

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ  
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»

## КОНЦЕПТУАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА

*Допущено Учебно-методическим объединением высших учебных заведений Российской Федерации по образованию в области авиации, ракетостроения и космоса в качестве учебного пособия для студентов высших учебных заведений, обучающихся по специальностям 160201 "Самолето- и вертолетостроение" и 160901 "Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей "*

САМАРА  
Издательство СГАУ  
2007

УДК 629.7.001 (075)  
ББК 68.53  
К 652



**Инновационная образовательная программа «Развитие центра компетенции и подготовка специалистов мирового уровня в области аэрокосмических и геоинформационных технологий»**

Рецензенты: директор ОАО «Туполев Самарское конструкторское бюро»  
В.Н. Климов;  
заведующий кафедрой аэрогидродинамики, проф. В.Г. Шахов

Авторы: *В.А. Комаров, Н.М. Боргест, И.П. Вислов, Н.В. Власов,  
Д.М. Козлов, О.Н. Корольков, В.Н. Майнсков*

***Комаров В.А.***

К 652 **Концептуальное проектирование самолета:** учеб. пособие /  
В.А. Комаров, Н.М. Боргест, И.П. Вислов и др.; под ред. д-ра техн. наук,  
проф. В.А. Комарова. / Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм.  
ун-та, 2007. – 92 с.: ил.

**ISBN 978-5-7883-0540-0**

Цель данного учебного пособия – дать основные навыки проектной деятельности, закрепить понимание связи основных параметров и характеристик самолета и подготовить студента к выполнению дипломного проекта.

Пособие обобщает опыт преподавания курса конструкции и проектирования летательных аппаратов в СГАУ.

В данное издание включены существенные поправки с целью повышения точности проектных расчетов и учета современных достижений в мировом авиастроении.

Пособие предназначено для поддержки лабораторно-практических занятий и эскизной части дипломного проекта по специальностям 160201 «Самолето- и вертолетостроение» и 160901 «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей».

Утверждено редакционно-издательским советом университета в качестве учебного пособия.

УДК 629.7001(075)  
ББК 68.53

ISBN 978-5-7883-0540-0

© Самарский государственный  
аэрокосмический университет, 2007

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ .....	5
1. РАЗРАБОТКА ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИХ ТРЕБОВАНИЙ .....	7
К ПРОЕКТИРУЕМОМУ САМОЛЕТУ .....	7
1.1 Составление статистики .....	7
1.2 Анализ проектной ситуации .....	11
1.3 Разработка ТТТ .....	13
1.3.1 Функциональные требования .....	14
1.3.2 Общие технические требования .....	14
1.3.3 Летно-технические требования .....	17
1.3.4 Производственно-технологические требования .....	18
1.3.5 Эксплуатационные требования .....	18
1.3.6 Техничко-экономические требования .....	18
1.3.7 Прочие требования .....	18
2. ВЫБОР СХЕМЫ САМОЛЕТА .....	20
2.1 Содержание и порядок выбора схемы .....	20
2.2. Схема самолета .....	21
2.3 Обоснования принимаемых параметров схемы .....	25
2.4 Предварительный облик самолета .....	26
3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОЙ ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ .....	28
И ЭНЕРГОВООРУЖЕННОСТИ САМОЛЕТА .....	28
3.1 Содержание и порядок выполнения .....	28
3.2 Тяговооруженность гражданского самолета .....	28
3.3 Тяговооруженность военных самолетов .....	30
3.4 Стартовая тяговооруженность легких самолетов (до 5000 кг) .....	31
3.5 Энерговооруженность самолетов с ТВД и ПД .....	31
4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ САМОЛЕТА .....	37
4.1 Содержание и порядок выполнения .....	37
4.2 Определение массы целевой нагрузки .....	39
4.3 Определение массы снаряжения и служебной нагрузки .....	39
4.4 Определение относительной массы конструкции .....	40
4.5 Определение относительной массы топливной системы .....	41

4.6	Определение относительной массы силовой установки	43
4.7	Определение относительной массы оборудования и управления	44
4.8	Определение взлетной массы первого приближения	45
5.	ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА	47
5.1	Содержание и порядок выполнения	47
5.2	Порядок выполнения работы	47
6.	УТОЧНЕННЫЙ РАСЧЕТ ЗНАЧЕНИЯ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ САМОЛЕТА	54
6.1	Определение массы планера и оборудования	54
6.2	Сводка масс самолета	57
6.3	Весовые формулы	62
7.	КОМПОНОВКА САМОЛЕТА	72
8.	ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА	76
8.1	Содержание и порядок выполнения работы	76
8.2	Допустимый диапазон разбега центровок	76
8.3	Расчет центровок	77
8.4	Обязательные варианты центровки	81
9.	РАЗРАБОТКА ЧЕРТЕЖА ОБЩЕГО ВИДА И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА	83
9.1	Содержание и порядок выполнения работы	83
9.2	Чертеж общего вида	83
9.3	Техническое описание самолета	85
	Список использованных источников	87

## ПРЕДИСЛОВИЕ

Проектирование сложных технических систем относится к одному из наиболее сложных видов инженерной творческой деятельности.

Цель данного учебного пособия – дать основные навыки проектной деятельности, закрепить понимание связи основных **параметров** и **характеристик** самолета и подготовить студента к выполнению дипломного проекта.

Главная особенность концептуального проектирования состоит в необходимости принятия множества решений при недостаточной или, наоборот, избыточной информации, чем эти задачи в принципе отличаются от школьных, где дано ровно столько исходных данных, сколько необходимо для получения однозначного точного результата.

Кроме того, при проектировании разработчик стремится сделать свою работу так, чтобы все важные характеристики были наилучшими. Например, при проектировании крыла желательно, чтобы оно обладало максимальным аэродинамическим качеством, имело минимальную массу, позволяло разместить большие объемы топлива, имело большой ресурс, было простым, т.е. технологичным в исполнении, и т.д. Проектные задачи, как правило, многокритериальны. В рассмотренном примере практически все критерии противоречивы и искусство конструктора состоит в умении находить компромиссные решения. Это дополнительная сложность проектных задач.

Практика выработала определенную технологию решения таких задач, в которой используется декомпозиция проблемы, иерархия критериев оптимальности и ряд других приемов. Особое место в этой деятельности занимает использование предшествующего опыта в виде статистических данных по прототипам.

В данном учебном пособии работа по выбору облика самолета и определению его основных параметров и характеристик разделена на девять относительно самостоятельных разделов, в каждом из которых принимаются определенные решения. Решения каждого раздела являются исходными данными для последующих.

Необходимо подчеркнуть, что в результате выполнения данной учебной работы должен появиться **новый** самолет, а не повторение близкого к заданию существующего самолета (Ту-204, Боинг 747 и т.п.). Статистические данные нужно использовать критически как вспомогательную информацию при решении проблем, возникающих на соответствующем этапе разработки.

В учебное пособие включен минимальный набор простейших расчетных зависимостей, необходимых для эскизного проектирования. Это

сделано с целью выполнения сложнейшей задачи в течение одного учебного семестра. Расчетные зависимости тщательно подобраны таким образом, чтобы, не перегружая студента, дать ему возможность почувствовать влияние отдельных проектных параметров, таких как аэродинамическая компоновка самолета, удельная нагрузка на крыло, тяговооруженность и т.д., на основные характеристики самолета – взлетную массу, топливную эффективность и прочие. В связи с этим студенту необходимо организовать компьютерную поддержку выполнения учебной работы таким образом, чтобы эти зависимости не оказались латентными, т.е. скрытыми, от глаз и понимания. С этой целью полезно поварьировать те или иные параметры в используемых расчетных формулах и построить графики изменения вычисляемых результатов.

Еще одно важное замечание по работе с аналитическими зависимостями, которые используются в эскизном проектировании. В основу этих формул положены относительно простые фундаментальные зависимости из физики и механики. Например, в основу весовой формулы крыла положена оценка массы консольной балки, работающей на изгиб. Оценка разгрузки крыла двигателями, топливом, учет стреловидности, сужения, технологических факторов обычно делается с помощью ряда коэффициентов, которые получаются из обработки статистических данных по уже существующим самолетам. Вдумчивого студента не должно пугать то, что умножение массы в степени  $1/2$  на удлинение в степени  $3/2$ , деленное на удельную нагрузку в дробной степени и т.д., дает результат в килограммах. Дело в том, что в таких формулах размерность результата обеспечивается числовыми коэффициентами, которые соответствуют определенной системе единиц, в которой нужно подставлять значения проектных параметров. Поэтому пользователь должен очень внимательно относиться к размерности величин, которые подставляются в ту или иную формулу. Это особенно касается использования проектных соотношений из англоязычной литературы, в которой могут использоваться дюймы, футы и т.п. величины.

Данное учебное пособие содержит минимально необходимую информацию для приобретения первого опыта концептуального проектирования самолета. Оно никак не исключает обращение к учебникам и другой научной отечественной и зарубежной литературе, в которой на первых порах очень трудно разобраться. В этой ситуации учебное пособие можно и нужно использовать как путеводитель по дополнительным источникам информации.

## **1. РАЗРАБОТКА ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИХ ТРЕБОВАНИЙ К ПРОЕКТИРУЕМОМУ САМОЛЕТУ**

Разработке тактико-технических требований (ТТТ) к проектируемому самолету предшествует весьма важный и трудоемкий комплекс предварительных исследований, называемый анализом проектной ситуации, который в значительной мере основывается на изучении статистического материала. Статистика позволяет проследить историю развития самолетов данного типа, установить численные значения основных параметров и летно-технических показателей этих самолетов и выявить тенденции их дальнейшего развития. Для удобства работы статистический материал представляется в виде таблиц, содержание и структура которых зависят от целей и задач, решаемых путем использования статистики.

### **1.1 Составление статистики**

Статистические таблицы, составляемые при разработке нового самолета, содержат сведения об основных характеристиках и параметрах самолетов-прототипов, идентичных по назначению и условиям применения проектируемому самолету и имеющих примерно одинаковые с ним целевую нагрузку и дальность полета. В таблицу заносятся данные о трех-пяти самолетах с указанием страны и фирмы, выпустившей самолет, года выпуска, типа, количества двигателей и их основных параметров, приводятся массовые, геометрические, летно-технические параметры прототипов. Массовые и геометрические параметры представляются как в абсолютном, так и в относительном виде. К таблице прикладываются краткие описания включенных в нее самолетов, с указанием важнейших конструктивных особенностей, наиболее интересных идей и технических решений, использованных при разработке данного самолета. К описанию обязательно прикладывается схема самолета в трех проекциях, которая может использоваться для определения недостающих геометрических размеров. Примерное содержание статистической таблицы в самом общем виде показано в табл.1. Следует добавить, что для каждого типа самолета в таблицу включаются только те летно-технические характеристики, которые для него являются наиболее важными и характерными.

**Таблица 1.1. Основные данные самолетов**

№	Самолёты	1	... n
1	Наименование самолета, фирма, страна, год выпуска		
2	Экипаж		
<b>Характеристики силовой установки</b>			
3	Тип двигателей, количество (n), тяга (мощность) $n \times P_{0e}$ (гаН), $n \times N_0$ (кВт)		
4	Удельный расход топлива $C_{po}(C_e), \frac{\text{кг}}{\text{даН} \cdot \text{ч}} \left( \frac{\text{кг}}{\text{кВт} \cdot \text{ч}} \right)$		
5	Степень двухконтурности $m$		
6	Удельный вес двигателя $\gamma = m_{0вг} / 10P_0$ ; $\gamma = m_{0вг} / 10N_0$ даН/кВт		
<b>Массовые характеристики</b>			
7	Взлетная масса $m_0$ , кг		
8	Масса коммерческой (боевой) нагрузки $m_{ком}$ , кг		
9	Масса пустого самолета $m_{мст}$ , кг		
10	Масса топлива $m_m$ , кг		
11	Весовая отдача по коммерческой нагрузке $k_{Bo} = \frac{m_0 - m_{ком}}{m_0}, \quad k_{ком} = \frac{m_{ком}}{m_0}$		
12	Удельная нагрузка на крыло $p_0 = \frac{m_0 g}{10S}$ , даН/м <sup>2</sup>		
13	Тяговооруженность (энерговооруженность) $\bar{P}_0 = \frac{10P_0}{m_0 g} \left( \bar{N}_0 = \frac{10N_{0e}}{m_0 g}, \frac{\text{кВт}}{\text{даН}} \right)$		
<b>Геометрические характеристики</b>			
14	Площадь крыла $S$ , м <sup>2</sup>		
15	Размах крыла $l$ , м		
16	Удлинение крыла $\lambda$		
17	Сужение крыла $\eta$		
18	Угол стреловидности крыла $\chi^0$		



Продолжение табл. 1.1

19	Относительные толщины $\bar{c}_0; \bar{c}_{кц}$		
20	Диаметр фюзеляжа $D_{фз}$ , м		
21	Удлинение фюзеляжа $\lambda_{ф}$		
22	Удлинение носовой части фюзеляжа $\lambda_{фнч}$		
23	Удлинение горизонтального оперения $\lambda_{ГО}$		
24	Сужение горизонтального оперения $\eta_{ГО}$		
25	Угол стреловидности горизонтального оперения $\chi_{го}^0$		
26	Площадь горизонтального оперения $S_{ГО}$ , м <sup>2</sup>		
27	Коэффициент статического момента $A_{ГО} = \frac{S_{ГО} L_{ГО}}{S b_A}$		
28	Удлинение вертикального оперения $\lambda_{ВО}$		
29	Сужение вертикального оперения $\eta_{ВО}$		
30	Угол стреловидности вертикального оперения $\chi_{во}^0$		
31	Площадь вертикального оперения $S_{ВО}$ , м <sup>2</sup>		
32	Коэффициент статического момента $A_{ВО} = \frac{S_{ВО} L_{ВО}}{S l}$		
33	Относительная база шасси $\bar{b}_0 = b_0 / L_{ф}$		
34	Относительная колея шасси $\bar{B} = B / l$		
<b>Лётные характеристики</b>			
35	Максимальная скорость на высоте полета $V_{max} / H$ , $\frac{км / ч}{м}$		

36	Крейсерская скорость на высоте полета $\frac{V_{крейс}, км/ч}{H_{крейс}, м}$		
37	Посадочная скорость $V_{пос}, км/ч$		
38	Потолок $H_{п}, м$		
39	Дальность полета с нагрузкой $L_p / m_{ком}, км/кг$		
40	Максимальная дальность полета с нагрузкой $L_{max} / m_{ком}, км/кг$		
41	Длина разбега (длина ВПП) $l_{разб}, м$		
42	Скороподъемность $V_{y0}, км/ч$		
<b>Прочие данные</b>			
43	Число пассажиров $n$		
44	Габариты грузовой кабины $B \times H \times L, м$		
45	Вооружение		
46	Тип ВПП		
47	Топливная эффективность $k_{мон}, г/пасс км (г/т км)$		
48	Расчетная (эксплуатационная) перегрузка $n_A$		

При отборе самолетов для включения в статистику следует иметь в виду, что летные характеристики и относительные параметры самолетов не очень сильно зависят от их абсолютных размеров и масс. Это позволяет включать в статистику прототипы, которые по массе целевой нагрузки, дальности полета могут существенно (до 30-40%) отличаться от показателей проектируемого самолета. Это расширяет возможности для сбора статистического материала.

При выборе самолетов-прототипов предпочтение следует отдавать серийным самолетам, по которым сведения в литературе более точны, чем по самолетам опытным, параметры и летные данные которых часто носят предварительный или рекламный характер. Кроме того, доводка опытного самолета в процессе летных испытаний и запуске его в серийное производство может существенно изменить все его показатели.

Если включенный в статистику самолет выпускается в различных модификациях, то в таблицу отдельной строчкой или столбцом заносятся сведения по каждой конкретной модификации. Можно ограничиться одной

модификацией, наиболее близкой по параметрам к проектируемому самолету.

Источниками для сбора статистики могут служить как отечественные, так и зарубежные справочники, энциклопедии по авиации, отчеты НИИ, журналы и другая литература. Все большее развитие получают компьютерные базы данных по авиационной технике.

При сборе статистических данных особое внимание должно уделяться достоверности вносимых сведений. Часто в различных источниках приводятся противоречивые данные. По опытным и перспективным самолетам могут указываться рекламные характеристики. Иногда отсутствует оговорка о том, что приводимые данные являются предельными, но не одновременно достижимыми, например, максимальная дальность и максимальная целевая нагрузка. Поэтому в таблице по возможности должны приводиться соответствующие оговорки об условиях достижения того или иного летного показателя.

В статистику, которая в дальнейшем будет использоваться для выбора параметров проектируемого самолета, следует включать по возможности новейшие самолеты, выпущенные за последние годы.

В том случае, когда требуется провести анализ развития самолетов определенного типа, проследить изменение их основных параметров по времени и дать прогноз дальнейшего роста летно-технических показателей этих самолетов, составляется статистика иного рода. В этом случае выбирается большее количество - до десяти и более самолетов, выпущенных за последние десять - пятнадцать лет. В статистическую таблицу вносятся только те параметры, изменение которых анализируется. Это могут быть относительные геометрические, массовые параметры, летно-технические характеристики. Для удобства анализа по данным этой таблицы могут быть построены графики изменения того или иного параметра по времени. Экстраполяция полученных зависимостей прогнозирует изменение соответствующих параметров и характеристик на ближайшее будущее.

## **1.2 Анализ проектной ситуации**

На основании исследования статистического материала и изучения развития самолетов данного типа проводится анализ проектной ситуации, при выполнении которого решаются следующие задачи:

1) Исследуются особенности развития и указывается достигнутый уровень совершенства самолетов данного типа. Отмечаются среднестатистические и максимальные значения наиболее важных характеристик и параметров, определяющих эффективность этих самолетов. Здесь могут указываться не только летно-технические данные, но и параметры, оценивающие технологические, эксплуатационные, экономические качества самолета.

тов - стоимость самолета, себестоимость перевозок, ресурс, показатели надежности, комфорта для пассажиров и т.п.

2) Изучаются перспективы развития и прогнозируется изменение основных параметров самолетов данного типа на ближайшие годы. Прогноз численных значений параметров обосновывается построением статистических графиков, показывающих изменение этих параметров за последние годы с экстраполяцией их значений на ближайшее будущее. Характер изменения параметров по времени оценивается по усредненной зависимости статистических данных от времени (рис 1.1, а) или "коридором", включающим большую часть статистических точек (рис 1.1, б).

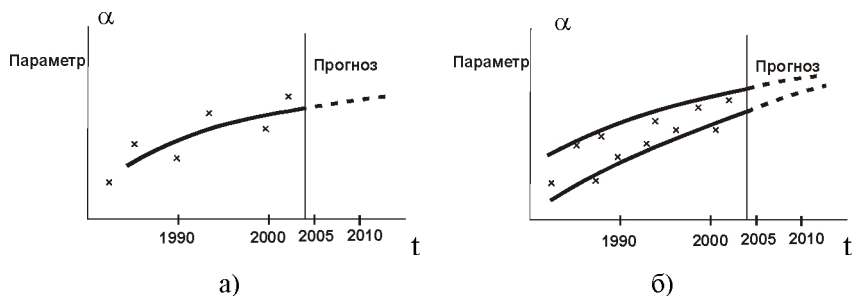


Рис. 1.1

Экстраполяция статистических зависимостей позволяет достаточно обоснованно назначать параметры проектируемого самолета при разработке тактико-технических требований.

3) Вновь проектируемый самолет должен обладать более высокими качествами и эффективностью по сравнению с уже существующими самолетами. Это достигается улучшением его основных летно-технических характеристик и параметров, влияющих на показатели эффективности. Поэтому с самого начала проектирования уже на этапе разработки ТТТ следует наметить пути и средства, которые обеспечат рост технического совершенства нового самолета. Это требует знания последних достижений в основных областях авиационной науки и техники - аэродинамике, двигателестроении, конструкции и материаловедении, оборудовании, вооружении, технологии, эксплуатации. Только широкое использование всего самого нового и передового может обеспечить высокую эффективность и конкурентоспособность проектируемого самолета. Поэтому при разработке ТТТ намечаются новые технические решения, которые предполагается использовать в проектируемом самолете, с примерной оценкой их влияния на основные параметры и характеристики, прежде всего на его относительные массы конструкции, силовой установки, топлива, оборудования и на его летно-технические показатели. Например,

следует отметить и учесть в своей работе научно-технический прогноз по магистральным самолетам, согласно которому взлетная масса самолетов, спроектированных и построенных в технологиях 2010 года, будет на 23...25% меньше, чем самолетов 1995 года. Это существенное снижение взлетной массы определяется следующими основными компонентами технического прогресса: ламинеризация обтекания крыла – 4...6%; аэродинамическая компоновка – 6%; оборудование и системы – 1%; конструкция – 8...10% – за счет использования новых материалов; силовая установка – 3%. Указанные цифровые данные приведены в качестве примера. Более точные их значения могут быть получены из периодической технической литературы и Internet.

4) Оценивается потребность в данном самолете и предполагаемый рынок сбыта. Обоснованием этому могут служить приводимые в литературе прогнозы темпов развития пассажирского или грузового потоков, доля технически и морально устаревших самолетов данного типа, появление новых авиалиний и регионов, обслуживаемых этими самолетами, и т.п.

5) Любой самолет является частью большой системы, в которую кроме самолетного парка входит целый ряд подсистем, обеспечивающих весь жизненный цикл этого парка, начиная с изготовления и кончая его списанием и утилизацией. Все звенья большой системы взаимосвязаны и совершенствование параметров и свойств каждого из них должно повышать эффективность других звеньев и всей системы в целом. Появление каждого нового самолета неизбежно сказывается на работе и эффективности смежных, обслуживающих его систем, что позволяет уже на этапе разработки ТТТ к самолету дать приближенную системную оценку, указав, какие изменения внесет внедрение этого самолета в области производства, эксплуатации, окружающую среду и другие взаимодействующие с ним области.

Таким образом, анализ проектной ситуации должен обосновать потребность и техническую возможность разработки проекта нового самолета и дать оценку последствий его создания и применения.

### **1.3 Разработка ТТТ**

ТТТ к проектируемому самолету определяют основные цели и задачи его создания, условия его применения, задают потребные значения основных параметров и характеристик самолета, намечают условия его производства и эксплуатации.

Все требования к проектируемому самолету подразделяются на несколько групп. Ниже приводится состав этих групп и даются рекомендации по их разработке.

### **1.3.1 Функциональные требования**

В этих требованиях отражается общий замысел создания нового самолета. Они определяют тип и класс самолета, выполняемые им задачи и его важнейшие параметры и характеристики. В них указываются следующие особенности (характеристики) будущего самолета.

1. Назначение самолета.
2. Основные задачи, выполняемые базовым самолетом.
3. Варианты использования и возможные модификации самолета.
4. Состав целевой (коммерческой или боевой) нагрузки.
5. Состав экипажа.
6. Степень автоматизации основных этапов полета.
7. Условия базирования, класс аэродрома, тип ВПП, возможность укороченного взлета и посадки.
8. Средства механизации погрузочно-разгрузочных работ.
9. Возможность десантирования с воздуха живой силы и техники.
10. Возможность автономной эксплуатации с неподготовленных аэродромов.
11. Состав вооружения.
12. Тактика выполнения боевых операций или профиль типового полета, время подготовки к повторному вылету.
13. Радиолокационные и другие средства защиты.

### **1.3.2 Общие технические требования**

Эти требования определяют основные летные качества будущего самолета, его надежность и безопасность. Они представляются двояким образом.

Во-первых, составляется перечень основных, наиболее важных для данного самолета требований, носящих качественный характер, без указания каких-либо численных их значений. И, во-вторых, задаются количественные требования с указанием численных значений или ограничений для летно-технических параметров и характеристик – летно-технические требования.

Перечень качественных требований указывает самые важные свойства самолета, на которые при проектировании следует обращать внимание в первую очередь. Перечень таких требований поможет конструктору принимать правильные и обоснованные решения по основным проблемам, возникающим в процессе проектирования.

Состав этих требований определяется назначением самолета и выполняемыми им задачами. Для каждого типа самолета это будут свои специфические требования.

Как правило, требования, входящие в полный их список, вступают между собой в противоречия. Улучшение одних свойств самолета может ухудшать другие его качества. Разрешение противоречивости требований достигается путем установления их сравнительной важности или их рейтинга и расположением требований в порядке убывания важности каждого из них. Такое ранжирование требований позволяет конструктору руководствоваться в первую очередь теми из них, которые стоят на более высоком месте, т.е. имеют более высокий рейтинг.

Процесс ранжирования требований достаточно субъективен и зависит от уровня знаний, опыта проектировщика, а также от общего замысла (концепции) будущего самолета. Повышение объективности ранжирования возможно путем использования метода экспертных оценок с привлечением для этого нескольких высококвалифицированных специалистов, либо с применением различных методов количественной оценки требований. Одним из них является метод парных сравнений.

Суть этого метода состоит в следующем. Записываются в произвольном порядке все требования, которые проектировщик считает важными для данного самолета. Последовательно рассматривается каждая пара требований из этого списка и решается вопрос об их сравнительной ценности. В соответствии с этой оценкой каждое требование получает определенное количество баллов. Шкала баллов может быть различной. Например, требованию более предпочтительному дается два балла, а менее предпочтительному - 0 баллов. Равноценные требования получают по одному баллу - 1:1. Можно при явной предпочтительности одного из требований давать оценку 2:0, а при менее выраженной – 1:0. Возможны и другие шкалы оценок. Результаты парных сравнений заносятся в специальную таблицу, в последнем столбце которой суммированием баллов каждого требования определяется его рейтинг, который и определяет место этого требования в общем их списке. Покажем использование метода парных сравнений на примере ранжирования требований для военно-транспортного самолета тактического назначения. Примерный список основных требований к этому самолету, записанных в произвольном порядке, будет выглядеть следующим образом.

1. Высокая крейсерская скорость полета.
2. Быстрота погрузки и выгрузки.
3. Возможность перевозки и десантирования с воздуха легкой и средней техники пехотной дивизии.

4. Хорошие взлетно-посадочные характеристики и возможность эксплуатации с грунтовых аэродромов.
5. Высокая топливная эффективность.
6. Возможность автономной эксплуатации с неподготовленных аэродромов.
7. Удобство обслуживания и ремонта.

Рассматривая последовательно каждую пару требований, даем им сравнительную оценку по указанной выше трехбалльной шкале.

а) Требование "1"- требование "2".

Сокращение времени погрузки и выгрузки в боевых условиях на прифронтовом аэродроме важнее, чем сокращение времени крейсерского полета. Поэтому требование "2" оцениваем в два балла, требование "1"-получает ноль баллов.

б) Требование "1"- требование "3".

Необходимость перевозки и десантирования заданной техники явно важнее увеличения скорости полета. Оценка требования "3"- два балла, требования "1" - ноль баллов.

в) Требование "1" - требование "7".

Эти два требования можно считать примерно равноценными и дать им оценку по одному баллу.

Рассмотрев аналогичным образом все требования, полученные результаты сводим в таблицу.

Таблица 1.2

№	1	2	3	4	5	6	7	Рейтинг	Место
1	x	0	0	0	0	1	1	2	7
2	2	x	1	1	2	2	2	10	1
3	2	1	x	1	1	1	2	8	3
4	2	1	1	x	2	2	1	9	2
5	2	0	1	0	x	0	0	3	6
6	1	0	1	0	2	x	2	6	4
7	2	0	0	2	2	0	x	6	5

При равенстве рейтингов места требований распределяются по результатам их сравнений. Результаты проведенных парных сравнений позволяют записать основные требования к данному самолету в порядке убывания их важности.



1. Быстрота погрузки и выгрузки.
2. Хорошие взлетно-посадочные данные и возможность эксплуатации с грунтовых аэродромов.
3. Возможность перевозки и десантирования с воздуха легкой и средней техники пехотной дивизии.
4. Возможность автономной эксплуатации с неподготовленных аэродромов.
5. Удобство обслуживания и ремонта.
6. Высокая топливная эффективность.
7. Высокая крейсерская скорость.

Таким порядком расположения требований и должен руководствоваться конструктор в процессе проектирования данного самолета.

Следует добавить, что приведенные в таблице оценки носят примерный характер, демонстрируя лишь суть метода парных сравнений. Каждый конструктор, учитывая конкретные особенности и условия применения проектируемого самолета, может менять состав требований и давать им иные оценки в соответствии со своим пониманием общей концепции проектируемого самолета.

### **1.3.3 Летно-технические требования**

Эти требования устанавливают численные значения основных, наиболее важных для данного типа самолета летных характеристик и параметров. Как правило, к ним относятся скорость и высота полета, скороподъемность, расчетная дальность или радиус действия, взлетно-посадочные характеристики, расчетная или эксплуатационная перегрузки и др.

Назначение численных значений летно-технических параметров должно опираться на статистику и учитывать прогноз развития самолетов данного типа. Большую помощь в этом могут оказать построение статистических графиков взаимосвязи этих параметров: скорость - дальность, высота полета - дальность, а также графиков изменения важнейших параметров и летно-технических характеристик по времени выпуска самолетов-прототипов.

Численное значение того или иного параметра должно задаваться либо желаемым диапазоном "от - до", либо верхней - "не больше" или нижней - "не меньше" границей его значений.

Перечень и состав задаваемых летных параметров и характеристик определяется назначением самолета.

Так, для пассажирских и транспортных самолетов при назначении летно-технических характеристик можно ограничиться основными параметрами крейсерского режима - крейсерской скоростью и высотой полета, а также взлетно-посадочными характеристиками - длиной разбега, посадочной скоростью или скоростью захода на посадку. Расчетная дальность полета и коммерческая нагрузка для этих самолетов обычно указывается в задании.

Для маневренных и военных самолетов кроме взлетно-посадочных характеристик должны указываться максимальная скорость, потолок, радиус виража, допустимая перегрузка.

### **1.3.4 Производственно-технологические требования**

Указываются масштаб производства (размер серии), основные конструкционные материалы, в том числе новые виды полуфабрикатов и их предельные размеры, основные методы изготовления и новые технологические процессы, степень стандартизации и унификации.

### **1.3.5 Эксплуатационные требования**

Основные, аварийные входы и выходы, аварийное покидание самолета, удобство работы для экипажа, степень автоматизации управления полетом, обзор из кабины, комфорт для пассажиров, механизация погрузки и выгрузки, заправка топливом, удобство обслуживания, ремонта, легкосъемность и взаимозаменяемость агрегатов, оборудования, автономность эксплуатации, класс аэродрома.

### **1.3.6 Техничко-экономические требования**

Экономические показатели производства и эксплуатации самолета: себестоимость самолета, себестоимость перевозок, коэффициент топливной эффективности, ресурс самолета.

### **1.3.7 Прочие требования**

Класс самолета по нормам прочности, ожидаемый рынок сбыта, экологические требования.

### **Контрольные вопросы по разделу**

1. Назовите марки самолетов, однотипных с проектируемым.
2. Укажите количественные значения важнейших летно-технических 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.

## 2. ВЫБОР СХЕМЫ САМОЛЕТА

Для выбора схемы самолёта необходимо расширение и углубление знаний взаимосвязей между параметрами схемы самолета и его свойствами, представленными комплексом тактико-технических требований (ТТТ); получение практических навыков проведения анализа этих взаимосвязей и принятия решений по выбору параметров схемы самолета.

### 2.1 Содержание и порядок выбора схемы

Схема самолета определяется количеством, взаимным расположением и формой основных агрегатов планера, шасси и силовой установки самолета: крыла, оперения, фюзеляжа, взлетно-посадочных устройств; типом, количеством и размещением двигателей и воздухозаборников. Схема самолета сильно влияет на его аэродинамические, весовые и эксплуатационные характеристики.

На ранних стадиях проектирования важнейшими критериями для выбора облика самолета являются:

- высокое аэродинамическое качество на крейсерском режиме;
- малая масса.

Главная задача, которую решают на этапе выбора схемы самолета, состоит в том, чтобы обоснованно принять такие параметры схемы, которые бы наилучшим образом удовлетворяли комплексу ТТТ. В практике проектирования важнейшие параметры схемы определяют на этапе разработки технического предложения, когда формируется облик самолета (этап «внешнего проектирования»).

Решения, принимаемые при формировании облика, являются наиболее ответственными, так как допущенные здесь ошибки весьма трудно устранить. На последующих этапах выбирают параметры, детализирующие описание схемы; все параметры уточняют и тщательно обосновывают. С этой целью последовательно уточняют оценки влияния каждого параметра на характеристики самолета с учетом взаимосвязей параметров (используют системный подход и принцип декомпозиции) и выбирают их рациональные значения. Процесс выбора параметров схемы самолета, особенно на этапе формирования облика, носит творческий итерационный характер; результаты расчетов в значительной мере используют для подтверждения правильности принятых решений. Вместе с тем современные методы и средства проектирования самолетов позволяют уже на этапе выбора схемы самолета ставить и решать задачи как структурной, так и параметрической оптимизации.

В работе выбор параметров схемы самолета проводят на основе, как правило, качественных оценок с широким использованием результатов обработки статистического материала.

## 2.2. Схема самолета

Для самолета конкретного назначения выбор схемы включает в себя:

- выбор схемы размещения экипажа и целевой нагрузки;
- выбор конфигурации (схемы) аэродинамической несущей системы для основного (крейсерского) режима полета и схемы (способов) ее изменения для взлетно-посадочных или других этапов полета;
- выбор балансировочной схемы самолета;
- выбор схемы силовой установки;
- выбор схемы взлетно-посадочных устройств.

Выбор ведут примерно в следующей последовательности:

- намечают число основных агрегатов планера самолета и их взаимное расположение, обосновывают балансировочную схему самолета;
- выбирают внешние формы (параметры) крыла, оперения, фюзеляжа, намечают размещение основных органов управления;
- выбирают тип и количество двигателей и воздухозаборников, намечают их расположение на самолете;
- выбирают схему и тип опор шасси, их количество и расположение;
- выбирают значение удельной нагрузки на крыло  $p_0$  и тип механизации крыла;
- определяют приближенно значения  $C_{x\alpha 0}$ , коэффициента отвала поляры  $D_0$ , максимального аэродинамического качества  $K_{max}$ ;
- выполняют предварительный эскиз внешнего вида (облика) самолета в трех проекциях или в аксонометрии.

Выбор схемы крыла. Выбирают параметры, определяющие форму крыла в плане: удлинение  $\lambda$ , сужение  $\eta$ , угол стреловидности  $\chi^\circ$ . Выбирают тип профиля, относительную толщину профиля  $\bar{c}$  сечения крыла по центральной или бортовой хорде и изменение относительной толщины по размаху крыла, а также угол поперечного V крыла. Для одного - двух параметров приводят подробное обоснование принятых значений согласно методике, изложенной в подразделе 1.2. Влияние основных параметров крыла на летно-технические характеристики и массу крыла рассмотрено в [7, 9, 30].

Выбор схемы фюзеляжа. Выбирают принципиальную форму поперечного сечения фюзеляжа (круглая, прямоугольная, овальная, «горизонтальная восьмерка», сложная и др.) и по статистике принимают предварительные значения удлинения фюзеляжа  $\lambda_{ф}$ , удлинение носовой  $\lambda_{нф}$  и удлине-

ние хвостовой  $\lambda_{хвф}$  частей фюзеляжа, а также основные параметры формы фонаря кабины экипажа [7, 9, 30, 17].

Взаимное расположение крыла и фюзеляжа. Намечают и подробно обосновывают согласно подразделу 1.2 расположение крыла по высоте фюзеляжа [7, 9, 30, 17].

Выбор балансировочной схемы самолета. Дают обоснование выбора одного из способов осуществления продольной балансировки самолета - приведения к нулю суммы моментов сил, действующих на самолет относительно центра масс - нормальной схемы, схемы «утка», «бесхвостка», «летающее крыло» либо их комбинации [17]. Намечают расположение горизонтального оперения относительно крыла по высоте [7, 9, 17].

Выбор схемы оперения. На основании анализа взаимозависимостей между параметрами схемы и с учетом статистики выбирают значения коэффициентов статических моментов оперения  $A_{z0}$  и  $A_{y0}$  и относительных площадей горизонтального  $S_{z0}$  и вертикального  $S_{y0}$  оперения. Выбирают и обосновывают значения геометрических параметров агрегатов оперения: углов стреловидности  $\chi_{z0}$  и  $\chi_{y0}$  относительных толщин  $\bar{c}_{z0}$  и  $c_{y0}$ , удлинения  $\lambda_{z0}$  и  $\lambda_{y0}$ , сужения  $\eta_{z0}$  и  $\eta_{y0}$ .

Выбор схемы размещения органов управления. Намечают основные и дополнительные органы продольного, поперечного и путевого управления и их размещение на самолете. По статистике и с учетом уже принятых параметров схемы выбирают относительные площади рулей (элеронов)  $\bar{s}_p$  ( $s_p$ ) и углы их отклонения  $\delta_p^\circ$  ( $\delta_p^\circ$ ) в каждую сторону.

Выбор типа двигателя. На основании анализа заданного тактико-техническими требованиями диапазона высот и скоростей полета выбирают и обосновывают тип двигателя [2, 7, 17, 28]. Для двухконтурных турбореактивных двигателей выбирают также степень двухконтурности  $m$ , степень сжатия в компрессоре  $\pi_k$ , температуру газов перед турбиной  $T_2^*$  и удельный

$$\text{вес } \gamma = \frac{m_{дв} g}{10P_0},$$

где  $P_0$  - стартовая тяга двигателя, даН;  $m_{дв}$  - масса двигателя, кг;  $g$  - ускорение свободного падения,  $m/c^2$ .

Значения этих параметров выбирают по статистике и с учетом перспективных разработок в авиадвигателестроении. Дополнительно определяют стартовый удельный расход топлива  $c_{p_0}$  и намечают высотно-скоростные характеристики двигателя, пользуясь следующими приближенными соотношениями и рекомендациями.

Стартовый удельный расход топлива ( $\text{кг}/\partial aH \cdot \text{ч}$ ) принимают по статистике или вычисляют по следующей формуле:

$$C_{po} = \xi T \frac{\sqrt{T_e^*}}{\pi_{\kappa o}^{*0,25}} (1 + 0,05 m - \sqrt{0,14 m}),$$

где  $\xi=(0,051-0,053)$  - статистический коэффициент;  $\pi_{\kappa o}^* = \pi_{\kappa}^*$  при работе двигателя на старте. Значения  $T_e^*$  и  $\pi_{\kappa}^*$  можно принять по сведениям, приведенным в [14, с. 168 -171].

Для двухконтурного турбореактивного двигателя с форсажной камерой можно принять, что включение форсажной камеры на старте приводит к увеличению силы тяги двигателя на 30-60% и расхода топлива - на 200-250% и более. В таблице IV-1 учебника [7, с.589] приведены характеристики ряда известных турбореактивных двигателей; характеристики большого числа отечественных двигателей содержатся в книге [10].

Для турбовинтового или поршневого двигателя определяют удельный вес двигателя  $\gamma = \frac{m_{\partial g}}{10N_{eo}} \left( \frac{\partial aH}{\kappa Bm} \right)$  и удельный расход топлива

$$C_e \left( \frac{\kappa g}{\kappa Bm \cdot \text{ч}} \right).$$

Характеристики некоторых ТВД приведены в [28, табл. 6.2, с. 207-210], а поршневых двигателей – в [2, с. 86-92].

Выбор количества двигателей и размещения двигателей и воздухозаборников. Выбирают и обосновывают количество двигателей, руководствуясь требованиями обеспечения безопасности полетов и экономичности эксплуатации самолета. При этом следует учитывать общую тенденцию уменьшения числа двигателей в силовой установке самолета. Намечают и обосновывают согласно подразделу 1.2 размещение двигателей и воздухозаборников на самолете [7, 17, 28, 30].

Выбор схемы шасси. Выбирают тип опорных элементов шасси и намечают размещение опорных точек шасси на самолете [7, 9, 17, 28, 30]. Для легких самолетов неочевидным может стать решение вопроса о применении убирающегося или неубирающегося шасси [2].

Выбор удельной нагрузки на крыло и типа механизации крыла. По статистике, с учетом особенностей назначения комплекса ГТТ и влияния на основные качества самолета выбирают значение стартовой удельной нагрузки на крыло  $p_0, \partial aH/m^2$ . Оценки влияния  $p_0$  на основные качества самолета содержатся в [7, 17, 28, 30]. Выбирают тип механизации крыла по статистике или ориентировочно по [7, с. 88], а также [28, с. 282], принима-

ют значения максимального коэффициента подъемной силы самолета в посадочной конфигурации  $C_{ya \max \text{noc}}$ .

Выбранные значения удельной нагрузки на крыло проверяют по ряду условий, отражающих достаточность располагаемой подъемной силы крыла на отдельных этапах полета:

- обеспечение заданной скорости захода на посадку:

$$P'_0 \leq \frac{C_{ya \max \text{noc}} V_{zn}^2}{30,2(1-\bar{m}_T)};$$

- обеспечение заданной крейсерской скорости на расчетной высоте полета:

$$P''_0 \leq \frac{0,0435 \Delta_{\text{нкp}} V_{\text{кр}}^2}{1-0,6\bar{m}_T} \sqrt{\frac{C_{xao}}{D_o}};$$

- обеспечение заданной перегрузки (только для маневренных самолетов):

$$P''_0 \leq \frac{0,06125 C_{ya \text{доп}}}{(1-0,6\bar{m}_T) n_{y \text{доп}}} \Delta_{\text{н.ман}} \cdot V_{\text{ман}}^2.$$

В этих формулах  $\bar{m}_T$  - предполагаемое значение относительной массы топлива, которое принимают по статистике или приближенно по таблицам [7, табл. 6.1 или 14, табл. 2.4.1];  $V_{zn}$  - скорость захода на посадку, м/с;

$\Delta_{\text{нкp}}$  - относительная плотность воздуха на расчетной высоте (берут из таблицы Международной стандартной атмосферы, например [18]);

$C_{ya \text{доп}}$  - значение коэффициента подъемной силы, при превышении которого зависимость  $C_{ya}(\alpha)$  отклоняется от линейного закона,  $C_{ya \text{доп}} \approx 0,7 C_{ya \max}$ ;  $n_{y \text{доп}}$  - допустимая перегрузка при маневре, указывается в задании на проектирование либо принимается в пределах 0,5...0,6 от максимальной расчетной перегрузки, назначаемой при разработке ТТТ.

Коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе  $C_{xao}$  можно определить по приближенной формуле

$$C_{xao} = 0,98(0,9 + 0,15 M_{\text{кр}}) [0,0083(1 + 3 \bar{c}_o) + (0,00083 \lambda_{\phi} + \frac{0,5}{\lambda_{\phi}^2}) + 0,004]$$

Здесь число  $M_{\text{кр}}$  полета принимают для расчетного режима крейсерского полета; если необходимо, вычисляют также значение  $C_{xao}$  для режима максимальной скорости;  $\bar{c}_0$  - относительная толщина профиля крыла в сечении по центральной или бортовой хорде.



Коэффициент отвала полярности  $D_o$  в дозвуковой зоне определяют по формуле

$$D_o = \frac{k}{\pi \lambda_{\text{эф}}},$$

где  $k=1,02$  - для трапециевидных крыльев с  $\lambda > 3$ ;

$k=1,6$  - для треугольных и близких к ним крыльев с  $\lambda \approx 2$ ;

$\lambda_{\text{эф}}$  - эффективное удлинение крыла,

$$\lambda_{\text{эф}} = \frac{\lambda}{1+0,025\lambda}.$$

В сверхзвуковой зоне

$$D_o = \frac{B_o \sqrt{M^2 - 1}}{4},$$

где  $B_o = \frac{1}{1 - \frac{1}{2\lambda\sqrt{M^2 - 1}}}$  для прямого трапециевидного крыла,

$B_o=1$  - для треугольного крыла со сверхзвуковой передней кромкой.

За расчетное значение удельной нагрузки на крыло принимают наименьшее из полученных значений  $p'_o, p''_o, p'''_o$ .

### 2.3 Обоснования принимаемых параметров схемы

Обоснование рекомендуется выполнять в такой последовательности:

- выявить и перечислить свойства (характеристики) самолета, которые существенно зависят от выбираемого параметра;
- из полученного перечня выбрать, с учетом разработанных и отранжированных ТТТ, одну-две наиболее важные (определяющие) характеристики, на которые сильно влияет выбираемый параметр схемы;
- назначить и обосновать значение или диапазон значений выбираемого параметра - обоснованием могут служить статистические зависимости выбираемого параметра от определяющей характеристики или другие оценки значений выбираемого параметра, полученные исполнителем или почерпнутые из литературы.

*Пример применения рекомендованной последовательности действий для выбора удлинения крыла  $\lambda$ .*

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

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

- потолок  $H$ ;
- максимальная скорость (критическое число М)  $V_{max}(M_{крит})$ ;
- взлетно-посадочные характеристики ( $C_{y_{max}}, C_{y_{\alpha}}$ );
- масса крыла;
- жесткость крыла.

2. Выявление определяющих характеристик, зависящих от назначения самолета: для пассажирских, транспортных и других самолетов большой дальности определяющими являются дальность полета (определяет нижнюю границу  $\lambda$ ) и масса конструкции, а также жесткость крыла (верхняя граница  $\lambda$ ); для самолетов подобного назначения малой дальности нижнюю границу  $\lambda$  определяют взлетно-посадочные характеристики, верхнюю - масса конструкции крыла; для истребителя верхнюю границу определит максимальная скорость, нижнюю - маневренные или взлетно-посадочные характеристики.

3. Обоснование принятого численного значения  $\lambda$  с использованием статистических графиков  $\lambda(L)$  или  $\lambda(V_{max})$ , или  $\lambda(V_{min})$  и др.; графики могут быть построены по данным статистики или получены из литературы.

## 2.4 Предварительный облик самолета

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

- удельная нагрузка на крыло  $p_0(\partial aH/M^2)$ ;
- коэффициент лобового сопротивления  $C_{xa0}$  для расчетного числа М полета;
- коэффициент отвала поляры  $D_o$  для того же режима полета;
- максимальное аэродинамическое качество  $K_{amax} = \frac{1}{2\sqrt{C_{xa0}D_o}}$ ;
- тип и количество двигателей;
- удельный вес двигателя  $\gamma$ ;
- удельный расход топлива двигателя  $c_{p0}(кг/\partial aH \cdot ч)$ ;
- степень двухконтурности двигателя  $m$ ;
- температура газов перед турбиной  $T_{\bar{a}}^*$  (К)
- степень сжатия в компрессоре  $\pi_k$ .

В конце этапа имеем: все материалы по выбору, качественному и количественному обоснованию принятых параметров схемы, сводку предварительных параметров самолета и силовой установки, предварительный эскиз самолета.

### **Контрольные вопросы по разделу**

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 самолета являются определяющими для выбора взаимного расположения крыла и фюзеляжа?
6. Какие качества самолета являются определяющими при выборе количества двигателей и их размещении?
7. На какие характеристики самолета влияет удельная нагрузка на крыло?
8. Какие параметры и характеристики самолета определяют тип механизации крыла?
9. Путем изменения каких параметров, принимаемых на этапе выбора схемы самолета, можно повысить маневренность самолета?

### 3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОЙ ТЯГОВОООРУЖЕННОСТИ И ЭНЕРГОВОООРУЖЕННОСТИ САМОЛЕТА

Цель работы - выбор потребной тяговооруженности, энерговооруженности (для самолета ПД, ТВД и ТВВРД) в зависимости от назначения самолета, его типа и заданных ТТТ.

#### 3.1 Содержание и порядок выполнения

Для каждого типа самолета в соответствии с ТТТ составляется перечень трех-пяти условий, определяющих величину потребной тяго- или энерговооруженности для обеспечения основных летно-технических характеристик самолета. После расчета тяго- или энерговооруженности по всем намеченным условиям наибольшая из них принимается за потребную для данного типа самолета.

Стартовая тяговооруженность самолета определяется

$$\bar{P}_0 = \frac{10P_0}{m_0g},$$

где  $\bar{P}_0$  - суммарная стартовая тяга всех двигателей, установленных на самолете, даН;

$m_0$  - взлетная масса самолета, кг;

$g$  - ускорение свободного падения, м/с<sup>2</sup>.

Потребная тяговооруженность при проектировании определяется из условий обеспечения задаваемых ТТТ летных характеристик самолета - максимальной или крейсерской скоростей полета, скороподъемности, потолка, перегрузки, длины разбега. У самолетов гражданской авиации в соответствии с нормами летной годности (ЕНЛГС-3) [8] обеспечивается возможность взлета при отказе одного двигателя с  $V_y \geq 1.5m/c$ . Тяговооруженность самолетов, эксплуатирующихся на грунтовых аэродромах, должна обеспечивать страгивание самолета с места при стоянке на грунтовой ВПП.

#### 3.2 Тяговооруженность гражданского самолета

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

*Полет на крейсерской скорости  $V_{кр}$  на высоте  $H_{кр}$ :*

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

$K_{кр} = (0,85-0,9) K_{max}$  – аэродинамическое качество на крейсерском режиме полёта.

*Примечание.* В этом разделе для тяговооруженности  $\bar{P}_0$  используются индексы для соответствующего условия полета самолета. Коэффициент  $\xi$  учитывает изменение тяги турбореактивных двигателей по скорости и высоте полета

$$\xi = 1 - (0,72 + 0,02 \cdot m^2) M_{кр} + (0,311 + 0,017 \cdot m^2) M_{кр}^{(2,05 - 0,01 \cdot m^2)};$$

коэффициент  $\xi$  можно определить по [7, с. 586].

Коэффициент  $\varphi_{py\partial}$  учитывает изменение тяги двигателей при дроселировании  $\varphi_{py\partial} = 0,85 \dots 0,9$  для крейсерского режима;

$\varphi_{py\partial} = 1,3 \dots 2$  для форсажного режима.

*Полет на потолке  $H_{II}$ :*

$$\bar{P}_0^{H_{II}} = \frac{1}{\xi \varphi_{py\partial} K_{max}},$$

где  $\xi$  определяется для  $H_{II}$  и скорости в числах  $M$  полета  $M = (0,7 \dots 0,8) M_{кр}$ ;

$K_{max} = \frac{1}{2\sqrt{C_{xa0} D_O}}$  – максимальное аэродинамическое качество;

$D_O = \frac{K_1}{\pi \lambda_{эф}}$  – аэродинамический параметр;

$K_1 = 1,02$  – для трапециевидных крыльев ( $\lambda > 3$ );

$K_1 = 1,6$  – для треугольных крыльев ( $\lambda \approx 2$ );

$C_{xa0}$  – минимальный коэффициент аэродинамического сопротивления самолёта при нулевой подъёмной силе;

$\lambda_{эф} = \frac{\lambda}{1 + \lambda \pi / 100 \cos^2 \chi}$  – для крыла стреловидной формы в плане;

$C_{yавзл} = \frac{C_{yamax}}{1,4}$  – коэффициент подъёмной силы при взлётном положении механизации крыла для самолётов с двумя и тремя двигателями;

$C_{yавзл} = \frac{C_{yamax}}{1,32}$  – для самолётов с четырьмя двигателями;

$C_{yатах}$  – максимальный коэффициент аэродинамической подъёмной силы самолёта при посадочном положении механизации крыла.

*Обеспечение заданной длины разбега  $l_{разб}$ :*

$$\bar{P}_0^l = 1,05 \left[ \frac{1,2P_0}{C_{yавзл} l_{разб}} + \frac{1}{2} \left( f_{разб} + \frac{1}{K_{разб}} \right) \right],$$

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

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

$K_{разб} = 5 \dots 6$  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 ( $n_{дв} - 1$ ):*

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

где  $K_{наб} = 1,2K_{разб}$  - аэродинамическое качество при наборе высоты;

$tg\theta = 0,024$  при  $n_{дв} = 2$ ;  $tg\theta = 0,027$  при  $n_{дв} = 3$ ;  $tg\theta = 0,03$  при  $n_{дв} \geq 4$ .

*Обеспечение проходимости по грунту (для самолетов, взлетающих с грунтовых аэродромов):*

$$\bar{P}_0^{nprox} \geq 1,4f_{кач},$$

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  $0,3 \dots 0,5$  МПа.

### 3.3 Тяговооруженность военных самолетов

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

*Полет с заданной скороподъемностью  $V_{ymax}$*

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

где  $V = (0,5 \dots 0,7)V_{max}$  - заданная или наиболее выгодная скорость полета, м/с.

*Полет на максимальной скорости  $V_{max}$  на расчетной высоте  $H$*

$$\bar{P}_0^{V_{\max}} = \frac{C_{x\alpha 0} \Delta_H V_{\max}^2}{16,33 p_0 \xi \varphi_{py\delta}},$$

где  $\Delta_H$  - относительная плотность воздуха на расчетной высоте.

При заданном  $M_{\max}$

$$\bar{P}_0^{M_{\max}} = \frac{C_{x\alpha 0} \rho_H a_H^2 M_{\max}^2}{20 p_0 \xi \varphi_{py\delta}},$$

где  $p_0$  - удельная нагрузка на крыло.

*Полет с заданной перегрузкой  $n_y^{\circ}$  на расчетной скорости  $V$  и высоте  $H$*

$$\bar{P}_0^{n_y} = \frac{1 + (n_y^{\circ})^2}{2 n_y^{\circ} \xi \varphi_{py\delta} K_{\max}}.$$

### 3.4 Стартовая тяговооруженность легких самолетов (до 5000 кг)

Потребная стартовая тяговооруженность в Н/м<sup>2</sup> для легких гражданских реактивных самолетов с ДТРД выбирается в зависимости от длины ВПП, числа двигателей, двухконтурности, удельной нагрузки на крыло:

$$\bar{P}_0 = 0,01 m + \frac{0,19 p_0 n_{\delta e}}{(n_{\delta e} + 0,3) L_{ВПП}},$$

где  $L_{ВПП}$  - длина ВПП.

### 3.5 Энерговооруженность самолетов с ТВД и ПД

*Полет на максимальной скорости.* Потребная стартовая энерговооруженность (кВт/кг) из условия обеспечения максимальной скорости полета  $V_{\max}$  (км/ч):

$$\bar{N}_0^{V_{\max}} = \frac{N_0^{V_{\max}}}{m_0} = \frac{C_{x\alpha 0} \Delta_H V_{\max}^3}{1280 p_0 K_N^{V_H}},$$

где  $K_N^{V_H}$  - коэффициент, учитывающий падение мощности двигателя по высоте и скорости полета,

$K_N^{V_H} = 1$  - полет у земли ( $H=0$ );  $K_N^{V_H} = 0,65$  ( $H=6$  км);  $K_N^{V_H} = 0,46$  на высоте  $H=11$  км.

*Полет на крейсерской скорости*

$$\bar{N}_0^V \text{ крейс} = \frac{C_{xa0} \Delta_H V_{кр}^3}{854 p_0 K_N^V V_H^H}.$$

*Скороподъемность у земли*

$$\bar{N}_0^V \text{ у max} = \frac{0,555}{K_N^V V_H^H} \sqrt[3]{\frac{C_{xa0} V_{у max}^2}{p_0}}.$$

*Полет на потолке*

$$\bar{N}_0^H \text{ max} = \frac{0,025 K_m^V V_H^H}{K_N^V V_H^H} \sqrt{\frac{p_0 K_m^V V_H^H}{\Delta_H C_{xa0} \sqrt{C_{xa0} D_0}}},$$

где  $K_m^V V_H^H = 0,8...0,9$ .

*Разбег самолета*

$$\bar{N}_0^l \text{ разб} = 0,75 \left( \frac{0,9 p_0}{C_{уавзл} l \text{ разб}} + 1,1 f_{\text{разб}} + 0,033 \right).$$

*Взлет с одним отказавшим двигателем*

$$\bar{N}_0^{n-1} = 0,93 \frac{1,5 n_{\text{дв}}}{(n_{\text{дв}} - 1) K_{\text{взл}}} \left( \frac{0,062}{C_{уавзл}} + \frac{C_{уавзл}}{\pi l} + \text{tg} \theta \right),$$

где  $K_{\text{взл}} = K_{\text{наб}}$ .

*Взлет с грунтового аэродрома*

$$\bar{N}_0^{\text{прох}} \geq 1,04 f_{\text{кач}}$$

Наибольшая энерговооруженность, найденная из условий обеспечения заданных характеристик проектируемого самолета, является потребной для самолета.

Характеристики ряда отечественных и зарубежных двигателей даны в табл. 3.1, 3.2, 3.3, 3.4.

### Контрольные вопросы по разделу

1. Какие летные характеристики самолета зависят от его тяго- или энерговооруженности и их влияние на выбор  $\bar{P}_0$  и  $\bar{N}_0$ ?
2. Условия выбора тяго- или энерговооруженности для пассажирского, грузового, транспортного самолетов и военных самолетов.



Таблица 3.1. Основные параметры огнетушителей ГД

Тип	Двигатель	$P_{max}, кВ$ ( $N_{max}, кВт$ )	$P_{пр}, кВ$ ( $M_{пр}, кВт/л$ )	$C_{огн}, кг/кВ$ ( $C_{огн}, C_{огн}, кг/кВ/л$ )	$C_{огн}, кг/кВ$ ( $C_{огн}, C_{огн}, кг/кВ/л$ )	$M_{огн}$ кг	$L_{огн}$ м	$D_{огн}$ мм	$b$ мм	$m$	Продолжительность выстрела	Число выстрелов на 1 л	Год выпуска	Фирма-производитель	
															1
ГД	РД-36-51А	190,7	49	90	128	390	5,976	1,486	-	-	Ту-147Д	4	1978	Рабинское КЕМ	
	АН-25 Д-36	14,7	4,43	58,1	81,1	348	1,933	-	0,886	2,2	Яв-40 Яв-42	3	1967	Запорожское МКБ "Прогресс"	
	Д-43БТ1	75	15,5	39	62	145	3,733	(1,37)	-	4,8	Ту-334-100	2	1995	Пераское МКБ	
	Д-30КУ	108	27	56	71,4	265	5,698	(1,45)	-	2,4	Ив-62М	4	1971	Пераское МКБ	
	НК-8-2У	103	21,6	59,1	78,8	235	4,762	(1,44)	-	1,0	Ту-154М	3	1973	Пераское МКБ	
	НК-86	127,5	31,6	53,1	75,5	275	3,638	(1,46)	-	1,1	Ив-56	4	1980	Запорожское МКБ "Прогресс"	
	НК-87	127,5	-	54	-	220	-	1,455	-	7	Экранолла "Лунь"	8	1986	Запорожское МКБ "Прогресс"	
	НК-64	157	34,3	37,8	59,16	285	0	1,860	-	4,1	Ив-56-300 Ту-204	2	1984	СНТК имени Курашова	
	ПС-90А	157	34,4	38,1	60,7	295	5,330	(1,9)	-	4,3	Ив-56-300 Ту-204	2	1993	СНТК имени Курашова	
	НК-56	177	35,3	39,1	63,75	334	0	2,05	-	4,9	Ив-56	4	1980	Запорожское МКБ "Прогресс"	
НК-93	177	31,4	23,5	50	365	5,972	(3,9)	-	16,6	Ив-56МН	4	Проект	Запорожское МКБ "Прогресс"		
НК-62	245	44,1	29,4	49,04	420	0	-	-	-	-	-	Проект	Запорожское МКБ "Прогресс"		
НК-63	295	49,2	36,3	54,6	545	0	-	-	-	-	-	Проект	Запорожское МКБ "Прогресс"		
Д-18Т	230	47,6	35,7	58,2	410	0	5,40	-	2,937	2,792	5,7	1984	Запорожское МКБ "Прогресс"		
ВВД	Д-27	(10290)	(4990)	(0,231)	(0,177)	165	4,198	-	1,370	1,26	-	2	Проект	Запорожское МКБ "Прогресс"	
	ТВД-10Б	(706)	(374,5)	(0,247)	(0,456)	225	2,06	-	0,9	0,55	-	2	1984	Сухое МКБ	
	ТВД-1-500	(1028)	(508)	(0,284)	(0,297)	340	1,95	-	0,76	0,62	-	2	1996	Рабинское КЕМ	
ГД	ТВ-7-117	(1840)	(1250)	(0,272)	(0,245)	570	2,14	-	0,886	0,94	-	2	1991	Завод им. Калашова СНТК имени Курашова	
	НК-12МВ	(11000)	(4780)	(0,286)	(0,215)	306	6,0	1,15	-	-	-	4	1958	СНТК имени Курашова	

Таблица 3.2. Основные параметры отечественных ГТД с форсажной камерой створания

Тип	Двигатель	$P_{\text{вкл}}$ кН	$P_{\text{факт}}$ кН	$P_{\text{ш}}$ кН	$C_{\text{уфакт}}$ кг/кН·ч	$C_{\text{уусл}}$ кг/кН·ч	$C_{\text{шур}}$ кг/кН·ч	$M_{\text{вс}}$ кг	$L_{\text{вс}}$ м	$D_{\text{вс}}$ ( $D_{\text{вс}}$ ) м	$b$ м	$m$	Приме- нение	Чис- ло двиг- на ЛА	Год начала пр-ва	Фирма Произв- датель
ТРДФ	АЛ-21Ф-3	76,4	110	-	190	90	78	1800	5,34	1,03	-	-	Су-17М, -20, Су-24, -22М4, МиГ-23Б	1	1970	НПП "Сатурн" им. А.М.Леошки
	АЛ-31Ф	77	122,6	-	200	-	69	1530	4,95	1,24	-	0,57	Су-27	2	1982	
ТРДДФ	РД-33	49,4	81,4	11	214	78,5	98	1050	4,30	-	1,1	0,49	МиГ-29	2	1981	Заводин Климова
	Р79В-300	103	152	-	163	-	67,2	2750	5,23	1,716	-	0,80	Як-141	2	1992	НТК "Союз" (Москва)
	НК-144А	148,2	196,7	29,4	168	-	93,9	3540	7,69	(1,36)	-	0,60	Ту-144	4	1971	СНТК им. Кузнецова

Таблица 3.3. Основные параметры зарубежных ТЭАД

Наименование ТЭАД	$N_{\text{вкл}}$ кВт/кг	$C_{\text{вкл}}$ кг/кВт*ч	$G_{\text{д}}$ кг/с	$\eta_{\text{к}}$	$T_{\text{к}}$ К	$M_{\text{к}}$ кг	$L_{\text{к}}$ м	$D_{\text{к}}$ b/h мм	$T_{\text{ш}}$ ч	Начало серийного пр-ва	Применение	Фирма-производитель
LTS101-606A	432	0,355	2,18	2,4	1297	109	0,785	0,472	2400	1974	AS 350с "Астар"	
LTS101-650A	438	0,352	2,18	8,4	-	109	0,785	0,400/0,483	2400	1975	BK-117 Аэрокосмическая HF-65A, "Дофин"	США Дэво Лайкоминг
LTS101-750A	503	0,355	2,03	8,5	1313	124	0,822	0,538/0,756	2400	-	UTTAS, LAMPS Белл 206Е	
PLT27AVE	1479	0,267	-	-	-	163	0,970	0,437	-	1974	"Джет Рейнджер", PZL "Казань"	
250-C20B	307	0,403	1,56	7,2	-	71,5	0,985	0,483	1750	-	"Туэн Рейнджер"	Детроит Дизель Аллисон
250-C24	307	0,360	-	8,0	-	71,5	1,026	0,576	-	-	"Туэн Рейнджер" Белл 206Е-1	
250-C28	365	0,375	1,96	7,08	1075	99,3	-	0,557/0,638	-	1977	MVB EO105LS	
250-C30	475	0,367	2,54	8,5	1077	107	1,100	0,560/0,640	-	-	Сикорский S-76	
250-C54	537	0,370	2,54	8,5	1071	116	1,097	0,557/0,638	-	-	Белл 214 ST, Уэстланд WC.30, CN-235	Дженерал Электрик (GE) PW
CT7-2A	1139	0,288	4,5	1,6	1373	195	1,194	0,635/0,568	5000	1978	Уэстланд WC.30, CN-235	Дженерал Электрик (GE) PW
PW3005	4234	0,233	-	2,5	1600	430	1,512	0,635	-	1989	-	Дэво Лайкоминг/ PW
T800-APN-800	876	0,342	4	1,5	-	135	0,986	0,470	2000	1992	LHX армия США	
"Глокс" H-1400-1	1121	0,378	6,2	8,4	-	152	1,398	0,577/0,548	-	1961	Уэстланд "Си Кинг", "Колмандо"	Ролс-Ройс (RR)
"Дикс" 2	606	0,329	3,13	1,2	150	1,035	-	0,595	-	1975	Уэстланд WC13 Белл AH-1Т+ "Супер Коуб", Хэас AH-64 "Айак"	GE
T700-GE-401	1236	0,292	-	1,7	1240	194	1,181	0,635/0,584	-	1989	-	GE
"Арном" 1	475	0,356	2,4	8	1100	105	1,090	0,430/0,570	3000	1976	Аэрокосмическая SA-365 "Дофин" AS 350 "Скорейт"	Турбомаска (TUM)
"Малена"	1314	0,293	7,1	10,4	1273	232	2,103	0,620/0,570	2000	1980	AS.332 "Супер Дюсс"	
PT6B-36	701	0,360	-	7,6	1373	161	1,496	0,482	3000	1985	Сикорский S-76B	Прайт-Уитни (PW)
T400-CP-400	1314	0,368	-	7,7	-	324	1,659	1,115/0,828	-	1970	Белл OH-1N, AH-1, CH-135	Canada
PW-100	1694	0,296	-	-	-	374	2,083	0,584/0,838	6000	1979	-	
RTM 322-01	1533	0,269	5,75	14,7	1500	208	1,171	0,609	-	1989	S-70 "Блок Хок", AST/AD4, NH-90	RR/ТМ
MTM 385-R	942	0,297	3,5	11,8	-	192	1,214	0,460/0,687	-	1990	-	ТК/MTU

Таблица 3.4. Основные параметры отечественных ТВаД

Наименование ТВаД	$N_{\text{вкл}}, C_{\text{вкл}}$ кВт кг/Вт	$N_{\text{ср}}, C_{\text{ср}}$ кВт кг/Вт	$G_{\text{в}}$ кг/с	$\lambda_k$	$T_k$ К	$M_{\text{кл}}$ кг	$L_{\text{вк}}$ м	$D_{\text{де}}$ б/л мм	Начало серийного пр-ва	Применение	Фирма-производитель		
ТВ0-100	530	0,35	340	0,396	2,6 6	9, 2	13 00	12 5	1,2 75	0,735/0 ,780	1988	Ка-126	Омское ОКБ
ТВ2-117А	110 3	0,375	736	0,422	8,4	6, 6	11 25	33 8	2,8 42	0,55/0, 748	1976	Ми-8Т	Завод им. Климова
ТВ3-117	163 5	0,313	110 3	0,340	9,1	9, 6	12 63	28 5	2,0 55	0,65/0, 728	1986	Ка-27, -32, -50; Ми-24, -28, -40	Завод им. Климова
Д-136	838 0	0,269	443 6	0,322	36	18 ,3	14 78	10 50	3,9 64	1,67/1, 16	1982	Ми-26Т	Запорожское МКБ

## 4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ САМОЛЕТА

Цель работы – получение практических навыков использования уравнения существования для определения взлетной массы самолета первого приближения.

### 4.1 Содержание и порядок выполнения

Одной из важнейших проблем проектирования любого нового 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 снижает эффективность и конкурентоспособность самолета. Сложность решения этой задачи связана с тем, что некоторые составляющие взлетной массы зависят от ее величины и поэтому возникает противоречие: взлетную массу нельзя определить, не определив массы всех ее составляющих, а массу некоторых из составляющих невозможно найти, не имея величины взлетной массы. Подобные противоречия обычно разрешаются путем использования метода последовательных приближений, применяя сначала приближенные, а затем все более точные методы и формулы для подсчета масс самолета. Большую помощь в этих расчетах дает использование статистического материала по прототипам.

Для определения взлетной массы используется уравнение существования самолета [14]. Исходя из этого уравнения, взлетную массу можно определить, если часть ее составляющих известна в абсолютном виде ( $m_j$ ), а остальные составляющие могут быть найдены в относительном виде ( $\bar{m}_j = m_j / m_0$ ). В этом случае взлетная масса легко определяется по известному выражению, полученному из уравнения существования:

$$m_0 = \frac{\sum m_j}{1 - \sum \bar{m}_j}.$$

Обычно в задании на проектирование указывается масса целевой (коммерческой или боевой расходуемой) нагрузки  $m_{ц}$  в абсолютном виде. При разработке ТТГ намечается состав экипажа проектируемого самолета, что позволяет определить суммарную массу экипажа  $m_{эк}$  и служебной нагрузки. Остальные составляющие взлетной массы могут быть найдены в относительном виде с привлечением приближенных формул и зависимостей для основных групп, входящих во взлетную массу  $m_0$ . Такие формулы, как правило, учитывают ряд наиболее важных параметров самолета и содержат, кроме того, некоторое число статистических коэффициентов. Эти коэффициенты получены путем обработки статистических данных для оп-

ределенных типов или классов самолетов. Поэтому при использовании той или иной статистической формулы следует обращать внимание на указание, для каких типов самолетов справедлива данная формула.

В формулы для относительных масс некоторых групп (конструкция, оборудование, снаряжение) в качестве определяющего параметра может входить и сама взлетная масса  $m_0$ . Очевидно, что для использования такой формулы сначала следует задаться хотя бы приближенно исходной величиной  $m_0$ . Исходное значение взлетной массы рекомендуется находить по приведенной выше формуле, подставляя в числитель сумму тех масс, которые известны в абсолютном виде, а относительные массы конструкции  $\bar{m}_k$ ,

силовой установки  $\bar{m}_{cy}$ , топливной системы  $\bar{m}_{TC}$ , оборудования и

управления  $\bar{m}_{об.уипр}$  принимая приближенно на основании статистики. В массу оборудования обычно включается и масса снаряжения в относительном виде. Для этого можно воспользоваться статистическими данными для различных типов самолетов, которые приводятся в учебнике [7, с. 130, табл. 6.1]. В результате получим

$$m_{0исх} = \frac{m_{ц} + m_{экл}}{1 - \bar{m}_k - \bar{m}_{cy} - \bar{m}_{TC} - \bar{m}_{об.уипр}}.$$

Теперь, используя  $m_{0исх}$ , можно по приближенным формулам уточнить значения относительных масс  $\bar{m}_i$  и определить величину взлетной массы первого приближения  $m_0^I$ :

$$m_0^I = \frac{m_{ц} + m_{сл}}{1 - \bar{m}_k(m_{0исх}) - \bar{m}_{cy} - \bar{m}_{mc} - \bar{m}_{об.уипр}(m_{0исх})}.$$

Следует напомнить, что в соответствии с уравнением существования самолета в формуле для  $m_0$  масса любой составляющей группы может входить в числитель или знаменатель этого выражения в зависимости от того, в каком виде - абсолютном или относительном - она определяется. Так, например, если известен конкретный состав какой-то части оборудования и известны абсолютные массы этого оборудования, то эти массы следует перенести в числитель, сократив, соответственно, относительную массу  $\bar{m}_j$  в знаменателе. Иногда проектирование самолета ведется под конкретный тип и марку двигателя, для которого известны все параметры, в том числе и его масса. В этом случае массу силовой установки проще подсчитать в абсолютном виде и перенести ее из знаменателя в числитель.

Далее даются рекомендации по определению масс отдельных групп, входящих в полную взлетную массу самолета.

## 4.2 Определение массы целевой нагрузки

Для пассажирских самолетов к целевой нагрузке относится нагрузка коммерческая, в которую включаются пассажиры, багаж, платный груз и почта. Масса коммерческой нагрузки приблизительно определяется по числу пассажиров  $n_{нас}$ :

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

где  $m_{нас} = 75$  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, военно-транспортных самолетов масса целевой нагрузки равна массе перевозимого груза, указанного в задании.

Целевая нагрузка военных самолетов включает боевую расходую нагрузку – снаряды для пушек, неуправляемые и управляемые реактивные снаряды, бомбы, спецконтейнеры и др., т.е. то, что сбрасывается, расходуется в процессе выполнения боевого задания.

## 4.3 Определение массы снаряжения и служебной нагрузки

В служебную нагрузку 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, невыработываемый остаток топлива;
- аварийно-спасательное оборудование – лодки, плоты, спасательные пояса и жилеты, аварийные трапы, аварийные пайки, переносное кислородное оборудование;
- служебное оборудование – трапы, лестницы, чехлы, колодки, бортинструмент;

- дополнительное снаряжение – подвесные баки, подвески спец-грузов, съемная броня.

Приближенно абсолютную массу этой группы можно определять в виде суммы масс экипажа и снаряжения:

$$m_{сл} = m_{ЭК} + m_{сн},$$

$$\text{где } m_{ЭК} = m_{1ЭК} \cdot n_{ЭК};$$

$m_{1ЭК} = 75$  кг – средняя масса одного члена экипажа для гражданских самолетов;

$m_{1ЭК} = 90$  кг – для военных самолетов;

$n_{ЭК}$  - число членов экипажа [7, с.215].

Массу снаряжения можно принимать в относительном виде и включать в массу оборудования  $\bar{m}_{об}$ :

$$\bar{m}_{сн} = 0,02 - 0,03 - \text{ для средних и тяжелых самолетов,}$$

$$\bar{m}_{сн} = 0 - \text{ для легких самолетов.}$$

#### 4.4 Определение относительной массы конструкции

Для определения этой массы можно воспользоваться статистической формулой, взятой из учебника [3]:

$$\bar{m}_к = \left( \alpha \varphi_{A} \sqrt{\frac{m_{0исх} \lambda}{1000 p_0} + \frac{5,5}{p_0}} \right) \left( 1 + \beta_1 \lambda \phi_m + \beta_2 \right) + 0,065,$$

где  $\alpha = \frac{0,027}{\cos \chi}$  - для дозвуковых самолетов с прямым или стреловидным крылом большого или среднего удлинения;

$\alpha = 0,049\mu$  - для сверхзвуковых самолетов с треугольным крылом;

$\mu = 1 + \varepsilon \left( \frac{\sigma_T}{\sigma_T} - 1 \right)$  - учитывает утяжеление конструкции самолета из-за кинетического нагрева;

$\varepsilon$  - отношение массы силовых нагруженных элементов к массе всей конструкции (в первом приближении  $\varepsilon=0,5$ );

$\frac{\sigma_T}{\sigma_T}$  - отношение пределов текучести при нормальной температуре и при кинетическом нагреве;

$\frac{\sigma_T}{\sigma_T}$  - отношение пределов текучести при нормальной температуре и при кинетическом нагреве;

при кинетическом нагреве;



$$\varphi = 1 - \frac{3(\eta+1)}{\eta+2} \left( \bar{z}_1 \varepsilon_1 \bar{m}_T + \bar{z}_2 \varepsilon_2 \bar{m}_{cy} \right) - \text{коэффициент разгрузки крыла};$$

$\eta$  - сужение крыла;

$\varepsilon_1$  - доля топлива, располагаемого в крыле;

$\bar{z}_1$  - относительная, в долях полуразмаха, координата центра масс топлива (от плоскости симметрии самолета);

$\varepsilon_2$  - доля массы силовой установки, размещаемой на крыле;

$\bar{z}_2$  - относительная, в долях полуразмаха, координата центра масс силовой установки, размещенной на крыле;

$N_A$  - коэффициент расчетной перегрузки;

$\beta_1 = 0.065 - 0.08$  - для тяжелых дозвуковых самолетов;

$\beta_1 = 0.08 - 0.115$  - для транспортных самолетов;

$\beta_1 = 0.07 - 0.09$  - для сверхзвуковых самолетов;

$m = 1.2 - 1.3$  - для дозвуковых самолетов;

$m = 1$  - для сверхзвуковых самолетов;

$\beta_2 = 0.15$  - для дозвуковых самолетов;

$\beta_2 = 0.27$  - для сверхзвуковых самолетов;

$\lambda, \lambda_\phi$  - удлинение крыла и фюзеляжа;

$\rho_0$  - удельная нагрузка на крыло в  $\partial aH/m^2$ ;

$m_{0исх}$  - исходная масса самолета в кг.

#### 4.5 Определение относительной массы топливной системы

Эта масса определяется относительным запасом топлива  $\bar{m}_T$  и массой агрегатов топливной системы, которая учитывается введением поправочного коэффициента  $k_{TC}$ :

$$\bar{m}_{TC} = k_{TC} \cdot \bar{m}_T,$$

где  $k_{TC}$  - учитывает массу агрегатов топливной системы;

$k_{TC} = 1,02 - 1,08$  - для тяжелых самолетов большой дальности,

$k_{TC} = 1,1 - 1,2$  - для истребителей, легких и средних самолетов.

Потребный запас топлива для самолётов с выраженным крейсерским участком полёта можно представить в виде

$$\bar{m}_T = \bar{m}_{Tкр} + \bar{m}_{Tн.р.н} + \bar{m}_{Tн.з} + \bar{m}_{Tпр},$$

где  $\bar{m}_{Tкр}$  - учитывает топливо для крейсерского полёта;

$\bar{m}_{Tн.р.н}$  - топливо для взлёта, набора высоты, разгона до крейсерской скорости, снижения и посадки;

$\bar{m}_{Tн.з}$  - навигационный запас топлива;

$\bar{m}_{Tпр}$  - прочее (маневрирование по аэродрому, запуск и опробование двигателей, невырабатываемый остаток топлива).

Запас топлива для крейсерского полёта без учета влияния выгорания топлива на дальность полёта

$$\bar{m}_T^0 = \left( \frac{L_p - L_{н.сн}}{V_{крейс} - W} \right) \cdot \frac{C_{ркрейс}}{K_{крейс}},$$

где  $L_{кр} = L_p - L_{н.сн}$  - расчетная дальность крейсерского участка полета;

$L_p$  - расчетная дальность полета (км);

$L_{н.сн} \approx 40H_{кр}$  (в километрах) – горизонтальная дальность полета на участках набора высоты и снижения;

$H_{крейс}$  – средняя высота крейсерского полёта (км);

$V_{крейс}$  – крейсерская скорость полёта (км/ч);

$W$  - расчетная скорость встречного ветра (км/ч);

$H_{крейс}$  (км) – 3-6, 7-9, 10-12;

$W$  (км/час) – 30, 50, 70;

$K_{крейс} = (0,8-0,85)K_{\max}$  – аэродинамическое качество на крейсерском режиме;

$C_{ркрейс}$  – удельный расход топлива (кг/даН·ч);

$$C_{ркрейс} = C_{р0} + \frac{0,4M}{1 + 0,027H_{крейс}};$$

$$C_{р0} = \frac{0,8}{1 + \sqrt{m}};$$

$m$  – степень двухконтурности ТРДД.

С учётом влияния выгорания топлива на дальность полёта

(при  $\bar{m}_T^0 > 0,2$ )

$$\bar{m}_{Tкр} \approx \frac{\bar{m}_T O}{1 + 0,625 \bar{m}_{T O}}.$$

Для взлётно-посадочных режимов

$$m_{Tн.р.н} = (1 - 0,03m) \frac{0,0055 H_{крейс}}{1 - 0,004 H_{крейс}}.$$

Аэронавигационный запас топлива

$$\bar{m}_{Tн.з} = \frac{0,9C_{ркрейс}}{K_{max}}.$$

Прочие расходы топлива

$$\bar{m}_{Tпр} \approx 0,006.$$

Для сверхзвуковых самолетов, самолётов вертикального взлёта и посадки, лёгких спортивных самолётов методика определения  $\bar{m}_T$  изложена в учебнике [7, стр. 151].

#### 4.6 Определение относительной массы силовой установки

Исходными параметрами для определения этой массы служат назначаемые при выборе типа силовой установки величины удельного веса (массы) двигателей  $\gamma = \frac{m_{двг}}{10P_0}$  для ТРД и  $\gamma = \frac{m_{двг}}{10N_0}$  [ $\partial aH/\kappa Bm$ ] для ТВД и ТВВД, а также найденные значения стартовой тяговооруженности  $\bar{P}_0$  или энерговооруженности  $N = \frac{10N}{m_0g}$  [ $\kappa Bm/\partial aH$ ]. Величина  $\gamma$  для принятого типа двигателей определяется по статистике. По этим параметрам легко найти относительную массу силовой установки (см. [7], приложение табл. IV-1):

$$\bar{m}_{cy} = k_{cy} \gamma \bar{P}_0 \text{ - для ТРДД;}$$

$$\bar{m}_{cy} = k_{cy} \gamma \bar{N}_0 \text{ - для ТВД и ТВВД.}$$

Для винтовентиляторных двигателей можно использовать любую из приведенных формул, в зависимости от того в какой форме определены его параметры - через  $\bar{P}_0$  или  $\bar{N}_0$ .

Коэффициент  $k_{cy}$  в формулах учитывает увеличение массы силовой установки по отношению к массе двигателей. Его можно определить по приближенной формуле

$$k_{cy} = k_1 - k_2 \gamma,$$

где статистические коэффициенты 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

Для ТВД и ТВВД коэффициент  $k_{cy}$  можно определять следующим образом:

$$k_{cy} = 1,1 + \frac{1,36}{\gamma} \left( 0,1 + \frac{0,9}{N_0^{1/3}} \right),$$

где  $N_0$  (кВт) выбирается ориентировочно с учетом статистики по прототипам.

#### 4.7 Определение относительной массы оборудования и управления

Для определения этой массы можно использовать следующие статистические зависимости.

Пассажирские магистральные самолеты с  $m_{0исх} > 10000\text{кг}$  :

$$\bar{m}_{об.упр} = \frac{250 + 30n_{нас}}{m_{0исх}} + 0,06 + \bar{m}_{сн},$$

где  $m_{0исх}$  - в кг;  $n_{нас}$  - число пассажирских мест.

Грузовые, транспортные самолеты:

$$\bar{m}_{об.упр} = 0,2 - 0,00027\sqrt{m_{0исх}} + \bar{m}_{сн},$$

где  $m_{0исх}$  - в кг.

Для остальных самолетов  $\bar{m}_{об.упр}$  можно принимать по табл. 6.1 [7].

К этой массе следует добавлять относительную массу снаряжения  $\overline{m}_{сн}$ .

#### 4.8 Определение взлетной массы первого приближения

Рассчитанные по приближенным формулам значения относительных масс  $\overline{m}_к, \overline{m}_{ТС}, \overline{m}_{сy}, \overline{m}_{об.уnp}$  необходимо сравнить с данными статистики по прототипам (табл. 1.1 раздела "Разработка ТТГ") и со средними статистическими значениями табл. 6.1. [7]. Если рассчитанные массы существенно отличаются от статистических данных, то следует внести соответствующие коррективы в результаты расчетов или использовать другие статистические формулы.

Кроме того, полученные расчетные массы должны корректироваться с учетом того, что в проект нового самолета обязательно закладываются новые технические решения, перечень которых с примерной оценкой их влияния на свойства и соответствующие массы самолета должен быть указан при изучении статистики и анализе проектной ситуации. Эти новые технические решения могут изменять некоторые параметры самолета, которые непосредственно входят в формулы для относительных масс. В этом случае влияние новых решений на относительные массы  $\overline{m}_i$  будет учтено непосредственно при использовании этих формул. Если же улучшаемые за счет новых решений параметры в расчетные формулы непосредственно не входят, то в этом случае в полученные результаты расчета  $\overline{m}_i$  следует внести соответствующие поправки с учетом тех оценок влияния новых решений на основные массы самолета, которые обычно приводятся в литературе и которые должны быть указаны при анализе проектной ситуации.

После уточнения относительных масс определяется взлетная масса самолета первого приближения:

$$m_0^I = \frac{m_{ц} + m_{эк}}{1 - \overline{m}_к - \overline{m}_{сy} - \overline{m}_{ТС} - \overline{m}_{об.уnp} - \overline{m}_{сн}}.$$

Полученное значение  $m_0^I$  следует сравнить с величиной  $m_{0\text{д\text{е}т\text{е}л}$ . Разница между ними не должна превышать (5 - 7)%. В противном случае, опираясь на статистику следует внести соответствующие коррективы в значения  $\overline{m}_j$  и повторить процесс определения величин  $m_{0\text{д\text{е}т\text{е}л}$  и  $m_0^I$ .

### **Контрольные вопросы по разделу**

1. Какие массы самолета определяются в абсолютных величинах, а какие в относительных?
2. От каких летных характеристик самолета зависят относительные массы конструкции, силовой установки, топливной системы?

## 5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА

Цель работы - углубление знаний взаимосвязей между относительными или удельными параметрами самолета и его абсолютными размерами, характеризующими формы и взаимное расположение агрегатов; формирование практических навыков по определению абсолютных размеров самолета, в том числе при неполных или неточных исходных данных, развитие и укрепление навыков принятия решений в проектной деятельности.

### 5.1 Содержание и порядок выполнения

Основными исходными данными для выполнения работы являются параметры схемы самолета, значения удельной нагрузки на крыло  $p_0$ , потребной стартовой тяговооруженности самолета  $\overline{P}_0$  и взлетной массы первого приближения  $m_0^I$ , полученные в предшествующих работах. Дополнительными исходными данными являются также условия эксплуатации самолета.

Этот набор исходных данных достаточен для того, чтобы провести «образмеривание» самолета, т.е. определить абсолютные геометрические размеры большинства его агрегатов, получить абсолютные значения тяги, массы и геометрических размеров двигателей или подобрать их конкретную марку, получить некоторые дополнительные сведения об отдельных системах самолета. Полученные абсолютные параметры не являются окончательными и значительная их часть, как правило, корректируется на последующих этапах проектирования - в процессе компоновки и центровки самолета.

### 5.2 Порядок выполнения работы

Определение основных абсолютных геометрических и иных параметров самолета ведут в следующей последовательности.

Определение параметров и подбор двигателей. По значениям потребной тяговооруженности  $\overline{P}_0$  и взлетной массы самолета первого приближения находят суммарную тягу двигателей,  $\partial aH$ :

$$\Sigma P_0 = \frac{m_0^I g}{10} \overline{P}_0$$

и тягу одного двигателя  $P_0 = \frac{1}{n} \sum P_0$ , где  $n$  - число двигателей основной силовой установки самолета. По полученному значению тяги в учебниках, справочниках, каталогах [7, 10, 11, 28], по собранным материалам статистики и по другим источникам находят двигатель выбранного типа с близкими значениями статической тяги  $P_0$  и степени двухконтурности  $m$ . Эти параметры являются основными при подборе конкретного двигателя. Температура газов перед турбиной  $T_{\bar{a}}^*$ , удельный вес двигателя  $\gamma$  и удельный расход топлива  $c_{po}$  используются как дополнительные параметры при выборе двигателя из нескольких возможных вариантов. При этом предпочтение отдают двигателям с большими значениями  $T_{\bar{a}}^*$  и меньшими значениями  $\gamma$  и  $c_{po}$ . Для выбранного двигателя записывают фактические значения статической тяги  $P_0$  (даН), сухой массы  $m_{\text{дв}}$  (кг), диаметра  $D_{\text{дв}}$ , длины  $L_{\text{дв}}$ , а также параметров  $m$ ,  $\gamma$  (при отсутствии данного значения его вычисляют),  $T_{\bar{a}}^*$ ,  $c_{po}$ . Очень желательно также получить значения тяги и удельного расхода топлива для крейсерского режима ( $H_{\text{крейс}}$ ,  $V_{\text{крейс}}$  или  $M_{\text{крейс}}$ ) - соответственно  $P_{\text{крейс}}$  и  $C_{\text{крейс}}$ .

Если конкретную марку двигателя с близкими значениями статической тяги подобрать не удастся (можно допускать отклонения от требуемого значения в сторону уменьшения до 5% и в сторону увеличения до 10%), принимают гипотетический двигатель с требуемой тягой и параметрами, принятыми при выборе схемы самолета. Массу двигателя в этом случае получают по значению его удельного веса и статической тяги (здесь  $P_0$  - в даН):

$$m_{\text{дв}} = \frac{10P_0}{g\gamma}.$$

Диаметр и длину двигателя назначают с использованием следующих статистических зависимостей между размерами и тягой двигателя с учетом принятых значений его параметров [7, 17].

Диаметр турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД)

$$D_{\text{дв}} \approx (0,4 + 0,04m^{0,75}) \sqrt{P_0 \cdot 10^{-3}}$$

[7, с. 423] или

$$D_{\text{дв}} = k_{\text{дв}} \sqrt{\frac{P_0}{T_{\bar{a}}^* (1+0,05m - \sqrt{0,15m})}} \quad [17, \text{с. 173}].$$

В этих формулах  $D_{\text{дв}}, D_{\text{дв}}$  - диаметр двигателя на входе в компрессор (м),



$P_0$  - статическая тяга (даН),  $\kappa_{\text{ст}} = 0,375...0,395$  - статистический коэффициент, учитывающий влияние параметров крейсерского полета, размещение и особенности воздухозаборников и др.

Для двигателей с форсажными камерами максимальный диаметр может определять диаметр форсажной камеры, который находят по формуле

$$D_{\text{фк}} = k_{\text{фк}} \sqrt{P_{0\text{ф}} \left( \frac{1}{P_{\text{уд0ф}}} + \frac{C_{\text{р0ф}}}{3600} \right)} \quad [17, \text{с.173}],$$

где  $D_{\text{фк}}$  - диаметр форсажной камеры (м);

$\kappa_{\text{фк}} = 0,103... 0,107$  - статистический коэффициент;

$P_{0\text{ф}}$  - стартовая тяга на полном форсаже;

$P_{\text{уд0ф}}$  - стартовая удельная тяга (вычисляется как отношение тяги к секундному расходу воздуха: даН/кг воздуха/с, принимают по статистике);

$C_{\text{р0ф}}$  -стартовый удельный расход топлива на режиме полного форсажа (кг/даН ч).

Длину  $L_{\text{дв}}$  гипотетического ТРДД можно найти по формуле [17, с. 172]:

$$L_{\text{дв}} = k_1 k_c \frac{\sqrt{P_0}}{T_c^* (10 + \sqrt{m})};$$

$k_1 = (5,58...5,62) \cdot 10^2$  - статистический коэффициент, связывающий газодинамические параметры с длиной двигателя;  $k_c = 0,95...1,05$  для сопла без реверса тяги,  $k_c = 1,15...1,25$  для сопла с реверсом тяги.

Для двигателей с форсажными камерами

$$L_{\text{дв}} = k_1 k_{\text{фк}} k_c \frac{P_0^{2/3}}{T_c^* (10 + m)},$$

где  $k_1 = (1,4...1,5) \cdot 10^2$ ;

$k_{\text{фк}} = 1,4... 1,8$  - степень форсирования двигателя;  $k_c = 0,95... 1,05$  для регулируемого сопла;  $k_c = 1,05... 1,15$  для регулируемого сопла с отклоняемым вектором тяги.

Приближенно значения диаметра и длины двигателя для требуемой тяги  $P_0$  можно получить, обработав статистические данные, приведенные в [7, с.589...591].

Для самолетов с турбовинтовыми или поршневыми двигателями находят суммарную мощность двигателей:

$$\Sigma N_{eo} = \bar{N}_{eo} m_0^I g,$$

мощность одного двигателя

$$N_{eo} = \frac{1}{n_{\partial g}} \Sigma N_{eo}.$$

Как и в случае с ТРДД, выбирают конкретную марку двигателя или гипотетический двигатель требуемой взлетной мощности, его массу и размеры (длина, ширина), значения удельного расхода топлива  $C_{e\delta}$   $C_{екрейс}$ . При отсутствии более точных данных параметры гипотетического турбовинтового двигателя можно получить с использованием статистических данных из [28, с. 207...210], а поршневого двигателя - из [2, с. 86-92].

Определение массы топлива. Массу топлива на борту самолета определяют по значениям относительной массы топливной системы  $\bar{m}_{TC}$ , коэффициента топливной системы  $k_{TC}$  и взлетной массы самолета первого приближения  $m_0^I$ :

$$m_T = \frac{\bar{m}_{TC} m_0^I}{k_{TC}}.$$

По найденному значению массы топлива определяют потребный объем топливных баков, приняв плотность топлива  $\rho_T = 800 \text{ кг/м}^3$ .

Определение параметров крыла. Площадь крыла  $S(\text{м}^2)$  определяют по значениям удельной нагрузки на крыло  $p_0(\text{даН/м}^2)$  и взлетной массы первого приближения  $m_0^I(\text{кг})$ :

$$S = \frac{m_0^I g}{10 p_0}.$$

По известным относительным параметрам крыла определяют его абсолютные геометрические размеры (м): размах  $l = \sqrt{2S}$ , корневую хорду

$$b_k = \frac{2}{1+\eta} \cdot \frac{S}{l}, \text{ центральную хорду } b_o = \frac{2\eta}{1+\eta} \cdot \frac{S}{l}, \text{ среднюю аэродинамическую хорду } b_A(\text{м}): \text{ для трапециевидного крыла по формуле [18, с.60]}$$

$$b_A = \frac{2}{3} (b_0 + b_k - \frac{b_0 b_k}{b_0 + b_k}); \text{ для треугольного крыла } b_A = \frac{2}{3} b_0.$$

Далее по относительным параметрам определяют площади, размеры и углы отклонения элеронов, средств механизации крыла, интерцепторов, а также параметры наплывов крыла (по передней и (или) задней кромкам) [7, с.379-381, 394-403]. Здесь же выбирают угол установки крыла [28, с.288].

Определение параметров оперения. С использованием принятых на этапе выбора схемы относительных площадей оперения  $\bar{S}_{ГО}$  и  $\bar{S}_{ВО}$  находят площади ( $m^2$ ) горизонтального  $S_{ГО}$  и вертикального  $S_{ВО}$  оперения соответственно:

$$S_{ГО} = \bar{S}_{ГО} \cdot S, \quad S_{ВО} = \bar{S}_{ВО} \cdot S.$$

С использованием принятых там же значений коэффициентов статических моментов  $A_{зо}$  и  $A_{во}$  определяют плечи горизонтального  $L_{зо}$  и вертикального  $L_{во}$  оперений:

$$L_{ГО} = A_{ГО} \frac{S \cdot b_A}{\bar{S}_{ГО}}, \quad L_{ВО} = A_{ВО} \frac{S \cdot l}{\bar{S}_{ВО}}.$$

Для уменьшения затенения вертикального оперения спутной струей от стабилизатора плечо горизонтального оперения, как правило, принимают несколько большим, чем плечо вертикального оперения.

Размах и хорду оперения находят аналогично размерам крыла по известным относительными параметрам агрегатов оперения  $\lambda_{ГО} \cdot \eta_{ГО}, \lambda_{ВО} \cdot \eta_{ВО}$ .

После этого определяют размеры и углы отклонения рулевых поверхностей [7, с.467-473].

Определение размеров фюзеляжа. Первым абсолютным размером фюзеляжа, стремясь выполнить компоновочные требования и при этом получить минимальную площадь миделевого сечения фюзеляжа  $S_{мф}$ , определяют диаметр фюзеляжа  $D_{ф}$  непосредственно (в случае круглой формы его поперечного сечения) или находят эквивалентный диаметр по площади миделевого сечения.

$$D_{фэ} = 2 \sqrt{\frac{S_{мф}}{\pi}}$$

Во всех случаях проводят предварительную компоновку миделевого сечения фюзеляжа. Рекомендации по выбору размеров фюзеляжа и его частей содержатся в [7, с.237-249, с.403-419; 28, с.71-106; 17, с.256-264]. Далее, используя значения удлинения фюзеляжа и его частей, находят длину фюзеляжа  $L_{ф}$ , длину его носовой  $L_{нчф}$  и хвостовой  $L_{хчф}$  частей, соответственно:

$$L_{ф} = \lambda_{ф} \cdot D_{ф}; \quad L_{нчф} = \lambda_{нчф} \cdot D_{нчф}; \quad L_{хв.ч.ф.} = \lambda_{хв.ч.ф.} \cdot D_{хв.ч.ф.}$$

Определение параметров шасси. Для принятой схемы шасси находят следующие линейные и угловые размеры, фиксирующие взаимное расположение опор шасси и позволяющие в дальнейшем однозначно установить размещение шасси относительно крыла и фюзеляжа.

### Угол опрокидывания самолета

$$\varphi = \alpha_{\text{noc}} - \varphi_0 - \psi,$$

где  $\alpha_{\text{noc}}$  - посадочный угол атаки крыла,  $\varphi_0$  - угол установки крыла,  $\psi$  - стояночный угол самолета. Посадочный угол атаки крыла определяется критическим углом атаки  $\alpha$  и углом запаса  $\Delta\alpha$ , обеспечивающим невыход самолета на критический угол атаки в момент касания самолетом поверхности взлетно-посадочной полосы (ВПП) при посадке:  $\alpha_{\text{mc}} = \alpha_{\text{крит}} - \Delta\alpha$ ; значения  $\Delta\alpha$  принимают в диапазоне 2-4°. Угол выноса главных опор шасси  $\gamma$ . Высота шасси  $H_{\text{ш}}$ . Колея шасси  $B$ . База шасси  $b$ .

Рекомендации по выбору параметров шасси содержатся в [7, с.524].

Угол выноса главных опор шасси и высота шасси вместе с положением центра тяжести самолета в принципе определяют распределение веса самолета между основными и вспомогательными опорами шасси на стоянке и стояночную нагрузку на опоры. Но поскольку положение центра тяжести самолета еще не определено, стояночную нагрузку на опоры задают путем выбора выноса основных опор  $e \approx (0,06...0,12)b$ . Тогда вынос вспомогательных опор  $a$  составит соответственно  $a \approx (0,94...0,88)b$ . По значениям выноса опор определяют стояночную нагрузку на опоры из условия равновесия самолета на стоянке.

Далее выбирают число колес на каждой опоре и по каталогу или иным источникам подбирают колеса. Тип и размеры колес зависят от класса аэродрома, размеров и покрытия ВПП. Как правило, эти условия задаются ТТТ. Основными параметрами, определяющими выбор конкретной марки колеса, являются стояночная нагрузка на колесо, прочность покрытия ВПП, допустимые взлетная и посадочная скорости. Для проверки выполнения требований обеспечения проходимости самолета на аэродромах различных классов подбор колес ведут с учетом эквивалентной одноколесной нагрузки [7, с. 531]. Характеристики выбранных колес и их количество на каждой опоре приводят в отчете.

Общий вид самолета первого приближения. После определения основных размеров разрабатывают чертеж общего вида самолета в трех проекциях. Его выполняют, как правило, на формате А3 в соответствующем масштабе на белой или миллиметровой бумаге с использованием традиционной или компьютерной технологии. На чертеже указывают основные размеры самолета. Этот чертеж является чертежом общего вида самолета первого приближения, так как размеры и взаимное расположение частей самолета будут уточняться в процессе его компоновки и центровки.

### **Контрольные вопросы по разделу**

1. По каким исходным данным определяют абсолютные параметры самолета в целом и размеры отдельных агрегатов: крыла, оперения, фюзеляжа, шасси, двигателя?

2. Почему найденные геометрические размеры самолета не являются окончательными и подлежат уточнению?

## 6. УТОЧНЕННЫЙ РАСЧЕТ ЗНАЧЕНИЯ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ САМОЛЕТА

После определения геометрических параметров агрегатов планера самолета и подбора двигателей появляется возможность уточнить взлетную массу самолета путем оценки массы отдельных агрегатов и систем самолета и последующего их суммирования.

Существует несколько методов поэлементного расчета масс. Широкое распространение в конструкторской практике получил статистический метод, основанный на использовании статистических равенств – так называемых "весовых формул", составленных на основе регрессионного анализа данных по однотипным самолетам. Такой анализ выполняется практически всеми основными самолетостроительными конструкторскими организациями. Как следствие, существуют различные весовые формулы – несколько для каждого агрегата и типа самолетов. Обращаем внимание на то, что эти формулы позволяют определять (прогнозировать) массу частей и конструкции в целом, но называются эти расчеты – весовыми. Так сложилось в авиастроении исторически.

Как правило, в весовых формулах в основе связи геометрических характеристик агрегата и внешних нагрузок с внутренними усилиями в конструкции лежит балочная теория. А особенности внешней формы, размещения двигателей, топлива, полезной нагрузки, выбранный основной конструкционный материал и т. п. учитываются поправочными коэффициентами, получаемыми на основе статистических данных по уже построенным самолетам.

Следует понимать, что расчет по весовым формулам дает лишь приближенное - прогнозируемое значение массы. Использование различных формул дает довольно большой разброс результатов. Для минимизации неизбежной погрешности В.М. Шейнин предложил метод множественных вычислений [29], суть которого состоит в том, что крайние оценки отбрасываются, а остальные осредняются. Несмотря на приближенный характер, данный метод позволяет получить довольно достоверные значения масс элементов самолета, особенно для традиционных конструкций.

### 6.1 Определение массы планера и оборудования

Масса частей планера находится по весовым формулам, приведенным в ряде отечественных изданий:

для крыла – [29, с. 152]; [7, с. 131]; [28, с. 215,219];  
для фюзеляжа – [29, с. 170]; [7, с. 136]; [28, с. 227]; [32, с. 112-115];

для оперения – [29, с. 193]; [7, с. 139]; [28, с.234];

для шасси – [29, с. 203]; [7, с. 142]; [28, с. 240]. Следует учесть, что в приведенных формулах для агрегатов планера не учтены некоторые конструктивные и технологические особенности. Для их учета нужно полученные результаты умножить на поправочные коэффициенты. Некоторые ориентировочные значения поправочных коэффициентов приведены в таблице 6.1.

**Таблица 6.1. Поправочные коэффициенты**

Конструктивные особенности	Агрегат	Поправочный множитель
Высокопрочные композиционные материалы	Крыло	0,85
	Оперение	0,83
	Фюзеляж/Гондолы	0,90
	Шасси	0,95
	Система подвода воздуха	0,85
Подкосное крыло	Крыло	0,82
Корпус самолета типа летающая лодка	Корпус	1,25

При определении массы оборудования, снаряжения, управления, систем, относящихся к силовой установке, можно использовать весовые формулы и статистический материал, приведенные в [28, с. 319-330], а также каталоги, альбомы, справочники по оборудованию, технические описания самолетов и др. [1,25].

Чтобы избежать грубых ошибок при весовых расчетах, можно ориентироваться на статистические данные, приведенные в [28 с. 311-323], [32, с. 156] и таблицах 6.3, 6.4, 6.5.

Напомним, что любой статистический материал в области весового проектирования является устаревшим по определению. В частности, бурный научно-технический прогресс в радиоэлектронике требует введения в результаты весовых расчетов соответствующих поправочных коэффициентов.

В таблице 6.2 приведены значения масс некоторых элементов оборудования, опубликованные в периодической технической литературе.

**Таблица 6.2. Значения масс различных элементов самолета  
(приближенные)**

	Масса, кг
<b>Ракеты</b>	
HARPOON (AGM-84A)	544,32
PHOENIX (AIM-54A)	453,6
SPARROW (AIM-7)	226,8
SIDEWINDER (AIM-9)	90,72
Пилоны и пусковая установка	0,12 $m_{\text{ракеты}}$
<b>Пушечное вооружение:</b> пушка (без боекомплекта) боекомплект	См. таблицу 6.3
<b>Измерительная аппаратура:</b> высотомер, указатель приборной скорости, указатель вертикальной скорости, часы, компас, указатель угла разворота и крена, указатель числа Маха, тахометр, указатель давления в трубопроводах и др., авиагоризонт, гироскоп курса дисплей	0,48-0,9 каждый 1,8-2,7 каждый 18,1
<b>Кресла:</b> для экипажа пассажиров военнослужащих (десантников)	27,2 14,5 5
<b>Туалеты</b> дальний магистральный самолет ближний магистральный самолет деловой или административный самолет	$1,11 \cdot n_{\text{чел}}^{1,33}$ $0,31 \cdot n_{\text{чел}}^{1,33}$ $3,9 \cdot n_{\text{чел}}^{1,33}$
<b>Тормозящее устройство:</b> военно-воздушный тип (тормозной парашют) военно-морской тип (гак)	0,002 $m_0$ 0,008 $m_0$
<b>Устройство складывания крыла для палубного самолета</b>	0,06 $m_0$

Ряд весовых формул, заимствованных из зарубежных изданий [34], приведен в п. 6.3.

Новый подход к оценке массы силовых конструкций с использованием конечно-элементного моделирования, который целесообразно приме-



нять при проектировании самолетов с необычными внешними формами и размерами, рассматривается в учебном пособии [13].

Дополнительную информацию и статистические данные для весовых оценок можно найти в [17].

## 6.2 Сводка масс самолета

По результатам расчета масс составляется сводка масс самолета, в которой подробно указываются массы всех частей, составляющих взлетную массу самолета. Все массы объединяются в группы по функциональному признаку. Для каждой группы определяется суммарная масса в абсолютном ( $m_i$ ) и относительном ( $\bar{m}_i = \frac{m_i}{m_0}$ ) виде. Типовая сводка масс приведена в [7, с. 578-580] и [28, с. 296]. В лабораторной работе можно составить упрощенный вариант сводки масс, приведенный ниже.

**Таблица 6.3. Сводка масс**

Наименование	$m_i$ , кг	$\bar{m}_i$
<b>I КОНСТРУКЦИЯ</b>	XXX	XXX
<i>Крыло</i>	XXX	
<i>Фюзеляж</i>	XXX	
<i>Оперение</i>	XXX	
<i>Шасси</i>	XXX	
<i>Окраска</i>	XXX	
<b>II СИЛОВАЯ УСТАНОВКА</b>	XXX	XXX
<i>Двигатели</i>	XXX	
<i>Винты</i>	XXX	
Средства установки двигателей	XXX	
Системы двигателей	XXX	
Топливная система	XXX	
<b>III ОБОРУДОВАНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ</b>	XXX	XXX
<b>A. Самолетное оборудование</b>		
Гидравлическая система	XXX	
Пневматическая система	XXX	
Электрооборудование	XXX	
Радиооборудование	XXX	
Радиолокационное оборудование	XXX	
Аэронавигационное оборудование	XXX	
Противообледенительная система	XXX	
Система управления	XXX	

Окончание табл. 6.3.

В. Специальное оборудование		
Пассажирское	XXX	
Погрузочно-разгрузочное	XXX	
Вооружение, бронирование	XXX	
IV ПУСТОЙ САМОЛЕТ	XXX	XXX
V СНАРЯЖЕНИЕ И СЛУЖЕБНАЯ НАГРУЗКА	XXX	XXX
Экипаж	XXX	
Спасательное оборудование	XXX	
Снаряжение	XXX	
VI ПУСТОЙ СНАРЯЖЕННЫЙ САМОЛЕТ	XXX	XXX
VII ЦЕЛЕВАЯ НАГРУЗКА $m_{ком}$ ( $m_{боев}$ )	XXX	$K_{ком(боев)}$
Пассажиры	XXX	
Багаж	XXX	
Платный груз, почта	XXX	
Боезапас пушек	XXX	
Ракеты, бомбы	XXX	
VIII ТОПЛИВО	XXX	XXX
Расходуемое топливо	XXX	
Навигационный запас	XXX	
Топливо в подвесных баках	XXX	
IX ПОЛНАЯ НАГРУЗКА $m_{полн}$	XXX	$K_n$
X ВЗЛЕТНАЯ МАССА $m_0^II$	XXX	

В данном расчете целевая нагрузка и относительная масса топлива не уточняются. Их значения берутся из расчета взлетной массы в первом приближении.

Полученную в результате составления сводки масс суммарную массу можно считать уточненным значением взлетной массы самолета – взлетной массой второго приближения  $m_0^II$ .

Для справки ниже приведены упрощенные сводки масс для ряда боевых (Таблица 6.4) и пассажирских (Таблицы 6.5, 6.6) самолетов.

**Таблица 6.4. Сводная масс для ряда боевых самолетов**

Элементы конструкции	Значения масс, кг						
	"Альфа Джет"	F-16А	"Ягуар " S	"Мира ж" 2000	A-10А	F-15С "Игл"	Торнад о
<b>ПЛАНЕР</b>	2055	3549	3343	3550	5620	6269	7330
Крыло	636	970	720	1310	1700	1250	2250
Фюзеляж	810	1575	1380	1300	1587	3300	2650
Горизонтальное оперение	90	128	156	-	190	272	268
Вертикальное оперение	60	132	134	184	135	232	272
Носовая опора шасси	50	92	100	100	100	165	192
Главные опоры шасси	210	424	440	450	470	745	818
Средства спасения (кресло, фонарь)	170	175	180	173	165	190	370
Тормозной парашют, гак, УПС, реверс тяги	24	25	25	25	30	100	310
Окраска, бронирование	5	28	208	8	1243	15	200
<b>СИЛОВАЯ УСТАНОВКА</b>	759	1787	1873	1858	1735	3765	2675
Двигатель	620	1540	1550	1602	1370	3280	1974
Топливная система	90	170	214	178	230	292	384
Система управления двигателем	10	10	19	10	15	23	20
Система запуска двигателя	20.5	46	47	48	40	90	127
Противопожарная система	18.5	21	43	20	80	80	170
<b>ОБОРУДОВАНИЕ И СИСТЕМЫ САМОЛЕТА</b>	700	1445	1523	1670	1545	2360	2695
Электронное оборудование	180	610	520	670	606	795	1050
Электротехническое оборудование	160	230	260	320	320	420	450
Кислородное оборудование, кондиционирование	120	144	143	150	119	285	215
Система управления	240	461	450	390	500	260	760
Гидравлическая система						550	
Дополнительное оборудование	-	-	150	140	-	50	220
Пушка без боекомплекта	282	260	272	272	1000	260	350
<b>ПУСТОЙ САМОЛЕТ С ПУШКОЙ</b>	3796	7041	7011	7350	9900	12654	13050
<b>ПОЛЕЗНАЯ НАГРУЗКА</b>	2414	4509	4809	4865	6600	8485	8600
Боекомплект	117	175	162	225	540	105	300
Экипаж, масло, невырабатываемое топливо	260	160	190	160	200	250	400
Топливо во внутренних баках	1530	3162	3440	3360	4850	6100	6000
Пилоны, держатели, пусковая установка	25	105	108	120	105	218	200
Подвесное вооружение	482	907	909	1000	905	1812	1700
<b>НОРМАЛЬНАЯ ВЗЛЕТНАЯ МАССА</b>	6210	11550	11820	12215	16500	21139	21650

**Таблица 6.5. Сводки масс самолетов Ту-154 и Ту-204**

Наименование агрегатов и систем	Ту-154		Ту-204	
	т, кг	т / т <sub>0</sub>	т, кг	т / т <sub>0</sub>
<b>I КОНСТРУКЦИЯ</b>	24885	0,2777	29099	0,2835
Крыло	9200	0,10267	11090	0,1080
Фюзеляж	9490	0,1059	11689	0,1139
Оперение	2370	0,0264	1995	0,0194
Шасси	3715	0,04145	4325	0,0421
Окраска	110	0,00123		
<b>II СИЛОВАЯ УСТАНОВКА</b>	10921	0,1218	11520	0,1122
Двигатели	8230	0,09184		
Средства установки двигателей	1289	0,01438		
Системы двигателей	913	0,01018		
Топливная система	489	0,00545		
<b>III ОБОРУДОВАНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ</b>	12644	0,14110	11250	0,1096
<b>A Самолетное оборудование</b>				
Гидросистема, пневмосистема				
Электрооборудование				
Радиооборудование				
Радиолокационное оборудование				
Аэронавигационное оборудование				
Противообледенительная система				
Система управления				
<b>B Специальное оборудование</b>				
Пассажирское				
Погрузочно-разгрузочное				
<b>IV ПУСТОЙ САМОЛЕТ</b>	48450	0,5407	51869	0,5053
<b>V СНАРЯЖЕНИЕ И СЛУЖЕБНАЯ НАГРУЗКА</b>	2325	0,02594	5782	0,0563
Экипаж	525	0,00586	600	0,0058
Спасательное оборудование	252	0,00281	252	0,0025
Снаряжение	1548	0,01728	4930	0,0480
<b>VI ПУСТОЙ СНАРЯЖЕННЫЙ САМОЛЕТ</b>	50775	0,56665	57651	0,5616
<b>VII ЦЕЛЕВАЯ НАГРУЗКА</b>	18000	0,20088	21000	0,2046
Пассажиры	11400	0,12722	14700	0,1432
Багаж	4560	0,05089	3920	0,0382
Почта	2040	0,02277	2380	0,0232
<b>VIII ТОПЛИВО</b>	20831	0,23247	24000	0,2338
Расходуемое топливо	18056	0,2015		
Навигационный запас	2375	0,0265		
Невырабатываемое топливо	400	0,00446		
<b>IX ПОЛНАЯ НАГРУЗКА</b>	38831	0,43335	45000	0,4384
<b>X ВЗЛЕТНАЯ МАССА</b>	89606	1	102651	1
<b>ВЕСОВАЯ ОТДАЧА</b>				
по полной нагрузке	0,4593		0,494705	
по коммерческой нагрузке	0,200879		0,204577	

**Таблица 6.6 Сводки масс самолетов Ил-96-300 и Ил-114**

	<b>Самолеты</b>	
	<b>Ил-96-300</b>	<b>Ил-114</b>
<b>Наименование агрегатов и систем</b>	<b>Масса агрегатов в кг</b>	
<b>I ПЛАНЕР</b>	67159	6893
Крыло	32718	2829
Фюзеляж	19865	2504
Оперение	4984	640
Шасси	9592	920
<b>II СИЛОВАЯ УСТАНОВКА</b>	21933	2808
Двигатель в поставке:		
- двигатель сухой	11800	1060
- агрегаты на двигателе	2248	325
- реверсивное устройство	2280	-
Маслосистема	-	42
Винты	-	430
Гондолы, узлы крепления, выхлоп	1653	645
Пилоны	2290	-
Управление двигателями	86	64
Топливная система	855	109
Несливаемый остаток топлива	200	20
Установка ВСУ	521	113
<b>III ОБОРУДОВАНИЕ</b>	23065	5447
Электрооборудование	5084	1767
Радиосвязное оборудование и система раз- вличения	1006	225
Пилотажно-навигационное оборудование, автоматизированная бортовая система управления и т.п.	1614	631
Гидросистема	1654	216
Управление рулями и элеронами	1100	375
Управление механизацией	1574	138
Система пожаротушения	391	67
Противообледенительная система	145	59
Стационарная кислородная система	85	21
Высотная система (системы кондициони- рования воздуха и раскрутки двигателей)	2078	374
Теплозвукоизоляция	1179	264
Туалеты, водоснабжение и канализация	979	83

Конструкция буфета	338	27
Отделка, багажные полки и перегородки	2058	560
Кресла экипажа и бортпроводников	250	67
Кресла пассажирские	2757	439
Багажное оборудование	547	124
Узлы крепления средств спасения	226	10
Окраска и покрытия	325	55
Неучтенные детали	948	-
ИТОГО: ПУСТОЙ САМОЛЕТ	113431	15203

При составлении сводки масс определяется массовая отдача самолета по полной нагрузке  $K_n$  и по коммерческой (боевой) нагрузке  $K_{ком(боев)}$ :

$$K_n = \frac{m_{полн}}{m_0^{II}}; K_{ком(боев)} = \frac{m_{ком(боев)}}{m_0^{II}}.$$

Эти показатели характеризуют транспортную (боевую) эффективность самолета.

### 6.3 Весовые формулы

Ниже приведены весовые формулы, заимствованные из [34], которые используются рядом ведущих зарубежных авиационных конструкторских фирм.

#### Истребители/штурмовики

(сводка обозначений приводится после всех формул)

$$m_{крыло} = 0,0334K_{dw} \cdot K_{vs} (m_0 n_p)^{0,5} \cdot S^{0,622} \lambda^{0,785} \cdot (\bar{c}_0)^{-0,4} \cdot (1+\eta)^{0,05} (\cos \chi)^{-1} \cdot S_{упр.кр}^{0,04};$$

$$m_{ГО} = 12,541 \left(1 + \frac{B\phi}{I_{ГО}}\right)^{-2} (0,001 m_0 n_p)^{0,26} \cdot S_{ГО}^{0,806};$$

$$m_{ВО} = 0,506 \cdot K_{rh} \left(1 + \frac{h_{ГО}}{h_{ВО}}\right)^{0,5} (m_0 n_p)^{0,488} S_{ВО}^{0,718} \cdot M^{0,341} \cdot L_{ВО}^{-1} \left(1 + \frac{S_{PH}}{S_{ВО}}\right)^{0,348} \lambda_{ВО}^{0,223} (1+\eta)^{0,25} (\cos \chi_{ВО})^{-0,323}$$

$$m_{фюзеляж} = 3,345 \cdot K_{dwf} \cdot m_0^{0,35} \cdot n_p^{0,25} L_{кф}^{0,5} \cdot H_{ф}^{0,849} \cdot B_{ф}^{0,685};$$

$$m_{осн.опоры} = 19,706 K_{cb} \cdot K_{fpg} (m_{нос} n_p n_{ос})^{0,25} h_{оо}^{0,973};$$

$$m_{нос.опоры} = 3,579 (m_{нос} n_p n_{ос})^{0,29} h_{но}^{0,5} \cdot N_{кно}^{0,525};$$

$$m_{крепление двигателей} = 0,0093 \cdot n_{ов}^{0,795} (n_{ов} P_0)^{0,579} \cdot n_p;$$

$$m_{\text{группа двигателей}} = 0,008 \cdot m_{\text{дв}}^{0,717} \cdot n_{\text{дв}} \cdot n_p ;$$

$$m_{\text{система подвода воздуха}} = 42,458 K_{vg} \cdot L_D^{0,643} \cdot K_D^{0,182} \cdot n_{\text{дв}}^{1,498} \left( \frac{L_S}{L_D} \right)^{-0,373} \cdot D_{\text{дв}} ,$$

где  $K_D$ ,  $L_S$  и  $L_D$  определяются по рисунку 6.1.

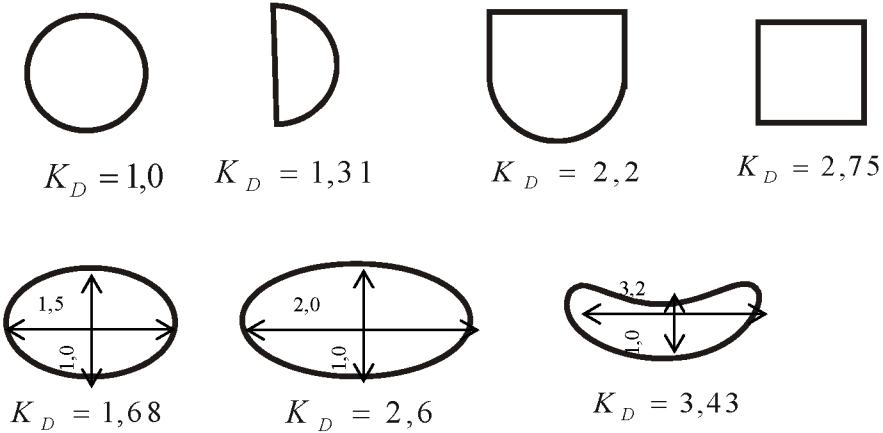
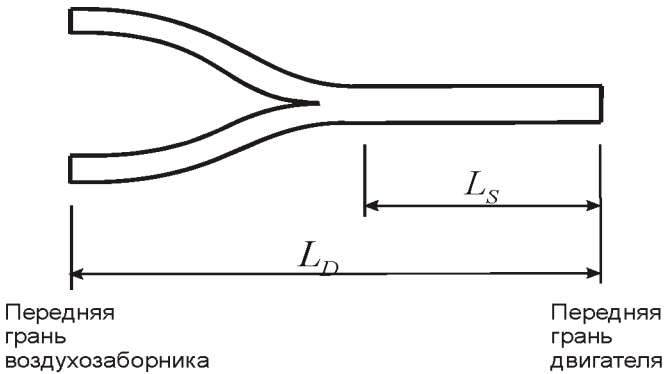


Рисунок 6.1. Геометрические параметры воздухозаборника

Разводной трубопровод



$$m_{\text{система выхлопа}} = 17,089 D_{\text{дв}} \cdot L_{\text{вк}} \cdot n_{\text{дв}} ;$$

$$m_{\text{система охлаждения двигателя}} = 22,215 D_{\text{дв}} \cdot L_{\text{бан}} \cdot n_{\text{дв}} ;$$

$$m_{\text{масляная система}} = 17,155 n_{\text{дв}}^{1,023} ;$$

$$m_{\text{управление двигателями}} = 6,2 n_{\text{дв}}^{1,008} L_{\text{дв}}^{0,222} ;$$

$$m_{\text{система запуска}} = 0,0207 P_0^{0,76} \cdot n_{\text{дв}}^{0,72} ;$$

$$m_{\text{топливная система и баки}} = 56,575 V_T^{0,47} \left(1 + \frac{V_B}{V_T}\right)^{-0,095} \left(1 + \frac{V_{B\Sigma}}{V_T}\right) \cdot N_B^{0,066} \cdot n_{\text{дв}}^{0,052} \left(0,001 \cdot \Sigma P_0 C_{P_0}\right)^{0,249} ;$$

$$m_{\text{противопожарная система}} = 5,52 \cdot S_{\text{оз}} ;$$

$$m_{\text{управление полетом}} = 52,6 M^{0,003} \cdot S_{\Sigma P}^{0,489} \cdot N_{\text{су}}^{0,484} \cdot n_{\text{эк}}^{0,127} ;$$

$$m_{\text{гидросистема}} = 16,89 \cdot K_{\text{vsh}} \cdot N_{\text{фгс}}^{0,664} ;$$

$$m_{\text{электрооборудование}} = 87,96 \cdot K_{\text{мс}} \cdot N^{0,152} \cdot n_{\text{эк}}^{0,1} \cdot L_{\text{прое}}^{0,1} \cdot n_{\text{ген}}^{0,091} ;$$

$$m_{\text{измерительная аппаратура}} = 3,63 + 16,5 n_{\text{дв}}^{0,676} \cdot N_B^{0,237} + 11,98 \left(1 + n_{\text{эк } i}\right)^{1,356} ;$$

$$m_{\text{авионика}} = 2 m_{\text{ав.нетто}}^{0,933} ;$$

$$m_{\text{отделка}} = 98,7 \cdot n_{\text{эк}} ;$$

$$m_{\text{система кондиционирования и противообледенительная система}} = 163,5 \left[ m_{\text{ав.нетто}}^{+200 n_{\text{эк}}} \right]^{0,001}^{0,735}$$

$$m_{\text{погрузочно-разгрузочное оборудование}} = 0,00032 m_0 .$$

## Грузовые/транспортные самолеты

$$m_{\text{крыло}} = 0,0213 \left(m_0 n_p\right)^{0,557} \cdot S^{0,649} \cdot \lambda^{0,5} \left(\bar{c}_0\right)^{-0,4} \left(1 + \eta\right)^{0,1} \left(\cos \chi\right)^{-1} \cdot S_{\text{упр.кр}}^{0,1} ;$$

$$m_{\text{г.о}} = 0,051 K_{\text{г.о}} \left(1 + B_{\text{ф}} / L_{\text{г.о}}\right)^{-0,25} m_0^{0,639} n_p^{0,1} S_{\text{г.о}}^{0,75} L_{\text{г.о}}^{-0,296} \left(\cos \chi_{\text{г.о}}\right)^{-1,0} \lambda_{\text{г.т}}^{0,166} \left(1 + \bar{s}_{\text{пв}}\right)^{0,1}$$

$$m_{\text{в.о}} = 0,0094 \left(1 + h_{\text{г.о}} / h_{\text{в.о}}\right)^{0,225} m_0^{0,556} n_p^{0,536} L_{\text{в.о}}^{0,375} S_{\text{в.о}}^{0,5} \left(\cos \chi_{\text{в.о}}\right)^{-1} \lambda_{\text{в.о}}^{0,35} \left(\bar{c}_0\right)^{-0,5} ;$$

$$m_{\text{фюзеляж}} = 0,6093 K_{\text{двер}} K_{\text{ш}} \left(m_0 n_p\right)^{0,5} L_{\text{кф}}^{0,25} S_{\text{ф.ом}}^{0,302} \left(1 + k_{\text{ws}}\right)^{0,04} \left(L_{\text{кф}} / H_{\text{ф}}\right)^{0,10} .$$

Для фюзеляжа с цилиндрической средней частью



$$S_{\phi, \text{ом}} = \pi D_{\phi} L_{\phi} \left(1 - \frac{2}{\lambda_{\phi}}\right)^{\frac{2}{3}} \left(1 + \frac{1}{\lambda_{\phi}^2}\right).$$

Для фюзеляжа с некруглой формой поперечного сечения расчет  $S_{\phi, \text{ii}}$  проводится в соответствии с п. 6.3 [28, с. 488]:

$$\begin{aligned} m_{\text{осн опора}} &= 0,0396 K_{\text{mp}} m_{\text{пос}}^{0,888} n_{\text{р пос}}^{0,25} h_{\text{оо}}^{0,4} N_{\text{коо}}^{0,321} N_{\text{оо}}^{-0,5} V_C^{0,1}; \\ m_{\text{нос опора}} &= 0,155 K_{\text{np}} m_{\text{пос}}^{0,646} n_{\text{р пос}}^{0,2} h_{\text{но}}^{0,5} N_{\text{кно}}^{0,45}; \\ m_{\text{группа гондол}} &= 1,3444 K_{\text{ng}} L_{\text{гонд}}^{0,1} B_{\text{гд}}^{0,294} n_{\text{р}}^{0,119} m_{\text{дв}\Sigma}^{0,611} n_{\text{дв}}^{0,984} S_{\text{гд ом}}^{0,224}. \end{aligned}$$

Найденное значение учитывает систему подвода воздуха.  $S_{\text{зод ом}}$  может быть определена в соответствии с п. 6.3 [28, с. 488]:

$$\begin{aligned} m_{\text{управление двигателями}} &= 2,27 n_{\text{дв}} + 1,19 L_{\text{дв}}; \\ m_{\text{система запуска}} &= 34,22 \left(0,001 n_{\text{дв}} m_{\text{дв}}\right)^{0,541}; \\ m_{\text{топливная система}} &= 32,024 \cdot V_{\text{T}}^{0,606} \left(1 + \frac{V_E}{V_{\text{T}}}\right)^{-1} \left(1 + \frac{V_{\text{Б}\Sigma}}{V_{\text{T}}}\right) N_{\text{Б}}^{0,5}. \end{aligned}$$

Отметим, что объем топливных баков  $V_{\text{Б}}$  должен превышать суммарный объем топлива минимум на 5% из-за расширения топлива. Объем топливных баков приблизительно может быть определен в соответствии с п.6.3 [28, с. 490]:

$$\begin{aligned} m_{\text{управление полетом}} &= 132,86 N_{\phi}^{0,554} \left(1 + N_{\text{аф}}/N_{\phi}\right)^{-1} S_{\Sigma \text{р}}^{0,2} \left(I_{\text{y}} \times 10^{-6}\right)^{0,07}; \\ m_{\text{ВСУ установленная}} &= 2,2 m_{\text{ВСУ поставляемая}}; \\ m_{\text{измерит аппаратура}} &= 3,705 \cdot K_{\text{T}} K_{\text{тп}} n_{\text{эк}}^{0,541} n_{\text{дв}} \left(L_{\phi} + l\right)^{0,5}; \\ m_{\text{гидросистема}} &= 0,3691 \cdot N_{\phi} \left(L_{\phi} + l\right)^{0,937}; \\ m_{\text{электрооборудование}} &= 4,989 N^{0,782} L_{\text{пров}}^{0,346} n_{\text{ген}}^{0,1}; \\ m_{\text{авионика}} &= 1,707 m_{\text{ав нетто}}^{0,983}; \\ m_{\text{отделка}} &= 0,2122 n_{\text{эк}}^{0,1} m_{\text{нагр}}^{0,393} S_{\phi, \text{ом}}^{0,75}; \\ m_{\text{система кондиционирования}} &= 263,56 n_{\text{чел}}^{0,25} \left(0,001 V_{\text{герм}}\right)^{0,604} m_{\text{ав нетто}}^{0,1}; \\ m_{\text{противообледенительная система}} &= 0,002 m_0; \end{aligned}$$

$m_{\text{погрузочно-разгрузочное оборудование}} = 0,015m_0$  - для гражданских грузов;

$m_{\text{погрузочно-разгрузочное оборудование}} = 11,72 \cdot S_{\text{зр.пола}}$  - для военных грузов.

### Самолеты авиации общего назначения

$$m_{\text{крыло}} = 0,1427 S^{0,758} m_T^{0,0035} \left( \frac{\lambda}{\cos^2 \chi} \right)^{0,6} q^{0,006} \eta^{0,04} \left( \frac{100\bar{c}}{\cos \chi} \right)^{-0,3} (n_p m_0)^{0,49};$$

$$m_{\text{зо}} = 0,044 (n_p m_0)^{0,414} q^{0,168} S_{\text{зо}}^{0,896} \left( \frac{100\bar{c}}{\cos \chi} \right)^{-0,12} \left( \frac{\lambda}{\cos^2 \chi_{\text{зо}}} \right)^{0,043} \eta_{\text{зо}}^{-0,02};$$

$$m_{\text{во}} = 0,221 (1+0,2h_{\text{зо}}/h_{\text{во}}) (n_p m_0)^{0,376} q^{0,122} S_{\text{во}}^{0,873} \left( \frac{100\bar{c}}{\cos \chi_{\text{во}}} \right)^{-0,49} \left( \frac{\lambda}{\cos^2 \chi_{\text{во}}} \right)^{0,357} \eta_{\text{во}}^{-0,02};$$

$$m_{\text{фюзеляж}} = 0,126 \cdot S_{\text{ф.ом}}^{1,086} (n_p m_0)^{0,177} L_{\text{ф}}^{-0,051} \left( L_{\text{кф}}/H_{\text{ф}} \right)^{-0,072} q^{0,241} + m_{\text{герм}};$$

$$m_{\text{осн.опора}} = 0,355 (n_p m_{\text{нос}})^{0,768} (L_{\text{ф}}/12)^{0,409};$$

$$m_{\text{нос.опора}} = 1,976 (n_p m_{\text{нос}})^{0,566} (L_{\text{ф}}/12)^{0,845};$$

$$m_{\text{установленные двигатели}} = 2,421 \cdot m_{\text{дв}}^{0,922} \cdot n_{\text{дв}};$$

$$m_{\text{топливная система}} = 64,74 V_T^{0,726} (1+V_B/V_T)^{-0,363} N_B^{0,242} \cdot n_{\text{дв}}^{0,157};$$

$$m_{\text{управление полетом}} = 0,436 L_{\text{ф}}^{1,536} \cdot l^{0,371} (0,0001 \cdot n_p \cdot m_0)^{0,8};$$

$$m_{\text{гидросистема}} = 0,001 m_0;$$

$$m_{\text{авионика}} = 2 m_{\text{ав.нетто}}^{0,933};$$

$$m_{\text{электрооборудование}} = 8,53 (m_{\text{топливная система}} + m_{\text{авионика}})^{0,51};$$

$$m_{\text{система кондиционирования и противопожарная система}} = 0,207 m_0^{0,52} \cdot n_{\text{цел}}^{0,68} \cdot m_{\text{авионика}}^{0,17} \cdot M^{0,08};$$

$$m_{\text{отделка}} = 0,0264 m_0 - 29,45.$$

### Обозначения в формулах:

$\bar{c}_0$  - относительная толщина корневого сечения крыла;

$\eta$  - сужение крыла;

$\lambda$  - удлинение крыла;

$\lambda_{\text{ф}}$  - удлинение фюзеляжа;

$\chi$  - стреловидность крыла по четверти САХ;

$B_{\hat{\alpha}\hat{\alpha}}$  - ширина гондолы, м;

$\hat{A}_{\hat{o}}$  - конструкционная ширина фюзеляжа, м;

$B_{\hat{\phi}}^{zo}$  - ширина фюзеляжа в месте пересечения с ГО, м;

$C_{Po}$  - удельный расход топлива двигателя при максимальной тяге;

$D_{ov}$  - диаметр двигателя, м;

$D_{\hat{o}}$  - диаметр фюзеляжа, м;

$h_{eo}$  - высота ВО над фюзеляжем, м;

$h_{zo}$  - высота ГО над фюзеляжем, м;

$h_{zo}/h_{eo} = 0,0$  для нормальной схемы; 1,0 – для Т-образной;

$h_{ii}$  - длина носовой опоры шасси, м;

$h_{00}$  - длина основной опоры шасси, м;

$H_{\hat{\phi}}$  - конструкционная высота фюзеляжа, м;

$I_x = \frac{lm_0\bar{R}_x^2}{4g}$  - момент инерции по крену, кг·м<sup>2</sup>;

$I_y = \left(\frac{l+L_{\kappa\hat{\phi}}}{2}\right)^2 \frac{m_0\bar{R}_y^2}{4g}$  - момент инерции по рысканию, кг·м<sup>2</sup>;

$I_z = \frac{L_{\kappa\hat{\phi}}^2 m_0\bar{R}_z^2}{4g}$  - момент инерции по тангажу, кг·м<sup>2</sup>;

где  $\bar{R}_X$ ,  $\bar{R}_Y$ ,  $\bar{R}_Z$  - безразмерные радиусы инерции. Значения безразмерных радиусов инерции можно найти в таблице 6.7;

**Таблица 6.7. Безразмерные радиусы инерции**

Класс самолета	$\bar{R}_x$	$\bar{R}_y$	$\bar{R}_z$
<b>Винтовой с одним двигателем</b>	0,25	0,38	0,39
Винтовой с двумя двигателями	0,34	0,29	0,44
Административный реактивный самолет с двумя двигателями	0,30	0,30	0,43
Транспортный с двумя ТВД	0,22	0,34	0,38
Реактивный транспортный:			
двигатели на фюзеляже	0,24	0,36	0,44
2 двигателя на крыле	0,25	0,38	0,46
4 двигателя на крыле	0,31	0,33	0,45

<b>Восный реактивный учебно-тренировочный</b>	0,22	0,14	0,25
Реактивный истребитель	0,23	0,38	0,52
Тяжелый реактивный бомбардировщик	0,34	0,31	0,47
Летающее крыло (типа В-49)	0,32	0,32	0,51
Летающая лодка	0,25	0,32	0,41

$K_{ГО} = 1,143$  для управляемого стабилизатора,  $= 1,0$  в остальных случаях,

$K_{овер} = 1,0$  если грузовые двери отсутствуют,  $= 1,06$  если грузовые двери расположены по одну сторону,  $= 1,12$  если грузовые двери расположены по обе стороны;  $= 1,12$  при грузовом люке сзади,  $= 1,25$  если грузовые двери расположены с двух сторон и есть задний грузовой люк;

$K_{ш} = 1,12$  если шасси крепится к фюзеляжу,  $= 1,0$  в остальных случаях;

$K_{об} = 2,25$  для подкосной схемы шасси (F-111),  $= 1,0$  в остальных случаях;

$K_D$  – коэффициент канала (см. рис. 6.1);

$K_{дв} = 0,768$  для треугольного крыла,  $= 1,0$  в остальных случаях;

$K_{двф} = 0,774$  для треугольного крыла,  $= 1,0$  в остальных случаях;

$K_{мс} = 1,45$ , если после отказа требуется завершение полета,  $= 1,0$  в остальных случаях;

$K_{мп} = 1,126$  для убирающегося шасси,  $= 1,0$  в остальных случаях;

$K_{нг} = 1,017$  для гондол, установленных на пилонах,  $= 1,0$  в остальных случаях;

$K_{np} = 1,15$  для убирающегося шасси,  $= 1,0$  в остальных случаях;

$K_p = 1,4$  для винтового двигателя,  $= 1,0$  в остальных случаях;

$K_r = 1,133$  для поршневого двигателя,  $= 1,0$  в остальных случаях;

$K_{рht} = 1,047$  для управляемого оперения,  $= 1,0$  в остальных случаях;

$K_{tp} = 0,793$  для турбовинтового двигателя,  $= 1,0$  в остальных случаях;

$K_{tpg} = 0,826$  для трехопорного шасси,  $= 1,0$  в остальных случаях;

$K_{tr} = 1,18$  при наличии реверса тяги,  $= 1,0$  в остальных случаях;

$K_{vg} = 1,62$  при регулируемом воздухозаборнике;  $= 1,0$  в остальных случаях;

$K_{vs} = 1,19$  при изменяемой стреловидности крыла,  $=1,0$  в остальных случаях;

$K_{vsh} = 1,425$  при изменяемой стреловидности крыла,  $=1,0$  в остальных случаях;

$$K_{ws} = 0,75 \left[ (1+2\eta) / (1+\eta) \right] \left( l \cdot \tan \chi / L_{кф} \right);$$

$K_y$  - радиус инерции самолета по тангажу,  $K_y \approx 0,3 L_{ГО}, м$ ;

$K_z$  - радиус инерции самолета по рысканию,  $K_z \approx L_{BO}, м$ ;

$l$  - размах крыла, м;

$L_{бан}$  - длина банджа турбины, м;

$L_{вк}$  - длина выхлопного канала, м;

$L_{гд}$  - длина гондолы, м;

$l_{ГО}$  - размах горизонтального оперения, м;

$L_{ГО}; L_{BO}$  - плечо горизонтального и вертикального оперения, м; расстояние от четверти САХ крыла до четверти САХ соответствующего оперения;

$L_{об}$  - расстояние от переднего торца двигателя до кабины экипажа, суммарное, если несколько двигателей, м;

$L_{кф}$  - конструкционная длина фюзеляжа, м (не учитывает обтекатель оперения);

$L_{пров}$  - длина электропроводки, от генераторов до кабины экипажа, м;

$L_D$  - длина канала, м (см. рисунок 6.1);

$L_S$  - длина одиночного канала, м (см. рисунок 6.1);

$L_\delta$  - длина всего фюзеляжа, м;

$M$  - число Маха;

$m_0$  - расчетная масса самолета, кг;

$m_{ав нетто}$  - масса неустановленной авионики, кг (обычно 244-427 кг);

$m_{дв}$  - масса двигателя, каждого, кг;

$m_{дв\Sigma}$  - масса двигателя и содержимого, кг (на гондолу), равна

$$2,156 m_{дв}^{0,901} K_p K_{tr};$$

$m_{герм}$  - увеличение массы за счет герметизации;  $\delta_{\ddot{a}\ddot{a}\dot{d}\dot{i}} = 5,4 + 4,6(V_{герм}\Delta P)^{0,271}$ ,  
где  $\Delta P$  – избыточное давление в гермокабине, МПа (обычно 0,055 МПа);  
 $m_{нагр}$  - максимальная масса нагрузки, кг; равна  $\delta_{\dot{a}\dot{a}\ddot{a}\ddot{a}}$  - для истребителя,  
штурмовика, бомбардировщика,  $\delta_{\dot{e}\dot{e}\dot{i}}$  - для пассажирского самолета,  $\delta_{\ddot{a}\ddot{d}}$  -  
для транспортного самолета;  
 $m_{нос}$  - расчетная посадочная масса самолета, кг, обычно  $m_{нос} = 0,85m_0$  ;  
 $m_{Ткр}$  - масса топлива, расположенного в крыле, кг;  
 $N_{аф}$  - количество автоматических функций (обычно 0-2);  
 $N_B$  - количество топливных баков;  
 $n_{\ddot{a}\dot{a}}$  - количество двигателей;  
 $n_{\ddot{a}\dot{a}\dot{i}}$  - количество генераторов (обычно равно  $n_{\ddot{a}\dot{a}}$ );  
 $N_{\dot{e}\dot{i}\dot{i}}$  - количество колес носового шасси;  
 $N_{\dot{e}oo}$  - количество колес основного шасси на одной опоре;  
 $N_{oo}$  - количество стоек основного шасси;  
 $n_{\delta}$  - расчетная перегрузка;  $n_p = 1,5n_{\delta}$ ,  $n_{\delta}$  - эксплуатационная перегрузка;  
 $n_{\delta\dot{i}\dot{i}\dot{i}}$  - расчетная перегрузка при посадке;  $n_{p\text{ нос}} = n_{шасси} \cdot 1,5$ . Для тяжелых  
самолетов  $n_{шасси} = 2,5$  ;  
 $N_{\dot{n}\dot{o}}$  - количество систем управления полетом;  
 $N_{\delta}$  - количество функций, выполняемых органами управления (обычно  
4-7);  
 $N_{\delta\dot{a}\dot{a}\dot{i}}$  - количество функций, выполняемых с помощью гидросистемы  
(обычно 5-15);  
 $n_{\dot{z}\dot{a}\dot{e}}$  - число людей на борту (экипаж и пассажиры);  
 $n_{\dot{y}\dot{e}}$  - число членов экипажа;  
 $n_{\dot{y}\dot{e}\dot{i}} = 1,0$ , если один пилот;  $= 1,2$ , если пилот плюс место сзади;  $= 2,0$  пилот и  
пассажир рядом;  
 $N_{kva}$  - мощность электрооборудования,  $kV \cdot a$  (обычно 40-60 для транс-  
портных самолетов, 110-160 для истребителей и бомбардировщиков);

$P_o$  - тяга одного двигателя, даН;

$q$  – скоростной напор на крейсерском режиме,  $H / \dot{i}^2$ ;

$S$  - площадь крыла по трапеции (без наплывов, с подфюзеляжной частью),  $m^2$ ;

$S_{\dot{A}\dot{I}}$  - площадь ВО,  $\dot{i}^2$ ;

$S_{\dot{a}\dot{a}\dot{i}\dot{i}}$  - площадь омываемой поверхности гондолы,  $\dot{i}^2$ ;

$S_{\dot{a}\dot{o}\dot{i}\dot{i}\dot{e}\dot{a}}$  - площадь грузового пола,  $\dot{i}^2$ ;

$S_{\dot{A}\dot{I}}$  - площадь ГО,  $\dot{i}^2$ ;

$S_{\dot{i}\dot{c}}$  - площадь поверхности, предусматривающей огнезащиту,  $\dot{i}^2$ ;

$S_{\dot{D}\dot{A}}$  - площадь руля высоты,  $\dot{i}^2$ ;

$S_{\dot{D}\dot{I}}$  - площадь руля направления,  $\dot{i}^2$ ;

$S_{\Sigma P}$  - суммарная площадь органов управления,  $\dot{i}^2$ ;

$S_{\dot{o}\dot{i}\dot{o}\dot{.e}\dot{o}}$  - площадь органов управления, расположенных на крыле (элероны, интерцепторы),  $\dot{i}^2$ ;

$S_{\dot{o}\dot{i}\dot{i}}$  - площадь омываемой поверхности фюзеляжа,  $\dot{i}^2$ ;

$V_{\dot{A}}$  - объем используемых топливных баков,  $\dot{i}^3$ ;

$V_{\dot{A}\Sigma}$  - суммарный объем топливных баков,  $\dot{i}^3$ ;

$V_{\dot{a}\dot{a}\dot{o}\dot{i}}$  - объем гермокабины,  $\dot{i}^3$ ;

$V_c$  - скорость сваливания,  $V_c = \frac{V_{зак}}{1,3}$ , км/ч ;

$V_T$  - суммарный объем топлива,  $\dot{i}^3$ .

## 7. КОМПОНОВКА САМОЛЕТА

Выполнение работы состоит из следующих этапов:

- разработка внешнего вида самолета;
- размещение внутри самолета грузов и оборудования;
- разработка конструктивно-силовой схемы самолета.

Компоновка осуществляется на основе выбранной схемы и основных параметров самолета. Параллельно с компоновкой самолета определяется его центровка.

Процесс компоновки самолета объединяет три параллельно выполняемых и взаимосвязанных процесса:

- аэродинамическую компоновку [7, с. 182-203];
- объемно-весовую компоновку [7, с. 182-203];
- конструктивно-силовую компоновку [7, с. 182-203].

При аэродинамической компоновке самолета определяются параметры аэродинамической схемы и взаимное расположение его основных частей. При этом выполняется следующее:

формулируются задачи аэродинамической компоновки [7, с. 182-183];  
выбирается и обосновывается балансирующая схема самолета, обеспечивающая минимальные потери на балансировку [7, с. 183-185, с. 96-110];

размещается горизонтальное оперение [7, с. 187-196];

выбираются параметры вертикального оперения и поперечного *V* крыла [7, с. 196-203].

При выполнении объемно-весовой компоновки самолета размещаются:

- экипаж [7, с. 215-219];
- пассажиры [7, с. 237-242];
- бортпроводники [7, с. 246];
- коммерческая или боевая нагрузка;
- оборудование;
- двигатели [7, с. 119-124], [7, с. 443-447];
- воздухозаборники [7, с. 434-439];
- система выхлопа [7, с. 439-443];
- топливо;
- двери и окна пассажирской кабины [7, с. 245-246];
- аварийные выходы [7, с. 243-245];
- аварийно-спасательные средства [7, с. 243-245];



- багажно-грузовые отсеки [7, с. 246-247];
- буфеты-кухни [7, с. 247-248];
- туалетные помещения [7, с. 248];
- гардеробы [7, с. 249];
- грузовые двери и люки [7, с. 255-257].

Кроме того, при разработке объемно-весовой компоновки самолета определяются:

- необходимая ширина пассажирской кабины [7, с. 238-240];
- необходимая длина пассажирской кабины [7, с. 240-242];
- значение удельного объема пассажирской кабины [7, с. 240];
- размеры грузового пола [7, с. 257].

На этом же этапе компоновки самолета уточняются основные геометрические параметры шасси [7, с. 524-530]:

- продольная база шасси  $b$  (расстояние при виде сбоку между осями колес, установленных на носовой и основных опорах) [7, с. 527], [7, с. 529];
- колея шасси  $B$  (расстояние при виде спереди между точками касания ВПП колесами основных опор) [7, с. 527-528], [7, с. 529];
- вынос колес основных опор шасси  $e$  (расстояние при виде сбоку между вертикалью, проходящей через центр масс самолета, и осью колес основных опор) [7, с. 526];
- вынос колес передней опоры шасси  $a$  (расстояние при виде сбоку между вертикалью, проходящей через центр масс самолета, и осью колес передней опоры) [7, с. 526];
- угол выноса колес основных опор шасси  $\gamma$  [7, с. 526];
- угол опрокидывания  $\varphi$  (угол касания хвостовой части фюзеляжа или его предохранительной опоры поверхности ВПП) [7, с. 525-526];
- стояночный угол  $\psi$  (угол между строительной горизонталью фюзеляжа и поверхностью ВПП) [7, с. 525-526].

На этапе конструктивно-силовой компоновки самолета разрабатываются следующие вопросы [7, с. 219]:

- выбор конструктивно-силовой схемы основных частей самолета;
- обеспечение передачи сил с одного агрегата на другой и их взаимной увязки;
- обеспечение передачи сил от различных грузов на конструкцию планера самолета;
- расположения и типов эксплуатационных и технологических разъемов частей самолета [7, с. 221-222];
- эксплуатационной технологичности [7, с. 222];

– увязки формы самолета и построения его внешних обводов [7, с. 222-231].

Все принимаемые решения должны отвечать ТТТ, разработанным в начале проектирования самолета, а также учитывать специальные требования и условия, перечень которых приведен в [7, с. 182-257].

Результатом компоновки является компоновочный чертеж, который должен давать достаточно полное представление об устройстве самолета. Основные проекции этого чертежа – продольный разрез самолета по плоскости симметрии или параллельным ей плоскостям. Масштаб этого вида выбирается таким, чтобы он размещался на одном листе формата А1. На чертеже изображается размещение экипажа, пассажиров, грузов, двигателей, агрегатов силовой установки, основных систем (топливной, кондиционирования и др.), крупных блоков и основных антенн радиолокационного оборудования, установок вооружения, опор шасси в выпущенном и убранном положениях, проводка, агрегаты систем управления и т.д.

Компоновка силовых установок, оборудования и систем должна обеспечить наилучшие условия для их функционирования, а также хороший доступ для обслуживания и ремонта.

На компоновочном чертеже обязательно показываются все основные силовые элементы фюзеляжа, крыла, оперения, шасси, а также конструктивные разъемы.

Продольный разрез самолета дополняется видом в плане (в уменьшенном масштабе). На поперечных разрезах самолета показываются:

- силовые шпангоуты крепления крыла и оперения;
- пассажирская (грузовая) кабина;
- места крепления передней опоры шасси с видом на приборные доски и пульты управления;
- места крепления основных опор шасси;
- отсеки оборудования;
- отсеки вооружения.

Кроме того, на чертеже даются продольные разрезы гондол двигателя и шасси.

Конструктивно-силовая схема самолета должна давать четкое представление о том, какими путями и через какие конструктивные элементы осуществляются передача и уравнивание действующих на самолет сил: аэродинамических, массовых, тяги двигателей, реакции земли.

При разработке конструктивно-силовой схемы учитываются следующие рекомендации:

- взаимное уравнивание сил кратчайшими путями;
- максимальное использование строительной высоты для силовых элементов, работающих на изгиб;

- использование тонкостенного замкнутого контура максимальной площади для элементов, работающих на кручение;
- использование одних и тех же силовых элементов для передачи нагрузок, действующих на разные части самолета в разное время.

Силовая схема самолета должна обеспечить применение наиболее простых и рациональных технологических методов изготовления деталей и узлов конструкции.

При разработке компоновки и конструктивно-силовой схемы самолета решаются и вопросы его членения. При этом следует учитывать, что любые разъемы увеличивают массу конструкции планера самолета.

### **Контрольные вопросы по разделу**

1. Какие основные вопросы решаются при компоновке?
2. Как при компоновке решаются вопросы передачи и увязки сил, идущих с одного агрегата на другой?

## 8. ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

### 8.1 Содержание и порядок выполнения работы

Выполнение работы состоит из следующих этапов:

- определение допустимого диапазона центровок;
- разработка центровочного чертежа самолета;
- расчет центровки самолета.

### 8.2 Допустимый диапазон разбега центровок

Разработка компоновки самолета сопровождается определением его центровки, т.е. положения центра масс (ц. м.) и приведением его в заданный диапазон относительно средней аэродинамической хорды крыла.

Центровка по оси  $X$  характеризуется относительным параметром:

$$\bar{x}_M = \frac{x_M - x_A}{b_A},$$

где  $x_M$  – координата по оси  $X$  центра масс самолета;  $x_A$  – координата по оси  $X$  носка средней аэродинамической хорды;  $b_A$  – средняя аэродинамическая хорда [7, с.210].

Предельно переднее положение центра масс самолета  $\bar{x}_{M.p.n}$  ограничивается достаточностью руля высоты или других органов продольного управления при взлете и посадке.

Предельно заднее положение центра масс самолета  $\bar{x}_{M.p.z}$  должно обеспечивать продольную статическую устойчивость самолета по перегрузке, т.е. необходимую степень продольной устойчивости:

$$m_z^{C_{y\alpha}} = \bar{x}_{M.p.z} - \bar{x}_F < 0.$$

Здесь  $\bar{x}_F$  – относительная координата фокуса самолета.

Допустимый диапазон разбега центровок самолета зависит от его схемы и, в первую очередь, от формы крыла в плане и от расположения фиксированного или переставного горизонтального оперения. Для наиболее распространенных схем самолетов рекомендуемые значения предельно передней  $\bar{x}_{M.p.n}$  и задней  $\bar{x}_{M.p.z}$  центровок даны в таблице 8.1 и в [7, с. 207].

### 8.3 Расчет центровок

Для определения центровки самолета разрабатывается его центровочный чертеж и составляется центровочная ведомость (таблица 8.2 или [7, с. 205]).

Центровка самолета определяется по двум осям: горизонтальной  $x$  и вертикальной  $y$ . На боковую проекцию самолета наносится координатная система с осью  $x$ , совпадающей с линией земли при стоянке, и с осью  $y$ , касательной к носку фюзеляжа самолета.

Масса самолета распределяется на 15...30 точек, которые наносятся на боковой вид самолета, располагаясь в центре масс соответствующих грузов [7, с. 206].

Центр масс опор шасси самолета дается в выпущенном и убранном положениях.

Обособленными точками показываются все меняющиеся грузы:  
экипаж;  
пассажиры (по салонам);  
топливо;  
боевая нагрузка;  
коммерческие грузы и т.д.

В центровочную ведомость заносятся по порядку все массовые точки с перечислением грузов, входящих в каждую из них. Для каждой точки записываются суммарная масса  $m_i$  и координаты  $x_i$  и  $y_i$ , а также статические моменты массы для каждой точки  $m_i x_i$  и  $m_i y_i$ .

Обособленные точки (меняющиеся грузы) заносятся в конце ведомости центровки. Положение центра масс самолета определяется в принятой системе координат для всех возможных в эксплуатации вариантов его загрузки:

$$x_M = \frac{\sum(m_i x_i)}{\sum m_i}; \quad y_M = \frac{\sum(m_i y_i)}{\sum m_i}.$$

Центровка по оси  $y$  может рассчитываться только для одного варианта – взлетная масса самолета.

Центровка по оси  $x$  пересчитывается в относительные значения:

$$\bar{x}_M = \frac{x_M - x_A}{b_A},$$

где  $x_A$  – координата по оси  $x$  носка средней аэродинамической хорды;  $b_A$  – средняя аэродинамическая хорда.

При центровочных расчетах принимается:

- положение центра масс крыла на 40...42%  $b_A$ ;
- положение центра масс оперения на 45...50%  $b_{A_{г.о}}$  или  $b_{A_{в.о}}$ ;
- положение центра масс фюзеляжа на 50% его длины при прямом крыле и на 60% при стреловидном крыле;
- центр масс оборудования и управления в центре масс фюзеляжа, т. е. на 50...60% длины фюзеляжа;
- центр масс топлива и топливной системы в центре масс площади топливных баков крыла на плановой проекции самолета; для топливных баков в фюзеляже подсчитывается объем и центр масс каждого бака в отдельности.

Максимальный объем топлива в крыле ( $\text{м}^3$ )

$$V_{т.кр} = 0,7 \frac{\bar{c}_{cp} \cdot S^{3/2}}{\lambda^{1/2}}.$$

Плотность топлива (керосина) для газотурбинных двигателей – 780...830  $\text{кг/м}^3$ .

**Таблица 8.1. Значения передней и задней центровок самолетов**

Самолет	Число и тип двигателей	$\bar{x}_{м.п.п},$ %	$\bar{x}_{м.п.з},$ %	Тип ГО
“Джет Коммандер” 1121	2×ТРДД	20,0	36,0	Фиксиров.
Лир Джет 25	2×ТРДД	9,0	30,0	Фиксиров.
Хокер Сиддли НВ-1251 А/1В	2×ТРДД	18,0	37,5	Фиксиров.
Дассо “Мистер” 20F	2×ТРДД	14,0	28,5	Подвижный
НФВ “Ганза” 1121	2×ТРДД	11,7	23,0	Фиксиров.
Фоккер VFW F 28 Mk1000	2×ТРДД	17,0	37,0	Подвижный
ВАС 1-11 серия 400	2×ТРДД	14,0	41,0	Подвижный
Сюд Авиасьон “Каравелла” 10R	2×ТРДД	25,0	41,5	Фиксиров.
Макдоннел Дуглас DC-9/10	2×ТРДД	15,0	40,0	Подвижный
Макдоннел Дуглас DC-9/33F	2×ТРДД	3,1	34,7	Подвижный
Боинг 737/100	2×ТРДД	15,0	35,0	Подвижный
Эйрбас А-300В2	2×ТРДД	11,0	31,0	Подвижный
Локхид 1011 “Тристар”	3×ТРДД	12,0	32,0	Управляемый стабилизатор
Боинг 707/120	4×ТРДД	16,0	34,0	Подвижный
Боинг 720/022	4×ТРДД	15,0	31,0	Подвижный
Боинг 747/200В	4×ТРДД	12,5	32,0	Подвижный
Макдоннел Дуглас DC-8/21	4×ТРДД	16,5	32,0	Подвижный
Локхид С-141А	4×ТРДД	19,0	32,0	Подвижный
Локхид С-5А	4×ТРДД	19,0	41,0	Подвижный
Сессна 172, нормальная категория	1×ПД	15,6	36,5	Фиксиров.
Сессна 177, нормальная категория	1×ПД	5,0	28,0	Управляемый стабилизатор
Сессна 177, общего пользования	1×ПД	5,0	18,5	Управляемый стабилизатор

Окончание табл. 8.1

Сессна модель 337	2×ПД	17,3	30,9	Фиксиров.
Дорнье Do 28-D-1	2×ТВД	10,7	30,8	Управляемый стабилизатор
Норд 262	2×ТВД	16,0	30,0	Фиксиров.
Фоккер VFW F-27 Mk200	2×ТВД	18,7	40,7	Фиксиров.
Бреге 941	4×ТВД	20,0	32,0	Подвижный
Локхид С-130Е	4×ТВД	15,0	30,0	Фиксиров.

**Таблица 8.2. Центровочная ведомость**

№ точки	Наименование (с перечислением грузов)	$m_i$ , кг	$x_i$ , м	$m_i x_i$ , кгм	$y_i$ , м	$m_i y_i$ , кгм

После расчета всех вариантов загрузки самолета определяется диапазон разбега эксплуатационных и летных центровок, т.е. передняя  $\bar{x}_{м.п}$  и задняя  $\bar{x}_{м.з}$  его центровки.

Если полученный разбег центровок больше допустимого (от  $\bar{x}_{м.п.н}$  до  $\bar{x}_{м.п.з}$ ), то расширяют допустимый разбег центровок или сокращают разбег центровок [7, с. 209].

Как правило, наиболее эффективными оказываются следующие компоновочные действия: перемещение крыла по оси X относительно фюзеляжа, перемещение двигателей с крыла на фюзеляж и обратно и вынос двигателей вперед с помощью пилонов, перекомпоновка размещения топлива, включая выделение специальных балансировочных баков и т.п.

На центровочном чертеже дается боковая проекция самолета, на которой показываются:

- средняя аэродинамическая хорда;
- выпущенное и убранное положение опор шасси;
- положение земли при стоянке и при посадке;
- вынос колес основных опор шасси  $e$  (расстояние при виде сбоку между вертикалью, проходящей через центр масс самолета, и осью колес основных опор шасси);



- стояночный угол  $\psi$  (угол между строительной горизонталью фюзеляжа и поверхностью ВПП).

На боковую проекцию самолета наносятся передняя  $\bar{X}_{м.п}$  и задняя  $\bar{X}_{м.з}$  центровки и показывается угол выноса колес основных опор шасси  $\gamma$  и угол касания хвостовой части фюзеляжа или его предохранительной опоры поверхности ВПП - угол опрокидывания  $\varphi$ .

#### 8.4 Обязательные варианты центровки

При расчете центровки обязательными вариантами загрузки самолета являются:

пустой самолет на стоянке;

взлетная масса самолета:

шасси выпущено;

шасси убрано;

посадочная масса самолета;

шасси выпущено;

шасси убрано;

перегоночный вариант (без коммерческой нагрузки, с дополнительным запасом топлива);

шасси выпущено;

шасси убрано;

посадочная масса перегоночного варианта самолета;

шасси выпущено;

шасси убрано;

крайняя передняя центровка;

крайняя задняя центровка.

В последних двух вариантах рассматриваются случаи неполной загрузки самолета коммерческой (боевой) нагрузкой. Если при такой загрузке самолета его центровка выходит за допустимые пределы, то записывается примечание о желательном размещении пассажиров и грузов.

Указываются эксплуатационный и летный диапазон разбега центровок самолета для всех перечисленных вариантов.

Для получения минимального диапазона разбега центровок необходимо размещать центр масс топлива, сбрасываемых грузов и переменных грузов (например, пассажиров) вблизи центра масс самолета.

Если центровка скомпонованного самолета не укладывается в требуемый диапазон, то исправить ее можно одним из следующих способов:

- перемещением грузов (переконпонованием);

- смещением всего крыла вдоль оси  $X$ ;
- смещением аэродинамической хорды за счет небольшого (в пределах  $2 \dots 3^\circ$ ) изменения стреловидности крыла;
- изменением длины фюзеляжа;
- изменением параметров оперения.

При перемещении грузов сдвиг центра масс самолета

$$\Delta x_M = \frac{m_i}{m_c} \frac{x_i - x_i^*}{b_A},$$

где  $m_i$  - масса сдвигаемого груза;  $m_c$  - масса самолета в рассматриваемом варианте;  $x_i$  - первоначальная координата груза;  $x_i^*$  - новая координата груза.

При перемещении крыла вместе с грузами, находящимися в крыле (топливо, оборудование), прикрепленными к крылу (двигатели), и основными опорами шасси, размещенными на крыле или на фюзеляже, масса самолета разделяется на две группы: группу фюзеляжа и группу крыла.

Необходимый сдвиг крыла относительно фюзеляжа

$$\Delta x_{гр.кр} = \frac{\Delta x_M^* \cdot m_c \cdot b_A}{m_{гр.ф}},$$

где  $\Delta x_M^*$  - величина необходимого сдвига центра масс самолета;  $m_{гр.ф}$  - суммарная масса группы фюзеляжа самолета;  $m_c$  - масса самолета.

### Контрольные вопросы по разделу

1. Чем определяется предельно переднее и предельно заднее положения центра масс самолета?
2. Какими способами обеспечивается требуемая центровка самолета?

## **9. РАЗРАБОТКА ЧЕРТЕЖА ОБЩЕГО ВИДА И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА**

### **9.1 Содержание и порядок выполнения работы**

Выполнение чертежа общего вида самолета с его техническими характеристиками, размещаемыми над штампом чертежа, осуществляется графически в соответствии с ЕСКД.

Составляется техническое описание самолета, включающее его основные параметры и характеристики с указанием особенностей конструкции агрегатов планера, управления, оборудования, силовой установки.

### **9.2 Чертеж общего вида**

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.

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, "запилы", 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 килея 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 Н	мин

Массовые характеристики:

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

#### Геометрические характеристики:

площадь крыла	м <sup>2</sup>
удлинение крыла	-
сужение крыла	-
средняя аэродинамическая хорда	м
площади оперения (ГО, ВО)	м <sup>2</sup>
площади рулей и элеронов	м <sup>2</sup>
плечо горизонтального оперения	м

#### Характеристики двигателей:

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	
коэффициент топливной эффективности	(г/пасскм)
вооружение и состав нагрузки	

### 9.3 Техническое описание самолета

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

Конструкция планера. Содержит описание конструктивно-силовой схемы крыла, фюзеляжа, оперения, шасси, особенности 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 управ-

ления, применяемых гидроагрегатов, демпферов, автоматов; степень резервирования элементов системы управления.

Оборудование и системы самолета. Перечисляется применяемое приборное, радиоэлектронное, электрическое, бытовое, погружно-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. Включает тип, количество, параметры применяемых двигателей, основные их технические характеристики, конструкцию крепления, реверсирования и управления.

### **Контрольные вопросы по разделу**

1. Для чего выполняется чертеж общего вида самолета?
2. Какие элементы внешнего вида и агрегатов самолета показываются на чертеже общего вида?
3. Какие размеры проставляются на проекциях чертежа самолета?
4. Какие сведения содержит таблица над штампом чертежа "Технические характеристики самолета"?
5. Какие разделы содержит техническое описание самолета?

## Список использованных источников

1. Асланов, В.С. Альбом по пилотажно-навигационному оборудованию пассажирского самолета: учеб. пособие/В.С. Асланов – Куйбышев: Куйбышев. авиац. ин-т, 1980. – 15 с.
2. Бадягин, А.А. Проектирование легких самолетов/А.А. Бадягин, Ф.А. Мухамедов. – М.: Машиностроение, 1978. – 208 с.
3. Проектирование самолетов/ А.А. Бадягин, С.М. Егер, В.Ф. Мишин [и др.] – М.: Машиностроение, 1972. – 515 с.
4. Вислов, И.П. Проектирование самолета и его агрегатов/И.П. Вислов - Самара: СГАУ, 1996.
5. Вислов, И.П. Проектирование легких и сверхлегких летательных аппаратов: учеб. пособие / И.П. Вислов – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2005. – 114 с.
6. Егер С.М. Основы авиационной техники/С.М. Егер, А.М. Матвиенко, И.А. Шаталов. – М.: МАИ, 2003. – 720 с.
7. Проектирование самолетов/С.М. Егер [и др.] – М.: Машиностроение, 2005. – 616 с.
8. Единые нормы годности гражданских самолетов стран-членов СЭВ. – М.: Изд-во ЦАГИ, 1985. – 470 с.
9. Житомирский, Г.И. Конструкция самолетов: учебник для студентов авиационных специальностей вузов/Г.И. Житомирский - М.: Машиностроение, 1991 (1-е изд.); 1995 (2-е изд.).
10. Зрелов, В.А. Основные данные отечественных ГТД и их применение при учебном проектировании: учеб. пособие/В.А. Зрелов, В.Г Маслов – Самара: СГАУ, 1999. – 160 с.
11. Каталоги двигателей
12. Кербер, Л.Л. Компонровка оборудования на самолете/Л.Л. Кербер – М.: Машиностроение, 1972.
13. Комаров, В.А. Конструкция и проектирование несущих поверхностей летательных аппаратов: учеб. пособие /В.А. Комаров – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2002. – 96 с.
14. Корольков, О.Н. Уравнение существования самолета/О.Н. Корольков - Самара: СГАУ, 2000. – 31 с.
15. Курочкин, Ф.П. Проектирование и конструирование самолетов с вертикальным взлетом и посадкой/Ф.П. Курочкин – М.: Машиностроение, 1977. – 223 с.
16. Машиностроение. Энциклопедия. Том IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн. 1. Аэродинамика, динамика полета и прочность/ под ред. А.М. Матвиенко – М.: 2005 – 800 с.

17. Машиностроение. Энциклопедия. Том IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн. 2. Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов/ под ред. А.М. Матвеевко – М.: Машиностроение, 2005 – 752 с.
18. Микеладзе, В.Г. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет: справочник/В.Г. Микеладзе, В.М. Титов – М.: Машиностроение, 1982 – 149 с.
19. Оборудование самолета. Бомбардировщик /Куйбышев: Куйбышев. авиац. ин-т, 1969 – 25 с.
20. Оборудование самолета. Истребитель-перехватчик /Куйбышев: Куйбышев. авиац. ин-т, 1969 – 23 с.
21. Оборудование самолета. Пассажирский самолет /Куйбышев: Куйбышев. авиац. ин-т, 1969 – 27 с.
22. Оборудование самолета. Фронтовой истребитель /Куйбышев: Куйбышев. авиац. ин-т, 1969 – 23 с.
23. Проектирование самолетов: учебник для вузов/С.М. Егер [и др.] М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
24. Справочник по пассажирским самолетам мира.
25. Справочник по авиационному оборудованию/под ред. С.В. Колесова – М.: Воениздат, 1961. – 396 с.
26. Средства спасения экипажа самолета / С.М. Алексеев, Я.В. Балкинд, А.М. Гершкович [и др.] – М.: Машиностроение, 1975. – 431 с.
27. Теория и практика проектирования пассажирских самолетов /под ред. Г.В. Новожилова – М.: Наука, 1976. – 439 с.
28. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов/ Э. Торенбик – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
29. Шейнин, В.М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов/В.М. Шейнин, В.И. Козловский. Т. 1 и 2. – М.: Машиностроение, 1977.
30. Шейнин, В.М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов/В.М. Шейнин, В.И. Козловский – М.: Машиностроение, 1984. – 552 с.
31. Шейнин, В.М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Т. 2. Расчет центровки и моментов инерции самолета. Весовой анализ/В.М. Шейнин, В.И. Козловский. – М.: Машиностроение, 1987. – 208 с.
32. Шейнин, В.М. Проблемы проектирования пассажирских самолетов/В.М. Шейнин, В.И. Козловский. – М.: Машиностроение, 1972. – 308 с.
33. John F. Gundlach, IV and other. Conceptual Design Studies of a Strut-Braced Wing Transonic Transport. Journal of Aircraft Vol. 37, No. 6, November-December 2000, pp. 976-983.



34. Raymer D.P. Aircraft design: A Conceptual Approach, AIAA Educational Series, Washington, DC, 1989, - 745 p.

Учебное издание

*Комаров Валерий Андреевич,  
Боргест Николай Михайлович,  
Вислов Игорь Павлович,  
Власов Николай Васильевич,  
Козлов Дмитрий Михайлович,  
Корольков Олег Николаевич,  
Майнсков Владимир Николаевич*

## **КОНЦЕПТУАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА**

Учебное пособие

*В авторской редакции*

Подписано в печать 03.08.2007. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная. Печ. л. 5,75.

Тираж 50 экз. Заказ .

Самарский государственный  
аэрокосмический университет.  
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

---

Изд-во Самарского государственного  
аэрокосмического университета.  
443086 Самара, Московское шоссе, 34.



