МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЁВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

КОНЦЕПТУАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЁТА

2-е издание, переработанное и дополненное

Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия

САМАРА
Издательство СГАУ
2013

УДК 629. 7
ББК 39.53
К 65

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

Рецензенты: директор Самарского филиала ОАО «Туполев» А. А. М а р к о в;
заведующий кафедрой аэрогидродинамики,
профессор В. Г. Ш а х о в

К 65 **Концептуальное проектирование самолёта**: учеб. пособие / [*В.А. Комаров и др.*]. – 2-е изд., перераб. и доп. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013. - 120 с.

ISBN 978-5-7883-0921-7

Цель данного учебного пособия – в сжатой форме изложить теоретические основы методов и моделей, используемых в концептуальном проектировании самолётов, развить и закрепить понимание связи основных параметров и характеристик самолёта и подготовить студента к выполнению дипломного проекта.

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

Во второе издание включены существенные поправки с целью повышения точности проектных расчётов и учета современных достижений в мировом авиастроении, добавлен раздел, посвященный использованию методов научно-технического прогнозирования при обработке статистики.

Пособие предназначено для поддержки лабораторно-практических занятий и эскизной части дипломного проекта по специальностям 160201 Самолёто- и вертолётостроение и 160901 Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей, а также для выполнения курсовых проектов и выпускных квалификационных работ магистрантами по направлению 160100 Авиастроение.

УДК 629.7
ББК 39. 53

ISBN 978-5-7883-0921-7

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2013

ОГЛАВЛЕНИЕ

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ..... 7
СОКРАЩЕНИЯ..... 9
ИНДЕКСЫ.....9
ПРЕДИСЛОВИЕ..... 10
1. РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ ПРОЕКТИРУЕМОГО САМОЛЁТА 13
1.1 Составление статистики..... 14
1.2 Анализ проектной ситуации..... 17
1.3 Элементы научно-технического прогнозирования..... 18
1.3.1 Линейная функция тренда..... 20
1.3.2 Экспоненциальная функция тренда..... 22
1.3.3 Логистическая функция тренда..... 23
2.РАЗРАБОТКА ТАКТИКО–ТЕХНИЧЕСКИХ ТРЕБОВАНИЙ К САМОЛЁТУ..... 26
2.1 Функциональные требования..... 26
2.2 Общие технические требования..... 26
2.3 Лётно-технические требования..... 29
2.4 Производственно-технологические требования..... 30
2.5 Эксплуатационные требования..... 31
2.6 Технико-экономические требования..... 31
2.7 Прочие требования..... 31
3. ВЫБОР СХЕМЫ САМОЛЁТА..... 32
3.1 Выбор параметров схемы..... 33
3.2 Обоснование выбора параметров схемы..... 37
3.3 Определение исходных параметров самолёта..... 39
3.3.1 Определение удельной нагрузки на крыло..... 39
3.3.2. Аэродинамические параметры..... 40
3.3.3 Предварительный эскиз самолёта..... 41
4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОЙ СТАРТОВОЙ ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ САМОЛЁТА..... 42
5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЁТНОЙ МАССЫ САМОЛЁТА..... 46
5.1 Содержание и порядок выполнения работы..... 46
5.2 Определение массы целевой нагрузки..... 48
5.3 Определение массы служебной нагрузки и снаряжения..... 48

5.4 Определение относительной массы конструкции 49
5.5 Определение относительной массы топливной системы 50
5.6 Определение относительной массы силовой установки 52
5.7 Определение относительной массы оборудования и управления 53
5.8 Определение взлётной массы первого приближения 53
6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЁТА 55
6.1 Порядок выполнения работы 55
6.1.1 Определение параметров и подбор двигателей 55
6.1.2 Определение массы и объема топлива 56
6.1.3 Определение параметров крыла 57
6.1.4 Определение параметров оперения 57
6.1.5 Определение размеров фюзеляжа 58
6.1.6 Определение параметров шасси 58
6.2 Общий вид самолёта в первом приближении 59
7. ВЕСОВОЙ РАСЧЁТ САМОЛЁТА 60
7.1 Определение массы планера и оборудования 61
7.2 Сводка масс самолёта 62
8. КОМПОНОВКА САМОЛЁТА 67
8.1 Объемно-весовая компоновка самолёта 67
8.2 Конструктивно-силовая компоновка самолёта 70
8.3 Уточнение аэродинамической схемы самолёта 72
8.4 Компоновочный чертеж самолёта 72
9. ЦЕНТРОВКА САМОЛЁТА 74
9.1 Выбор допустимого диапазона центровок 75
9.2 Расчёт центровок 76
9.2.1 Центровочный чертеж 77
9.2.2 Центровочная ведомость 78
9.3 Обязательные варианты центровок 79
9.4 Исправление центровки 80
9.5 Центровочный график 80
10. РАЗРАБОТКА ЧЕРТЕЖА ОБЩЕГО ВИДА И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ САМОЛЁТА 82
10.1 Чертеж общего вида 82

10.2 Техническое описание самолёта 84
11. ПЕРСПЕКТИВЫ КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ . 86
ПРИЛОЖЕНИЕ А..... 103
ПРИЛОЖЕНИЕ Б 105
ПРИЛОЖЕНИЕ В..... 115
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК 117
ОСНОВНАЯ ЛИТЕРАТУРА 117
ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ ЛИТЕРАТУРА 118

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

$A_{го}$, $A_{во}$ – коэффициенты статических моментов горизонтального и вертикального оперений;

a – скорость звука;

α – угол атаки крыла;

B, $\bar{B}$ – колея, относительная колея шасси;

b – хорда крыла, оперения;

b_A – средняя аэродинамическая хорда крыла, оперения;

b_o – центральная хорда крыла, оперения;

$b_к$ – концевая хорда крыла, оперения;

$\bar{c}$ – относительная толщина крыла, оперения;

$C_р$ – удельный расход топлива ТРД, ТРДД;

C_e – удельный расход топлива ТВД, ТВВД;

$C_{ха}$, $C_{уа}$ – коэффициент силы лобового сопротивления и коэффициент подъемной силы в скоростной системе координат;

$C_{ха0}$ – коэффициент силы лобового сопротивления при $C_{уа}$=0;

D_o – коэффициент отвала поляры;

$D_ф$ – диаметр фюзеляжа;

δ – угол отклонения рулевой поверхности или механизации крыла;

f – коэффициент безопасности, коэффициент трения;

g – ускорение свободного падения;

γ – угол выноса основных опор шасси;

$\gamma_{дв}$ – удельный вес двигателя;

H – высота полёта;

χ – угол стреловидности крыла, оперения;

K – аэродинамическое качество;

κ – коэффициент;

L – дальность полёта;

ℓ – размах крыла, оперения;

$\ell_{разб}$ – длина разбега;

λ – удлинение крыла, оперения;

M – число Маха;

m – масса самолёта, частей самолёта, степень двухконтурности двигателя;

N – мощность двигателя;

$\bar{N}$ – энерговооруженность самолёта;

$n_р$, $n_э$ –расчётный и эксплуатационный коэффициенты перегрузки;

$n_{пас}$ – число пассажиров;

P – тяга двигателя;

$\bar{P}_0$ – стартовая тяговооруженность самолёта;

p_0 – удельная нагрузка на крыло;

q – скоростной напор;

ρ – массовая плотность воздуха;

Δ – относительная плотность воздуха;

S – площадь крыла, оперения;

$\bar{S}$ – относительная площадь оперения;

η – сужение крыла, оперения;

V – скорость полёта;

$V_у$ – вертикальная скорость набора высоты;

$X_м$ – координата центра масс самолёта;

X_F – координата фокуса самолёта;

φ – угол опрокидывания самолёта;

$\varphi_н$ – коэффициент, учитывающий изменение тяги по высоте полёта;

$\varphi_{др}$ – коэффициент дросселирования тяги двигателя;

ψ – стояночный угол самолёта;

ξ – коэффициент, учитывающий изменение тяги двигателя по скорости полёта.

СОКРАЩЕНИЯ

ВПП – взлётно-посадочная полоса;
даН=10Н – деканьютон;
САХ – средняя аэродинамическая хорда крыла;
ТРД – турбореактивный двигатель;
ТРДФ – ТРД с форсажной камерой;
ТРДД – двухконтурный ТРД;
ПД – поршневой двигатель;
ТВД – турбовинтовой двигатель;
ТВВД – винтовентиляторный двигатель;
МСА – международная стандартная атмосфера.

ИНДЕКСЫ

в – волновое;
взл – взлётный;
в о, г о – вертикальное, горизонтальное оперение;
дв – двигатель;
з п – заход на посадку;
к, кон – конструкция;
ком – коммерческая;
крейс – крейсерская;
кр – критическая;
0 – начальное, стартовое значение;
об упр – оборудование и управление;
отр – отрыв самолёта на взлёте;
наб – набор высоты;
н з – аэронавигационный запас;
пас – пассажиры;
пос – посадочный;
п н – полезная нагрузка;
полн – полная нагрузка;
п, (пот) – потолок;
пуст – пустой;
р – расчётная;
разб – разбега;

рейс – рейсовая;
р в, р н – руль высоты, руль направления;
сн – снаряжение;
су – силовая установка;
ф – фюзеляж;
ц н – целевая нагрузка;
ш – шасси;
эк – экипаж.

ПРЕДИСЛОВИЕ

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

Цель данного учебного пособия – в сжатой форме изложить теоретические основы методов и моделей, используемых в концептуальном проектировании самолётов, развить и закрепить понимание связи основных параметров и характеристик самолёта и подготовить студента к выполнению дипломного проекта.

Главная особенность концептуального проектирования состоит в необходимости принятия множеств 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 решения.

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 изготовлении, и т.д. Проектные задачи, как правило, многокритериальны. В приведённом 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 самолёта и определению его основных параметров и характеристик разделена на несколько 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 проект нового самолёта, а не повторение уже существующих проектов. Статистические данные нужно использовать критически как вспомогательную информацию при решении проблем, возникающих на соответствующих этапах разработки.

В учебное пособие включен минимальный набор простейших расчётных зависимостей, необходимых для эскизного проектирования. Это сделано с целью выполнения сложнейшей задачи в течение одного учебного семестра. Расчётные зависимости тщательно подобраны таким образом, чтобы, не перегружая студента, дать ему возможность глубоко понять влияние отдельных проектных параметров, таких как аэродинамическая компоновка самолёта, удельная нагрузка на крыло, тяговооруженность и др., на основные характеристики самолёта – взлётную массу, топливную эффективность и прочие. В связи с этим необходимо обеспечить компьютерную поддержку выполнения студентом 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 расчётных 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 модели, основанные на фундаментальных законах 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 самолётам. Вдумчивого студента не должно пугать то, что произведение массы в степени 1/2 и удлинения в степени 3/2, отнесенное к удельной нагрузке на крыло 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 исчислять значения проектных параметров. Поэтому следует очень внимательно относиться к размерности величин, подставляемых 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 самолёта. Оно никак не исключает, а, напротив, подразумевает обращение к учебникам и другой научной отечественной и зарубежной литературе, в которой на первых порах очень трудно разо-

браться. В этой ситуации учебное пособие можно и нужно использовать как путеводитель по дополнительным источникам информации.

В качестве основного источника информации, на который опирается излагаемый в пособии материал, является учебник, выпущенный под редакцией С.М. Егера [1] в 1983 и переизданный в 2005 году. Как в учебнике, так и в данном пособии излагается методика проектирования, преследующая, в первую очередь, учебные цели – показать последовательность и алгоритмы выполнения основных этапов эскизного проекта, понять взаимосвязь выбираемых проектных параметров (исходных величин) и характеристик (комплекс свойств) самолёта, наметить пути повышения эффективности самолёта. Решение этих задач в учебном проектировании возможно лишь путем использования упрощенных методов проектирования и несложных математических моделей (формул), которые дадут возможность увидеть «внутренние» взаимосвязи параметров и позволят оценить их влияние на важнейшие свойства и эффективность самолёта.

В реальном проектировании в настоящее время используется высокоточное компьютерное математическое моделирование на всех этапах жизненного цикла самолёта (авиационного комплекса) от ранних стадий проектирования до утилизации. Разработанные комплексы компьютерных программ создают возможность выполнения в автоматизированном режиме отдельных этапов проекта с использованием современных методов оптимизации проектных параметров и характеристик, обеспечивающих высокую эффективность жизненного цикла самолёта (авиационного комплекса). Кроме того, решение реальных проектных задач требует обязательного использования действующей нормативно-справочной документации. Сложность, малая «наглядность» (эффект «черного ящика») такого проектирования не позволяют его использовать в учебных целях. Вместе с тем, выполнение упрощенного учебного проекта позволит будущему специалисту быстрее адаптироваться к реальным современным условиям автоматизированного проектирования авиационной техники.

В дипломном проектировании модели, содержащиеся в настоящем учебном пособии, рекомендуется дополнять более точными и адекватными математическими компьютерными моделями, в том числе используемыми в реальном проектировании. Их сложность и трудоемкость следует определять в каждом конкретном случае в соответствии с располагаемыми ресурсами (информационными, вычислительными, временными и др.).

1. РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ ПРОЕКТИРУЕМОГО САМОЛЁТА

Проектирование нового самолёта начинается с разработки концепции – общего замысла его создания. Концепция определяет, какими путями и средствами, какими параметрами будут обеспечены высокая эффективность и конкурентоспособность проектируемого самолёта, его превосходство по сравнению с самолётами, находящимися в эксплуатации или в процессе разработки.

Концепция будущего самолёта закладывается уже при разработке заказчиком технического задания на проектирование соответствующим выбором функциональных и лётно-технических характеристик, указанных в этом задании. Далее в процессе разработки проекта исполнителем концептуальные идеи выражаются в обоснованном выборе перспективных значений основных параметров самолёта при составлении тактико-технических требований и при выборе его схемы. Все основные параметры, выбираемые и назначаемые в этих разделах, должны опираться на статистику и учитывать динамику развития авиации путем прогнозирования изменений наиболее важных параметров и характеристик самолётов с течением времени. Это требует знания последних достижений в основных областях авиационной науки и техники – аэродинамике, двигателестроении, конструкции и конструкционных материалах, оборудовании, вооружении, технологии, эксплуатации и др.

При разработке концепции проектируемого самолёта при выполнении лабораторных работ, в курсовом и дипломном проектировании необходимо составить перечень новых технических достижений в области авиации, которые предполагается использовать при проектировании, с примерной оценкой их положительного влияния на основные параметры и характеристики самолёта: возможное уменьшение масс конструкции, топлива, силовой установки самолёта, ожидаемое улучшение его лётно-технических характеристик. В этом перечне должны указываться конкретные технические новинки, которые должны обеспечить улучшение показателей эффективности проектируемого самолёта. Например, в области аэродинамики – использованием новых сверхкритических профилей, установкой концевых рассеивателей вихрей, ламинаризацией обтекания; обеспечение конструкционного совершенства – путем повышения монолитности конструкции, применения сотовых конструкций, использованием новых материалов – алюминиево-литиевых и титановых сплавов, широким применением ком-

позиционных материалов; повышение экономичности силовой установки – использованием новейших двигателей с высокой степенью двухконтурности и малым удельным расходом топлива и т.д. Составляя подобный перечень, можно по каждому из указанных новшеств давать приближенную оценку его влияния на соответствующие показатели и параметры самолёта. Такие сведения часто приводятся в литературе, и их следует использовать при выполнении данного раздела.

В качестве примера оценки положительного влияния новых решений на свойства самолёта можно привести научно-технический прогноз пятнадцатилетней давности одной зарубежной самолётостроительной фирмы, согласно которому магистральные пассажирские самолёты, спроектированные и построенные в технологиях 2010 года, должны иметь взлётную массу на 23–25% меньше, чем самолёты 1995 года. Это существенное снижение взлётной массы будет достигнуто путем использования следующих компонентов технического прогресса: ламинаризация обтекания крыла – 4–6%; аэродинамическая компоновка – 6%; конструкция – 8–10% за счёт применения новых материалов; силовая установка – 3%; оборудование и системы – 1%. Приведенные численные данные указаны в качестве примера и сейчас их значения, возможно, несколько устарели. Более свежие прогнозы следует искать в новой и особенно в периодической литературе за последние годы, совмещая этот поиск со сбором статистического материала. Хороший обзорный материал по развитию авиационной науки и техники, новейшим техническим разработкам можно найти в выпусках Технической информации ЦАГИ за последние годы, а также в справочных сайтах в сети Интернет [29].

Разработка концепции будущего самолёта базируется на широком использовании прогнозов изменения важнейших параметров и характеристик самолётов данного назначения с течением времени. Методологические вопросы составления таких прогнозов вылились в специальную научную дисциплину [4], общие положения которой излагаются в разделе 1.3.

1.1 Составление статистики

Приступая к разработке проекта нового самолёта, необходимо, прежде всего, изучить статистический материал по самолётам того же типа, что и проектируемый. Статистический материал представляется в виде таблиц, содержание и структура которых определяются целями и задачами, решаемыми на ранних стадиях проектирования. В статисти-

ческие таблицы включают сведения об основных характеристиках и параметрах самолётов-прототипов, которые аналогичны проектируемому по назначению и имеют примерно одинаковые с ним значения массы целевой нагрузки и дальности полёта.

В таблицу заносятся данные о пяти–шести (в дипломном проектировании – до десяти) самолётах с указанием страны и фирмы, выпустившей самолёт, года выпуска, типа, количества двигателей и их основных характеристик; приводятся массовые, геометрические, лётно-технические характеристики самолётов. Геометрические характеристики указываются как в абсолютном, так и в относительном виде. К таблице прикладываются краткие описания включенных в нее самолётов с указанием конструктивных особенностей, наиболее интересных идей и новых технических решений, использованных при их разработке. Отмечается количество построенных самолётов или потребность в самолётах данного типа, если она указывается в описании данного самолёта.

К описанию каждого самолёта обязательно прикладываются их масштабные схемы в трех проекциях, которые используются для определения недостающих геометрических размеров при заполнении статистической таблицы.

Примерная структура статистической таблицы показана в таблице приложения А.1 (см. ПРИЛОЖЕНИЕ А). Она составлена в самом общем виде применительно к самолётам различного назначения. Для самолётов определенного типа таблица должна быть сокращена за счёт исключения параметров, которые не являются важными, характерными для этого типа самолётов.

При отборе самолётов-прототипов для включения в статистику в целях получения объективных сведений, наиболее точно отражающих тенденции развития авиации в настоящее время, в статистическую таблицу следует включать только самолёты последнего поколения. Самолёты более ранних поколений могут исказить картину их развития и существенно повлиять на точность прогнозирования параметров, выбираемых в процессе проектирования.

Далее, отбирая самолёты для статистики, следует иметь в виду, что лётные характеристики и относительные параметры, с которыми затем придется работать, не очень сильно зависят от абсолютных размеров и масс самолётов. Это позволяет включать в статистику прототипы, которые по массе целевой нагрузки и дальности полёта могут существенно (до 30–40%) отличаться от показателей проектируемого самолёта. Это расширяет возможности для сбора статистического материала.

При выборе прототипов предпочтение следует отдавать серийным самолётам, по которым сведения в литературе более точны, чем по самолётам опытным, параметры и лётные данные которых часто носят предварительный или рекламный характер. Кроме того, доводка опытного самолёта в процессе лётных испытаний и при запуске его в серийное производство может существенно изменить все его показатели.

Если включенный в статистику самолёт выпускается в различных модификациях, то в таблицу отдельной строчкой или столбцом заносятся сведения по каждой модификации отдельно. Можно ограничиться одной модификацией, наиболее близкой по параметрам к проектируемому самолёту.

Источниками для сбора статистики могут служить как отечественные, так и зарубежные справочники, энциклопедии по авиации, отчеты НИИ, журналы и другая периодическая литература. Все большее развитие получают компьютерные базы данных по авиации, содержащиеся в сети Интернета [29].

При сборе статистических данных особое внимание должно уделяться достоверности вносимых сведений. Часто в различных источниках приводятся противоречивые данные.

Иногда отсутствуют оговорки 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 лётного показателя (см. строки 37, 38 в таблице приложения А.1).

При анализе и прогнозировании изменения наиболее важных параметров проектируемого самолёта составляется статистика иного рода.

В нее включается большее количество (8–10) самолётов, в число которых могут входить и самолёты разных поколений. Для всех этих самолётов составляется статистическая таблица, состоящая всего из нескольких строчек, число которых соответствует числу анализируемых параметров. Записанные в эти строчки значения параметров затем используются для построения ретрорядов и прогнозирования по приведенной в разделе (1.3) методике.

Перечень параметров, подлежащих прогнозированию, указывается в задании и согласовывается с руководителем проектирования.

1.2 Анализ проектной ситуации

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

1. Оценивается потребность в самолётах данного типа на ближайшее будущее с указанием потребного числа самолётов на перспективный период времени, например, пять – десять лет. Подобные цифры можно встретить в периодической литературе при описании конкретного типа самолётов, в обзорных статьях, посвященных описанию традиционных авиационных выставок в различных городах мира.

2. Исследуются особенности развития и указывается достигнутый уровень совершенства самолётов данного типа. Отмечаются среднестатистические и максимальные значения наиболее важных лётно-технических характеристик, геометрических и весовых параметров, показателей топливной и экономической эффективности этих самолётов. Указываются технологические и эксплуатационные качества – стоимость самолёта, себестоимость перевозок, ресурс, показатели надежности, комфорта для пассажиров и т.п.

3. Изучаются перспективы развития и прогнозируется изменение основных лётно-технических характеристик и относительных параметров самолётов данного типа на ближайшие годы. Для этого по данным статистических таблиц строятся динамические и статические графики ретрорядов важнейших параметров прототипов, отыскиваются для них функции трендов с оценкой ошибок аппроксимации и находятся прогнозируемые значения параметров [4]. По каждому параметру следует указать, за счёт каких новых технических решений, из числа намеченных при разработке концепции проектируемого самолёта, будет обеспечено улучшение этого параметра.

Для параметров, у которых число статистических точек мало и построение трендов затруднительно, указываются их примерные средние значения.

Любой самолёт является частью большой системы, в которую кроме самолётного парка входит целый ряд подсистем, обеспечивающий 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 це-

лом. Появление каждого нового самолёта неизбежно сказывается на работе и эффективности смежных, обслуживающих его систем, что позволяет уже на этапе разработки ТТТ к самолёту дать приближенную системную оценку его созданию, указав, какие изменения внесет внедрение этого самолёта в области производства, эксплуатации, в другие взаимодействующие с ним области и в окружающую среду в целом.

1.3 Элементы научно-технического прогнозирования

Самолёт как технический объект представляет собой сложную систему, образованную из достаточно большого числа подсистем (агрегаты и системы оборудования самолёта), которые, в свою очередь, состоят из более мелких подсистем и элементов (узлы, детали самолёта). Каждое из этих слагаемых характеризуется тем или иным количеством параметров, определяющих их свойства – геометрические, массовые, аэродинамические, лётно-тактические, эксплуатационные и др. В сумме все указанные параметры образуют то, что принято называть обликом самолёта. Кроме такого обобщенного облика могут использоваться более простые частные варианты облика самолёта, объединяющие определенную группу параметров – геометрических, массовых, лётно-тактических и др.

Все параметры самолёта условно можно разделить на две группы:

— постоянные параметры, которые в процессе проектирования не изменяются, они обычно определены техническим заданием;

— переменные параметры, которые выбираются, варьируются в процессе проектирования; их совокупность характеризует основные качества и свойства проектируемого объекта, которые принято называть характеристиками.

Статистика по выпущенным ранее самолётам–прототипам позволяет получать статистические графики зависимости их параметров и характеристик от тех или иных интересующих нас факторов. Если в качестве такого фактора (аргумента) принять текущее время t, то графики будут показывать динамику изменения параметров по годам выпуска прототипов, и мы получим для каждого исследуемого параметра x динамический параметрический ряд за прошедший (ретроспективный) период времени $t_р$ (рис. 1.1).

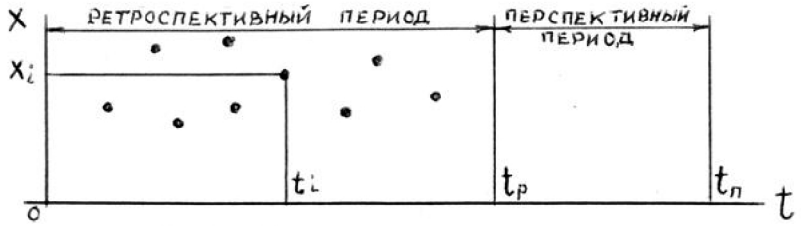


Рис. 1.1. Параметрический динамический ряд

При разработке нового самолёта для правильного выбора его основных параметров и характеристик важно иметь представление об их величинах в будущем через определенный промежуток времен $t_п$. Такая задача перспективного анализа решается методами научно-технического прогнозирования.

Обычно прогнозирование базируется на предположении, что закономерности развития данного типа самолётов и их основных параметров в ретроспективном и перспективном периодах времени сохраняются неизменными. Поэтому для получения прогноза достаточно интерполяцией ретроспективного ряда выявить основную тенденцию изменения параметра за время $t_р$ и экстраполяцией распространить эту тенденцию на перспективу вплоть до времени $t_п$. Время $t_п$ должно выбираться не менее срока, потребного для разработки нового самолёта, что в настоящее время может составлять пять лет и более.

Выявление тенденции (тренда) изменения параметра выполняется подбором математической модели (функции), аппроксимирующей зависимость параметра от времени. В качестве аппроксимирующих функций обычно используются достаточно простые зависимости – линейная (1), квадратичная (2), экспоненциальная (3), логистическая (4) и некоторые другие (рис. 1.2). Логистические аппроксимации, или S-образные кривые, представляют интерес для процессов и параметров, в которых есть, с одной стороны, стадия быстрого изменения, а с другой стороны, есть существенное ограничение из физических или иных соображений. Так, коэффициент полезного действия не может быть больше единицы; максимальная дальность пассажирских самолётов быстро увеличивалась во второй половине прошлого века, но дальность больше примерно 16-17 тысяч километров становится уже ненужной из географических соображений. В практике могут быть использованы и другие аппроксимирующие функции.

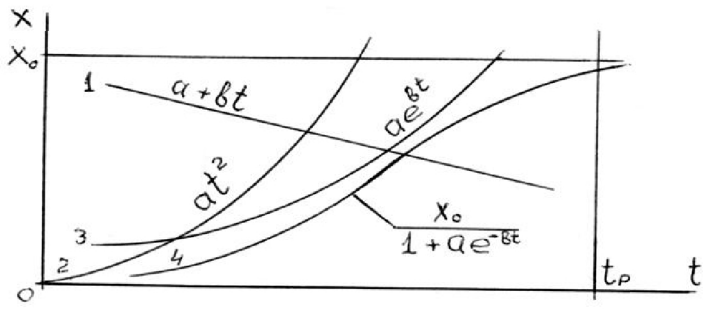


Рис. 1.2. Типовые функции тренда

Параметры выбранной аппроксимирующей функции тренда и точность аппроксимации ретроспективного ряда определяются с использованием метода наименьших квадратов.

Характер аппроксимирующей функции может выбираться исходя из общей картины расположения статистических точек ретроряда или путем использования дополнительных зависимостей параметра от аргумента, вытекающих из физической сути этого параметра. Если подобные условия отсутствуют, то можно для данного ретроряда определить тренды для двух–трех типовых функций и остановиться на том из них, который даст наименьшую ошибку аппроксимации.

Покажем методику определения трендов для некоторых простейших типовых функций.

1.3.1 Линейная функция тренда

Пусть статистические точки ретроряда располагаются в некотором узком коридоре, который ограничен прямыми линиями (рис. 1.3). Каждой точке ряда в момент времени t_i соответствует значение параметра x_i. Общее количество точек равно n.

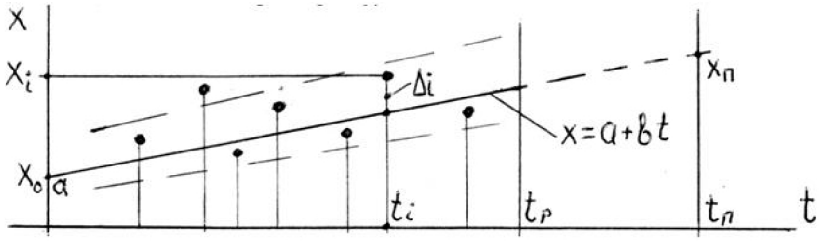


Рис. 1.3. Аппроксимация ретроряда линейной функцией

Для такой картины распределения статистических точек в качестве функции тренда логично принять линейную зависимость параметра от времени

$$x(t) = a + bt.$$

Эта прямая линия должна располагаться в указанном коридоре и отражать осредненную зависимость параметра от времени. Точное положение этой линии определяется параметрами a и b.

Каждая статистическая точка $x_i(t_i)$ имеет отклонение (ошибку) относительно прямой тренда в точке t_i, $x_i(t_i)$:

$$\Delta_i = x_i(t_i) - x(t_i).$$

Наилучшие значения параметров a и b, обеспечивающих наименьшую ошибку аппроксимации, отыскиваются по методу наименьших квадратов. Согласно этому методу наиболее точному положению функции тренда соответствует наименьшая сумма квадратов отклонений статистических точек от аппроксимирующей линии:

$$S_{min} = \sum_1^n [x_i(t_i) - x(t_i)]^2.$$

Минимум этой суммы обеспечивает наименьшую величину средней квадратической ошибки, определяющей точность аппроксимации статистического ретроряда:

$$\sigma = \sqrt{\frac{S}{n-1}}.$$

Условия минимума S определяют равенство нулю частных производных:

$$\frac{\partial S}{\partial a} = 2\sum_1^n [x_i - (a + bt_i)]\,(-1) = 0;$$

$$\frac{\partial S}{\partial b} = 2\sum_1^n [x_i - (a + bt_i)]\,(-t_i) = 0.$$

После преобразований получаем два уравнения с неизвестными a и b:

$$na + Ab = B;$$

$$Aa + Cb = D,$$

здесь детерминанты уравнений определяются параметрами

$$A = \sum_1^n (t_i); \quad C = \sum_1^n (t_i)^2;$$

$$B = \sum_1^n (x_i); \quad D = \sum_1^n (x_i t_i)$$

и решения уравнений (искомые параметры тренда) равны

$$a = \frac{BC-AD}{nC-A^2};$$

$$b = \frac{nD-AB}{nC-A^2};$$

$$x_0 = a.$$

Прогнозируемое значение параметра

$$x_n = a + bt_n.$$

Параметры x_0 и $x_п$ определяют положение аппроксимирующей прямой на графике $x(t)$.

Вычислив значения этой функции в точках t_i, можно определить отклонения Δ_i, сумму квадратов отклонений S и определить среднюю квадратическую ошибку σ.

Вычисление перечисленных параметров удобно свести в расчётную таблицу, руководствуясь изложенным выше порядком расчёта, или составить компьютерную программу по определению параметров функции тренда, или воспользоваться соответствующей программой из широко известного комплекса Mathlab.

1.3.2 Экспоненциальная функция тренда

Рассмотрим случай, когда статистические значения ретроряда с течением времени быстро нарастают (рис. 1.4)

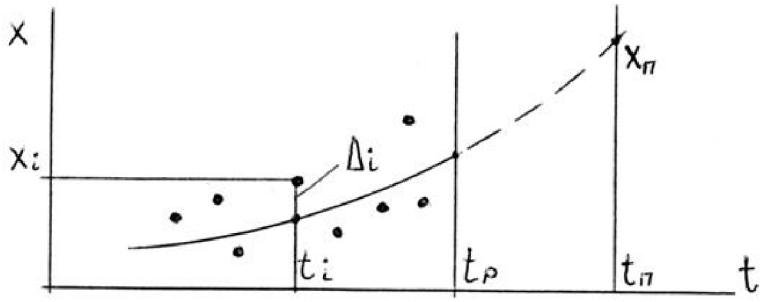


Рис. 1.4. Аппроксимация экспоненциальной функцией

В качестве аппроксимирующей функции тренда в этом случае удобно использовать экспоненту

$$x = x_0 e^{bt}.$$

Требуется определить параметры x_0 и b. После логарифмирования экспоненты получаем

$$y = a + bt,$$

где $y = \ln x$;

$a = \ln x_0$,

и задача сводится к предыдущей.

Коэффициенты a и b определяются формулами, аналогичными линейному тренду

$$a = \frac{BC - AD}{nC - A^2};$$

$$b = \frac{nD - AB}{nC - A^2},$$

где

$$A = \sum_1^n t_i; \qquad C = \sum_1^n t_i^2;$$

$$B = \sum_1^n \ln x_i; \qquad D = \sum_1^n (t_i \ln x_i).$$

Определив параметры a и b, находят величину

$$x_0 = ea$$

и функцию тренда

$$X = e^a e^{bt} = e^{a+bt}.$$

Затем можно подсчитать отклонения Δ_i, сумму S и среднюю квадратическую ошибку σ.

1.3.3 Логистическая функция тренда

В том случае, когда параметр статистического ряда, с одной стороны, имеет зону быстрого изменения, но с другой стороны, имеются ограничения максимальных или минимальных его значений, связанные с физическими или какими-либо другими соображениями, в качестве функции тренда следует использовать одну из S-образных функций, форма кривой которой напоминает эту латинскую букву. Наиболее простой из них является логистическая функция, форма и математическое выражение которой показаны на рис. 1.2.

Примером такой зависимости может служить изменение рейсовой скорости самолёта $V_{\text{рейс}}$ по дальности полёта. Рейсовая скорость равна средней скорости полёта из пункта вылета в пункт посадки,

включая время, затраченное на взлёт и посадку, – от момента запуска двигателей до момента их выключения в пункте назначения. Полёт состоит из трех этапов:

— взлёт и набор высоты крейсерского полёта;
— полёт с крейсерской скоростью на крейсерской высоте;
— снижение и посадка в аэропорту назначения.

Средняя скорость полёта на начальном и конечном этапах по понятным причинам всегда намного меньше крейсерской скорости второго основного этапа. Поэтому осредненная рейсовая скорость полёта всегда будет меньше крейсерской. Однако если принять, что дальности первого и третьего этапов практически не зависят от общей дальности полёта, то дальность второго крейсерского участка будет увеличиваться с ростом общей дальности полёта, и это приведет к росту рейсовой скорости, которая с ростом дальности полёта будет асимптотически приближаться к скорости крейсерской.

Логистическая функция тренда имеет вид

$$X = \frac{x_k}{1+ae^{-bt}},$$

где $x_к$ – предельная величина параметра X,

$$a = \frac{x_k}{x_0} - 1;$$

x_0 – начальное значение параметра X.

Для вычисления параметров логистической функции следует использовать стандартные компьютерные программы, в том числе, например, из упоминавшегося уже комплекса Mathlab.

Кроме динамических зависимостей параметров самолёта от времени при проектировании могут использоваться статистические зависимости параметров, не связанные со временем. Их принято называть статическими. Так, используя статистику, можно установить связи параметров с характеристиками самолёта, а также взаимосвязи параметров самолёта между собой.

Обычно подобные взаимосвязи устанавливаются той или иной научной дисциплиной или областью знаний, обслуживающих развитие авиации. Результаты этих научных знаний воплощаются в виде формул, выражающих определенные закономерности и включающих какое-то количество параметров. В начале проектирования значения большинства из этих параметров еще неизвестны. Вот в этом случае при выборе основных, наиболее важных параметров в первом приближении, и можно воспользоваться статистикой как в виде динамических,

так и в виде статических графиков. Наиболее простые графики статического типа показывают взаимосвязь двух параметров самолёта. Они определяют область практического использования рассматриваемых параметров в определенный момент или период времени. По мере развития авиации границы этой области могут расширяться и прогнозирование предельных границ этой области в будущем возможно экстраполяцией существующих взаимосвязей. Выявление тенденций статических взаимосвязей и построение функций трендов для них можно выполнять аналогично тому, как это делается в анализе динамических зависимостей. Графики статических зависимостей двух параметров будут представлять собой плоскую кривую или прямую линию в координатах этих параметров. Если такие кривые построить для нескольких дискретных значений третьего параметра, то получим сетку кривых, отображающих взаимосвязь трех параметров. Экстраполяцией кривых сетки можно получить представление о расширенной области взаимосвязи этих параметров.

В реальном проектировании выбранные в первом приближении на основании статистики значения параметров при дальнейшей проработке проекта уточняются путем использования методов и компьютерных программ оптимизации основных обликовых параметров самолёта.

2. РАЗРАБОТКА ТАКТИКО–ТЕХНИЧЕСКИХ ТРЕБОВАНИЙ К САМОЛЁТУ

Тактико-технические требования (ТТТ) к проектируемому самолёту определяют основные цели и задачи его создания, условия его применения, задают потребные значения основных параметров и характеристик самолёта, намечают условия его производства и эксплуатации. Исходными данными для разработки ТТТ являются содержание технического задания на проектирование и результаты анализа проектной ситуации.

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

2.1 Функциональные требования

В этих требованиях отражается общий замысел создания нового самолёта. Они определяют тип и класс самолёта, выполняемые им задачи, его важнейшие параметры и характеристики. В них указываются следующие свойства проектируемого самолёта:

1. Назначение самолёта.
2. Основные задачи, выполняемые базовым самолётом.
3. Варианты использования и возможные модификации самолёта.
4. Состав целевой (коммерческой или боевой) нагрузки.
5. Состав экипажа.
6. Степень автоматизации основных этапов полёта.
7. Условия базирования, класс аэродрома, тип ВПП.
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, взаимодействие с другими видами вооружений, подготовка к повторному вылету.
13. Радиолокационные и другие средства защиты.

2.2 Общие технические требования

Эта группа требований определяет основные лётные качества будущего самолёта, его надежность и безопасность. Они представляются двояким образом.

Во-первых, составляется перечень основных, наиболее важных для данного самолёта требований, носящих качественный характер, без указания каких-либо численных их значений.

И, во-вторых, задаются требования с указанием численных значений или ограничений для основных лётно-технических параметров и характеристик самолёта.

Перечень качественных требований указывает самые важные свойства самолёта, 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 самолёта и выполняемыми им задачами. Для каждого типа самолёта это будут свои специфические требования.

Как правило, требования, входящие в полный их список, вступают между собой в противоречия. Улучшение одних свойств самолёта может ухудшать другие его качества. В теории оптимального проектирования такая ситуация описывается множествами Парето.

Разрешение противоречивости требований в первом приближении может быть достигнуто путем установления их сравнительной важности – ранга или рейтинга каждого из них и расположением требований в порядке убывания этого рейтинга. Такое ранжирование требований позволяет конструктору руководствоваться в первую очередь теми из них, которые стоят на более высоком месте в списке, т.е. имеют более высокий рейтинг.

Процесс ранжирования требований достаточно субъективен, и его результат зависит от уровня знаний и опыта ранжирующего, а также от общего замысла, концепции создания будущего самолёта.

Повышение объективности ранжирования возможно путем использования метода экспертных оценок с привлечением для этого нескольких высококвалифицированных специалистов, что в учебных условиях использовать весьма затруднительно. Гораздо проще применить один из методов количественной оценки – метод парных сравнений.

Суть этого метода состоит в следующем. Записываются в произвольном порядке все требования, которые проектировщик считает важными для проектируемого самолёта.

Последовательно рассматривается каждая пара требований из этого списка и решается вопрос об их сравнительной важности. В соответствии с этой оценкой каждое требование получает определенное количество баллов. Шкала баллов может быть различной. Например,

требованию более важному дается два балла, а менее важному – ноль баллов. Равнозначные по важности требования получают по одному баллу. Можно при явной предпочтительности одного из требований давать ему 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 для 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 самолёта тактического назначения. Примерный список основных требований к этому самолёту, записанных в произвольном порядке, можно представить следующим образом:

1. Высокая крейсерская скорость полёта.
2. Быстрота погрузки и выгрузки.
3. Возможность перевозки и десантирования с воздуха легкой и средней техники пехотной дивизии.
4. Хорошие взлётно-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 важности 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 полёта. Поэтому требование «2» оцениваем в два балла, а требование «1» получает ноль баллов.

б) Требование «1» – требование «3».

Необходимость перевозки и десантирования заданной техники явно важнее увеличения скорости полёта. 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 табл. 2.1.

Таблица 2.1. Результаты ранжирования требований

№	1	2	3	4	5	6	7	рейтинг	место
1	☼	0	0	0	0	1	1	2	7
2	2	☼	1	1	2	2	2	10	1
3	2	1	☼	1	1	1	1	7	3
4	2	1	1	☼	2	2	1	9	2
5	2	0	1	0	☼	0	0	3	6
6	1	0	1	0	2	☼	2	6	4
7	1	0	1	2	2	0	☼	6	5

При равенстве рейтингов двух требований места определяются по результату их парного сравнения – требования 6 и 7.

Результаты ранжирования позволяют записать список требований к самолёту в порядке убывания их важности (рейтинга).

1. Быстрота погрузки и выгрузки.
2. Хорошие взлётно-посадочные качества 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 полёта.

Теперь конструктор, принимая то или иное решение в процессе проектирования самолёта, должен руководствоваться, прежде всего, требованиями, занимающими самое высокое место в этом списке.

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

2.3 Лётно-технические требования

Эти требования устанавливают численные значения основных, наиболее важных для проектируемого самолёта лётных характеристик

и параметров. Как правило, к ним относятся скорость и высота полёта, расчётная дальность или радиус действия, скороподъемность, взлётно-посадочные характеристики, расчётная или эксплуатационная перегрузка и др.

Назначение численных значений лётно-технических характеристик должно опираться на статистику и учитывать прогноз развития самолётов данного типа. Большую помощь в этом может оказать построение графиков, отражающих взаимосвязи этих характеристик: скорость – дальность, высота полёта – дальность и др., а также графиков изменения лётных характеристик по времени выпуска самолётов-прототипов. Для указанных в задании характеристик прогнозирование их значений должно выполняться путем построения функций трендов с экстраполяцией их на ближайшие годы.

В ТТТ численные значения каждого лётно-технического показателя должны задаваться либо желаемым диапазоном «от – до», либо верхней – «не больше», либо нижней – «не меньше» границей его значений. Конкретное численное значение характеристики задавать не рекомендуется. Такие строго определенные характеристики указываются только в задании на проектирование.

Перечень и состав лётно-технических характеристик, назначаемых при разработке ТТТ, определяется назначением самолёта.

Так, для пассажирских и транспортных самолётов при назначении лётно-технических характеристик можно ограничиться основными параметрами крейсерского режима – крейсерской скоростью и высотой полёта, а также взлётно-посадочными характеристиками – длиной разбега, посадочной скоростью или скоростью захода на посадку. Расчётная дальность полёта и коммерческая нагрузка для этих самолётов обычно указываются в задании.

Для маневренных и военных самолётов кроме взлётно-посадочных характеристик должны указываться максимальная скорость, потолок, скороподъемность, радиус виража, допустимая перегрузка и т.п.

2.4 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, другие качественные или количественные показатели производственной технологичности самолёта.

2.5 Эксплуатационные требования

Указываются требования к основным, аварийным входам и выходам, особенности аварийного покидания самолёта, удобство работы для экипажа, степень автоматизации управления самолётом, условия обзора из кабины экипажа, комфорт для пассажиров, механизация погрузки и выгрузки, удобство обслуживания, ремонта, легкосъёмность и взаимозаменяемость агрегатов, оборудования, автономность эксплуатации, класс аэродрома, ресурс самолёта в лётных часах.

2.6 Технико-экономические требования

Экономические показатели производства и эксплуатации самолёта: ожидаемые себестоимость самолёта, себестоимость перевозок, коэффициент топливной эффективности, стоимость эксплуатации лётного часа и др.

2.7 Прочие требования

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

3. ВЫБОР СХЕМЫ САМОЛЁТА

Схема самолёта определяет количество, форму и взаимное расположение его основных агрегатов – крыла, оперения, фюзеляжа, взлётно-посадочных устройств, а также количество и размещение на самолёте двигателей и их воздухозаборников. Схема самолёта решающим образом влияет на его свойства и качества, что в конечном счёте определяет и его общую эффективность. Схема любого самолёта обусловлена его назначением, условиями его применения и основными требованиями, предъявляемыми к проектируемому самолёту. Главная проблема, которая решается при выборе схемы, заключается в том, чтобы принятая схема наилучшим образом удовлетворяла ТТТ, обеспечивала минимальную массу конструкции и взлётную массу, высокое аэродинамическое качество и максимальную эффективность самолёта.

Аэродинамическая схема тесно связана с особенностями компоновки самолёта. Поэтому одновременно с разработкой схемы самолёта должны быть решены в принципе вопросы размещения экипажа, целевой нагрузки, топлива и двигателей.

В зависимости от количества агрегатов возможны следующие схемы самолётов: моноплан или биплан, с одним или двумя фюзеляжами, с одной или двумя поверхностями горизонтального , вертикального оперения, с двух-, трёх- или многоопорным шасси, с различным числом двигателей.

Схема самолёта характеризуется, прежде всего, количеством и взаимным расположением несущих поверхностей, которые делятся на главные, создающие основную долю подъемной силы (крыло), и вспомогательные (оперение), обеспечивающие устойчивость, управляемость и балансировку самолёта. В зависимости от расположения горизонтального оперения относительно крыла различают следующие балансировочные схемы самолёта:

— “нормальная” – горизонтальное оперение позади крыла;

— “бесхвостка” – горизонтальное оперение отсутствует;

— “утка” – горизонтальное оперение впереди крыла;

— комбинированная – нормальная схема с дополнительным горизонтальным оперением впереди крыла (ПГО), имеющая некоторые компоновочные преимущества за счёт сдвига крыла назад. У маневренных самолётов ПГО улучшает характеристики устойчивости и управляемости.

Схема самолёта, взлётная масса и размеры которого еще не определены, может быть задана безразмерными геометрическими пара-

метрами, определяющими его внешний вид. В результате разработка схемы сводится к выбору численных значений относительных параметров, определяющих внешние формы и взаимное расположение основных агрегатов самолёта.

Решения, принимаемые при формировании внешнего облика самолёта, весьма ответственны, так как допущенные здесь ошибки очень трудно устранить впоследствии. Поэтому выбор параметров схемы должен быть хорошо продуман и тщательно обоснован, особенно наиболее важных параметров, сильно влияющих на свойства и характеристики самолёта.

3.1 Выбор параметров схемы

Для самолётов конкретного назначения выбор схемы ведется в следующем порядке:

1) намечается схема размещения экипажа, целевой нагрузки, топлива;

2) выбирается конфигурация несущей системы для основного (крейсерского) и взлётно-посадочных режимов полёта;

3) выбирается балансировочная схема самолёта;

4) выбираются параметры крыла, оперения, фюзеляжа, органов управления и органов механизации крыла;

5) выбираются схема и параметры шасси;

6) выбираются тип двигателей, их число и расположение на самолёте;

7) определяются приближенные значения основных аэродинамических параметров, параметров силовой установки, находится величина удельной нагрузки на крыло;

8) выполняется эскиз внешнего вида самолёта в трех проекциях или в аксонометрии.

Для основных агрегатов самолёта должны быть выбраны следующие параметры.

Выбор параметров схемы крыла. Выбираются удлинение λ, сужение η, угол стреловидности χ.

Выбираются тип профиля и относительные толщины в корне и на конце крыла $\bar{C}_0$, $\bar{C}_к$, угол поперечного V крыла. Выбираются тип механизации крыла, относительные площади, относительные хорды и углы отклонения закрылков, предкрылков, интерцепторов, гасителей подъемной силы крыла.

Влияние основных параметров крыла на его аэродинамические характеристики и, как следствие, на лётно-технические характеристики самолёта, а также массу крыла рассмотрено в [1, 2, 3, 5, 6, 7, 17].

Выбор удлинения и угла стреловидности крыла обязательно обосновывается прогнозированием их значений путем построения функций трендов для статических рядов зависимости этих параметров от скорости и дальности полёта.

Выбор параметров фюзеляжа. Намечается принципиальная форма поперечного сечения фюзеляжа – круглая, овальная, прямоугольная, вертикальная или горизонтальная «восьмерка» и др. По статистике принимаются предварительные значения удлинения фюзеляжа $\lambda_{ф}$, удлинение его носовой $\lambda_{нч}$ и хвостовой $\lambda_{хч}$ частей. Выбираются формы и параметры фонаря кабины экипажа [1, 3, 5, 6]. Окончательные значения параметров фюзеляжа обязательно будут уточняться при разработке компоновки самолёта.

Выбор параметров оперения. Выбираются относительные площади

$$\overline{S_{го}} = \frac{S_{го}}{S},$$
$$\overline{S_{во}} = \frac{S_{во}}{S},$$

удлинения $\lambda_{го}$ и $\lambda_{во}$, сужения $\eta_{го}$ и $\eta_{во}$, относительные толщины $\bar{C}_{во}$, $\bar{C}_{го}$, углы стреловидности $\chi_{го}$, $\chi_{во}$ горизонтального и вертикального оперений.

Выбор параметров органов управления. Намечаются основные и дополнительные органы продольного, поперечного, путевого управления и их размещение на самолёте. По статистике и с учётом уже принятых параметров схемы задают относительные площади всех рулевых поверхностей, их относительные хорды и углы отклонения.

Взаимное расположение агрегатов самолёта

Крыло – фюзеляж. Выбирается одна из трёх схем расположения крыла по высоте фюзеляжа – низкоплан, среднеплан, высокоплан с подробным обоснованием принятой схемы [1, 2, 3, 5, 6]. Положение крыла вдоль оси фюзеляжа определяется относительным расстоянием от носка фюзеляжа до носка центральной хорды крыла, принимаемым на основании статистики:

$$\bar{\ell}_{ц} = \frac{\ell_{ц}}{\ell_{ф}}.$$

Другой способ привязки крыла к фюзеляжу изложен в работе [3, с.475], где приводится статистический график для относительной длины носовой части фюзеляжа, измеряемой от носка фюзеляжа до четверти средней аэродинамической хорды (САХ) крыла. Параметр $\overline{\ell}_{нч}$ зависит в основном от компоновки двигателей на самолёте и в первом приближении может приниматься равным:

— 0,45 – 0,50 – для самолётов с ТРД, ДТРД, установленным под крылом;

— 0,52 – 0,53 – для самолётов с двумя двигателями под крылом и третьим в хвостовой части фюзеляжа;

— 0,52 – 0,57 – для самолётов с двумя, тремя и четырьмя двигателями в кормовой части фюзеляжа.

Выбирается угол заклинения (угол установки) крыла $\alpha_{зак}$=(2 – – 3)0.

Крыло – оперение. Уточняются параметры балансировочной схемы самолёта [1]. По статистике выбираются плечи горизонтального оперения

$$\overline{L_{го}} = \frac{L_{го}}{bA}$$

и вертикального оперения

$$\overline{L_{во}} = \frac{L_{во}}{\ell},$$

а также коэффициенты статических моментов

$$A_{го} = \overline{S_{го}} \cdot \overline{L_{го}};$$

$$A_{во} = \overline{S_{во}} \cdot \overline{L_{во}}.$$

Эти параметры будут уточняться при разработке чертежа общего вида самолёта.

Параметры шасси. Выбирается тип основных элементов шасси и намечается размещение опор на самолёте [1, 2, 3, 5, 6]. По статистике выбираются относительные параметры:

— база шасси $\overline{\mathrm{b}} = \frac{\mathrm{b}}{\ell_{\mathrm{ф}}}$;

— колея шасси $\overline{B} = \frac{B}{\ell}$;

— вынос главных опор $\overline{e} = \frac{e}{b}$.

Выбираются посадочный угол крыла $\alpha_{\mathrm{пос}}$ с использованием типовых поляр самолётов [1, с. 582-584], стояночный угол самолёта $\psi_{\mathrm{ст}}$ [1,с. 525], затем определяются угол опрокидывания самолёта

$$\varphi = \alpha_{пос} - \psi_{ст} - \alpha_{зак}$$

и угол выноса главных опор

$$\gamma = \varphi + (1 - 2)^0.$$

Все параметры шасси будут уточняться при проработке компоновки и расчёте центровки самолёта.

Выбор параметров силовой установки

На основании принятого в ТТТ диапазона скоростей и высот полёта выбирается тип двигателей [1, 2, 6, 14, 15]. Для двухконтурных турбореактивных двигателей с учетом прогнозов их развития выбираются степень двухконтурности m, степень сжатия в компрессоре $\pi_к$, температура газов перед турбиной $T_к$*. По статистике выбирается значение удельного веса двигателя:

$$\gamma = \frac{m_{дв}g}{10P_0},$$

где $m_{дв}$ – масса двигателя, кг;

P_0 – тяга двигателя, даН;

g – ускорение свободного падения, м/с^2.

Значения этих параметров выбирают по статистике с учетом перспективы развития двигателестроения. Определяются стартовый удельный расход топлива $C_{р0}$ по статистике [1, с.589–591], справочники [14, 15]; вычисляется удельный расход топлива на крейсерском режиме $C_{р\,кр}$ [1, с. 422].

Использование форсажной камеры увеличивает тягу на 30 – 70% и расход топлива на 200 – 250%.

Для турбовинтовых и поршневых двигателей по статистике определяются удельный вес двигателя

$$\gamma_{дв} = \frac{m_{дв}g}{10N_{e0}} \text{ (даН/кВт)}$$

и удельный расход топлива C_e (кг/кВт·ч).

Характеристики и параметры современных ТВВД, ТВД, ПД можно найти в указанных выше справочниках по двигателям.

Выбирают и обосновывают количество двигателей, руководствуясь требованиями безопасности полётов и экономичности эксплуатации самолёта. При этом следует учитывать общую тенденцию уменьшения числа двигателей в силовой установке современных самолётов.

Намечают и обосновывают размещение двигателей и воздухозаборников на самолёте.

Материал по этим вопросам можно найти в [1, 2, 3, 6]. Для пассажирских магистральных самолётов следует отметить практически полный отказ от распространенной в недавнем прошлом схемы размещения двигателей на хвостовой части фюзеляжа из-за существенного роста массы конструкции основных частей самолёта – фюзеляжа, крыла, оперения, что ухудшает экономические показатели самолёта. Вместе с тем, такая схема часто используется в административных самолётах с ТРДД.

3.2 Обоснование выбора параметров схемы

Выбор параметров схемы опирается на статистику. Статистические данные позволяют определить для каждого параметра примерный диапазон его значений у самолётов-прототипов. Верхняя и нижняя границы этого диапазона, как правило, ограничиваются достижением неприемлемых значений какого-либо свойства или качества самолёта, например, ухудшением его аэродинамики, увеличением массы конструкции, ухудшением технологических, эксплуатационных свойств и т.д. В то же время выход за предельную границу статистического диапазона обычно повышает какие-то положительные качества и свойства самолёта. Поэтому при проектировании каждого нового самолёта конструктор, выбирая его основные параметры, всегда стремится выйти за освоенные границы статистического диапазона, чтобы повысив положительные качества самолёта, обеспечить его более высокую эффективность. Но этот путь требует обязательного использования специальных мер и способов снижения отрицательного влияния при выборе параметра за пределом освоенного диапазона его значений. Добиться такого результата возможно только широким использованием при разработке проекта самолёта новейших достижений авиационной науки и техники. Подобный путь развития авиации подтверждается и статистикой изменения основных параметров самолётов с течением времени.

В учебном проектировании перечень новых технических решений, которые предполагается использовать в данном проекте, должен быть составлен при разработке концепции проектируемого самолёта.

Влияние заложенных в проект новых решений на параметры самолёта можно учесть путем использования научно-технического прогнозирования при выборе наиболее важных параметров разрабатываемого самолёта. Определив функции трендов для этих параметров, мож-

но найти перспективные их значения в ближайшем будущем. Перспективный промежуток времени следует принимать не менее пяти лет.

Для параметров менее важных, не сильно влияющих на свойства и характеристики самолёта, обоснование их выбора можно выполнять в такой последовательности:

— перечисляются характеристики и свойства самолёта, на которые оказывает влияние выбираемый параметр;

— из этого перечня отбираются две – три характеристики, соответствующие ТТТ и занимающие наиболее высокое положение в ранжированном списке требований (раздел 2);

— с учётом статистики принимается значение параметра, наилучшим образом обеспечивающее выполнение отобранных требований.

Пример применения данной методики для выбора удлинения крыла λ.

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

— дальность полёта $L_{\text{р}}$;

— аэродинамическое качество самолёта $K_{\max}$;

— взлётно-посадочные характеристики $C_{\text{уа max пос}}$, $V_{\text{пос}}$;

— максимальная скорость $V_{\max}$; крейсерская скорость $V_{\text{кр}}$;

— масса крыла;

— жесткость крыла.

2. Выявление определяющих характеристик, зависящих от назначения самолёта:

— для пассажирских, транспортных и других самолётов большой дальности определяющими являются дальность полёта (нижняя граница λ), а также масса и жёсткость крыла (верхняя граница λ);

— для самолётов того же типа, но малой дальности нижнюю границу определят взлётно-посадочные характеристики, верхнюю – масса крыла;

— для истребителя верхнюю границу определит максимальная скорость, а нижнюю – маневренные или взлётно-посадочные характеристики.

3. Используя статистические графики $\lambda(L_{\text{р}})$ или $\lambda(V_{\text{кр}})$ и др., выбирается численное значение удлинения крыла λ.

В реальном проектировании выбор параметров схемы самолёта, как и других его обликовых параметров, ведется путем их оптимизации с использованием математического моделирования и компьютерных программ автоматизированного проектирования [1, 31, 36, 37]. На ран-

них стадиях разработки проекта самолёта обычно используются упрощенные методы оптимизации, которые позволяют находить частные оптимумы отдельных параметров. В этом случае варьируются один или два параметра, а все остальные «замораживаются» и считаются постоянными. В качестве критериев оценки в этом случае обычно используются значения взлётной массы самолёта, массы конструкции его агрегатов, для транспортных и пассажирских самолётов – себестоимость перевозок. В работе [24, с.70–78] приводятся результаты подобной частной оптимизации некоторых наиболее важных параметров крыла, фюзеляжа, силовой установки и даются рекомендации по их выбору, которые могут использоваться для обоснования принятых численных значений этих параметров.

3.3 Определение исходных параметров самолёта

После выбора относительных параметров схемы и с учетом заданных в ТТТ лётно-технических характеристик самолёта можно определить численные значения некоторых его параметров, которые потребуются при дальнейшей разработке проектируемого самолёта.

3.3.1 Определение удельной нагрузки на крыло

В зависимости от назначения самолёта и его лётных характеристик определяется величина удельной нагрузки на крыло p_0, даН/м^2. Оценки влияния этого параметра на основные качества самолёта содержатся в [1, 2, 3, 6]. Для принятой механизации крыла выбирается примерная величина $C_{\text{уа max пос}}$ для посадочной конфигурации самолёта [1, с. 88], [2, с. 282].

Потребная величина удельной нагрузки на крыло p_0 определяется для основных режимов полёта, зависящих от этого параметра.

Неманевренные самолёты

1. **Режим посадки.** Для принятых в ТТТ значений посадочной скорости $V_{\text{пос}}$ или скорости захода на посадку $V_{\text{з п}}$ (м/с) находится потребная величина p_0 по одной из формул:

либо

$$p_0 = \frac{C_{уа\,max\,пос} V_{з\,п}^2}{30{,}2(1-\overline{m}_m)},$$

либо

$$p_0 = \frac{C_{уа max пос} V_{пос}^2}{24{,}5(1-\overline{m}_m)},$$

где $\overline{m}_т$ – относительная масса расходуемого топлива; берется по [1, табл. 6.1].

Расчёт ведется только по одной из приведенных формул!

(В них отражено установленное нормами лётной годности самолётов (ЕНЛГС, АП – 25) соотношение между посадочной скоростью и скоростью захода на посадку, а также значение плотности воздуха в расчётных условиях посадки).

Для военных самолётов при посадке можно учесть уменьшение посадочной массы самолёта на величину $\overline{m}_т$ и на величину боевой расходуемой нагрузки $\overline{m}_{расх}$, взяв ее по статистике: $(1 - \overline{m}_m - \overline{m}_{расх})$.

2. Крейсерский режим полёта. В ТТТ должна быть задана крейсерская скорость $V_{кр}$ на высоте $H_{кр}$. Потребная удельная нагрузка на крыло на крейсерском режиме

$$p_0 = \frac{\Delta_н V_{кр}^2 \sqrt{\lambda_э C_{ха0}}}{13(1-0{,}6\overline{m}_m)},$$

где $\Delta_н$ – относительная плотность воздуха на высоте $H_{кр}$; берется по МСА [8], и

$$C_{ха0} = 0{,}8(09 + 0{,}15M_{кр})\left[0{,}0083(1 + 3\overline{C}_0 + \left(0{,}00083\lambda_ф + \frac{0{,}5}{\lambda_ф^2}\right) + 0{,}004\right];$$

Здесь число $M_{кр}$ соответствует крейсерской скорости полёта. Для режима максимальной скорости V_{max} подставляется величина M_{max}.

Манёвренные самолёты

Кроме посадочного режима рассматриваются режимы полёта на потолке [1, с. 84] и манёвр с максимально допустимой перегрузкой [1, с. 88].

За расчётное значение удельной нагрузки на крыло для данного типа самолёта принимается наименьшая из полученных величин.

3.3.2. Аэродинамические параметры

Коэффициент отвала поляры в дозвуковой зоне

$$D_o = \frac{k}{\pi\lambda_э},$$

где k=1,02 – для трапециевидных крыльев с λ>3;

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

эффективное удлинение крыла принимается равным

$$\lambda_э = \frac{\lambda}{1+0{,}025\lambda}.$$

В сверхзвуковой зоне

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

где $B_0 = \frac{1}{1-\frac{1}{2\lambda\sqrt{M^2-1}}}$ – для прямого трапециевидного крыла,

B_0=1 – для треугольного крыла со сверхзвуковой передней кромкой.

Максимальное аэродинамическое качество самолёта

$$K_{max} = \frac{1}{2\sqrt{D_0 C_{xa0}}}.$$

3.3.3 Предварительный эскиз самолёта

Выбор схемы самолёта заканчивается выполнением эскиза (рисунка) внешнего вида самолёта в трех проекциях или в аксонометрии и сводкой его исходных параметров:

— крыла – λ; χ; $\bar{C}_0$;
— фюзеляжа – $\lambda_ф$;
— оперения – $\bar{S}_{г\,о}$, $\bar{S}_{в\,о}$, $A_{г\,о}$, $A_{в\,о}$;
— шасси – $\bar{b}$, $\bar{e}$, φ;
— силовой установки – m; γ; $C_{р0}$; $C_{р\,кр}$; $\pi_к$; число двигателей;
— самолёта – $C_{ха0}$; K_{max}; $C_{уа\,max\,пос}$, p_0.

4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОЙ СТАРТОВОЙ ТЯГОВООРУЖЁННОСТИ САМОЛЁТА

Под стартовой тяговооружённостью самолёта понимается отношение суммарной статической тяги двигателей P_0 к взлётной силе тяжести самолёта:

$$\overline{P}_0 = \frac{10}{g} \cdot \frac{P_0}{m_0}.$$

Обе силы выражаются в даН, поэтому тяговооружённость – величина безразмерная.

Тяговооружённость определяет основные лётно-технические характеристики самолёта, зависящие от энергетических возможностей его силовой установки. К таким характеристикам относятся диапазон скоростей и высот полёта, потолок, скороподъёмность, взлётные характеристики, манёвренность и др. Исходя из заданных в ТТТ значений лётно-технических характеристик, можно определить потребное значение тяговооружённости проектируемого самолёта. Выполняется это в следующей последовательности. Вначале намечается перечень наиболее важных для данного самолёта лётно-технических характеристик, достижение которых должно быть обеспечено согласно принятым ТТТ. Для каждой из этих характеристик находится потребное значение тяговооружённости. Наибольшее из этих значений принимается за расчётное для проектируемого самолёта, которое обеспечит выполнение всех лётных характеристик, заданных в ТТТ.

Примерный перечень условий при расчёте потребной тяговооружённости для наиболее распространенных типов самолётов можно представить в следующем виде.

Для неманёвренных – пассажирских, транспортных и им подобных самолётов определяющими условиями при определении тяговооружённости будут:

— полёт на крейсерском режиме со скоростью $V_{кр}$ на высоте $H_{кр}$;

— обеспечение заданной длины разбега $\ell_{разб}$;

— взлёт при отказе одного двигателя на разбеге;

— если предусматривается эксплуатация самолёта с грунтовых аэродромов, то добавляется еще одно условие: страгивание самолёта с места на размокшем грунте.

Для самолётов манёвренных – истребители, спортивные, учебно-тренировочные – кроме обеспечения $\ell_{разб}$ войдут условия:

— полёт на $V_{max}(M_{max})$;

— скороподъёмность у земли с вертикальной скоростью $V_{у0}$;

— обеспечение заданного потолка $H_{п}$;

— манёвр с перегрузкой $n_{доп}$.

Для стратегических ракетоносцев кроме взлётного режима и режима M_{max} на большой высоте добавится режим полёта с V_{max} на предельно малой высоте полёта.

Далее приводятся расчётные формулы для определения потребной стартовой тяговооружённости, необходимой для обеспечения основных режимов полёта самолётов с газотурбинными двигателями.

1. Крейсерский режим со скоростью $V_{кр}$ на высоте $H_{кр}$:

$$\overline{P}_0 = \frac{1-0{,}6\overline{m}_m}{\xi \varphi_н \varphi_{др} K_{кр}},$$

где $\xi(M_{крейс})$ – учитывает изменение тяги по скорости полёта [1, с. 83];

$$\xi = 1 - 0{,}32M + 0{,}4M^2 - 0{,}01M^3;$$

для $M_{крейс}$=0,8–0,9 можно принимать $\xi \simeq 1$;

$\varphi_н$ – поправка на высоту полёта:

для $H < 11$км $\varphi_н = \Delta_н^{0{,}85}$;

для $H > 11$км $\varphi_н = 1{,}2\Delta_н$;

$\Delta_н$ – относительная плотность воздуха на $H_{кр}$ (МСА, [2, с. 613]; [8];

$\varphi_{др}$ =(0,8 – 0,9) – поправка на дросселирование для крейсерского режима работы двигателей;

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

2. Обеспечение заданной длины разбега $\ell_{разб}$:

$$\overline{P_0} = 1{,}05\left[\frac{1{,}2p_0}{C_{yamax_{взл}}\ell_{разб}} + \frac{1}{2}\left(f + \frac{1}{K_{разб}}\right)\right],$$

где p_0 – удельная нагрузка на крыло;

f – коэффициент трения колес шасси при разбеге [1, с.76];

$K_{разб}$ – аэродинамическое качество самолёта при разбеге [1, с.76];

$C_{ya\ max\ взл}$ – коэффициент подъемной силы крыла при взлёте [1, с.90].

3. Взлёт при отказе двигателя на разбеге:

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

где $n_{дв}$ – число двигателей на самолёте;

$K_{наб}$ – аэродинамическое качество самолёта при наборе высоты $K_{наб} \simeq 1{,}2K_{разб}$;

$tg\Theta_{min}$=0,024 для $n_{дв}$=2;

$tg\Theta_{min}$=0,027 для $n_{дв}$=3;

$tg\Theta_{min}$=0,030 для $n_{дв}$=4.

4. **Тяговооруженность по условию страгивания с места самолёта на грунтовых ВПП:**

$$\overline{P}_0 = 1{,}4f_{кач},$$

где $f_{кач}$ = 0,1 – 0,12 – коэффициент трения качения для размокшего грунта.

5. **Обеспечение максимальной скорости V_{max} (M_{max}) на заданной высоте H_{vmax}:**

$$\overline{P}_0 = \frac{C_{xa0}\Delta_н V_{max}^2}{16.3 p_0 \xi(M_{max})\varphi_н\varphi_{др}},$$

или

$$\overline{P}_0 = \frac{C_{xa0} q_{M=1} M_{max}^2}{p_0 \xi(M_{max})\varphi_н\varphi_{др}},$$

где $q_{M=1}$ – скоростной напор при M=1 на высоте $H_{м\ max}$ (берется по МСА, [8]).

6. **Полёт на статическом потолке $H_п$:**

дозвуковые самолёты

$$\overline{P}_0 = 1.67\frac{\sqrt{D_0 C_{xa0}}}{\Delta_{пот}};$$

сверхзвуковые самолёты

$$\overline{P}_0 = 0{,}83\frac{\sqrt{C_{xa0}\sqrt{M^2-1}}}{\xi\Delta_{пот}}.$$

7. **Полёт с заданной установившейся перегрузкой $n_{у\ э}$=$n_{доп}$ при заданных V и H:**

$$\overline{P}_0 = \frac{1 + n_{доп}^2}{2n_{доп}K_{max}\xi\varphi_н\varphi_{др}}.$$

В случаях 5, 6 и 7 для манёвренных самолётов $\varphi_{др}$= 1 для бесфорсажных режимов и $\varphi_{др}$ = 1,3 – при полёте с форсажем двигателей.

8. Полёт с заданной скороподъёмностью V_{y0}:

$$\overline{P}_0 = \left(\frac{V_{y0}}{V} + \frac{1}{K_{max}}\right)\frac{1}{\xi\varphi_{др}};$$

для $H = 0$: скорость равна наивыгоднейшей $V = V_{нвг}$,

$\varphi_{др} = 1$ для номинального режима; на форсаже – 1,3–1,6.

Самолёты с ТВД и ПД

Для этих самолётов определяется стартовая энерговооруженность (кВт / даН)

$$\overline{N_0} = \frac{10N_0}{m_0 g},$$

где N_0 – суммарная стартовая мощность двигателей в кВт (для ТВД – эффективная мощность N_{e0}).

1. Крейсерский режим полёта:

$$\overline{N_0} = \frac{C_{xa0}\Delta_н V_{кр}^3}{854 p_0 K_N^{VH}}.$$

K_N^{VH} – учитывает изменение мощности по высоте и скорости полёта, выбирается по относительным высотно-скоростным характеристикам двигателей (см. справочники по ТВД или ПД).

2. Обеспечение заданной длины разбега:

$$\overline{N_0} = 0{,}75\left(\frac{1{,}2p_0}{C_{yamax\,взл} l_{разб}} + 1{,}1 f_{разб} + 0{,}033\right),$$

$C_{уа\ max\ взл}$ см. в [1, с.90].

3. Взлёт при отказе одного двигателя:

$$\overline{N_0} = 0{,}93\frac{1{,}5n_{дв}}{(n_{дв}-1)K_{наб}}\left(\frac{0{,}62}{C_{уавзл}} + \frac{C_{уавзл}}{\pi\lambda} + tg\theta_{min}\right),$$

где $C_{уа\ взл} = 0{,}756\ C_{уа\ max\ взл}$,

$tg\theta_{min}$ принимается аналогично самолётам с ТРД.

4. Взлёт с грунтового аэродрома:

$$\overline{N_0} \geq 1{,}4 f_{кач}.$$

Выбор $f_{кач}$ см. в [1, с.76].

Наибольшее значение $\overline{N_0}$ принимается за расчётную стартовую энерговооруженность.

Для лёгких и сверхлёгких самолётов определение $\overline{N_0}$ см. в [9].

5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЁТНОЙ МАССЫ САМОЛЁТА

Одной из важнейших проблем проектирования любого нового самолёта является определение его взлётной массы m_0. Основная задача при этом заключается в обеспечении требуемых лётно-тактических характеристик самолёта при минимальной величине m_0, потому что любое неоправданное завышение взлётной массы всегда снижает эффективность и конкурентоспособность самолёта. Сложность решения этой задачи связана с тем, что некоторые составляющие взлётной массы зависят от её значения и поэтому возникает проблема: взлётную массу нельзя определить, не определив массы всех её составляющих, а массу некоторых из составляющих невозможно найти, не имея значения взлётной массы. Подобные противоречия обычно разрешают путем использования метода последовательных приближений, применяя сначала приближённые, а затем всё более точные методы и формулы для подсчёта масс самолёта. Большую помощь в этих расчётах дает использование статистического материала по прототипам.

5.1 Содержание и порядок выполнения работы

Для определения взлётной массы используется уравнение существования самолёта [10]. Исходя из этого уравнения, взлётную массу можно определить, если часть ее составляющих известна в абсолютном виде (m_i), а остальные составляющие могут быть найдены в относительном виде ($\overline{m}_j=m_j/m_0$). В этом случае взлётная масса легко определяется по известному выражению, полученному из уравнения существования:

$$m_0 = \frac{\sum m_i}{1 - \sum \overline{m}_j}.$$

Обычно в задании на проектирование указывается масса целевой (коммерческой или боевой расходуемой) нагрузки $m_ц$ в абсолютном виде. При разработке ТТТ намечается состав экипажа проектируемого самолёта, что позволяет определить суммарную массу экипажа $m_{эк}$ и служебной нагрузки. Остальные составляющие взлётной массы могут быть найдены в относительном виде с привлечением приближенных статистических формул и зависимостей для основных групп, входящих во взлётную массу самолёта. Такие формулы, как правило, учитывают ряд наиболее важных параметров самолёта и содержат, кроме того, некоторое количество статистических коэффициентов, полученных путем обработки статистики для определенных типов или классов самолётов.

Поэтому при использовании той или иной статистической формулы следует обращать внимание на указание, для каких типов самолётов применима данная формула.

В формулы для относительных масс некоторых групп (конструкция, оборудование, снаряжение) в качестве определяющего параметра может входить и сама взлётная масса самолёта. Очевидно, что для использования такой формулы сначала следует задаться хотя бы приближенно исходной величиной взлётной массы $m_{0исх}$. Исходную величину взлётной массы можно определить по приведенной выше формуле для m_0, подставляя в числитель сумму тех масс, которые известны или легко подсчитываются в абсолютном виде, а в знаменатель относительные массы конструкции $\bar{m}_к$, силовой установки $\bar{m}_{с\ у}$, топливной системы $\bar{m}_{т\ с}$, оборудования и управления $\bar{m}_{об\ упр}$, снаряжения $\bar{m}_{сн}$ можно принять приближенно, используя статистические данные. Для этого вполне возможно воспользоваться сведениями по самолётам различного назначения, приведенными в учебнике [1, с.130, табл. 6.1]. С использованием этих сведений находят исходное значение взлётной массы самолёта по соотношению

$$m_{0исх} = \frac{m_ц + m_{эк}}{1 - \overline{m}_к - \overline{m}_{су} - \overline{m}_{Тс} - \overline{m}_{обупр} - \overline{m}_{сн}}.$$

Далее, используя значение $m_{0исх}$, можно уточнить значения относительных масс по приближенным формулам и определить взлётную массу первого приближения:

$$m^I_{исх} = \frac{m_ц + m_{эк}}{1 - \overline{m}_к(m_{0исх}) - \overline{m}_{су} - \overline{m}_{Тс} - \overline{m}_{обупр}(m_{0исх}) - \overline{m}_{сн}}.$$

Следует напомнить, что в соответствии с уравнением существования самолёта в формуле для m_0 масса любой составляющей группы может входить в числитель или в 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 можно перенести в числитель, уменьшив соответственно его относительную массу в знаменателе. Иногда проектирование самолёта ведётся 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 её из знаменателя в числитель.

5.2 Определение массы целевой нагрузки

Для пассажирских самолётов к целевой нагрузке относится нагрузка коммерческая, в которую включаются пассажиры, багаж, платный груз и почта. Эта нагрузка приближённо определяется по числу пассажиров $n_{пас}$:

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

где $m_{пас}$=75 кг – средняя масса одного пассажира;

$q_{баг}$ – масса багажа, перевозимого одним пассажиром:

$q_{баг}$ = 30 кг – для магистральных самолётов;

$q_{баг}$ =15 кг – для самолётов местных линий;

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

Для грузовых, военно-транспортных самолётов масса целевой нагрузки равна массе перевозимого груза, указанного в задании.

Целевая нагрузка военных самолётов включает боевую расходуемую нагрузку – снаряды для пушек, неуправляемые и управляемые реактивные снаряды и ракеты, бомбы, спецконтейнеры и др., т.е. то, что сбрасывается, расходуется в процессе выполнения боевого задания. В учебном проектировании боевого самолёта масса целевой нагрузки, как правило, задается в задании на проектирование.

5.3 Определение массы служебной нагрузки и снаряжения

В служебную нагрузку входят:

— экипаж (включая стюардесс);

— парашюты, личные вещи и багаж экипажа;

— съёмное оборудование буфетов, гардеробов, туалетов, ковры, шторы, литература, продукты питания;

— технические жидкости, масло для силовых установок, невырабатываемый остаток топлива;

— аварийно-спасательное оборудование – лодки, плоты, спасательные пояса и жилеты, аварийные трапы, аварийные пайки, переносное оборудование;

— служебное оборудование – трапы, лестницы, бортинструмент, чехлы, колодки;

— дополнительное снаряжение – подвесные баки, подвески спецгрузов, съемная броня.

Масса этой группы состоит из массы экипажа и снаряжения:

$$m_{сл} = m_{эк} + m_{сн},$$

где $m_{эк}=m_{1эк}n_{эк}$;

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

$m_{1эк}$ = 90 кг – для военных самолётов;

$n_{эк}$ – число членов экипажа, которое можно принять согласно рекомендациям [1, с. 215]. Стоит также отметить, что на пассажирских самолётах последнего поколения экипаж, как правило, состоит только из двух пилотов и стюардесс.

Массу снаряжения приближенно можно принимать в относительном виде и включать ее в знаменатель формулы для m_0:

$\overline{m}_{сн}$ = 0,02 – 0,03 – для средних и тяжелых самолётов;

$\overline{m}_{сн}$= 0 – для легких самолётов.

5.4 Определение относительной массы конструкции

Для определения этой массы можно воспользоваться приближенной статистической формулой [24]

$$\overline{m}_k = \left(\alpha\varphi n_A\sqrt{\frac{m_{0исх}\lambda}{1000p_0}+\frac{5{,}5}{p_0}}\right)\left(1+\beta_1\lambda_\phi m+\beta_2\right)+0{,}065,$$

где $\alpha = \frac{0{,}027}{\cos\chi}$ – для дозвуковых самолётов с прямым или стреловидным крылом;

$\alpha = 0{,}049\mu$ – для сверхзвуковых самолётов с треугольным крылом;

$\mu = 1+\varepsilon(\frac{\sigma_T}{\sigma_T'}-1)$ – учитывает утяжеление конструкции самолёта из-за кинетического нагрева;

ε – отношение массы силовых нагруженных элементов к массе всей конструкции (в первом приближении ε ≈ 0,5);

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

$\varphi = 1-\frac{3(\eta+1)}{\eta+2}(\overline{z}_1\varepsilon_1\overline{m}_T+\overline{z}_2\varepsilon_2\overline{m}_{су})$ – коэффициент разгрузки крыла;

η – сужение крыла;

ε_1 – доля топлива, располагаемого в крыле;

z_1 – относительная, в долях полуразмаха, координата центра масс топлива (от плоскости симметрии самолёта);

ε_2 – доля массы силовой установки, размещенной на крыле;

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

n_A – коэффициент расчётной перегрузки; приближённо:

для пассажирских самолётов – (3,5 – 5), меньшая величина для более тяжёлых самолётов;

β_1 = 0,065 – 0,08 – для тяжёлых дозвуковых самолётов;

β_1 = 0,08 - 0,115 – для транспортных самолётов;

β_1 = 0,07 – 0,09 для сверхзвуковых самолётов;

m = 1,2 – 1,3 – для дозвуковых самолётов;

m = 1 – для сверхзвуковых самолётов;

β_2 = 0,15 – для дозвуковых самолётов;

β_2 = 0,27 – для сверхзвуковых самолётов;

λ, $\lambda_ф$ – удлинение крыла и фюзеляжа;

p_0 – удельная нагрузка на крыло в даН /м^2;

$m_{0\ исх}$ – исходная масса самолёта в кг.

5.5 Определение относительной массы топливной системы

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

$$\overline{m}_{TC} = k_{TC}\overline{m}_T,$$

где $k_{тс}$ = 1,02 – 1,08 – для тяжелых самолётов большой дальности;

$k_{тс}$ = 1,1 – 1,2 – для истребителей, легких и средних самолётов.

Потребный запас топлива для самолётов с выраженным крейсерским участком полёта можно представить в виде суммы [1, с.149]

$$\overline{m}_T = \overline{m}_{Tкр} + \overline{m}_{Tнрп} + \overline{m}_{Tнз} + \overline{m}_{Tпр},$$

$\overline{m}_{Tкр}$ – учитывает топливо для крейсерского полёта;

$\overline{m}_{Tнрп}$ – топливо для взлёта, набора высоты, разгона, снижения и посадки;

$\overline{m}_{Tнз}$ – аэронавигационный запас топлива;

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

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

$$\overline{m}_T^0 = \left(\frac{L_р - L_{н\ сн}}{V_{кр} - W}\right)\frac{C_{р\ кр}}{K_{кр}},$$

где $L_р$ –$L_{н\ сн}$= $L_{кр}$ – расчётная дальность крейсерского участка полёта;

$L_р$ – расчётная дальность полёта (км);

$L_{н\ сн} \approx 40H_{кр}$ (км) – горизонтальная дальность полёта на участках набора высоты и снижения (км);

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

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

W – расчётная скорость встречного ветра (км/ч):

$H_{кр}$(км) 3-6 ; 7-9; 10-12;

W (км/ч) 30; 50; 70;

$K_{крейс} = (0{,}85 – 0{,}9)K_{max}$;

удельный расход топлива на крейсерском режиме

$$C_{р\,кр} = C_{р0} + \frac{0{,}4M}{1+0{,}027H_{кр}},$$

где $C_{р0} = 0{,}052\frac{\sqrt{T_Г^*}}{(\pi_к^*)^{0{,}25}}(1 + 0{,}05m - \sqrt{0.14m})$;

значения $T_г^*$ и $\pi_к^*$ можно принять по сведениям, изложенным в [6, с.168–171].

С учетом влияния выгорания топлива на дальность полёта (при $\bar{m}_т^0 > 0{,}2$)

$$\overline{m}_{T\,кр} = \frac{\overline{m}_T^0}{1+0{,}625\overline{m}_T^0}.$$

Для взлётно-посадочных режимов

$$\overline{m}_{T\,нрп} = (1 - 0{,}03m)\frac{0{,}0035H_{кр}}{1-0{,}004H_{кр}},$$

где m – степень двухконтурности двигателей.

Аэронавигационный запас топлива

$$\overline{m}_{T\,нз} = \frac{0{,}9C_{р\,кр}}{K_{max}}.$$

Прочие расходы топлива

$$\overline{m}_{T\,пр} \approx 0{,}006.$$

Для сверхзвуковых самолётов, лёгких спортивных, народнохозяйственных и др. самолётов определение $\bar{m}_т$ изложено в [1, с.151].

5.6 Определение относительной массы силовой установки

Исходным параметром для определения этой массы служит назначаемое при выборе типа силовой установки значение удельного веса двигателей

для ТРДД

$$\gamma_{дв} = \frac{m_{дв}g}{10P_0};$$

для ПД, ТВД и ТВВД [даН/кВт]:

$$\gamma_{дв} = \frac{m_{дв}g}{10N_0},$$

которые определяются по статистическим данным из справочников двигателей.

Зная потребную тяговооруженность $\overline{P}_0$ (энерговооруженность $\overline{N}_0$), можно определить относительную массу силовой установки:

для ТРДД

$$\overline{m}_{су} = k_{су}\gamma_{дв}\overline{P}_0;$$

для ПД, ТВД, ТВВД

$$\overline{m}_{су} = k_{су}\gamma_{дв}\overline{N}_0.$$

Для винтовентиляторных (ТВВД) двигателей можно использовать любую из приведенных формул, в зависимости от того в какой форме заданы его параметры – через $\overline{P}_0$ или $\overline{N}_0$.

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

$$k_{с\ у} = k_1 - k_2\gamma_{дв},$$

где статистические коэффициенты k зависят от числа двигателей:

число двигателей:	2	3	4
k_1	2,26	1,87	2,14
k_2	3,14	1,54	2,71.

Коэффициент $k_{с\ у}$ можно определять также по формулам учебника [1, с.147].

Для ТВД и ТВВД коэффициент $k_{су}$ можно определять по формуле

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

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

5.7 Определение относительной массы оборудования и управления

Для определения этой массы можно использовать следующие статистические зависимости [1].

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

$$\overline{m}_{об\,упр} = \frac{250+30n_{пас}}{m_{0исх}} + 0{,}06,$$

где $\overline{m}_{0исх}$ – в кг,

$n_{пас}$ – число пассажирских мест.

Грузовые, транспортные самолёты:

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

Для остальных самолётов $\overline{m}_{\text{об упр}}$ можно принимать по табл. 6.1 [1].

5.8 Определение взлётной массы первого приближения

Рассчитанные по приближенным формулам значения относительных масс $\overline{m}_{\text{к}}$, $\overline{m}_{\text{с у}}$, $\overline{m}_{\text{т с}}$, $\overline{m}_{\text{об упр}}$, $\overline{m}_{\text{сн}}$ необходимо сравнить с данными табл. А1 приложения А и со средними статистическими значениями табл. 6.1 [1]. Если рассчитанные массы существенно отличаются от статистических данных, то следует внести соответствующие коррективы в результаты расчётов или использовать другие статистические формулы.

Кроме того, полученные расчётные массы должны корректироваться с учётом того, что в проект нового самолёта обязательно закладываются новые технические решения, перечень которых с примерной оценкой их влияния на свойства и соответствующие массы самолёта должен быть указан при изучении статистики и анализе проектной ситуации. Эти новые решения могут изменять некоторые параметры самолёта, которые непосредственно входят в расчётные формулы для от-

носительных масс. В этом случае влияние новых решений на относительные массы будет учтено при использовании этих формул. Если же улучшаемые за счёт новых решений параметры в расчётные формулы не входят, то в этом случае в полученные результаты расчёта относительных масс следует внести соответствующие поправки с учетом тех оценок влияния этих решений на основные массы самолёта, которые обычно приводятся при описании этих новых технических решений.

После уточнения относительных масс $\bar{m}_i$ определяется величина взлётной массы самолёта первого приближения

$$m_0^I = \frac{m_ц + m_{эк}}{1 - \bar{m}_к - \bar{m}_{су} - \bar{m}_{ТС} - \bar{m}_{об\,упр} - \bar{m}_{сн}}.$$

Полученное значение взлётной массы m_0^1 следует сравнить с величиной $m_{0исх}$.

Разница между ними не должна превышать (5–7)%. В противном случае необходимо уточнить значения относительных масс $\bar{m}_i$ в знаменателе последнего выражения. Уточнению подлежат в первую очередь значения $\bar{m}_к$ и $\bar{m}_{об\ упр}$, которые непосредственно зависят от взлётной массы самолёта (см. подразделы 5.4, 5.7). Могут быть уточнены также значения других членов знаменателя путем более тщательного использования статистики. Для уточнения вычисленное значение взлётной массы первого приближения принимается за $m_{0исх}$. После уточнения значения $\bar{m}_i$ процесс вычисления значения m_0^I и сравнения его с $m_{0исх}$ надо повторить.

6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЁТА

После определения взлётной массы самолёта можно найти его основные геометрические, весовые (массовые) и некоторые другие параметры в абсолютном виде. Исходными данными для этого, кроме взлётной массы, являются относительные геометрические параметры схемы, удельная нагрузка на крыло, тяговооруженность и относительные массы самолёта.

Кроме получения абсолютных размеров самолёта, определяющих его внешний вид, находятся абсолютные величины тяги и массы двигателей, что позволяет подобрать их конкретную марку. Определяется потребный объём топливных баков, подбираются размеры и тип колёс шасси.

6.1 Порядок выполнения работы

Определение абсолютных параметров самолёта обычно ведется в следующем порядке.

6.1.1 Определение параметров и подбор двигателей

По потребной величине тяговооруженности $\overline{P}_0$ и по известной взлётной массе m_0^1 находят суммарную тягу двигателей (даН)

$$\sum P_0 = \frac{m_0^1 g}{10}\overline{P}_0$$

и для числа двигателей $n_{дв}$ – тягу одного двигателя

$$P_{01} = \frac{\sum P_0}{n_{дв}}.$$

Затем, используя каталоги и справочники по двигателям, подбирают конкретную марку двигателя с близкими значениями статической тяги P_0 и степени двухконтурности m. При подборе двигателя можно допустить отклонение P_0 от требуемой P_{01} в сторону уменьшения до 5% и в сторону увеличения до 10%. Если выбор возможен из нескольких двигателей с близкими P_0, то следует отдать предпочтение двигателю с более низкими значениями удельного веса $\gamma_{дв}$ и удельного расхода топлива C_{p0}.

Если отыскать двигатель с близкими к требуемым значениями P_0 и m не удается, то принимают гипотетический двигатель с требуемыми величинами тяги P_{01} и степени двухконтурности m, а его массу принимают равной

$$m_{\text{дв1}} = \frac{10\text{P}_{01}}{\text{g}}\gamma_{\text{дв}};$$

для определения диаметра и длины двигателя используют статистические формулы учебника [1, с. 422–423], энциклопедии [6, с. 172–173] и статистику: [1, с. 589–591], [14, 15].

Для ТВД и поршневых двигателей по потребной энерговооруженности N_{e0} и m_{01} находят суммарную мощность (кВт)

$$\sum N_{e0} = \frac{m_0^l \text{g}}{10}\overline{N}_{e0}$$

и мощность одного двигателя

$$N_{e01} = \frac{\sum N_{e0}}{n_{дв}}.$$

Как и в случае с ТРДД, по каталогам и справочникам выбирают конкретную марку двигателя с близким значением N_{e01} или принимают гипотетический двигатель мощностью N_{e01}, размеры которого принимают по статистике [2, с. 207–210].

Для легких и сверхлегких самолётов подбор двигателей рассмотрен в [9].

6.1.2 Определение массы и объема топлива

Потребная масса топлива

$$m_T = \frac{\overline{m}_{TC}}{k_{TC}} m_0^l.$$

Объем топлива

$$\upsilon_T = \frac{m_T}{800}(\text{м}^3).$$

Объем топливных баков

$$\upsilon_{Tб} = \upsilon_T + \Delta\upsilon_T\ (\text{м}^3),$$

где $\Delta\ \upsilon_T$ – дополнительный запас топлива при перевозке уменьшенной коммерческой нагрузки на дальность, большую L_p, при посто-

янстве взлётной массы m_0^1. Задаваясь величиной уменьшения коммерческой нагрузки $\Delta m_{ком}$, определяют потребный объем дополнительного топлива:

$$\Delta v_T = \frac{\Delta m_{ком}}{800} (м^3).$$

Объём баков с учетом температурного расширения топлива увеличивают ещё на 5%.

6.1.3 Определение параметров крыла

Площадь крыла $S = \frac{m_0^1 g}{10 P_0}$;

размах крыла $\ell = \sqrt{\lambda S}$;

центральная хорда b_0=$b_ц$: $b_ц = \frac{2\eta}{1+\eta} \cdot \frac{S}{\ell}$;

концевая хорда $b_к = \frac{2}{1+\eta} \cdot \frac{S}{\ell}$;

средняя аэродинамическая хорда

$b_A = \frac{2}{3} b_0 \left[1 + \frac{1}{\eta(\eta+1)}\right]$ - трапециевидное крыло,

$b_A = \frac{2}{3} b_0$ - треугольное крыло.

По относительным параметрам определяют хорды и размеры по размаху: элеронов, интерцепторов, гасителей подъемной силы, закрылков, предкрылков [1, с. 394]. С учетом статистики выбираются формы, размеры и расположение концевых рассеивателей вихрей, наплывов по передней и (или) задней кромкам крыла [1, с. 379–381, 394–403].

6.1.4 Определение параметров оперения

Находят площади горизонтального и вертикального оперения

$$S_{г\,о} = \overline{S}_{г\,о} S;$$
$$S_{в\,о} = \overline{S}_{в\,о} S$$

и определяют плечи горизонтального и вертикального оперения

$$L_{г\,о} = \overline{L}_{г\,о} b_A;$$

$$L_{в\,о} = \overline{L}_{в\,о} \ell.$$

По относительным параметрам $\lambda_{г\,о}$, $\eta_{г\,о}$, $\lambda_{в\,о}$, $\eta_{в\,о}$ находят размахи и хорды оперения. Определяют хорды рулевых поверхностей по их относительным размерам $\overline{b}_{р\,в(р\,н)}$.

6.1.5 Определение размеров фюзеляжа

Руководствуясь компоновочными соображениями, уточняют форму сечения фюзеляжа, выбирают площадь миделевого сечения $S_{мид}$ и размер эквивалентного диаметра фюзеляжа:

$$D_э = 2\sqrt{\frac{S_{мид}}{\pi}}.$$

Определяются длина фюзеляжа в первом приближении

$$\ell_ф = \lambda_ф D_э$$

и длины носовой части

$$\ell_{н\,ч} = \lambda_{н\,ч} D_э$$

и хвостовой частей фюзеляжа

$$\ell_{х\,ч} = \lambda_{х\,ч} D_э.$$

Рекомендации по выбору размеров фюзеляжа даны в [1, с.237–243, с.403–419]; [2, с.71–106], [6, с.256–264].

6.1.6 Определение параметров шасси

Определяются размеры:

база шасси $b = \overline{b}\ell_ф;$

колея шасси $B = \overline{B}\ell;$

вынос главных опор $e = \overline{e}b.$

Уточняются угол опрокидывания φ, угол выноса главных опор γ, стояночный угол ψ.

Определяются стояночные нагрузки на основные и переднюю опоры. С учётом статистики подбирают число колёс на опорах и находят нагрузки на одно колесо $P_{к1}$. По каталогам колёс с учетом скоростей взлёта и посадки подбираются размеры и масса колес. Каталоги колёс приводятся в приложении В.

Для выбранного класса аэродромов оценивается проходимость шасси по эквивалентной одноколесной нагрузке [1, с.531].

6.2 Общий вид самолёта в первом приближении

По найденным размерам разрабатывается предварительный чертеж общего вида самолёта в трёх проекциях с указанием его основных размеров. Формат чертежа – (А2 – А1). Окончательные размеры и чертеж общего вида самолёта будут уточняться при разработке его компоновки и после расчёта центровки.

7. ВЕСОВОЙ РАСЧЁТ САМОЛЁТА

После определения геометрических размеров можно уточнить взлётную массу самолёта путем расчёта масс его основных агрегатов и систем. Для этого используются статистические весовые формулы, которые позволяют оценить массы частей и самолёта в целом, хотя по традиции эти расчёты принято называть весовыми. Весовые формулы обычно учитывают размеры и взлётную массу самолёта, внешнюю форму агрегатов, размещение двигателей, топлива, целевой нагрузки, свойства конструкционных материалов и содержат ряд статистических коэффициентов, зависящих от типа и назначения самолёта.

Расчёт по весовым формулам даёт лишь приближённое – прогнозируемое значение массы и при использовании формул различных авторов возможен большой разброс результатов. С целью минимизации неизбежной погрешности В.М. Шейнин, один из теоретиков весовых расчётов самолёта, предложил метод множественных вычислений, суть которого состоит в том, что расчёт ведется по достаточно большому числу весовых формул, затем крайние оценки отбрасываются, а остальные осредняются. Такой метод для традиционных конструкций дает практически достоверные результаты, точность которых увеличивается с увеличением числа используемых формул.

Уточним понятия и термины «весовой» и «массовый».

В практике проектирования самолётов исторически сложилась традиция использования таких терминов, как «весовой расчёт», «весовое проектирование», «весовой контроль», «весовая эффективность», «весовая отдача» и некоторые другие, использующие прилагательные от слова «вес». В международной системе единиц СИ под весом понимается сила тяжести, равная произведению массы тела и ускорения свободного падения (mg) и измеряемая в ньютонах (Н). В старых источниках информации за единицу измерения силы была принята килограмм-сила (кгс), которая равна ~ 9,807Н. В результате численные значения всех параметров, связанных с весом и силами, в системе СИ увеличились примерно на порядок, что вызывает большие трудности в практическом использовании огромного количества информации и знаний, накопленных в прошлом. Чтобы свести указанные неудобства к минимуму, в данном пособии, как и в основном учебнике [1], в качестве единицы веса и сил используется деканьютон (даН): 1даН = 10Н. Эта единица численно всего на два процента отличается от кгс: 1даН ~ 1,02кгс, что намного упрощает использование старой информации.

В современной технической литературе часто «весовые» термины заменяются на термины с производными от слова «масса» – «массовый расчёт», «массовые параметры», «сводка масс» и т.п. Такое одновременное использование «весовой» и «массовой» терминологии не является противоречивым, тем более что термин «вес» (сила тяжести), так же как и «масса», предусмотрен стандартами системы СИ. Кроме того, численное значение массы в кг точно совпадает с аналогичным значением веса в кгс. Необходимо только помнить, что масса и вес имеют совершенно разный физический смысл и измеряются они разными единицами.

Единица измерения каждого параметра определяется его физическим смыслом. Это относится в том числе и к удельным параметрам: удельный вес, удельная нагрузка на крыло, скоростной напор и др.

7.1 Определение массы планера и оборудования

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

для крыла – [1, с.131]; [2, с.307; 313]; [3, с.152]; (формула 13.4);

для фюзеляжа – [1, с.135]; [2, с.315]; [3, с.170]; (формула 13.36);

для оперения – [1, с.139]; [2, с.310]; [3, с.193]; (формулы 13.52-13.53);

для шасси – [1, с.142]; [2, с.315]; [3, с.203]; (формула 13.63).

Следует иметь в виду, что в приведенных формулах не учтено использование новых конструкционных материалов, в частности композитов, которые могут обеспечить уменьшение массы силовых элементов до (15–20)%. Поэтому в полученные результаты расчётов по указанным формулам можно ввести поправочные коэффициенты от (0,80 – 0,85), если агрегат полностью изготавливается из новых материалов, и до (0.9– 0.95) при частичном использовании этих материалов в конструкции агрегата.

При определении массы силовой установки, топливной системы, оборудования, снаряжения можно использовать весовые формулы и статистический материал в [1, с.149], [2, с.319–330], а также использовать статистику, приведенную в табл. 7.2, 7.3, 7.4 данного пособия. Учитывая научно-технический прогресс в электронике, системах автоматизации, в системах оборудования, следует и при расчёте их масс также вводить поправочные коэффициенты, уменьшая массу указанных групп как минимум на (5 – 10)%.

В приложении Б приводятся весовые формулы, заимствованные из зарубежных изданий.

Новый подход к оценке масс силовых конструкций с использованием конечно-элементного моделирования, который целесообразно применять при проектировании самолётов с необычными внешними формами и размерами, приводится в учебном пособии [7]. Дополнительную информацию и статистические данные для весовых оценок можно найти в [6].

7.2 Сводка масс самолёта

По результатам весового расчёта составляется сводка масс самолёта, в которой подробно указываются массы всех частей, составляющих взлётную массу самолёта (табл. 7.1). Эти массы объединяются в группы по функциональному признаку. Для каждой группы определяется суммарная масса в абсолютной m_i (кг) и в относительной $\bar{m}_i$ формах. Разбивка масс внутри группы (силовая установка, оборудование) выполняется приближенно с использованием статистических сведений табл. 7.2, 7.3, 7.4. Подробная типовая сводка масс приведена в учебнике [1, с.578–580].

В данном расчёте целевая нагрузка и масса топлива не уточняются. Их значения берутся из расчёта взлётной массы первого приближения.

Полученную в результате составления весовой сводки суммарную массу можно считать уточненным значением взлётной массы самолёта – взлётной массой второго приближения.

Таблица 7.1. Сводка масс самолёта

№	Наименование	m_i кг	$\bar{m}_i$
I	КОНСТРУКЦИЯ	xxx	xxx
	Крыло	xxx	xxx
	Фюзеляж	xxx	xxx
	Оперение	xxx	xxx
	Шасси	xxx	xxx
	Окраска	xxx	
II	СИЛОВАЯ УСТАНОВКА	xxx	xxx
	Двигатели	xxx	
	Винты	xxx	
	Средства установки двигателей	xxx	
	Гондолы или воздухозаборники	xxx	
	Выхлопная система, реверс тяги	xxx	
	Системы двигателей	xxx	
	Агрегаты топливной системы	xxx	

III	ОБОРУДОВАНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ	xxx	xxx
A	Самолётное оборудование		
	Гидросистема	xxx	
	Электрооборудование	xxx	
	Радиооборудование	xxx	
	Радиолокационное оборудование	xxx	
	Аэронавигационное оборудование	xxx	
	Противообледенительная система	xxx	
	Система управления	xxx	
B	Специальное оборудование		
	Пассажирское оборудование	xxx	
	Погрузочно-разгрузочное оборудование	xxx	
	Вооружение, бронирование	xxx	
IV	ПУСТОЙ САМОЛЁТ	xxx	xxx
V	СНАРЯЖЕНИЕ И СЛУЖЕБНАЯ НАГРУЗКА	xxx	xxx
	Экипаж	xxx	
	Спасательное оборудование	xxx	
	Снаряжение	xxx	
VI	ПУСТОЙ СНАРЯЖЁННЫЙ САМОЛЁТ (IV+V)	xxx	xxx
VII	ЦЕЛЕВАЯ НАГРУЗКА (коммерческая, боевая расх.)	xxx	$K_{во\ ком}$
	Пассажиры	xxx	
	Багаж	xxx	
	Платный груз, почта	xxx	
	Снаряды, ракеты, бомбы	xxx	
VIII	ТОПЛИВО	xxx	xxx
	Расходуемое топливо	xxx	
	Навигационный запас	xxx	
	Топливо в подвесных баках	xxx	
IX	ПОЛНАЯ НАГРУЗКА (VII+VIII)	xxx	$K_{во\ ком}$
X	ВЗЛЁТНАЯ МАССА m_0^{II}	xxxx	

В конце весового расчёта определяют коэффициенты весовой отдачи по полной

$$K_{во\ пол} = \frac{m_{пол}}{m_0}$$

и по коммерческой нагрузкам

$$K_{во\ ком} = \frac{m_{ком}}{m_0},$$

которые характеризуют транспортную эффективность самолёта.

Далее для справки приводятся упрощенные весовые сводки масс ряда пассажирских (табл. 7.2 и 7.3) и боевых (табл. 7.4) самолётов. Эти таблицы содержат сведения, представленные фирмами – разработчиками указанных самолётов, что, несмотря на некоторую неполноту сведений, дает ценный материал по составу отдельных групп оборудования реальных самолётов.

Таблица 7.2. Сводка масс самолётов Ту-154 и Ту-204

Наименование агрегатов и систем	Ту-154		Ту-204	
	m, кг	m/m_0	m, кг	m/m_0
I КОНСТРУКЦИЯ	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		
II СИЛОВАЯ УСТАНОВКА	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		
III ОБОРУДОВАНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ	12644	0,14110	11250	0,1096
A Самолетное оборудование				
Гидросистема, пневмосистема				
Электрооборудование				
Радиооборудование				
Радиолокационное оборудование				
Аэронавигационное оборудование				
Противообледенительная система				
Система управления				
B Специальное оборудование				
Пассажирское				
Погрузочно-разгрузочное				
IV ПУСТОЙ САМОЛЕТ	48450	0,5407	51869	0,5053
V СНАРЯЖЕНИЕ И СЛУЖЕБНАЯ НАГРУЗКА	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
VI ПУСТОЙ СНАРЯЖЕННЫЙ САМОЛЕТ	50775	0,56665	57651	0,5616
VII ЦЕЛЕВАЯ НАГРУЗКА	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
VIII ТОПЛИВО	20831	0,23247	24000	0,2338
Расходуемое топливо	18056	0,2015		
Навигационный запас	2375	0,0265		
Невырабатываемое топливо	400	0,00446		
IX ПОЛНАЯ НАГРУЗКА	38831	0,43335	45000	0,4384
X ВЗЛЕТНАЯ МАССА	89606	1	102651	1
ВЕСОВАЯ ОТДАЧА				
по полной нагрузке	0,4593		0,494705	
по коммерческой нагрузке	0,200879		0,204577	

Таблица 7.3. Сводка масс самолётов Ил-96-300 и Ил-114

	Самолёты	
	Ил-96-300	**Ил-114**
Наименование агрегатов и систем	Масса агрегатов, кг	
I. ПЛАНЕР	67159	6893
Крыло	32718	2829
Фюзеляж	19865	2504
Оперение	4984	640
Шасси	9592	920
II. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА	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
III. ОБОРУДОВАНИЕ	23065	5447
Электрооборудование	5084	1767
Радиосвязное оборудование и система развлечения	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 кондиционирования 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 САМОЛЁТ	113431	15203
m_0	216000 кг	21000кг

Таблица 7.4. Сводка масс для ряда боевых самолётов

Элементы конструкции	Значения масс, кг						
	"Альфа Джет"	F-16A	"Ягуар" S	"Мираж" 2000	A-10A	F-15C "Игл"	Торнадо
ПЛАНЕР	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
СИЛОВАЯ УСТАНОВКА	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
ОБОРУДОВАНИЕ И СИСТЕМЫ САМОЛЕТА	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 Гидравлическая система	240	461	450	390	500	260 550	760
Дополнительное оборудование	-	-	150	140	-	50	220
Пушка без боекомплекта	282	260	272	272	1000	260	350
ПУСТОЙ САМОЛЕТ С ПУШКОЙ	3796	7041	7011	7350	9900	12654	13050
ПОЛЕЗНАЯ НАГРУЗКА	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
НОРМАЛЬНАЯ ВЗЛЕТНАЯ МАССА	6210	11550	11820	12215	16500	21139	21650

8. КОМПОНОВКА САМОЛЁТА

Разработка компоновки самолёта включает три основных этапа.

1.Объёмно-весовая компоновка, которая определяет размещение во внутренних объемах самолёта всех грузов, оборудования, топлива, экипажа, целевой нагрузки, силовой установки и пр., т.е. всего того, что занесено в сводку масс самолёта. Для военных самолётов часть топлива и боевой расходуемой нагрузки может размещаться на внешних подвесках.

2.Конструктивно-силовая компоновка, которая предусматривает разработку конструктивно-силовой схемы самолёта с проработкой силовых схем всех его агрегатов с указанием точного расположения основных силовых элементов – лонжеронов, усиленных нервюр, силовых шпангоутов, бимсов, стыковых соединений.

3.Уточнение аэродинамической схемы путем увязки взаимного расположения грузов внутри самолёта и элементов силовой схемы. В результате уточняются размеры и взаимное расположение агрегатов самолёта и его внешний вид.

8.1 Объемно-весовая компоновка самолёта

Размещение полной нагрузки, оборудования и систем самолёта должно отвечать следующим основным требованиям:

— обеспечение наилучших условий для работы экипажа;

— создание комфортных условий для пассажиров;

— обеспечение максимальной эффективности работы оборудования и систем;

— рациональное использование внутренних объёмов фюзеляжа $\upsilon_{\text{ф}}$ и крыла $\upsilon_{\text{кр}}$, что можно оценить условной плотностью пустого снаряженного самолёта:

$$\rho_{п\,сн} = \frac{m_{п\,сн}}{\upsilon_{ф}+\upsilon_{кр}};$$

— обеспечение требуемой центровки при всех возможных вариантах загрузки самолёта, что достигается размещением переменной и расходуемой нагрузки (целевая нагрузка, топливо) как можно ближе к центру масс самолёта или симметрично относительно него;

— обеспечение минимальных массовых моментов инерции самолёта.

В процессе выполнения объёмно – весовой копоновки проводятся размещение, определение и уточнение размеров:

— кабины экипажа – [1, с.215–219]; [2, с.98–99];

— пассажирских салонов – [1, с.237–240, табл. 9.2]; [2, с.80–84];

— формы и размеров поперечного сечения фюзеляжа [1, с.238–240]; [2, с.73–79];

— окон и входных дверей пассажирской кабины [1, с.245–246]; [2, с.89];

— буфетов-кухонь, гардеробов, туалетов [1, с.247–249]; [2, с.84–92];

— пассажирских кресел [1, с.238]; [2, с.84];

— аварийных выходов [1, с.243]; [2, с.86];

— рабочих мест бортпроводников [1, с.246]; [2, с.90];

— багажно-грузовых отсеков [1, с.246–247, 257]; [2, с.92–98]; (объём багажников увеличивается для перевозки большего груза при уменьшенном числе пассажиров);

— грузовых дверей и люков [1, с.255–257]; [2, с.97–98];

— стандартных грузовых контейнеров, [1, с.246]; [2, с.96];

— двигателей, гондол, пилонов [1, с.443–447]; [2, с.226–230];

— воздухозаборников [1, с.425], [6];

— систем выхлопа [1, с.439];

— вспомогательной силовой установки (ВСУ) [1, с.384]; [2, с.233–234];

— топлива [1, с.454];

— топливных баков [2, с.490];

— определяется удельный объём пассажирской кабины [1, с.242].

В процессе проработки указанных вопросов все решения по выбору размеров и параметров обязательно тщательно документируются с указанием источника информации по выбору каждого параметра.

Затем намечается расположение ниш или гондол для размещения элементов шасси. Уточняются принятые в разделе 3 параметры шасси. На компоновочном чертеже показываются опоры шасси в выпущенном и убранном положениях. Разрабатываются принципиальные кинематические схемы уборки и выпуска передней и основных опор шасси. Предусматриваются ниши (гондолы) для размещения опор шасси в убранном положении и мощные силовые элементы для передачи больших сосредоточенных нагрузок с элементов шасси на крыло (фюзеляж) при посадке.

Обязательно уточняются объёмы топливных отсеков и их разбивка по группам расходования топлива. Чтобы обеспечить минимальное изменение центровки в полёте, а также с целью повышения топливной эффективности пассажирских и транспортных самолётов, следует при размещении топлива придерживаться следующих простых правил:

— объём топливных баков рассчитывается на максимальную дальность с уменьшенной коммерческой нагрузкой;

— размещать топливо следует по возможности ближе к центру масс самолёта;

— топливо должно расходоваться раздельно из передних и задних баков или групп баков, чтобы программированием расхода можно было удерживать центровку в допустимых пределах;

— программа выработки топлива должна выбираться так, чтобы в начале крейсерского полёта центр масс самолёта перемещался к задней допустимой границе центровки, снижая запас продольной статической устойчивости и уменьшая потери качества на балансировку;

— с этой же целью для самолётов средней и большой дальности рекомендуется предусматривать на крейсерском режиме перекачку топлива из передних или специальных балансировочных баков в дополнительные баки в хвостовой части фюзеляжа или в киле;

— в последнюю очередь должно вырабатываться топливо из концевых крыльевых баков, что обеспечит в течение большей части полёта разгрузку крыла и снижение изгибных напряжений в его наиболее нагруженных корневых сечениях.

Критериями рациональности объёмной компоновки могут служить показатели использования объёмов фюзеляжа и крыла.

Для фюзеляжа:

1) коэффициент использования объема фюзеляжа

$$K_{исп\,v} = (V_{пас\,сал} + V_{всп\ пом} + V_{баг\,пом})/V_{ф};$$

2) удельный объём полезных помещений, приходящийся на одного пассажира:

$$K_{v\,пол} = (V_{пас\,сал} + V_{всп\,пом} + V_{баг\,пом})/n_{пас};$$

3) удельный объём фюзеляжа, приходящийся на одного пассажира:

$$K_{v\,пас} = V_{ф}/n_{пас},$$

где $V_{\text{пас сал}}$ – объем пассажирских салонов, м^3;

$V_{\text{всп. пом}}$ – объём вспомогательных помещений (буфеты, туалеты, гардеробы и т.п.), м^3;

$V_{\text{баг пом}}$ – объём багажных помещений, м^3;

$V_{\text{ф}}$ – объём фюзеляжа, м^3, приближенно

$$V_{ф} = 0{,}25 K_{\eta} \pi d_{ф}^{2} \ell_{ф},$$

где K_{η} - учитывает сужение носовой и хвостовой частей фюзеляжа; его можно принимать равным 0,72 – 0,80 в зависимости от длины фюзеляжа.

Повышение $K_{\text{исп v}}$ и снижение $K_{\text{v пас}}$, $K_{\text{v пол}}$ увеличивает плотность компоновки фюзеляжа и повышает эффективность самолёта. Сравнение самолётов по критериям $K_{\text{v пол}}$ и $K_{\text{v пас}}$ следует вести для компоновок с одинаковым шагом кресел.

Для крыла рациональность использования объёмов характеризуется отношением полезных объёмов $V_{\text{полезн}}$ к полному объёму $V_{\text{кр}}$:

$$V_{кр} = 0{,}67 K_{\eta} \overline{C}_{0} \sqrt{\frac{S}{L}},$$

где K_{η} – зависит от сужения крыла[3, с.445].

8.2 Конструктивно-силовая компоновка самолёта

В этом разделе выполняются следующие работы:

— намечаются силовые схемы всех каркасных агрегатов самолёта – крыла, оперения, фюзеляжа, места расположения узлов крепления шасси;

— выбираются конструкционные материалы для основных силовых элементов агрегатов: обшивки, поясов лонжеронов, стрингеров, силовых панелей, отдавая предпочтение композиционным материалам, титановым сплавам, высокопрочным сталям, алюминиево-литиевым сплавам;

— предусматривается использование прогрессивных типов конструкций – сотовых панелей, монолитных крупногабаритных штамповок: силовые шпангоуты и нервюры, балки лонжеронов, рамы и т.п.;

— намечается расположение технологических и эксплуатационных разъёмов агрегатов; при этом необходимо максимально использовать принцип монолитности конструкции, предусматривающий сокращение до минимума количества стыков и разъёмов за счёт использования длинноразмерных полуфабрикатов – листов обшивок,

прессованных профилей длиной до 30 – 40 метров; эксплуатационные разъёмы следует располагать в менее нагруженных зонах;

— решаются вопросы взаимной увязки и передачи усилий с одного агрегата на другой с разработкой принципиальной схемы стыковых узлов.

При разработке силовой схемы следует руководствоваться общими принципами получения силовых конструкций минимальной массы:

— передача усилий по кратчайшему пути;

— максимальное использование строительной высоты элемента, работающего на изгиб;

— использование замкнутого тонкостенного контура для передачи крутящего момента;

— совмещение и объединение силовых элементов для передачи нагрузок, действующих в разное время и при разных случаях нагружения;

— минимальное нарушение плавности силового потока различного рода концентраторами (вырезы, отверстия, острые углы, резкое изменение сечения), приводящими к увеличению массы конструкции и снижению ресурса.

В качестве общего критерия рациональности разрабатываемой силовой схемы агрегатов и самолёта в целом следует использовать силовой фактор, одновременно учитывающий величину внутренних усилий и протяженность их действия. При этом следует учитывать, что любые разъемы увеличивают массу конструкции.

Конструктивно-силовая схема самолёта должна давать четкое представление о том, какими путями и через какие конструктивные элементы осуществляется передача и уравновешивание действующих на самолёт сил – аэродинамических, массовых, тяги двигателей, реакций земли.

Конструктивно-силовая схема должна обеспечить применение наиболее простых и рациональных методов изготовления деталей, узлов и агрегатов самолёта.

Эта схема в сочетании с объемной компоновкой должна обеспечить и хорошие эксплуатационные качества конструкции за счёт удобного доступа ко всем агрегатам и системам в процессе их обслуживания и ремонта.

Все принимаемые решения по выбору силовой схемы должны быть отражены в пояснительной записке с обязательным указанием принятой силовой схемы для каждого агрегата, его основного конструкционного материала, типа и размеров полуфабрикатов, типа сило-

вых элементов для восприятия больших сосредоточенных нагрузок, принципа усиления больших вырезов в фюзеляже, крыле.

8.3 Уточнение аэродинамической схемы самолёта

Разработка объёмно-весовой и конструктивно-силовой компоновки, решение вопросов взаимной увязки потребных объёмов для размещения нагрузки и рационального расположения элементов силовой схемы, как правило, приводят к небольшим изменениям параметров и размеров агрегатов самолёта, а также изменяют и размеры, определяющие взаимное расположение этих агрегатов.

Поэтому заключительным этапом компоновки должно быть уточнение и окончательный выбор всех параметров и размеров, определяющих аэродинамическую схему и внешний вид самолёта. Эти изменения и уточнения приводят к необходимости внесения изменений и доработок в чертеж общего вида самолёта, который был разработан в разделе 6.

В современной практике проектирования все три процесса компоновки осуществляются в параллельно-последовательном режиме использования математических компьютерных трехмерных моделей и программных комплексов, автоматизирующих процесс или его отдельные части.

8.4 Компоновочный чертёж самолёта

Результатом компоновки является компоновочный чертёж, который должен давать достаточно полное представление об устройстве самолёта.

Основная проекция чертежа – продольный разрез самолёта по плоскости симметрии или (и) по параллельным ей плоскостям. Продольный разрез дополняется видом самолёта в плане в уменьшенном масштабе, на котором правая консоль крыла может показываться не полностью. Кроме этих двух проекций на чертеже в крупном масштабе показывается ряд поперечных сечений фюзеляжа.

На чертеже показывается размещение экипажа, пассажиров, багажа, грузов, двигателей, вспомогательной силовой установки, шасси в выпущенном и убранном положениях, установок вооружения, боевой расходуемой нагрузки, крупных блоков оборудования и систем, антенн радиолокаторов, командных рычагов и проводки управления, и др.

Компоновка силовой установки, оборудования и систем должна обеспечить наилучшие условия для их работы, а также условия для их обслуживания и ремонта.

На всех проекциях самолёта обязательно показываются элементы его силовой схемы: на продольных разрезах фюзеляжа – сечения рядовых и силовых шпангоутов, сечения центроплана крыла, центроплана стабилизатора с механизмом его перестановки, сечения лонжеронов, силовых панелей кессонов, дополнительные балки крепления двигателей, основных опор шасси, элементы крепления ВСУ и подкреплений больших вырезов. На поперечных сечениях (разрезах) фюзеляжа показываются сечения стрингеров (кроме сечений по силовым шпангоутам), сечения продольных балок, бимсов т.п. На видах в плане показывается расположение лонжеронов, вспомогательных балок, силовых нервюр крепления рулей, элеронов, механизации крыла. На поперечных разрезах фюзеляжа по силовым шпангоутам особое внимание следует уделять показу стыковых узлов, учитывая особенности передачи нагрузок с лонжеронов на рамы силовых шпангоутов и правильно применяя принцип «размазывания» с помощью фитингов больших сосредоточенных нагрузок по поясам и тонкостенным силовым элементам [18].

Показываются продольные разрезы по местам крепления основных опор шасси, продольные разрезы гондол и пилонов двигателей.

Поперечные разрезы и сечения рекомендуется давать по наиболее характерным местам размещения нагрузки и по силовым элементам фюзеляжа:

— по кабине экипажа с видом на приборную доску;

— по нише размещения передней опоры;

— по силовому шпангоуту крепления центроплана крыла;

— типовое сечение по пассажирской кабине и багажному отсеку;

— поперечный или продольный разрез по нише основных опор шасси в выпущенном и убранном положениях;

— по силовому шпангоуту крепления киля;

— по силовому шпангоуту крепления стабилизатора (с механизмом перестановки стабилизатора);

— по силовому шпангоуту крепления балок пилонов двигателей (кормовая силовая установка);

— по отсекам оборудования, вооружения;

— даётся продольный разрез гондолы двигателя.

Некоторые из этих сечений и разрезов могут объединяться на одном совмещенном виде.

9. ЦЕНТРОВКА САМОЛЁТА

Разработка компоновки самолёта сопровождается обязательной проверкой его центровки – определением положения центра масс самолёта относительно средней аэродинамической хорды крыла, что оценивается относительной координатой

$$\overline{X}_{\text{М}} = \frac{x_{\text{М}} - x_{\text{А}}}{b_A},$$

где $X_{\text{М}}$ – координата по оси X центра масс самолёта;

$X_{\text{А}}$ – координата носка средней аэродинамической хорды.

Центровка самолёта ($\overline{X}_{\text{М}}$) определяет характеристики устойчивости и управляемости самолёта и должна лежать в строго заданном диапазоне допустимых центровок $\overline{\Delta X}_{M\,доп}$:

$$\overline{\Delta X}_{M\ \text{доп}} = \overline{X}_{M\ \text{пер}} \div \overline{X}_{M\ \text{зад}}$$

где $\overline{X}_{\text{М пер}}$ – допустимая величина передней центровки, которая ограничивается эффективностью продольного управления на взлёте и посадке;

$\overline{X}_{\text{М зад}}$ – допустимая задняя центровка – ограничивается минимальным запасом продольной статической устойчивости

$$\overline{\Delta X} = -m_z^{c_y} = \overline{X}_M - \overline{X}_{\text{ф}};$$

$\overline{X}_{\text{ф}}$ – относительная координата фокуса самолёта.

Использование переставного, подвижного или управляемого стабилизатора сдвигает вперед границу допустимой передней центровки, расширяя тем самым диапазон эксплуатационных центровок самолёта.

Использование автоматики в канале продольного управления современных самолётов (манёвренных и неманёвренных) позволяет до минимума снижать запасы продольной статической устойчивости (вплоть до нулевых и даже отрицательных значений – полёт на статически нейтральном или неустойчивом самолёте). Для неманёвренного

самолёта это существенно уменьшает потери качества на балансировку и повышает топливную эффективность самолёта, а для истребителя позволяет также повысить его манёвренность.

9.1 Выбор допустимого диапазона центровок

Допустимый интервал значений (диапазон центровок) зависит от схемы самолёта и, в первую очередь, от формы крыла в плане, а также от параметров органов продольного управления. Положение границ допустимого диапазона обычно определяется расчётом продольной устойчивости и управляемости самолёта. На ранних этапах проектирования, когда этих расчётов еще нет, допустимый диапазон центровок выбирается приближенно, опираясь на статистические сведения.

В табл. 9.1 для справки приведены значения предельно передних (п п) и предельно задних (п з) центровок (в процентах от b_A) большого числа пассажирских и транспортных самолётов разных типов, размеров и разного назначения. Используя эту таблицу, можно, выбрав за прототип близкий по схеме самолёт (форма крыла в плане, тип стабилизатора, количество и размещение двигателей), назначить примерные границы допустимого диапазона центровок проектируемого самолёта: $(\overline{X}_{M\ пер} \div \overline{X}_{M\ зад})$.

Допустимый разбег центровок в принятом диапазоне может составлять:

(20–25)%b_A – для пассажирских и транспортных самолётов;

(10–15)% b_A – для самолётов военных.

Начальная или исходная центровка полностью загруженного самолёта (m_0) должна лежать примерно в середине этого принятого допустимого диапазона, обычно в пределах:

0,20 – 0,25 – для самолётов с прямым крылом;

0,26 – 0,30 – для самолётов со стреловидным крылом;

0,32 – 0,36 – для самолётов с треугольным крылом.

Таблица 9.1. Значения предельно передней и предельно задней центровок самолётов

Самолёт	Число и тип двигателей	$\bar{X}_{м\,п.п}$, %	$\bar{X}_{м\,п.з}$, %	Тип стабилизатора
«Джет Коммандер» 1121	2хТРДД	20,0	36,0	Неподвижный
Лир Джет 25	2хТРДД	9,0	30,0	Неподвижный
Хокер Сиддли НВ-1251 А/1В	2хТРДД	18,0	37,5	Неподвижный
Дассо «Мистер»20F	2хТРДД	14,0	28,5	Подвижной
HFB «Ганза» 1121	2хТРДД	11,7	23,0	Неподвижный
Фоккер VFW F28 Мк1000	2хТРДД	17,0	37,0	Подвижной
BAC 1-11 серия 400	2хТРДД	14,0	41,0	Подвижной
Сюд Авиасьон «Каравелла» 10R	2хТРДД	25,0	41,5	Неподвижный
Макдонел Дуглас DC-9/10	2хТРДД	15,0	40,0	Подвижной
Макдонел Дуглас DC-9/33F	2хТРДД	3,1	34,7	Подвижной
Боинг 737/100	2хТРДД	15,0	35,0	Подвижной
Эирбас А-300В2	2хТРДД	11,0	31,0	Подвижной
Локхид 1011 «Тристар»	3хТРДД	12,0	32,0	Подвижной
Боинг 707/120	4хТРДД	16,0	34,0	Подвижной
Боинг 720/022	4хТРДД	15,0	31,0	Подвижной
Боинг 747/200В	4хТРДД	12,5	32,0	Подвижной
Макдонел Дуглас DC-8/21	4хТРДД	16,5	32,0	Подвижной
Локхид С-141А	4хТРДД	19,0	32,0	Подвижной
Локхид С-5А	4хТРДД	19,0	41,0	Подвижной
Сессна 172, нормальная категория	1хПД	15,6	36,5	Неподвижный
Сессна 177, нормальная категория	1хПД	5,0	28,0	Управляемый
Сессна 177, общего пользования	1хПД	5,0	18,5	Управляемый

9.2 Расчёт центровок

Для расчёта центровок разрабатывается центровочный чертеж и составляется центровочная ведомость.

9.2.1 Центровочный чертеж

Изображается боковая проекция самолёта и под ней его плановая проекция с правой половиной крыла или только одна половина крыла с точной привязкой средней аэродинамической хорды к носку фюзеляжа. Хорда b_A переносится на боковую проекцию с точным показом ее положения по высоте самолёта с учетом угла заклинения крыла $\alpha_{зак}$ и угла поперечного V крыла.

На боковой проекции показываются опоры шасси в выпущенном и убранном положениях, земля на стоянке – касательно к колесам шасси с учетом стояночного угла самолёта ψ, земля при посадке – касательно к хвостовой части фюзеляжа. Обязательно показывается угол опрокидывания самолёта φ. Наносятся оси координат: ось X – или по оси самолёта, или вдоль земли при стоянке; ось Y – перпендикулярно оси X и касательно к носку фюзеляжа.

Все массы самолёта, занесённые в сводку масс, разбиваются на 20 – 30 весовых точек, имеющих определенную массу m_i каждая. Все точки нумеруются и наносятся на боковую проекцию чертежа с точным положением их относительно осей координат. Положение точки должно примерно совпадать с центром масс включенных в нее грузов. Отдельно составляются весовые точки, образующие массу пустого самолёта, и точки, входящие в переменную нагрузку. Увеличение количества точек повышает точность расчёта центровки. Поэтому крупные агрегаты самолёта следует разбивать на несколько весовых точек (отсеков).

Весовые точки пустого самолёта:

— фюзеляж: 2 – 3 точки (носовой отсек, цилиндрический отсек, хвостовой отсек);

— крыло: 1 – 2 симметричные точки на каждой консоли;

— оперение – по одной точке для горизонтального и вертикального оперений;

— шасси: выпущенное и убранное положение передней и основных опор;

— силовая установка: по одной точке на каждую пару симметричных гондол;

— вся масса оборудования распределяется по весовым точкам фюзеляжа;

— оборудование силовой установки: распределяется по гондолам двигателей.

Центры масс крыла и оперения располагаются примерно на (40 – 50) % средних геометрических хорд, отсеков фюзеляжа – в центре тяжести проекции отсека.

Переменная нагрузка (пассажиры, багаж, топливо, платные грузы, боевая расходуемая нагрузка) должна разбиваться как минимум на две точки каждая – впереди и позади центра масс самолёта. Весовые точки экипажа, стюардесс – в соответствии с размещением их на самолёте.

Центр масс в первом приближении считается расположенным в точке на $¼b_A$ от носка этой хорды.

Весовые точки переменной нагрузки:

— экипаж;

— стюардессы;

— пассажиры – по числу салонов; минимум две точки (спереди и позади от $¼b_A$);

— багаж – по числу багажных отсеков;

— топливо: минимум две точки – спереди и сзади от $¼b_A$.

9.2.2 Центровочная ведомость

Все весовые точки заносятся в центровочную ведомость (табл. 9.2); [1, с.205].

Таблица 9.2. Центровочная ведомость самолёта

№	Название точки	m_i	X_i	m_iX_i	Y_i	m_iY_i
1						
2						

Вначале записываются весовые точки пустого самолёта, затем точки переменной нагрузки.

В таблице указываются номера точек, название грузов, входящих в каждую точку, масса груза, координаты точки по осям X и Y и статические моменты m_iX_i, m_iY_i.

После заполнения центровочной ведомости определяются координаты центра масс самолёта по осям X и Y для всех возможных в эксплуатации вариантов загрузки самолёта:

$$X_M = \frac{\sum m_i X_i}{\sum m_i};$$

$$Y_M = \frac{\sum m_i Y_i}{\sum m_i}.$$

Каждый вариант загрузки характеризуется своим набором (комбинацией) весовых точек переменной нагрузки, для которого выполняется суммирование масс и статических моментов.

Координату по оси Y можно определять только для одного основного варианта загрузки – для полной взлётной массы m_0, полагая, что во всех других вариантах загрузки она меняется мало.

Центровка по оси X пересчитывается в относительное расстояние центра масс самолёта относительно носка средней аэродинамической хорды:

$$\overline{X}_M = \frac{X_M - X_A}{b_A};$$

где X_A – координата по оси X носка средней аэродинамической хорды.

9.3 Обязательные варианты центровок

Расчёт центровок проводится для следующих обязательных вариантов загрузки самолёта:

1) взлётная масса самолёта шасси выпущено (ШВ); шасси убрано (ШУ);
2) посадочная масса самолёта – ШВ; ШУ;
3) перегоночный вариант (без целевой нагрузки с дополнительным запасом топлива) – ШВ; ШУ;
4) посадочная масса перегоночного варианта – ШВ; ШУ;
5) пустой самолёт на стоянке (ШВ) – проверка самолёта на опрокидывание;

для магистральных самолётов в этом случае дополнительно учитывается обслуживающий персонал в хвостовом отсеке (400 кг); абсолютная координата Хм сравнивается с координатой точки опрокидывания самолёта на хвост относительно основных опор шасси;

6) крайняя передняя центровка – ШВ; ШУ;
7) крайняя задняя центровка – ШВ; ШУ.

В последних двух вариантах рассматриваются случаи неполной загрузки самолёта целевой нагрузкой и топливом. В первом случае учитывается часть этих нагрузок, расположенная впереди центра масс самолёта, а во втором случае – позади центра масс самолёта. Если в этих вариантах центровка выходит за допустимые пределы, то записывается указание о желательном размещении пассажиров, багажа и топлива при неполной загрузке самолёта.

После расчёта центровки для всех вариантов загрузки составляется сводная таблица центровок и определяется диапазон эксплуатационных центровок самолёта.

На центровочном чертеже показываются предельно переднее и предельно заднее положения центра масс (ЦМ) самолёта на высоте $Y_м$. Из точки предельно заднего положения ЦМ строится угол выноса главных опор γ, а также показываются стояночный угол ψ и угол опрокидывания самолёта φ.

Дополнительные рекомендации по выполнению центровки самолёта можно найти в [1, с.203–215].

9.4 Исправление центровки

Если для исходного или начального варианта загрузки (полная взлётная масса) центровка не попадает в рекомендуемый в разделе 9.1 (или в [1, с.207]) диапазон, то исправить центровку можно одним из следующих способов:

— перекомпоновкой грузов; перемещение груза массой m_i из начального положения $X_{iнач}$ в новое $X_{iнов}$ смещает центровку самолёта $\overline{\Delta X}_м$ на величину

$$\overline{\Delta X}_M = \frac{m_i}{m_0} \cdot \frac{X_{i\,нач} - X_{i\,нов}}{b_A};$$

— небольшим, в пределах 2–3 градусов, изменением угла стреловидности крыла;

— небольшим изменением параметров хвостового оперения;

— самым радикальным методом исправления центровки является перемещение фюзеляжа со всеми расположенными в нём грузами относительно крыла.

Потребная величина перемещения фюзеляжа находится следующим образом. По найденной центровке исходного варианта определяется потребное перемещение ЦМ самолёта $\Delta X_м$ в точку, лежащую в середине желаемого диапазона центровок на b_A. Подсчитывается суммарная масса фюзеляжной группы грузов – $m_ф$. В эту группу не включается масса основных опор шасси, которые связаны с крылом углом выноса γ и при перемещении фюзеляжа должны оставаться на месте, даже если они крепятся на фюзеляже. Потребное перемещение фюзеляжа определяется выражением

$$\Delta X_ф = \frac{m_0}{m_ф} \Delta X_M \text{ (м)}.$$

9.5 Центровочный график

После расчёта центровок строится центровочный график [1, с.212–214], на котором показывается перемещение центра масс самолё-

та относительно b_A в процессе загрузки самолёта и во время полёта. График строится в координатах $b_A - m_i$. На оси Y показывается относительная шкала для b_A, а по оси X – абсолютные значения масс весовых точек переменной нагрузки и суммарная масса самолёта.

На графике отмечаются значения предельно допустимых передней и задней центровок, а также центровка переваливания (опрокидывания) самолёта на земле.

За начальную точку загрузки принимается центровка пустого самолёта. Из этой точки последовательно показывается перемещение ЦМ самолёта по мере загрузки его весом каждой весовой точки переменной нагрузки – экипаж со снаряжением, багаж в каждом багажном отсеке, пассажиры по салонам, топливо по группам баков, уборка шасси. После полной загрузки центр масс самолёта попадает в точку с координатами m_0 и $\bar{X}_{M0}$ (ш в). Затем учитывается изменение центровки после уборки шасси – $\bar{X}_{M0}'$ (ш у) – с этой центровкой начинается полёт.

Перемещение центровки в полёте определяется порядком (программой) выработки топлива. Эта программа должна обеспечить полёт на возможно большем участке крейсерского режима с минимальными запасами статической устойчивости и с минимальными потерями качества на балансировку, т.е. с центровкой как можно ближе к допустимой задней центровке. Это условие легко выполняется в случае использования балансировочных топливных баков в хвостовой части самолёта (например, в киле).

В последнюю очередь должно вырабатываться топливо из концевых крыльевых баков, обеспечивая разгрузку крыла.

В справочнике [3, с.499] дано описание центровочного графика иного типа, который используется в эксплуатации самолётов. Он позволяет достаточно просто и точно определять перед вылетом центровку каждого самолёта при известных параметрах его загрузки – число и размещение пассажиров, вес и размещение багажа и платного груза, запас и размещение топлива.

По результатам расчёта центровки проводится окончательное уточнение аэродинамической схемы, компоновки и размеров самолёта, что служит основой для разработки чертежа общего вида самолёта.

10. РАЗРАБОТКА ЧЕРТЕЖА ОБЩЕГО ВИДА И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ САМОЛЁТА

Разрабатывается чертёж общего вида самолёта в трёх проекциях; он выполняется в полном соответствии с действующими стандартами в электронной форме с последующей распечаткой.

Составляется техническое описание самолёта, включающее перечень его основных параметров и характеристик с указанием особенностей конструкции агрегатов планера, систем управления, оборудования и силовой установки.

10.1 Чертеж общего вида

После завершения всех расчётов и уточнений выполняется чертёж общего вида самолёта в трёх проекциях на белой бумаге стандартного формата (обычно А1) с использованием стандартного масштаба: 1:10, 1:20, 1:50, 1:75; 1:100, 1:200.

Основные проекции: боковой вид слева, под ним – вид в плане, вид спереди – в правой верхней части чертежа. На последних двух проекциях разрешается обрывать часть правого крыла.

На чертеже показываются: контуры внешнего вида всех агрегатов самолёта, видимые границы или контуры всех элементов, подвижно закрепленных на основных агрегатах: рули, элероны, закрылки (только видимая часть), предкрылки, интерцепторы, гасители подъемной силы крыла, тормозные щитки, аэродинамические гребни, запилы, триммеры, сервокомпенсаторы, фонари кабины экипажа, окна, входные и грузовые двери, аварийные выходы и люки, створки шасси, антенны, опоры шасси и щитки в выпущенном положении, элементы внешней подвески – баки, ракеты, контейнеры и т.п.

Не показываются: технологические и эксплуатационные разъёмы агрегатов, раскрой листов и панелей обшивки, надписи на агрегатах, оси силовых элементов.

На всех проекциях обязательно показываются **оси самолёта** и следующие размеры (**мм**):

боковая проекция – полная длина и высота самолёта, длина и высота (миделя) фюзеляжа, база шасси, угол опрокидывания самолёта, угол стреловидности киля по линии четвертей хорд, стояночный угол самолёта;

плановая проекция – размах крыла и горизонтального оперения, ширина миделя фюзеляжа, расстояние между осями двигателей, углы стреловидности крыла и горизонтального оперения по линии четвертей хорд;

вид спереди – колея шасси, диаметры винтов, углы поперечного V крыла, горизонтального оперения, килей, допустимый угол крена при посадке.

Справа над штампом чертежа дается перечень основных сведений о самолёте под заголовком «Технические характеристики самолёта», включающий следующие данные:

1.	Наименование, назначение самолёта	
2.	Лётно–технические характеристики	
—	максимальная скорость	км/ч;
—	крейсерская скорость на $H_{кр}$	км/ч;
—	дальность полёта с полной коммерческой нагрузкой	км;
—	максимальная дальность полёта (с $m_{1ком}$)	км;
—	практический потолок	м;
—	вертикальная скорость у земли	м/с;
—	посадочная скорость (скорость захода на посадку)	км/ч;
—	длина разбега	м;
—	длина пробега	м;
3.	Массовые характеристики	
—	взлётная масса	кг;
—	посадочная масса	кг;
—	коммерческая нагрузка (число пассажиров)	кг (чел);
—	масса боевой расходуемой нагрузки	кг;
—	масса пустого самолёта	кг;
—	масса топлива	кг;
—	массовая отдача по полной нагрузке	-;
—	массовая отдача по коммерческой нагрузке	-;
—	удельная нагрузка на крыло	даН/м^2;
4.	Геометрические характеристики	
—	площадь крыла	м^2;
—	удлинение крыла	-;

—	сужение крыла	-;
—	средняя аэродинамическая хорда крыла	м;
—	площади оперения г о/в о	$м^2$;
—	плечи оперения г о/в о	м;
5.	Характеристики двигателей	
—	тип и количество двигателей;	
—	суммарная статическая тяга (мощность) у земли	даН (кВт);
—	масса двигателя	кг;
—	удельный вес двигателя	даН/кВт (ТВД);
—	удельный расход топлива	кг/даН ч;
—	стартовая тяговооружённость самолёта;	
6.	Прочие данные	
—	экипаж;	
—	тип ВПП;	
—	максимальная эксплуатационная перегрузка;	
—	коэффициент топливной эффективности;	
—	вооружение и боевая нагрузка.	

10.2 Техническое описание самолёта

Общие сведения. Включают назначение, схему самолёта, условия эксплуатации, перечень основных технических характеристик, описание компоновки, модификации самолёта, серийность.

Конструкция планера. Содержит описание конструктивно-силовой схемы крыла, фюзеляжа, оперения, шасси, особенности аэродинамических форм, геометрических и относительных параметров агрегатов, механизации крыла, органов управления, размещения пассажиров, грузов, входных и аварийных дверей, конструкции и кинематики уборки шасси, применяемых материалов, размещения и характеристик технологических и эксплуатационных разъёмов, характеристики ресурса планера.

Управление самолётом. Описываются принципиальная схема управления самолётом, степень автоматизации, резервирование и обеспечение безопасности, командные рычаги и проводка управления.

Оборудование и системы самолёта. Перечисляются применяемое приборное, радиоэлектронное, электрическое, погрузочно-

разгрузочное, аварийно-спасательное оборудование, вооружение и его варианты. Описываются особенности и работа систем: топливной, гидравлической, противопожарной, противообледенительной, жизнеобеспечения экипажа и пассажиров.

Силовая установка. Указываются тип, количество и размещение применяемых двигателей, их основные параметры и характеристики, конструкция крепления, реверсирования и управления.

11. ПЕРСПЕКТИВЫ КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Практика проектирования сложных технических систем показывает, что решающее значение в эффективности будущей системы и ее жизнеспособности имеет этап проектирования, и в особенности начальный этап – выбор концепции, выбор основных параметров. По оценкам специалистов именно этот этап в шкале важности или значимости решений может составить до 50-70% успешности проекта (рис. 11.1).

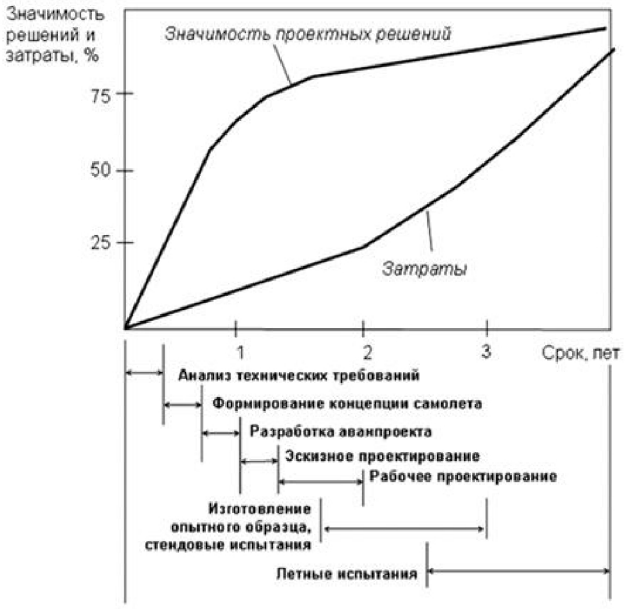


Рис. 11.1. Относительная значимость проектных решений и доля затрат по стадиям разработки

Жизненный цикл самолёта – это длинный путь от замысла, имеющегося задела в фундаментальных исследованиях в области аэродинамики, термодинамики, материаловедения, САПР и др., многочисленных работ, посвященных изучению рынка сбыта, оценки имеющихся ресурсов и технологий, включая результаты поиска перспективных источников энергии и новых принципов работы энергоустановок, от

технологического и конструкторского заделов конкретного предприятия … до утилизации отработавших свой срок изделий.

Смоделировать этот сложный процесс «жизни» самолёта с учетом неизбежных изменений конъюнктуры рынка, включая появление новых систем, изменение приоритетов и логистики, внедрение новых технологий, материалов, оборудования, систем и многого др., с достаточной степенью достоверности практически невозможно. Неопределённость проектной информации и в ряде случаев её избыточность (точнее, невозможность её обработки и структурирования для осмысленного представления и использования) и противоречивость существенно затрудняют принятие решения.

Современные методы проектирования нацелены на раскрытие или снятие неопределенности, на исследование устойчивости выбранных решений к возможным изменениям исходных данных, выбранных приоритетов и критериев эффективности. Повышение достоверности оценки эффективности будущего самолёта (авиационного комплекса) во многом определяется опытом, специфичным для каждого предприятия, создающего эту сложную технику. Сюда относятся: конструкторский и технологический задел, накопленный опыт создания и доводки подобных образцов, материальная и финансовая оснащенность, информационное и, что особенно важно, кадровое обеспечение. Здесь, как и везде, кадры решают все. Опыт, знания, талант и «вкус» конструктора делают самолёт красивым, и только тогда обрекают его на успех.

Таким же красивым, как и самолёт, является и интегральный критерий – стоимость жизненного цикла самолёта, который учитывает всю совокупность затрат на маркетинг, НИР, ОКР, проектирование, производство, эксплуатацию и утилизацию. Но прогнозный характер большинства оценок, опирающийся на ретроспективу, конкурирует с точностью получаемого результата. Связь исследуемых технических параметров самолёта с критерием стоимости жизненного цикла не явная, опосредованная через лётно-технические характеристики (ЛТХ) самолёта, применяемые технологии и пр., а может и вообще не осознаваться или не учитываться при проектировании. Во всем также важно видеть и участие непредсказуемого человеческого фактора, его пристрастия, ответственности, способности.

Декомпозиция, присущая процессу проектирования, традиционно трансформирует и систему критериев оценки самолёта до уровня их вычисляемости. Поэтому уровень концептуального проектирования гражданских самолётов чаще всего оценивают по весовому и аэродинамическому совершенству, включая экономические показатели, такие

как себестоимость перевозок и стоимость лётного часа, и экологические требования по шуму и эмиссии. В составе критериев самолётов военного и специального назначения присутствуют такие особенности, как малозаметность, манёвренность, стоимость боевого вылёта и пр.

Как известно, центр авиационной науки в нашей стране – это ЦАГИ им. Н.Е.Жуковского. Ведущиеся в нем исследования перспектив развития авиационной техники базируются на применении эффективной технологии концептуального проектирования. В основе этих исследований – последовательное наращивание научно-технического задела, поиск новых технических решений, широкое применение методов и средств САПР (рис. 11.2), расширение их возможностей в использовании систем трехмерной компоновки самолёта в соответствии с принципами CALS-технологий.

Рис. 11.2. Концептуальное проектирование пассажирского самолёта в ЦАГИ

Наряду с повышением эффективности самолётов традиционных схем, их конструкции, силовой установки и систем в ЦАГИ ведутся исследования новых путей развития авиации. Среди них – разработка нетрадиционной авиационной техники, которая может обеспечить качественный скачок по сравнению с эволюционным совершенствованием. Проведенное в ЦАГИ исследование концепции пассажирского самолёта с аэродинамической схемой «летающее крыло» показало возможность существенного снижения эксплуатационных расходов.

Большое внимание в поиске новых концептуальных решений уделяется оценке их практической эффективности, на которую делает ставку проектант. Для этого осуществляют математическое моделирование различных вариантов, проводят многочисленные эксперименты, в том числе в аэродинамических трубах, на испытательных станциях, стендах и в лабораториях, лётные испытания моделей. В качестве при-

мера на рис. 11.3 представлена отрабатываемая модель будущего самолёта схемы «летающее крыло» американской компании Boeing.

Рис. 11.3. Концептуальный самолёт X-48B компании Boeing на старте и на испытаниях в аэродинамической трубе

Поиск новых схем, отличных от нормальной или классической аэродинамической схемы, по мнению ряда специалистов, говорит о концептуальном кризисе, так как практически все транспортные самолёты построены именно по этой схеме. Хотя на авиационных выставках и салонах представлено огромное многообразие самолётной техники, в основном это принципиально одинаковые самолёты, отличающиеся лишь по эксплуатационно-технологическим признакам, но имеющие общие концептуальные решения и, соответственно, недостатки. Изящные решения по крылу, оперению, силовой установке и многому другому в новом концепт-проекте самолёта будущего компании Airbus, тем не менее, не могут скрыть традиционную аэродинамическую схему (рис. 11.4, а).

а)

б)

Рис. 11.4. Концептуальные проекты:
а) пассажирский самолёт будущего компании Airbus;
б) бразильский «бизнес-джет» MSJ

Так же как и традиционные решения внешней компоновки продолжают доминировать в новых проектах известного бразильского авиационного конгломерата Embraer. Концерн приступил к разработке двух концептуальных самолётов в связи с необходимостью заполнить пробел между двумя популярными моделями Phenom 300 и Legacy 600, имеющими большую разницу в цене ($7 и $26 миллионов). Стоимость двух новых самолётов: среднего (midsize jet, MSJ – рис. 11.4, б) и полулёгкого (midlight jet, MLJ) «бизнес-джетов», будет в среднем ценовом диапазоне. Модификация самолёта средних размеров MSJ будет на 1,5 м длиннее полулёгкого судна MLJ при равном размахе крыльев. На борту MSJ предусмотрены места для 8 пассажиров, дальность полёта до 4480 км, скорость – соответствующая числу M=0,8. Дальность полёта MLJ равна 3520 км, крейсерская скорость соответствует числу M=0,78 при той же пассажировместимости и высоте полёта, но меньшей длине взлётной дистанции.

Поиск аэродинамических преимуществ в новых самолётах продолжается. Так называемая "флюгерная утка", по мнению отечествен-

ных разработчиков (www.yuanaircraft.ru), позволяет реализовать концепцию недорогого и безопасного частного реактивного самолёта. В настоящее время проект такого самолёта уже находится в разработке: им станет шестиместный ЮАН-7 "Quick Flyer" (рис. 11.5, а), который сможет совершать полёты с максимальной дальностью 3-4 тыс. км на высоте 13-15 км с крейсерским числом М=0,7-0,8. По предварительным оценкам цена такого самолёта может составить $1,2-1,5 миллионов. Перспективная схема нашла свое воплощение и в двухместном легком самолёте ЮАН-4 "Quick Bird" (рис. 11.5, б).

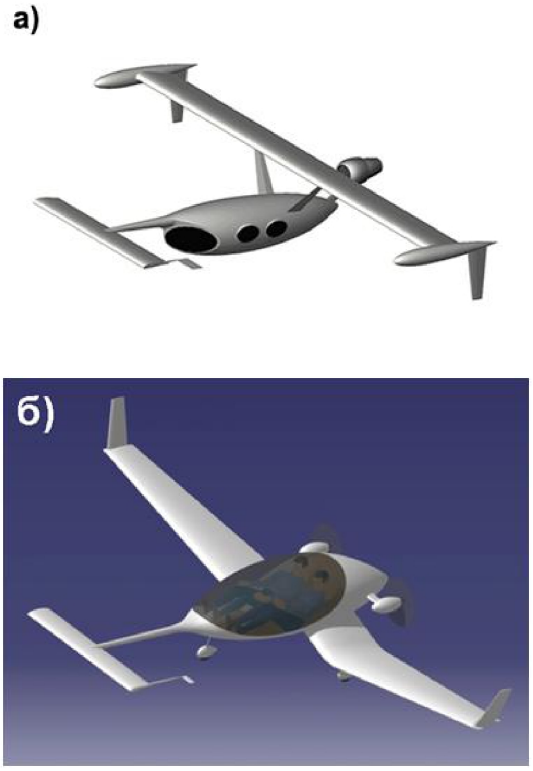


Рис. 11.5. "Флюгерная утка":
а) шестиместный ЮАН-7 "Quick Flyer";
б) лёгкий двухместный самолёт ЮАН-4 "Quick Bird"

Специалисты из Массачусетского технологического института и Кембриджского университета представили концептуальный проект бесшумного экологичного пассажирского самолёта SAX-40 (рис. 11.6),

который во многом похож на концепт X-48B компании Boeing. Разработчики планируют построить первый такой самолёт к 2030 году. Однако для этого им придется решить ряд серьёзных технических задач, главная из которых – разработка принципиально новой системы двигателей, которая может быть интегрирована в новый концептуальный проект авиалайнера.

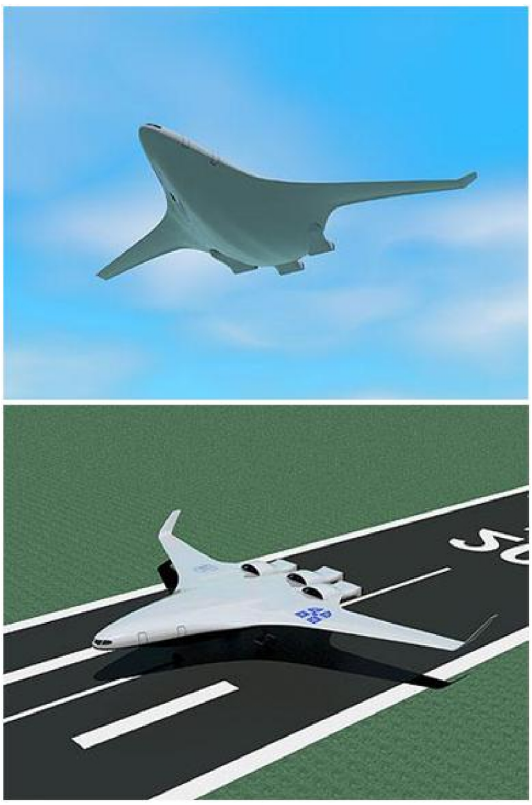


Рис. 11.6. Концептуальный проект бесшумного пассажирского самолёта SAX-40

К разработке концептуального проекта самолёта, шум которого будет практически не слышен за периметром лётного поля, группа ученых из известных университетов и более 30 компаний, включая Boeing и Rolls Royce, приступила в 2003 году. Планируется объединить крылья и фюзеляж в единую конструкцию, что позволит совершать взлёт и посадку на меньших скоростях, благодаря чему снизится шум и уменьшится потребление топлива. Новый самолёт лишится закрылков – ос-

новного источника шума при взлёте и посадке, а его двигатели будут встроены в корпус в отличие от традиционного способа размещения их под крыльями. Кроме того, сопла двигателей будут иметь возможность изменять свой размер во время полёта, что позволит уменьшать скорость реактивной струи во время взлёта и посадки и наращивать её при наборе высоты. Новый самолёт станет не только менее шумным, но и будет потреблять меньше топлива. По оценкам разработчиков авиалайнер, который проектируется для перевозки 215 пассажиров, будет иметь показатели на 25% лучше, чем современные самолёты.

Исследования новых схем на этапе концептуального проектирования самолёта проводятся и на высокоточных моделях, когда сужается проектная область переменных или проводятся выборочные расчётные исследования гипотетически выгодных схемных решений (рис. 11.7).

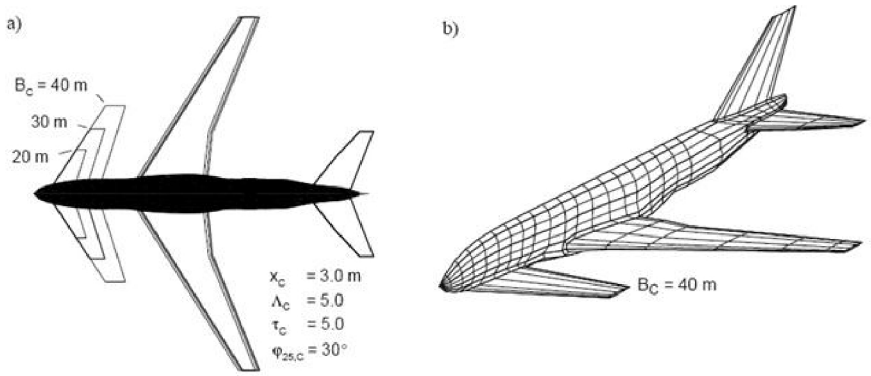


Рис. 11.7. Исследования аэродинамической схемы «утка» пассажирского самолёта [33]

Не менее интересное новое концептуальное транспортное средство под названием Transition представлено на рис. 11.8. Создатели его – специалисты небольшой американской компании Terrafugia (штат Массачусетс). Transition представляет собой летающий автомобиль, который легко может передвигаться по автодорогам, летать и помещаться в стандартном автомобильном гараже. Автомобиль разрабатывался с 2006 года, и свой первый полёт совершил 5 марта 2009 года. Способен ехать со скоростью до 105 км/ч по шоссе и летать с крейсерской скоростью 185 км/ч. Длина автомобиля 5,7 метра, высота 2,1 метра, ширина со сложенными крыльями 2 метра. Размах крыльев 8,4 метра.

Рис. 11.8. Концептуальное транспортное средство Transition

Проект Transition разработан таким образом, что крылья, необходимые в полёте, компактно складываются возле дверей и не мешают другим транспортным средствам при передвижении по магистралям. Также такая особенность позволяет легко помещать аппарат в гараж. В качестве силового агрегата в Transition использован бензиновый двигатель Rotax 912S мощностью 75кВт. Пока что салон самолёта-автомобиля рассчитан только на двух человек - пилота и пассажира. Средняя стоимость составляет 194 тысячи долларов США.

Ярким примером концептуального поиска решений для самолётов является стремление конструкторов найти более эффективные решения, чем жесткие и фактически однорежимные крылья. Жёсткие крылья, очевидно, не могут оптимально работать в разных режимах полёта. Это известно давно, и отсюда родилась идея морфинга — трансформации самолётных крыльев для большего их сходства с живыми. Причём в качестве прообразов используются не только птицы, но и рыбы. Над проектами морфинг-самолётов уже не первый год работают инженеры и учёные в разных компаниях и институтах. В идеале крылья нового поколения самолётов должны изменять свой размах до 50%, а также в широких пределах менять стреловидность, профиль поперечного сечения, угол поперечного V и другие основные геометриче-

ские параметры. Оценки аэродинамического и весового совершенства жёстких крыльев с изменяемым размахом проводятся в том числе и на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов (КиПЛА) СГАУ.

Университет Пенсильвании показал первые результаты своих исследований, в которых крылья самолёта изменяют форму, как крылья птицы, и закрыты чешуёй, как рыба (рис. 11.9). Крылья, способные плавно изменять свою форму в широких пределах, представляют интерес для коммерческих самолётов, истребителей и беспилотных разведывательных аппаратов (БПЛА). Как известно, задача разведывательных БПЛА - быстро добраться в удалённый район, а затем на небольшой скорости часами курсировать, передавая изображение с видеокамер.

Рис. 11.9. Проект морфинг-самолёта (университет Пенсильвании, США)

Морфинг-крылья, разработанные в университете Пенсильвании, могут менять и свою площадь, и форму поперечного сечения. Основа этих крыльев - изменчивая клеточная или сотовая силовая структура, выполняющая роль "костей и связок", а также сегментированная чешуйчатая "кожа". Многоугольные ячейки каркаса, расположенные вдоль верхней и нижней поверхностей крыла, могут складываться поразному, изгибая, таким образом, крылья вверх и вниз. Если их трансформировать согласованно, то меняется размах крыла.

Однако, несмотря на исследования в данном направлении, проведённые разными организациями в течение нескольких лет, пока всё-таки не созданы ни морфинг-истребители, ни беспилотные разведчики на основе гибких крыльев.

Работы в области альтернативных видов топлива и энергетических установок не прекращались с самого первого полёта самолёта, также как и исследования летательных аппаратов с машущими крыльями. Пример инновационного развития демонстрирует мировой лидер авиации общего назначения – американская компания Cessna Aircraft, которая совместно с компанией Bye Energy объявила о разработке и создании электрического двигателя для самолёта Cessna 172 Skyhawk (рис. 11.10).

Рис. 11.10. Легкий самолёт Cessna 172 Skyhawk

Самый массовый (с 1956 года их было построено свыше 43 000 самолётов) и самый безопасный самолёт в истории авиации может получить очередное перерождение. Использование альтернативных видов топлива в авиации общего назначения имеет свои перспективы и в России из-за дороговизны и малой доступности в регионах авиационного бензина.

Важным направлением в концептуальном проектировании является использование полученных на этом этапе результатов в последующих этапах создания самолёта без соответствующего переформатирования данных, а также возможность легкого и быстрого внесения изменений в уже разработанный концепт. Использование CALS-технологии и CAD/CAM/CAE систем в сочетании с базами данных и знаний позволит в перспективе создать интеллектуальную САПР предварительного проектирования самолёта [32]. Онтологический анализ предметной области «самолёт», структурирование и формализация самого процесса создания самолёта позволят разработать механизмы заполнения информационной матрицы, описывающей эту сложную техническую систему, и в итоге автоматизировать этап концептуального проектирования самолёта, превратив компьютер из вычислителя в интеллектуального помощника.

В CALS-технологиях применяют средство для обеспечения коллективной работы со сложными сборками, обеспечивающее контроль взаимосвязей и прохождения изменений, управление ассоциативными связями между моделями деталей в сборке. Применяемые технологии являются базой для параметрического моделирования изделия любой сложности. Механизм управляемой ассоциативной связи между геометрическими моделями дает возможность объединить концептуальное проектирование и детальное конструирование таким образом, чтобы изменения на концептуальном уровне автоматически отражались бы на уровне не только отдельных деталей, но и на вторичных технологических моделях. Можно создать «концептуальный» шаблон, который принято называть управляющей структурой, определяющий наиболее существенные параметры изделия, от которых зависят его функциональные характеристики. Используя этот шаблон для построения отдельных деталей, можно построить модель, которая допускает параметрические исследования с высокой степенью детализации. Это дает инструмент быстрого и точного анализа влияния различных параметров на характеристики изделия.

В СГАУ на кафедре КиПЛА ведутся работы по трехмерному моделированию самолёта на этапе концептуального проектирования в системе CATIA. На рис. 11.11 показана построенная на основе данных технического задания поверхностная модель проекта пассажирского самолёта. Исходными данными являлись выбранные безразмерные параметры крыла, фюзеляжа, оперения и вычисленные значения площади крыла и диаметра фюзеляжа.

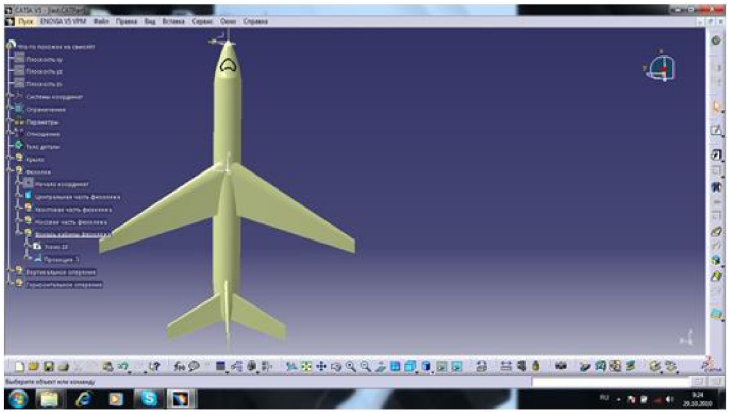


Рис. 11.11. Геометрическая модель проекта пассажирского самолёта в системе CATIA

Разработанный в Московском авиационном институте (Государственном техническом университете - МАИ) программный комплекс позволяет осуществлять: построение внешних обводов фюзеляжа на основании внутренней компоновки; продольную компоновку салона с учетом требований комфортности полёта пассажиров; передачу данных в CAD-систему SolidWorks для дальнейшей проработки проекта самолёта (рис. 11.12).

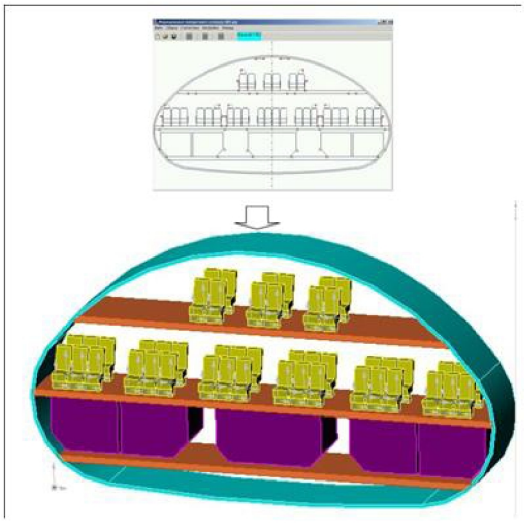


Рис. 11.12. Компоновка пассажирской кабины в системе SolidWorks [34]

Управление процессом проектирования сложных технических объектов в среде CAD/CAM/CAE, независимо от стадии проекта, осуществляется под управлением PDM-систем на основе технологии параллельного проектирования. Методы и инструментальные средства PDM-систем позволяют в процессе проектирования и компоновки конструкции, систем и оборудования сложных технических объектов организовать совместную работу специалистов разных подразделений и технических направлений, т.е. осуществить технологию параллельного проектирования. Для этого формируется модель распределения пространства проекта, которая предназначена для всестороннего рассмотрения и детального анализа принимаемых решений по конструкции, системам и оборудованию будущего сложного технического объекта специалистами различных подразделений и технических направлений предприятия, а также представителями предприятий соразработчиков и

поставщиков систем и оборудования (рис.11.13). Наличие модели распределения пространства проекта позволит на более ранних этапах проектирования:

— привлечь представителей Заказчика для отработки окончательных технических требований к проекту сложного технического объекта;

— без привлечения больших производственных ресурсов внести в проект необходимые изменения и уточнения;

— учесть требования опытного и серийного производства, а также особенности технического обслуживания.

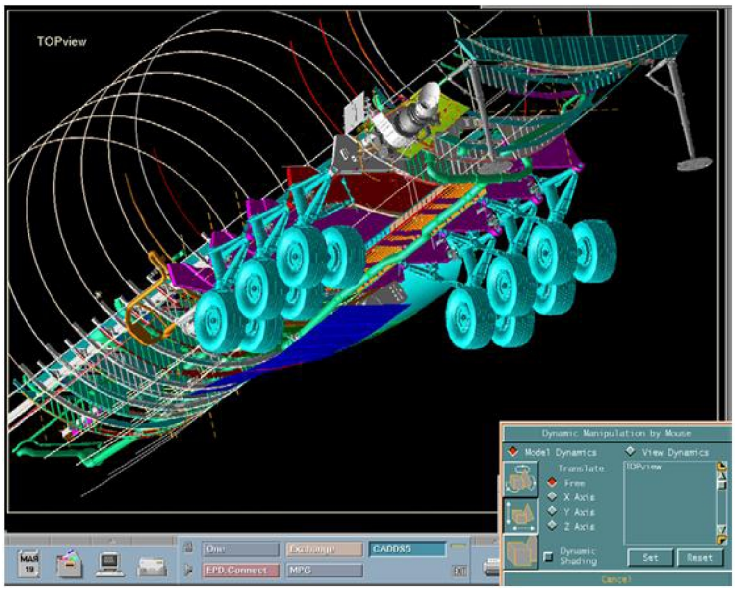


Рис. 11.13. Визуализация модели распределения пространства в среде CAD/CAM/CAE [35]

Полноценный электронный курс, предназначенный для обучения студентов и магистрантов концептуальному проектированию самолёта, в нашей стране пока не разработан. Хотя отдельные разделы компьютеризированы и имеются в авиационных университетах: СГАУ, МАИ, КГТУ им. А.Н. Туполева. Из зарубежных разработок магистрантам можно рекомендовать доступный (бесплатный) Интернет-курс Стенфордского университета по концептуальному проектированию самолёта (Aircraft Design: Synthesis and Analysis), в котором отражены все основные разделы, описанные, в том числе, и в данном учебном пособии, но с учетом той специфики и того опыта преподавания, кото-

рый сложился в американском университете. Курс построен таким образом, что после выбора и определения всех основных параметров и характеристик самолёта имеется возможность получить упрощенный вид самолёта в плане и его объемную картинку (рис. 11.14) [29].

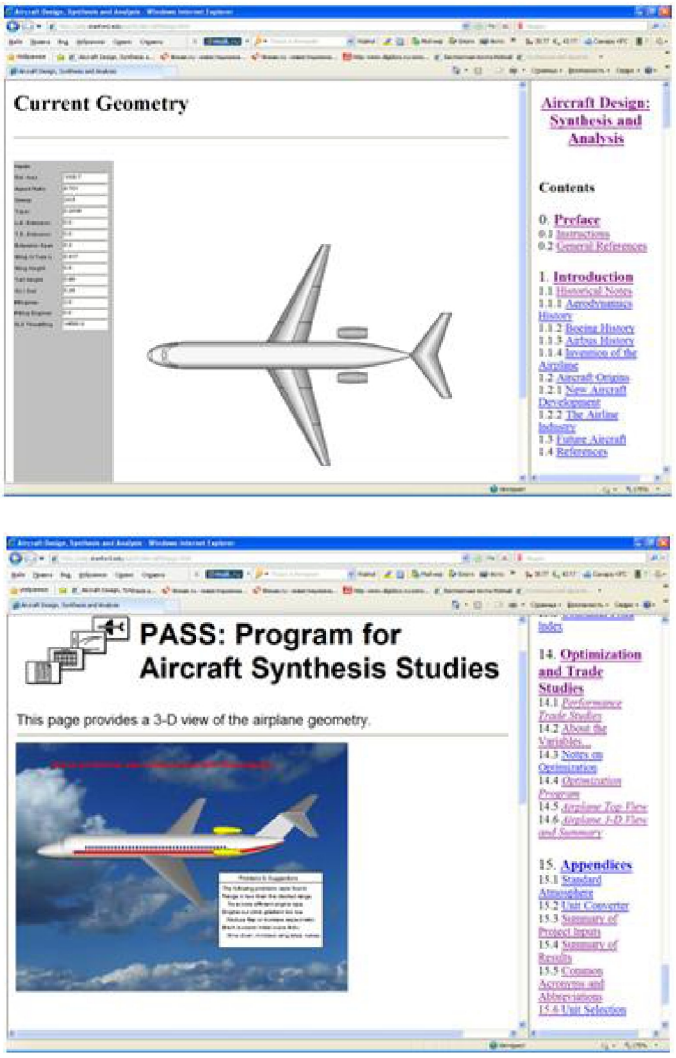


Рис. 11.14. Результаты концептуального проектирования в Интернет - версии Aircraft Design: Synthesis and Analysis

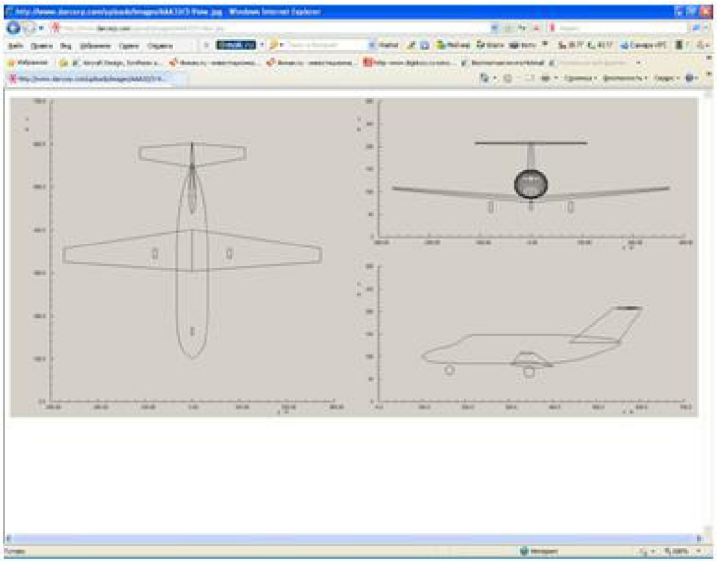
This material is based on course notes for a graduate level course in aircraft design at Stanford University. The course involves individual aircraft design projects with problem sets and lectures devoted to various aspects of the design and analysis of a complete aerospace system. Students select a particular type of aircraft to be designed and, in two academic quarters, define the configuration using methods similar to those used in the aircraft industry for preliminary design work. Together with the vehicle definition and analysis, basic principles of applied aerodynamics, structures, controls, and system integration, applicable to many types of aerospace problems are discussed. The objective of the course is to present the fundamental elements of these topics, showing how they are applied in a practical design.

This internet-based version of Aircraft Design: Synthesis and Analysis is an experiment. It is a new type of textbook whose pages may be distributed throughout the world and access able via the world-wide-web. The text will be evolving and new items will be added continually.

Программа Advanced Aircraft Analysis (AAA) является в определенной степени отраслевым стандартом программного обеспечения для предварительного проектирования самолёта. Разработанная и поддерживаемая американской компанией DARcorporation, AAA установлена в более чем 45 странах (в России пока её нет) и используется в крупнейших авиационных вузах, производителями самолётов и военными организациями по всему миру. В основном AAA специализирована на проектирование малых гражданских, военных (истребители) и транспортных самолётов (рис. 11.15). http://www.darcorp.com/Software/AAA/.

В программе AAA есть практически все основные блоки, необходимые для подготовки, расчёта и оценки первого рисунка самолёта, в том числе расчёт стоимости жизненного цикла самолёта.

Современные достижения в области математического моделирования, в прикладных авиационных науках и практика проектирования позволяют существенно сократить сроки и средства на отработку новых образцов. Тем не менее стремление найти эффективное решение приводит к расширению области поиска, что приводит к увеличению затрат. Концентрация ресурсов на наукоёмких направлениях есть способ добиться успехов в выбранном направлении. За рубежом задачи такого масштаба по силам известным консорциумам, университетам и крупным компаниям с государственной поддержкой. В Российской Федерации помимо ЦАГИ важную роль играет Объединенная авиастроительная корпорация (ОАК), а также отраслевые НИИ и проектные организации, национальные исследовательские университеты.



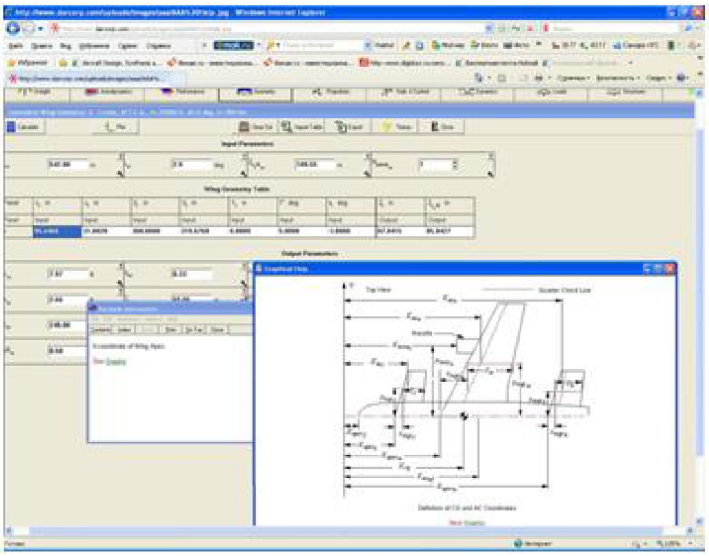


Рис. 11.15. Результаты концептуального проектирования административного самолёта в AAA

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Таблица А.1. Основные данные самолётов

	Самолёты				
1	Наименование самолёта, фирма, страна, год выпуска				
2	Экипаж				
	Характеристики силовой установки				
3	Тип двигателей, количество (n), тяга P_0 (даН), мощность N_0 (кВт)				
4	Удельный расход топлива $C_{р0}$ (кг/даНч), C_{e0} (кг/кВтч)				
5	Степень двухконтурности m				
6	Удельный вес двигателя $\gamma_{дв} = \frac{m_{дв}g}{10P_0}$, ($\gamma = \frac{m_{дв}g}{10N_0}$, даН/кВт)				
	Массовые характеристики самолёта				
7	Взлётная масса m_0, кг				
8	Масса коммерческой (боевой) нагрузки $m_{ком}$, кг				
9	Масса пустого самолёта $m_{пуст}$, кг				
10	Масса топлива $m_Т$, кг				
11	Удельная нагрузка на крыло $p_0 = \frac{m_0 g}{10S}$, даН/м^2				
12	Весовая отдача $K_{полн} = \frac{m_0 - m_{пуст}}{m_0}$ или $K_{ком} = \frac{m_{ком}}{m_0}$				
13	Тяговооруженность (энерговооруженность) самолёта $\overline{P}_0 = \frac{10P_0}{m_0 g}$; ($\overline{N}_0 = \frac{10N_0}{m_0 g}$)(кВт/даН)				
	Геометрические характеристики				
14	Площадь крыла S, м^2				
15	Размах крыла ℓ, м				
16	Удлинение крыла λ / сужение крыла η				
17	Угол стреловидности крыла χ^0				
18	Относительная толщина $\overline{C}_0$				
19	Диаметр фюзеляжа $D_ф$, м / удлинение фюзеляжа $\lambda_ф$				
20	Удлинение носовой / хвостовой части фюзеляжа $\lambda_{н\,ч}$ / $\lambda_{х\,ч}$				
21	Относительное расстояние от носа фюзеляжа до центральной хорды крыла $\overline{\ell}_ц$				
22	Площадь горизонтального оперения $S_{г\,о}$,м^2/ $\overline{S}_{г\,о}$				
23	Удлинение ГО / сужение ГО $\lambda_{г\,о}$ / $\eta_{г\,о}$				
24	Угол стреловидности ГО $\chi_{в\,о}$				
25	Плечо ГО $L_{г\,о}$, м / $\overline{L}_{го} = \frac{L_{г\,о}}{b_A}$				
26	Коэффициент статистического момента ГО $A_{г\,о} = \overline{S}_{г\,о}\overline{L}_{г\,о}$				
27	Площадь вертикального оперения $S_{в\,о}$, м^2 / $\overline{S}_{в\,о}$				
28	Удлинение ВО / сужение ВО $\lambda_{в\,о}$ / $\eta_{в\,о}$				

29	Угол стреловидности ВО $\chi_{в\,о}$				
30	Плечо ВО $L_{г\,о}$ м / $\overline{L}_{в\,о} = \frac{L_{в\,о}}{\ell}$				
31	Коэффициент статистического момента ВО $A_{в\,о} = \overline{S}_{в\,о}\overline{L}_{в\,о}$				
32	Относительная колея шасси $\overline{B} = \frac{B}{\ell}$				
33	Относительная база шасси $\overline{b} = \frac{b}{\ell_ф}$				
	Лётные характеристики				
34	Максимальная скорость на заданной высоте полёта V_{max}/H, $\frac{км/ч}{м}$				
35	Крейсерская скорость на заданной высоте полёта $V_{кр}/H_{кр}$, $\frac{км/ч}{м}$				
36	Посадочная скорость или скорость захода на посадку $V_{пос}$ ($V_{з\,п}$), км/ч				
37	Дальность полёта с полной коммерческой нагрузкой $L_р$, км				
38	Дальность полёта с уменьшенной нагрузкой L_{max}, км				
39	Длина разбега $\ell_{разб}$ (или длина ВПП $L_{ВПП}$), м				
40	Скороподъёмность V_{y0}, м/с				
41	Потолок $H_п$, м				
	Прочие данные				
42	Число пассажиров $n_{пас}$				
43	Габариты грузовой кабины *BxHxL*, мхмхм				
44	Тип ВПП				
45	Топливная эффективность $k_{топ}$, г/пас км (г/т км)				
46	Вооружение				
47	Расчётная перегрузка n_{max} (n_A)				
48	Стоимость полёта				

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

ВЕСОВЫЕ ФОРМУЛЫ ЗАРУБЕЖНЫХ ФИРМ

Ниже приведены весовые формулы, которые используются рядом ведущих зарубежных авиационных конструкторских фирм [30].

Истребители/штурмовики

(сводка обозначений приводится после всех формул):

$$m_{\text{крыло}} = 0{,}0334K_{dw}K_{vs}(m_0n_p)^{0{,}5}S^{0{,}622}\lambda^{0{,}785}(\bar{c}_0)^{-0{,}4}(1 + +\eta)0{,}05(\cos\chi)-1Sупр.кр0{,}04;$$

$$m_{\text{го}} = 12{,}541\left(1 + \frac{\text{В}_\text{ф}}{\ell_{\text{го}}}\right)^{-2}(0{,}001m_0n_p)^{0.26}S_{\text{го}}^{0{,}806};$$

$$m_{\text{во}} = 0{,}506K_{rht}\left(1 + \frac{h_{\text{го}}}{h_{\text{во}}}\right)^{0{,}5}(m_0n_p)^{0.488}S_{\text{во}}^{0{,}718}\text{M}^{0{,}341}L_{\text{во}}^{-1}(1 + +SPHSво)0{,}348\lambda во0{,}223(1+\eta)0{,}25(\cos\chi во)-0{,}323;$$

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

$$m_{\text{осн.опоры}} = 19{,}706K_{cb}K_{tpg}(m_{\text{пас}}n_{\text{р пас}})^{0{,}25}h_{\text{оо}}^{0{,}973};$$

$$m_{\text{нос.опоры}} = 3{,}579(m_{\text{пас}}n_{\text{р пос}})^{0{,}29}h_{\text{но}}^{0{,}5}N_{\text{но}}^{0{,}525};$$

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

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

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

где KD, LS и LD определяются по рис. Б.1.

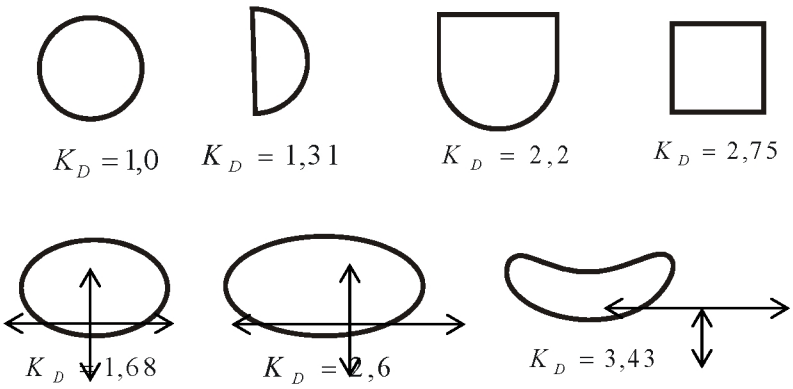


Рис. Б.1. Геометрические параметры воздухозаборников

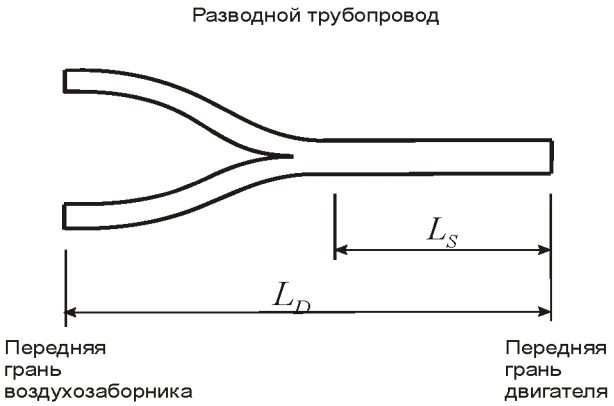


Рис. Б.2. Разводной трубопровод

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

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

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

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

$$m_{\text{система запуска}} = 0{,}0207 \mathrm{P}_0^{0{,}76} n_{\text{дв}}^{0{,}72};$$

$$m_{\text{топливная система и баки}} = 56{,}575 V_{\text{Т}}^{0{,}47} \left(1 + \frac{V_{\text{Б}}}{V_{\text{Т}}}\right)^{-0{,}095} \times$$
$$\times (1 + + \frac{V_{\text{БΣ}}}{V_T}) N_{\text{Б}}^{0{,}066} n_{\text{дв}}^{0{,}052} (0{,}001 \sum P_0 \cdot C_{p0})^{0{,}249};$$

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

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

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

$$m_{\text{электрооборудование}} = 87{,}96 \text{К}_{\text{тс}} N^{0{,}152} n_{\text{эк}}^{0{,}1} L_{\text{пров}}^{0{,}1} n_{\text{ген}}^{0.091};$$

$$m_{\text{измерительная аппаратура}} = 3{,}63 + 16{,}5 n_{\text{дв}}^{0{,}676} N_{\text{Б}}^{0{,}237} +$$
$$+ 11{,}98 (1 + n_{\text{эк}\,i})^{1.356};$$

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

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

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

$$m_{\text{погрузочно–разгрузочное оборудование}} = 0{,}00032 m_0;$$

Грузовые/транспортные самолёты:

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

$$m_{\text{го}} = 0{,}051 \text{К}_{\text{го}} (1 + \frac{B_{\text{ф}}}{\ell_{\text{го}}})^{-0{,}25} m_0^{0{,}639} n_p^{0{,}1} S_{\text{го}}^{0{,}75} L_{\text{го}}^{-0{,}296} \times$$
$$\times (\cos \chi_{\text{го}})^{-1} \lambda_{\text{г.т}}^{0{,}166} (1 + \overline{S}_{\text{рв}})^{0{,}1};$$
$$m_{\text{во}} = 0{,}0094 (1 + \frac{h_{\text{го}}}{h_{\text{во}}})^{0{,}225} m_0^{0{,}556} n_p^{0{,}536} L_{\text{во}}^{0{,}375} S_{\text{во}}^{0{,}5} \times$$
$$\times (\cos \chi_{\text{во}})^{-1} \lambda_{\text{во}}^{0{,}35} (\overline{\text{c}}_0)^{-0{,}5};$$

$$m_{\text{ф}} = 0{,}6093 K_{\text{двер}} K_{\text{ш}} \left(m_0 n_p\right)^{0{,}5} L_{\text{кф}}^{0{,}25} S_{\text{ф.ом}}^{0{,}302} (1 + k_{ws})^{0.04} (\frac{L_{\text{кф}}}{H_{\text{ф}}})^{0{,}1}.$$

Для фюзеляжа с цилиндрической средней частью:

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

Для фюзеляжа с некруглой формой поперечного сечения расчёт $S_{\text{ф ом}}$ проводится в соответствии с п. 6.3 [2, с.488]:

$$m_{\text{осн опора}} = 0{,}0396 K_{mp} m_{\text{пос}}^{0{,}888} n_{p\ \text{пос}}^{0{,}25} h_{\text{оо}}^{0{,}4} N_{\text{коо}}^{0{,}321} N_{\text{оо}}^{-0{,}5} V_c^{0{,}1};$$

$$m_{\text{нос опора}} = 0{,}155 K_{\text{пр}} m_{\text{пос}}^{0{,}646} n_{\text{р пос}}^{0{,}2} h_{\text{но}}^{0{,}5} N_{\text{кно}}^{0{,}45};$$

$$m_{\text{группа гондол}} = 1{,}3444 K_{ng} L_{\text{гонд}}^{0{,}1} B_{\text{гд}}^{0{,}294} n_p^{0{,}119} m_{\text{дв}\Sigma}^{0{,}611} n_{\text{дв}}^{0{,}984} S_{\text{гд ом}}^{0{,}224}.$$

Найденное значение учитывает систему подвода воздуха. $S_{\text{гд ом}}$ может быть определена в соответствии с п. 6.3 [2, с.488]:

$$m_{\text{управление двигателями}} = 2{,}27 n_{\text{дв}} + 1{,}19 L_{\text{дв}};$$

$$m_{\text{система запуска}} = 34{,}22 (0{,}001 n_{\text{дв}} m_{\text{дв}})^{0{,}541};$$

$$m_{\text{топливная система}} = 32{,}024 V_{\text{Т}}^{0{,}606} \left(1 + \frac{V_{\text{Б}}}{V_{\text{Т}}}\right)^{-1} (1 + \frac{V_{\text{БΣ}}}{V_{\text{Т}}}) N_{\text{Б}}^{0{,}5}.$$

Отметим, что объём топливных баков VБ должен превышать суммарный объём топлива минимум на 5% из-за расширения топлива. Объём топливных баков приближенно может быть определен в соответствии с п.6.3 [2, с.490]:

$$m_{\text{управление полётом}} = 132{,}86 N_{\text{ф}}^{0{,}554} \left(1 + \frac{N_{\text{аф}}}{N_{\text{ф}}}\right)^{-1} S_{\Sigma p}^{0{,}2} \times$$
$$\times (I_y \times 10^{-6})^{0{,}07};$$

$$m_{\text{ВСУ установленная}} = 2{,}2 m_{\text{ВСУ поставляемая}};$$

$$m_{\text{измерит.аппаратура}} = 3{,}705 K_r K_{tp} n_{\text{эк}}^{0{,}541} n_{\text{дв}} (L_{\text{ф}} + 1)^{0{,}5};$$

$$m_{\text{гидросистема}} = 0{,}3691 N_{\text{ф}} (L_{\text{ф}} + 1)^{0{,}937};$$

$$m_{\text{электрооборудование}} = 4{,}989N^{0{,}782}L_{\text{пров}}^{0{,}346}n_{\text{ген}}^{0{,}1};$$

$$m_{\text{авионика}} = 1{,}707m_{\text{ав нетто}}^{0{,}983};$$

$$m_{\text{отделка}} = 0{,}2122n_{\text{эк}}^{0{,}1}m_{\text{нагр}}^{0{,}393}S_{\text{ф.ом}}^{0{,}75};$$

$$m_{\text{система кондиционирования}} =$$
$$= 263{,}56n_{\text{чел}}^{0{,}25}(0{,}001V_{\text{герм}})^{0{,}604}m_{\text{ав нетто}}^{0{,}1};$$

$$m_{\text{проивообледенительная система}} = 0{,}002m_0;$$

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

$m_{\text{погрузочно–разгрузочное оборудование}} = 11{,}72S_{\text{гр.пола}}$ – для военных грузов.

Самолёты авиации общего назначения:

$$m_{\text{крыло}} =$$
$$= 0{,}1427S^{0{,}758}m_{\text{Т кр}}^{0{,}0035}\left(\frac{\lambda}{cos^2\chi}\right)^{0{,}6}q^{0{,}006}\eta^{0{,}04}\left(\frac{100\bar{c}}{\cos\chi}\right)^{-0{,}3}(n_p m_0)^{0{,}49};$$
$$m_{\text{го}} =$$
$$= 0{,}044(n_p m_0)^{0{,}414}q^{0{,}168}S_{\text{го}}^{0{,}896}\left(\frac{100\bar{c}}{\cos\chi}\right)^{-0{,}12}\left(\frac{\lambda}{cos^2\chi_{\text{го}}}\right)^{0{,}043}\eta_{\text{го}}^{-0{,}02};$$

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

$$m_{\text{ф}} = 0{,}126S_{\text{ф.ом}}^{1{,}086}(n_p m_0)^{0.177}L_{\text{ф}}^{-0{,}051}\times$$
$$\times (L_{\text{кф}}/H_{\text{ф}})^{-0{,}072}q^{0{,}241} + m_{\text{гер}};$$

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

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

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

$$m_{\text{топливная система}} = 64{,}74V_{\text{Т}}^{0{,}726}\left(1+\frac{V_{\text{Б}}}{V_{\text{Т}}}\right)^{-0{,}363}N_{\text{Б}}^{0{,}242}n_{\text{дв}}^{0{,}517};$$

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

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

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

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

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

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

Обозначения в формулах:
$\bar{c}_0$ – относительная толщина корневого сечения крыла;
η – сужение крыла;
λ – удлинение крыла;
$\lambda_{\text{ф}}$ – удлинение фюзеляжа;
χ - стреловидность крыла по четверти САХ;
$B_{\text{гд}}$ – ширина гондолы, м;
$B_{\text{ф}}$ – конструкционная ширина фюзеляжа, м;
$B_{\text{ф}}^{\text{го}}$ – ширина фюзеляжа в месте пересечения с ГО, м;
$C_{\text{р0}}$ – удельный расход топлива двигателя при максимальной тяге;
$D_{\text{дв}}$ – диаметр двигателя, м;
$D_{\text{ф}}$ – диаметр фюзеляжа, м;
$h_{\text{во}}$ – высота ВО над фюзеляжем, м;
$h_{\text{го}}$ – высота ГО над фюзеляжем, м;
$h_{\text{го}}/h_{\text{во}}$ = 1,0 – для Т-образной схемы; 0,0 – для других схем;
$h_{\text{но}}$ – длина носовой опоры шасси, м;
$h_{\text{оо}}$ – длина основной опоры шасси, м;
$H_{\text{ф}}$ – конструкционная высота фюзеляжа, м;
$I_x = \frac{lm_0\bar{R}_x^2}{4g}$ – момент инерции по крену, кг·м^2;
$I_y = \left(\frac{1+L_{\text{кф}}}{2}\right)^2\frac{m_0\bar{R}_y^2}{4g}$ – момент инерции по рысканию, кг·м^2;

$I_z = \frac{L_{кф}^2 m_0 \bar{R}_z^2}{4g}$ – момент инерции по тангажу, кг·м^2,

где $\bar{R}_x$, $\bar{R}_y$, $\bar{R}_z$ – безразмерные радиусы инерции. Значения безразмерных радиусов инерции можно найти в табл. Б.1.

Таблица Б.1. Безразмерные радиусы инерции

Класс самолёта	$\bar{R}_x$	$\bar{R}_y$	$\bar{R}_z$
Винтовой с одним двигателем	0,25	0,38	0,39
Винтовой с двумя двигателями	0,34	0,29	0,44
Административный реактивный самолёт 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
Военный реактивный учебно-тренировочный	0,22	0,14	0,25
Реактивный истребитель	0,23	0,38	0,52
Тяжёлый реактивный бомбардировщик	0,34	0,31	0,47
Летающее крыло (типа B-49)	0,32	0,32	0,51
Летающая лодка	0,35	0,32	0,41

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

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

K_D – коэффициент канала (см. рис. Б.1);

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

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

K_{mc}=1,45, если после отказа требуется завершение полёта, =1,0 в остальных случаях;

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

K_{ng}=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_{rht}=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;

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

K_y – радиус инерции самолёта по тангажу, $K_y \approx 0{,}3 L_{г\,о}$ м;

K_z – радиус инерции самолёта по рысканию, $K_z \approx L_{в\,о}$ м;

l – размах крыла, м;

$L_{бан}$ – длина бандажа турбины, м;

$L_{в\,к}$ – длина выхлопного канала, м;

$L_{гд}$ – длина гондолы, м;

$l_{г\,о}$– размах горизонтального оперения, м;

$L_{го}$, $L_{во}$ – плечо горизонтального и вертикального оперения, м; расстояние от четверти САХ крыла до четверти САХ соответствующего оперения;

$L_{дв}$ – 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. рис. Б.2);

L_S – длина одиночного канала, м (см. рис. Б.2);

$L_ф$ – длина всего фюзеляжа, м;

M- число Маха;

m_0 – расчётная масса самолёта, кг;

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

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

$m_{\text{дв}\Sigma}$ – масса двигателя и содержимого, кг (на гондолу), равна $2{,}156 m_{\text{дв}}^{0{,}901} K_p K_{tr}$;

$m_{\text{герм}}$ – увеличение массы за счёт герметизации; $m_{\text{герм}} = 5{,}4 + +4{,}6(V_{\text{герм}}\Delta P)^{0{,}271}$, где ΔP – избыточное давление в гермокабине, МПа (обычно 0,055 МПа);

$m_{\text{нагр}}$ – максимальная масса нагрузки, кг; равна $m_{\text{боев}}$ – для истребителя, штурмовика, бомбардировщика, $m_{\text{ком}}$ – для пассажирского самолёта, $m_{\text{гр}}$ – для транспортного самолёта;

$m_{\text{пос}}$ – расчётная посадочная масса самолёта, кг, обычно $m_{\text{пос}}$=0,85m_0;

$m_{\text{т кр}}$ – масса топлива, расположенного в крыле, кг;

$N_{\text{а ф}}$ – количество автоматических функций (обычно 0-2);

$N_{\text{Б}}$ – количество топливных баков;

$n_{\text{дв}}$ – количество двигателей;

$n_{\text{ген}}$ – количество генераторов (обычно равно $n_{\text{дв}}$);

$N_{\text{кпо}}$ – количество колёс передней опоры шасси;

$N_{\text{коо}}$ – количество колёс основного шасси на одной опоре;

$N_{\text{оо}}$ – количество стоек основного шасси;

$n_{\text{р}}$ – расчётная перегрузка; $n_{\text{р}}$=1,5$n_{\text{э}}$, $n_{\text{э}}$ – эксплуатационная перегрузка;

$n_{\text{р пос}}$ – расчётная перегрузка при посадке; $n_{\text{р пос}}$=1,5$n_{\text{шасси}}$. Для тяжелых самолётов $n_{\text{шасси}}$=2,5;

$N_{\text{с у}}$ – количество систем управления полётом;

$N_{\text{ф}}$ – количество функций, выполняемых органами управления (обычно 4-7);

$N_{\text{фгс}}$ – количество функций, выполняемых с помощью гидросистемы (обычно 5-15);

$n_{\text{чел}}$ – число людей на борту (экипаж и пассажиры);

$n_{\text{эк}}$ – число членов экипажа;

$n_{\text{экi}}$ =1,0, если один пилот; =1,2, если пилот плюс место сзади; =2,0 пилот и пассажир рядом;

N_{kva} – мощность электрооборудования (обычно 40-60 для транспортных самолётов, 110-160 для истребителей и бомбардировщиков);

P_0 – тяга одного двигателя, даН;

q – скоростной напор на крейсерском режиме, Н/м^2;

S – площадь крыла по трапеции (без наплывов, с подфюзеляжной частью), м^2;

$S_{\text{в о}}$ – площадь ВО, м^2;

$S_{\text{гд ом}}$ – площадь омываемой поверхности гондолы, м^2;

$S_{\text{гр пола}}$ – площадь грузового пола, м^2;

$S_{г\,о}$ – площадь ГО, м^2;

$S_{о\,з}$ – площадь поверхности, предусматривающей огнезащиту, м^2;

$S_{р\,в}$ – площадь руля высоты, м^2;

$S_{р\,н}$ – площадь руля направления, м^2;

$S_{\Sigma р}$ – суммарная площадь органов управления, м^2;

$S_{упр\,кр}$ – площадь органов управления, расположенных на крыле (элероны, интерцепторы), м^2;

$S_{ф\,ом}$ – площадь омываемой поверхности фюзеляжа, м^2;

$V_Б$ – объём используемых топливных баков, м^3;

$V_{\Sigma Б}$ – суммарный объём топливных баков, м^3;

$V_{герм}$ – объём гермокабины, м^3;

$V_с$ – скорость сваливания, $V_с = V_{зах}/1{,}3$ км/ч;

$V_т$ – суммарный объём топлива, м^3.

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Таблица В.1. Каталог авиационных колёс. Колёса тормозные

Шифр изделия	Размер шины, мм	Рабочее давление в шине, кгс/см^2	Стояночная нагрузка от взлётной массы, кг	Допустимая скорость при взлёте, км/ч	Допустимая скорость при посадке, км/ч	Эксплуатационная энергонагруженность тормоза, кгс м	Эксплуатационный тормозной момент, кгс м	Масса колеса, кг	Масса тормоза, кг
КТ239	476х178-6	3,5	935	126	123	54000	52	7,8**	-
КТ235	500х150-9	7,0	1400	140	126	39500	30	14,0	7,8
КТ236	500х150-9	3,0	560	150	130	23000	30	7,8**	-
КТ245	500х150-9	4,5	950	126	128	30500	60	6,3	4,7
КТ217	600х180	7,0	3210	-	80	46500	90	12,0**	-
КТ254	610х185-305	5,5	2080	196	220	294000	350	28,5**	-
КТ176	660х200	10,0	2600	290	270	490000	180	15,8	24,1
КТ240	660х200-356	12,0	3300	275	240	290000	265	42,0**	-
КТ251	680х260	12,0	2730	275	275	420000	355	58,0**	-
КТ228*	680х260	10,5	2900	360	310	-	9,9	22,0**	-
КТ231	810х320	5,5	4300	250	250	275000	500	20,5	22,0
КТ211М	840х290	21,0	9300	305	270	1200000	1050	43,5	69,5
КТ209	840х290	15,0	8800	330	310	1100000	720	33,0	61,5
КТ197*	840х290	11,0	6000	320	310	-	-	28,0**	-
КТ207	840х360	11,0	8800	310	342	1650000	650	34,0	75,0
КТ163Д	840х360	9,5	8800	300	265	430000	650	37,0	72,0
КТ218	880х315	6,5	5700	255	235	540000	510	26,0	36,0
КТ141Е	930х305	10,0	8000	325	280	750000	650	47,0	52,0
КТ263	950х300	12,0	8400	330	300	1100000	1200	40,7	43,0
КТ172	950х300	12,0	9100	380	320	800000	750	130,0**	-
КТ175	950х300	13,0	10000	405	350	1580000	740	55,8	67,2
КТ232	950х300Р-468	10,0	8370	200	175	652000	940	45,0	75,0
КТ229	950х300	6,0	6530	80	80	160000	265	44,0	19,1
КТ206	950х400	12,0	11000	420	300	1600000	1000	106,0**	-
КТ159Д	1030х350	17,0	15450	400	280	1650000	1250	60,9	63,6
КТ213	1030х350	19,0	19900	400	308	25000000	1700	134,0**	-
КТ196	1070х390-480Р	14,0	12000	325	280	1500000	1550	55,0	68,0
КТ186*	1080х400	14,5	15500	410	330	-	-	50,0	10,5

КТ159*	1100х330	7,0	5830	286	236	-	-	90,0	4,0
КТ216	1120х450	8,0	9500	300	300	2200000	1700	52,0	56,0
КТ166	1270х510	11,0	18375	330	300	3100000	2700	80,0	95,0
КТ158	1300х480	6,5	10500	330	280	926000	900	64,3	71,7
КТ171	1300х480	9,0	16470	350	300	200000	2000	90,0	127,0
КТ185*	1300х480	9,0	14700	350	300	-	-	80,0	12,0
КТ204	1300х480-560	11,5	187000	330	280	2300000	2300	83,3	91,0
КТ205*	1300х480	11,5	16300	330	280	-	-	90,0**	-
КТ106/3	1450х450	11,0	20000	330	260	2100000	2260	140,0	111,0

* Носовое колесо с тормозом подтормаживания.
** Масса колеса с тормозом.

Таблица В.2. Каталог авиационных колёс. Колёса нетормозные

Шифр изделия	Размер шины, мм	Рабочее давление в шине, кгс/см^2	Стояночная нагрузка от взлётной массы, кгс	Допустимая скорость при взлёте, км/ч	Масса колеса, кг
КН52	380х150-5	3,0	310	126	2,0
КН55	400х150-5	3,0	320	125	2,3
КН47	400х150-5	4,0	450	165	2,5
КН58	430х150-165	4,5	570	196	5,0
КН54	500х150-9	5,0	654	230	5,0
КН51	500х170-10	7,5	1000	235	7,5
КН36	570х140	17,0	2300	365	11,5
КН44	600х200	5,0	1600	240	7,8
КН46	620х180	7,5	1830	185	13,0
КН35	620х180	18-20	3000	335	13,0
КН38	620х180	5,0	1280	255	7,3
КН41	680х260	14,0	5600	350	25,0
КН39	1120х450	8,0	9500	300	36,0

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

ОСНОВНАЯ ЛИТЕРАТУРА

1. Проектирование самолётов [Текст] : [учеб. для вузов в обл. авиац. и ракет.-косм. техники по направлениям 160100 "Авиа- и ракетостроение", 160200 "Авиастроение" и специальностям 160201 "Самолёто- и вертолётостроение" и 160202 "Системы жизнеобеспечения и оборудование летат. аппаратов" / С. М. Егер и др. ; под ред. С. М. Егера] ; предисл. А. М. Матвеенко [и др.]. – 4-е изд. – М.: Логос, 2005. – 613 с.

2. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолётов [Текст]/ Э. Торенбик; пер. с англ. Е.П. Голубков. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.

3. Шейнин, В.М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолётов [Текст] / В.М. Шейнин, В.И. Козловский. – М.: Машиностроение, 1984. – 552 с.

4. Мышкин, Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники [Текст]: теория и практика / Л. В. Мышкин. – М.: Физматлит, 2006. – 304 с.

5. Житомирский, Г.И. Конструкция самолётов [Текст]: [учеб. для вузов по специальности "Самолёто- и вертолётостроение" направления подгот. "Авиастроение"] / Г. И. Житомирский. - 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 2005. – 405 с.

6. Машиностроение. Энциклопедия. [Текст] Т. 1V-21. Самолёты и вертолёты. Кн 2: Проектирование, конструкции и системы самолётов и вертолётов./ под ред. А.М. Матвеенко. – М.: Машиностроение, 2005.-752 с.

7. Комаров, В.А. Конструкция и проектирование несущих поверхностей летательных аппаратов [Текст] : учеб. пособие / В. А. Комаров. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2002. – 95 с.

8. Микеладзе, В.Г. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолётов и ракет [Текст]: справочник / В.Г. Микеладзе, В.М. Титов. – М.: Машиностроение, 1982. – 149 с.

9. Вислов, И.П. Проектирование легких и сверхлегких летательных аппаратов [Текст]: [учеб. пособие для вузов по специальности 160200 "Самолёто- и вертолётостроение"] / И. П. Вислов ; Федер. агентство по образованию, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева. – Самара: СГАУ, 2005. - 112 с.

10. Корольков, О.Н. Уравнение существования самолёта [Текст]: учеб. пособие / О. Н. Корольков. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2000. – 31 с.

11. Единые нормы лётной годности гражданских самолётов. – М.: Изд-во ЦАГИ, 1985. – 470 с.

12. Авиационные правила, часть 25/ Нормы лётной годности самолётов транспортной категории: МАК, 1994.

13. Авиационные правила, часть 23/ Нормы лётной годности гражданских легких самолётов: МАК, 1991.

14. Зрелов, В.А. Основные данные отечественных авиационных ГТД и их применение при учебном проектировании [Текст]: учеб. пособие / В. А. Зрелов, В. Г. Маслов. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 1999. – 159 с.

15. Иностранные авиационные двигатели [Текст] / под ред. В.А. Скибина. – М.: ЦИАМ, 2005. Вып.14 (копия) – 200 с.

16. Нападов А.П. Авиационные двигатели 90-х годов [Текст] / А.П. Нападов, К.А. Нападов. – Самара: СГАУ, 2006.

17. Машиностроение. Энциклопедия. [Текст] Т. 1V-21. Самолёты и вертолёты. Кн. 1: Аэродинамика, динамика полёта и прочность / под ред. А.М. Матвеенко. – М.: Машиностроение, 2005 – 800 с.

18. Корольков, О.Н. Проектирование местных усилений каркасных агрегатов самолёта [Текст]: учеб. пособие / О. Н. Корольков. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 1997. – 64 с.

ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ ЛИТЕРАТУРА

19. Средства спасения экипажа самолёта [Текст] / С.М. Алексеев, Я.В. Балкинд, А.М. Гершкович [и др.]. – М.: Машиностроение, 1975. – 431 с.

20. Шейнин, В.М. Проблемы проектирования пассажирских самолётов [Текст] / В.М. Шейнин, В.И. Козловский. – М.: Машиностроение, 1972. – 308 с.

21. Теория и практика проектирования пассажирских самолётов [Текст] / Акад. наук СССР, Отд-ние механики и процессов упр. ; редкол.: Г. В. Новожилов (отв. ред.) и др. - М. : Наука, 1976. - 439 с.

22. Кербер, Л.Л. Компоновка оборудования на самолёте [Текст] / Л.Л. Кербер. – М.: Машиностроение, 1976.

23. Егер, С.М. Основы авиационной техники [Текст] : [учеб. для вузов по направлению "Авиа- и ракетостроение"] / С. М. Егер, А. М. Матвеенко, И. А. Шаталов ; под ред. И. А. Шаталова. – 3-е изд., испр. и доп. – М. : Машиностроение, 2003. – 720 с.

24. Проектирование самолётов [Текст]: учеб. по спец. "Самолётостроение" для вузов / [А. А. Бадягин и др.]. – 2-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1972. – 514 с.

25. Бауэрс, П. Лётательные аппараты нетрадиционных схем [Текст] / П. Бауэрс – М.: Мир, 1992. – 320 с.

26. Юровицкий М.И. Компоновка кабин экипажа пассажирских самолётов [Текст] / М.И. Юровицкий. – М.: Машиностроение, 1988. – 208 с.

27. Выбор рациональных параметров ступенчатого крыла с учетом весовой и аэродинамической эффективности [Текст] / А.А. Вырыпаев, Д.М. Козлов, В.А. Комаров [и др.]. – Самара: Самар. госуд. аэрокосмич. ун-т, 2010. – 40 с. Деп. в ВИНИТИ 28.01.2010 №45-В2010.

28. Техническая информация, ОНТИ ЦАГИ. 1990 - 2010 гг.

29. Список Интернет-ресурсов по авиации:

29.1 http://www.cofe.ru.avia/

29.2 http://www.airwar.ru/
29.3 http://www.warplane.ru/
29.4 http://www.airx.ru/
29.5 http://www.avia.claw.ru/
29.6 http://www.aviapediya.ru/
29.7 http://www.combatavia.info/
29.8 http://www.flymachines.ru/
29.9 http://www.airwiki.ru/
29.10 http://www.pro-samolet.ru
29.11 http://adg.stanford.edu/aa241/AircraftDesign.html

30. Raymer, D.P. Aircraft design: A Conceptual Approach, AIAA Educational Series [Text] / D.P. Raymer. – Washington, DC, 1989. –745 p.

31. Егер, С.М. Основы автоматизированного проектирования самолётов [Текст]: учеб. пособие для студентов авиационных специальностей вузов / С.М. Егер, Н.К. Лисейцев, О.С. Самойлович. – М.: Машиностроение, 1986. – 232 с.

32. Боргест, Н.М. Автоматизация предварительного проектирования самолёта [Текст]: учеб. пособие / Н. М. Боргест. – Самара: Самар. авиац. ин-т, 1992. – 90 с.

33. Strohmeyer, D. Improvement of a Preliminary Design and Optimization Program for the Evaluation of Future Aircraft Projects [Text]/ D. Strohmeyer, R. Seubert. Reprint of the 7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, St. Louis, Sept. 15-18, 1998. AIAA Paper 98-4828.

34. Буряков, А.А. Концептуальные вопросы формирования геометрического облика фюзеляжа авиалайнера с использованием современного программного обеспечения // Электронный журнал «Прикладная геометрия». – Вып.7. – № 15 (2005). – С. 39-51.

35. Абрамов, Ю.В. Методологические основы формирования модели распределения пространства сложных технических объектов в среде CAD/CAM/CAE [Текст] / Ю.В. Абрамов // матер. междунар. конф. «Системы проектирования технологической подготовки производства и управления этапами жизненного цикла промышленного продукта»; CAD/CAM/PDM – 2001. – М.: Станкин, 2001. – С.70-82.

36. Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата [Текст] / В. В. Гуляев, О. Ф. Демченко, Н. Н. Долженков [и др.]; под ред. В. А. Подобедова. – М.: Машиностроение: Машиностроение-полёт, 2005. – 495 с.

37. Особенности проектирования легких боевых и учебно-тренировочных самолётов [Текст] / А. Н. Акимов, В. В. Воробьев, О. Ф. Демченко [и др.]; под ред. Н. Н. Долженкова, В. А. Подобедова. – М.: Машиностроение: Машиностроение-Полёт, 2005. – 367 с.

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 САМОЛЁТА

Учебное пособие

Редактор Т.К. К р е т и н и н а

Доверстка А.В. Я р о с л а в ц е в а

Подписано в печать 05.02.2013. Формат 60х84 1/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная. Печ. л. 7,5 .
Тираж 200 экз. Заказ .

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

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