намечаются основные и дополнительные органы продольного, поперечного и путевого управления и их размещение на самолете. Предварительно по статистике выбираются относительные площади \bar{S}_p и углы отклонения рулей δ_p .

Выбор схемы шасси. Выбирается тип опор шасси и намечается размещение опорных точек шасси на самолете.

Выбор типа двигателя. На основании анализа задаваемых тактико-техническими требованиями диапазонов высот и скоростей полета выбирается и обосновывается тип двигателя [1, 2, 4, 5]. Для двухконтурных турбореактивных двигателей выбирается степень двухконтурности m . По статистике определяются удельная масса двигателя γ , удельный расход топлива c_{p0} , намечаются относительные высотно-скоростные характеристики двигателя [5]. Удельная масса двигателя и удельный расход топлива выбираются с учетом перспектив развития двигателестроения. Некоторое представление о величинах γ и c_{p0} для турбореактивных двигателей дает таблица IV.I из учебника "Проектирование самолетов" [5, с. 589].

Выбор количества двигателей и их размещение на самолете. Выбирается и обосновывается количество двигателей, исходя из требований экономичности эксплуатации самолета, безопасности полета. Намечается и обосновывается согласно подразц. 3.2 размещение двигателей и воздухозаборников на самолете [5, 7].

Выбор удельной нагрузки на крыло и типа механизации крыла. По статистике и с учетом влияния на основные качества самолета выбирается значение удельной нагрузки на крыло ρ_0 , $\text{ВОН}/\text{м}^2$. Оценки влияния ρ_0 на основные качества самолета содержатся в работах [5, 7].

Тип механизации крыла и соответствующее значение $C_{y_{max\text{ по с}}}$ выбираются по статистике или ориентировочно по учебнику [5, с. 88].

Выборенное значение удельной нагрузки на крыло проверяется по следующим условиям:

обеспечение заданной скорости захода на посадку

$$P_0' \leq \frac{C_{y \max} \text{ по } V_{3.л}^2}{30,2 (1 - \bar{m}_T)},$$

обеспечение заданной крейсерской скорости на расчетной высоте полета

$$P_0'' \leq \frac{0,0435 \Delta n_{кр} V_{кр}^2}{1 - 0,6 \bar{m}_T} \sqrt{\frac{C_{x0}}{\Pi_0}},$$

обеспечение заданной перегрузки (только для маневренных самолетов)

$$P_0''' \leq \frac{0,06125 C_{y \text{ доп}}}{(1 - 0,6 \bar{m}_T) \Pi_{y \text{ доп}}} \Delta n V_{ман}^2.$$

В этих формулах:

\bar{m}_T - предполагаемое значение относительной массы топлива, принимается по статистике или приближенно по табл. 6.I учебника [5]; $V_{3.л}$ - скорость захода на посадку, м/с; Δn - относительная плотность на расчетной высоте; $C_{y \text{ доп}}$ - соответствует началу отклонения кривой $C_y(\alpha)$ от линейного закона, $C_{y \text{ доп}} \approx 0,7 C_{y \max}$; $\Pi_{y \text{ доп}} \approx 0,5 \Pi_{y \max}$ указывается в задании на проектирование или назначается при разработке ТТТ.

Коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе C_{x0} может быть определен по приближенной формуле

$$C_{x0} = 0,98 (0,9 + 0,15 M) [0,0083 (1 + 3 \bar{C}_0) + (0,0083 \lambda_{эф} + \frac{0,5}{\lambda_{эф}^2}) + 0,004].$$

Здесь число M берется для расчетного режима (M_{\max} или $M_{крейс}$); \bar{C}_0 - относительная толщина профиля крыла у корня; $\lambda_{эф}$ - удлинение фюзеляжа.

Параметр Π_0 в дозвуковой зоне выражается формулой

$$\Pi_0 = \frac{\kappa}{\pi \lambda_{эф}}.$$

Здесь $\kappa = 1,02$ - для трапецевидных крыльев с $\lambda > 3$; $\kappa = 1,6$ - для треугольных крыльев с $\lambda \approx 2$; $\lambda_{эф} = \frac{\lambda}{1 + 0,025 \lambda}$ - эффективное удлинение крыла.

В сверхзвуковой зоне

$$D_0 = \frac{B_0 \sqrt{M^2 - 1}}{4},$$

где $B_0 = \frac{1}{1 - 2\lambda \sqrt{M^2 - 1}}$ - для прямого трапецевидного крыла; $B_0 = 1$ - для треугольного крыла со сверхзвуковой передней кромкой.

За расчетное значение удельной нагрузки на крыло принимается наименьшее из значений $\rho_0', \rho_0'', \rho_0'''$.

1.2. Обоснование выбора принимаемых значений параметров схемы

Обоснование рекомендуется выполнять в такой последовательности: выявить и перечислить свойства (характеристики) самолета, которые существенно зависят от выбираемого параметра;

из полученного перечня на основании разработанных в лабораторной работе № 1 ТТТ выбрать одну-две наиболее важные (определяющие) характеристики, которыми при выборе данного параметра следует руководствоваться в первую очередь;

назначить и обосновать величину или диапазон значений выбираемого параметра. Обоснованием могут служить статистические зависимости выбираемого параметра от определяющей характеристики или другие количественные оценки значений выбираемого параметра, полученные, например, из литературы.

Пример применения рекомендованной последовательности действий для выбора удлинения крыла:

1. Выбор характеристик и свойств самолета, зависящих от удлинения крыла λ :

дальность полета (крейсерское качество) $L (K_{кр})$;

потолок H ;

максимальная скорость V_{max} ;

взлетно-посадочные характеристики;

масса крыла;

жесткость крыла.

2. Выявление определяющих характеристик, зависящих от назначения самолета.

Для пассажирских, транспортных и других самолетов большой дальности: дальность полета (нижняя граница λ); жесткость и масса крыла (верхняя граница λ).

Для истребителей: максимальная скорость.

3. Обоснование количественных значений λ с помощью статистических графиков $\lambda(L)$ или $\lambda(V_{max})$, а также данных из статистики. Для пассажирских, транспортных самолетов выбор значений λ может быть обоснован оценкой влияния этого параметра на себестоимость перевозок [1].

1.3. Предварительный эскиз самолета

Выбор схемы самолета заканчивается выполнением эскиза (рисунка) внешнего вида самолета в трех проекциях или в аксонометрии и сводкой предварительных параметров самолета и двигателя:

удельная нагрузка на крыло ρ_0 ;

коэффициент лобового сопротивления на расчетном режиме C_{x0} ;

коэффициент отвала полары D_0 ;

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

удельная масса двигателя γ ;

удельный расход топлива C_{p0} ;

степень двухконтурности двигателя m .

2. СОДЕРЖАНИЕ ОТЧЕТА

В отчет о работе включаются все материалы по выбору, качественному и количественному обоснованию принятых параметров схемы, сводка предварительных параметров самолета и двигателя, предварительный эскиз самолета, выполненный на миллиметровой бумаге.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Дайте характеристику понятия "схема самолета".
2. Как связаны этапы выбора схемы самолета и разработки ТТТ?
3. Охарактеризуйте принципиальную последовательность действий при выборе отдельных параметров схемы самолета.
4. На какие характеристики (свойства) самолета влияют безразмерные геометрические параметры крыла, фюзеляжа, оперения?

5. Какие качества рассматриваемого в вашей работе самолета являются определяющими для выбора взаимного расположения крыла и фюзеляжа?

6. Какие меры предусмотрены в выбранной вами схеме самолета для снижения потерь на балансировку?

7. Какие качества самолета являются определяющими при выборе количества двигателей и их размещения?

8. На какие характеристики самолета влияет удельная нагрузка на крыло?

9. Какие параметры и характеристики самолета определяют тип механизации крыла?

10. Путем изменения каких параметров, принимаемых на этапе выбора схемы самолета, можно повысить маневренность самолета?

Библиографический список

1. Балягин А.А., Овруцкий Е.А. Проектирование пассажирских самолетов с учетом экономики эксплуатации. М.: Машиностроение, 1964. 296 с.

2. Балягин А.А., Мухамедов Ф.А. Проектирование легких самолетов. М.: Машиностроение, 1978. 208 с.

3. Горошенко Б.Т. и др. Эскизное проектирование самолета. М.: Машиностроение, 1970. 332 с.

4. Егер С.М. Проектирование пассажирских реактивных самолетов. М.: Машиностроение, 1964. 452 с.

5. Проектирование самолетов: Учебник для вузов /Под ред. С.М. Егера. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.

6. Шульженко М.Н. Конструкции самолетов. М.: Машиностроение, 1971. 414 с.

7. Шейнин В.М., Козловский В.И. Проблемы проектирования пассажирских самолетов. М.: Машиностроение, 1972. 308 с.

Лабораторная работа № 3

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОЙ ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ САМОЛЕТА

Ц е л ь р а б о т ы: дать студентам практические навыки по выбору в зависимости от назначения и типа самолета необходимых исходных условий и определению на их основе потребной стартовой тяговооруженности проектируемого самолета.

1. СОДЕРЖАНИЕ И ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

Для каждого типа самолета в соответствии с ТТТ составляется набор трех-пяти условий, определяющих величину тяговооруженности, необходимую для обеспечения важнейших летно-тактических характеристик самолета. После вычисления тяговооруженности по всем назначенным условиям наибольшая из них принимается за потребную для данного самолета стартовую тяговооруженность.

Стартовая тяговооруженность самолета определяется как

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

где P_0 - суммарная стартовая тяга двигателя, даН; m_0 - взлетная масса самолета, кг; g - ускорение свободного падения, м/с².

Потребная тяговооруженность при проектировании определяется из условий обеспечения задаваемых тактико-техническими требованиями

летных характеристик самолета - максимальной или крейсерской скоростью полета, скороподъемности, потолка, перегрузки, длины разбега. У самолетов гражданской авиации в соответствии с нормами летной годности (ЕНДГ-С) [3] обеспечивается возможность взлета при отказе одного двигателя. Тяговооруженность самолетов, эксплуатирующихся на грунтовых аэродромах, должна обеспечивать страгивание самолета с места. Ниже приводятся формулы для расчета тяговооруженности по условиям обеспечения основных летных характеристик самолетов с ТРД (ДТРД) и с ТВД.

С а м о л е т ы с Т Р Д (Д Т Р Д)

Максимальная скорость полета V_{max} на расчетной высоте H :

$$\bar{P}_0^I = \frac{C_{x0} \Delta_H V_{max}^2}{16,33 \rho_0 \xi \eta_H \mathcal{S}_{руд}},$$

где $C_{x0} = C_{x0,a}$ - коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе (вычисляется при выборе схемы самолета)*; Δ_H - относительная плотность воздуха на расчетной высоте; $\rho_0 = \frac{m_{ог}}{V_{ог}}$ - удельная нагрузка на крыло, $\text{да} \cdot \text{м}^2$; S - площадь крыла, м^2 ; ξ , η_H - учитывают изменение тяги двигателей соответственно по скорости и по высоте полета; (ξ и η_H можно находить по приближенным формулам, приведенным в учебнике [Г. С. 83], или брать по относительным высотно-скоростным характеристикам однотипных двигателей); $\mathcal{S}_{руд}$ - учитывает изменение тяги двигателей при дросселировании ($\mathcal{S}_{руд} = 1$ - для номинального режима, $\mathcal{S}_{руд} = 1,3 - 2$ - для форсажного режима).

Если задано максимальное число M_{max} полета, то

$$\bar{P}_0^I = \frac{C_{x0} q_{M=1} M_{max}^2}{\rho_0 \xi \eta_H \mathcal{S}_{руд}},$$

где $q_{M=1} = \frac{\rho_H a_H^2}{20}$ - скоростной напор при $M=1$; a_H - скорость звука на расчетной высоте; ρ_H - массовая плотность воздуха, $\text{кг}/\text{м}^3$.

* В целях упрощения написания в дальнейшем индексы "а" в обозначениях аэродинамических коэффициентов и сил опущены.

2. Крейсерская скорость полета $V_{крейс}$ на высоте $H_{крейс}$:

$$\bar{P}_0^{\text{II}} = \frac{1}{\xi Y_H Y_{pуд} K_{крейс}},$$

где $K_{крейс}$ - аэродинамическое качество на крейсерском режиме, приближенно $K_{крейс} = (0,8 \dots 0,9) K_{max}$; K_{max} определено при выборе схемы самолета; ξ и Y_H берутся для крейсерского режима; $Y_{pуд} = 0,8 \dots 0,9$.

3. Полет на потолке $H_{п}$:

$$\bar{P}_0^{\text{III}} = \frac{1}{\xi Y_H Y_{pуд} K_{max}},$$

где ξ - у дозвуковых самолетов можно определять для скорости $(0,6 \dots 0,8) V_{max}$, а у сверхзвуковых самолетов - для числа $M = 1,4 \dots 1,8$; Y_H - берется для $H_{п}$; $Y_{pуд}$ - для номинального или форсажного режима.

4. Заданная длина разбега $l_{разб}$:

$$\bar{P}_0^{\text{IV}} = 1,05 \left[\frac{1,2 \rho_0}{C_{y_{max} взл} l_{разб}} + \frac{1}{2} (f_{разб} + \frac{1}{K_{разб}}) \right],$$

где $C_{y_{max} взл}$ - берется по статистике в зависимости от выбранной механизации крыла [И. С. 90]; $f_{разб}$ - коэффициент трения качения колес шасси [И. С. 76]; $K_{разб}$ - аэродинамическое качество на разбеге [И. С. 76].

5. Взлет при отказе одного двигателя:

$$\bar{P}_0^{\text{V}} = \frac{1,5 n_{дв}}{n_{дв} - 1} \left(\frac{1}{K_{наб}} + \text{tg} \theta_{min} \right),$$

где $n_{дв}$ - число двигателей на самолете; $K_{наб}$ - аэродинамическое качество самолета при наборе высоты ($K_{наб} = 1,2 K_{разб}$); θ_{min} - угол наклона траектории при наборе высоты, задается ЕНПГ-С в зависимости от $n_{дв}$ [И. С. 77].

6. Заданная скороподъемность V_{y_0} :

$$\bar{P}_0^{\text{в}} = \frac{1}{\xi \varphi_H \varphi_{\text{руд}}} \left(\frac{V_{y0}}{V} + \frac{1}{K_{\text{max}}} \right),$$

где V - заданная или наиболее выгодная скорость полета, приблизительно

$V = (0,5 \dots 0,7) V_{\text{max}}$; для V_{y0} принимается $\varphi_H = 1$; $\varphi_{\text{руд}}$ - для номинального или форсажного режима.

7. Полет с заданной перегрузкой n_y^3 на расчетной высоте H при скорости полета V :

$$\bar{P}_0^{\text{ви}} = \frac{1 + (n_y^3)^2}{2 n_y^3 \xi \varphi_H \varphi_{\text{руд}} K_{\text{max}}},$$

где $\varphi_{\text{руд}}$ берется для номинального или форсажного режима.

8. Стравливание самолета с места на грунтовом аэродроме:

$$\bar{P}_c^{\text{ви}} = 1,4 f_{\text{кач}},$$

где $f_{\text{кач}} = 0,1 \dots 0,3$ - коэффициент трения качения для размокшего грунта.

Определение потребной тяговооруженности ведется в следующем порядке. В зависимости от назначения самолета и разработанных для него ТТТ составляется набор необходимых условий для определения тяговооруженности, обеспечивающей получение наиболее важных для данного самолета летных характеристик. Например, для пассажирского или транспортного самолета в этот набор войдут условия обеспечения заданной длины разбега, взлета при отказе одного двигателя, крейсерской скорости полета, потолка. Для истребителя-перехватчика, работающего с хорошо подготовленных аэродромов больших размеров, должны обеспечиваться прежде всего высокая скороподъемность, потолок, максимальная скорость. Для тактического истребителя или другого маневренного самолета определяющими будут условия обеспечения длины разбега, перегрузки, максимальной скорости, потолка.

Подсчитав для намеченных условий величины тяговооруженности по приведенным ранее формулам, за потребную величину $\bar{P}_0^{\text{в}}$ принимают наибольшую из них, что обеспечит выполнение всех намеченных условий и получение требуемых летных характеристик самолета. При этом следует помнить, что от величины тяговооруженности зависит масса силовой

установки, а неоправданное завышение тяговооруженности увеличит и массу двигателей, и, через коэффициент роста массы, взлетную массу самолета, ухудшив показатели его эффективности. Поэтому, определив \bar{P}_0^n , следует еще раз критически рассмотреть значение той характеристики, которая явилась определяющей для \bar{P}_0^n и, может быть, пересмотрев ТТТ, следует снизить требования на величину этой характеристики, особенно если она не очень важна для данного типа самолетов. Так, например, для дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов нецелесообразно слишком завышать требования по крейсерской скорости и потолку, чтобы они не явились определяющими для \bar{P}_0^n . Для этих самолетов, как правило, определяющими должны быть требования по длине разбега и взлету при отказе одного двигателя.

С а м о л е т ы с Т В Д (Т В В Д)

Для самолетов с ТВД или ТВВД определяется потребная энерговооруженность самолета \bar{N}_0 , кВт/цаН:

$$\bar{N}_0 = \frac{10 N_{e0}}{g m_0},$$

где N_{e0} - суммарная эквивалентная мощность двигателей на взлетном режиме, кВт.

9. Полет на крейсерском режиме:

$$\bar{N}_0^I = \frac{V_{\text{крейс}} (M/c)}{80 K_{\text{max}} K_N^{V,H}},$$

где $K_N^{V,H} = \frac{N_e^{V,H}}{N_{e0}}$ - учитывает изменение мощности двигателей по высоте полета (обобщенные высотно-скоростные характеристики) [2. С.444].

10. Полет на потолке H_H :

$$\bar{N}_0^{II} = \frac{V_{H_H}}{100 K_{\text{max}} K_N^{V,H}}.$$

Скорость полета на потолке

$$V_{H_H} = 3,6 \sqrt{\frac{P_0}{C_{y_{\text{пот}}} \Delta \rho_{\text{пот}}}},$$

где $C_{y_{\text{пот}}} = \sqrt{\pi \lambda_{\text{эф}}} C_{x_0}$.

11. Заданная длина разбега $l_{разб}$:

$$\bar{N}_0^{III} = 0,75 \left(\frac{0,9 P_D}{C_{yотр} l_{разб}} + 1,1 f_{кач} + 0,033 \right).$$

12. Взлет при отказе двигателя:

$$\bar{N}_0^{IV} = \frac{n_{дв}}{n_{дв} - 1} \left(\frac{1}{K_{наб}} + tg \varphi_{min} \right).$$

Потребная величина \bar{N}_0^n равна максимальному значению $\bar{N}_0^{(i)}$ из всех найденных для указанных условий.

2. СОДЕРЖАНИЕ ОТЧЕТА

В отчете приводится перечень условий для определения тяговооруженности самолета с кратким его обоснованием. Даются расчеты тяговооруженности по каждому условию. Указывается принятая величина потребной стартовой тяговооруженности самолета.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Какие летные характеристики самолета зависят от его тяговооруженности?

2. Определяющие условия для тяговооруженности истребителя, транспортного, пассажирского самолетов.

Библиографический список

1. Проектирование самолетов: Учебник для вузов /Под ред. С.М.Егера. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.

2. Глаголев А.Н. и др. Конструкция самолетов. М.: Машиностроение. 1975. 480 с.

3. Единые нормы летной годности гражданских транспортных самолетов стран - членов СЭВ. М.: Изд-во ЦАГИ, 1985. 470 с.

Лабораторная работа № 4

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ САМОЛЕТА

Ц е л ь р а б о т ы: получение практических навыков расчета отдельных составляющих полной взлетной массы и ее суммарной величины с использованием уравнения существования самолета.

1. СОДЕРЖАНИЕ И ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

Определяются абсолютные значения масс целевой и служебной нагрузки. В относительном виде подсчитываются относительные массы конструкции, двигательной установки, топливной системы и оборудования. Из уравнения существования находится взлетная масса первого приближения, уточняемая методом последовательных приближений.

Одной из важнейших проблем проектирования самолета является определение его взлетной массы m_0 . Основная задача при этом заключается в обеспечении требуемых летно-тактических характеристик самолета при минимальной величине m_0 , потому что любое неоправданное завышение взлетной массы всегда ухудшает эффективность самолета - боевую или экономическую.

Ввиду сложной зависимости m_0 от большого числа параметров и в связи с тем, что некоторые слагаемые взлетной массы сильно зависят от ее величины, определение m_0 ведется последовательными приближениями.

Вначале на основании статистики и, прежде всего, исходя из

весовой отдачи по целевой нагрузке, намечается приближенно вероятное значение взлетной массы m_0' . Затем, используя уравнение существования самолета, определяется величина взлетной массы первого приближения m_0^I . Для этого некоторые составляющие m_0 находят (или они заданы) в абсолютном виде - массы целевой $m_{ц}$, служебной $m_{сл}$ нагрузок, а другие составляющие - массы конструкции $\bar{m}_к$, топливной системы $\bar{m}_{т.с}$, силовой установки $\bar{m}_{с.у}$, оборудования и управления $\bar{m}_{об.упр}$ - определяют в относительном виде, после чего из уравнения существования находится величина

$$m_0^I = \frac{m_{ц} + m_{сл}}{1 - \bar{m}_к - \bar{m}_{т.с} - \bar{m}_{с.у} - \bar{m}_{об.упр}}$$

Найденное значение m_0^I будет отличаться от принятого ранее значения массы m_0' . Если это отличие невелико - до 3...5%, то полученную величину можно принять за окончательное значение взлетной массы первого приближения. Если же m_0^I сильно отличается от m_0' , то необходимо всю операцию повторить, приняв за исходную величину m_0^I .

На последующих этапах проектирования взлетная масса самолета непрерывно уточняется. После проведения весовых расчетов и составления весовой сводки получают массу второго приближения. По мере дальнейшей, все более углубленной проработки самолета значение m_0 продолжает уточняться.

I. I. Определение массы целевой нагрузки

Для гражданских самолетов к целевой нагрузке относится нагрузка коммерческая, в которую включаются пассажиры, багаж, платный груз и почта. Приближенно масса коммерческой нагрузки определяется по числу пассажиров:

$$m_{ком} = 1,3 (m_{пас} + q_{баг}) n_{пас},$$

где $m_{пас} = 75$ кг - средняя масса одного пассажира; $q_{баг}$ - масса багажа, перевозимого одним пассажиром ($q_{баг} = 30$ кг - для магистральных самолетов, $q_{баг} = 15$ кг - для самолетов местных линий);

1,3 - коэффициент, учитывающий массу дополнительного платного груза и почты.

Для грузовых и военных-транспортных самолетов масса коммерческой нагрузки равна массе перевозимого груза, заданного ТТТ.

Целевая нагрузка военных самолетов включает боевую расходную нагрузку - пушечные снаряды, НУРС, УРС, бомбы, спецконтейнеры и т.д.

1.2. Определение массы снаряжения и служебной нагрузки

В эту группу входят:

- экипаж (включая стюардесс);
 - парашюты, личные вещи и багаж экипажа;
 - съемное оборудование буфетов, гардеробов, туалетов, ковры, шторы, литература, продукты питания;
 - технические жидкости, масло для силовых установок, несливаемый остаток топлива;
 - аварийно-спасательное оборудование - лодки, плоты, пояса и жилеты, аварийные трапы, аварийные пайки, переносное кислородное оборудование;
 - служебное оборудование - трапы, лестницы, чехлы, колодки, борт-инструмент;
 - дополнительное снаряжение - подвесные баки, подвески спецгрузов, съемная броня и др.
- Приближенно массу этой группы можно определять в виде суммы

$$m_{сл} = m_{ЭК} + m_{сн}$$

где $m_{ЭК} = m_{1ЭК} n_{ЭК}$, $n_{ЭК}$ - число членов экипажа (о выборе $n_{ЭК}$ см. [1. С. 215; 2. С. 41]), $m_{1ЭК} = 75$ кг - для гражданских самолетов, $m_{1ЭК} = 90$ кг - для военных самолетов, $m_{сн} = (0,02...0,03) m_0'$ - для средних и тяжелых самолетов, $m_{сн} = 0$ - для легких самолетов.

Определение относительной массы конструкции. Для определения относительной массы конструкции планера самолета можно использовать статистическую формулу

$$\bar{m}_K = K \sqrt{\frac{m_0'}{1000 \rho_0}} + \frac{15}{\rho_0} + 0,065,$$

где ρ_0 - удельная нагрузка на крыло; $K = 1,6$ - для истребителей; $K = 0,7...0,8$ - для пассажирских самолетов с двумя ТВД и топливом в крыле; $K = 0,55$ - для пассажирских самолетов с двумя ТРД (ТРДД) и топливом в крыле; $K = 0,35$ - для самолетов с четырьмя ТРД (ТРДД) и топливом в крыле.

Относительная масса силовой установки. Эта масса может быть выражена через удельный вес двигателей γ и потребную тяговооруженность (энерговооруженность) $\bar{P}_0(N_0)$ [3]:

$$\bar{m}_{cy} = (K_1 - K_2 \gamma) \gamma \bar{P}_0,$$

где статистические коэффициенты K_1 и K_2 зависят от числа двигателей:

Число двигателей	K_1	K_2
2	2,26	3,14
3	1,87	1,54
4	2,14	2,71

Относительная масса топливной системы может быть выражена через расчетную дальность L_p и крейсерскую скорость полета $V_{крейс}$ (км/ч):

$$\bar{m}_{TC} = K_{TC} \left(a + \delta \frac{L_p}{V_{крейс}} \right),$$

где $a = 0,04...0,05$ - для легких самолетов ($m_0 < 6000$ кг); $a = 0,06...0,07$ - для всех других самолетов; $\delta = 0,05...0,06$ - для дозвуковых самолетов; $\delta = 0,14...0,15$ - для сверхзвуковых самолетов; меньшие значения δ берутся для тяжелых самолетов; K_{TC} - учитывает массу агрегатов топливной системы ($K_{TC} = 1,02...1,08$ - для тяжелых самолетов большой дальности; $K_{TC} = 1,1...1,2$ - для истребителей, средних и легких самолетов).

Относительная масса оборудования и управления может быть найдена по приближенным формулам [I. С. 149].

Рассчитанные по приближенным формулам значения относительных масс \bar{m}_K , \bar{m}_{cy} , \bar{m}_{TC} и $\bar{m}_{об.упр}$ необходимо сравнить с их средними статистическими значениями для самолетов различного типа, которые приводятся в табл. 6.I учебника [I. С. 130].

Особенности определения взлетной массы первого приближения для легких самолетов даны в [4].

2. СОДЕРЖАНИЕ ОТЧЕТА

В отчете приводятся расчеты абсолютных и относительных масс самолета, а также его взлетной массы первого приближения.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Какие массы самолета определяются в абсолютных величинах, а какие - в относительных?

2. От каких летных характеристик самолета зависят относительные массы силовой установки и топливной системы?

Библиографический список

1. Проектирование самолетов: Учебник для вузов /Под ред. С.М. Егера. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.

2. Егер С.М. Проектирование пассажирских реактивных самолетов. М.: Машиностроение, 1964. 452 с.

3. В.М.Шейнин, Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. М.: Машиностроение, 1984. 550 с.

4. Бацягин А.А., Мухамедов Ф.А. Проектирование легких самолетов. М.: Машиностроение, 1978. 208 с.

СОДЕРЖАНИЕ

1. Лабораторная работа № 1.	
Разработка тактико-технических требований к проектируемому самолету	3
2. Лабораторная работа № 2.	
Выбор схемы самолета	17
3. Лабораторная работа № 3.	
Определение потребной тяговооруженности самолета	24
4. Лабораторная работа № 4.	
Определение взлетной массы самолета	30

ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА.
РАЗРАБОТКА ТРЕБОВАНИЙ,
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ

Составители: К о р о л ь к о в Олег Николаевич,
К о з л о в Дмитрий Михайлович,
В и с л о в Игорь Павлович,
В л а с о в Николай Васильевич

Редактор Н.Д.Ч а й н и к о в а
Техн.редактор Н.М.К а л е н ю к
Корректор Л.Я.Ч е г о д а е в а

Подписано в печать 11.11.90. Формат 60x84^I/₁₆.
Бумага оберточная белая. Печать оперативная.
Усл.печ.л. 2,1. Усл.кр.-отт. 2,2. Уч.-изд.л. 2,0.
Тираж 500 экз. Заказ 6262 Бесплатно.

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени академика С.П.Королева.
443086 Куйбышев, Московское шоссе, 34.

Типография им. В.П.Мяги Куйбышевского
политграфического объединения.
443099 Куйбышев, ул. Венцека, 60.