

УДК 62-50(У)
П 791

39

КУЙБЫШЕВСКИЙ
ОРДЕНА ТРУДОВОГО
КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
имени С. П. КОРОЛЕВА



*О. Н. КОРОЛЬКОВ
Б. А. ЮДНЕВИЧ
Д. М. КОЗЛОВ
М. И. ВИЛЬЧЕН*

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ
САМОЛЕТА**

КУЙБЫШЕВ

1983

86

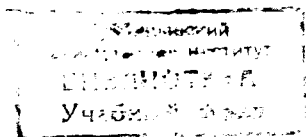
МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

КУЙБЫШЕВСКИЙ ОРДЕНА ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ им. академика С. П. КОРОЛЕВА

О. Н. Корольков, Б. А. Юркевич,
Д. М. Козлов, М. И. Вильчек

ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА

*Утверждено редакционным советом института
в качестве учебного пособия
по дипломному проектированию*



КУЙБЫШЕВ 1983

УДК 629.735.33.001.2

Корольков О. Н., Юлкович Б. А., Козлов Д. М., Вильчек М. И. **Проектирование самолета:** Учебное пособие. — Куйбышев: Куйбышевский авиационный институт, 1983. — 56 с.

В учебном пособии рассматривается последовательность проведения и содержание этапов эскизного проектирования самолета.

Пособие предназначено для студентов, выполняющих дипломный проект по кафедре «Конструкция летательных аппаратов», и может быть использовано при курсовом проектировании, а также в учебном процессе для специальностей 0535, 1610 и 0647.

Рецензенты: В. Я. Щеголев, кафедра конструкции и проектирования самолетов Казанского авиационного института

Под ред. проф. В. А. Комарова.

1. ЦЕЛЬ И ЗАДАЧИ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

1.1. НАЗНАЧЕНИЕ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТА

Дипломный проект представляет собой квалификационную работу, на основании которой Государственная экзаменационная комиссия (ГЭК) принимает решение о степени подготовленности инженера-механика по самолетостроению.

Общие положения о порядке выполнения и защиты дипломных проектов регламентируются инструкцией по преддипломной практике, дипломному проектированию и защите дипломных проектов в Государственной экзаменационной комиссии (приложение 1).

1.2. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Современное самолетостроение является одной из наиболее передовых отраслей народного хозяйства СССР. Существующий высокий уровень авиационной науки и техники, а также дальнейшее развитие гражданской и военной авиации требуют постоянного пополнения инженерных служб авиационных заводов, опытно-конструкторских бюро (ОКБ) и научно-исследовательских институтов (НИИ) новыми специалистами, всесторонне подготовленными для самостоятельного творческого решения сложных инженерных задач.

Решения XXV и XXVI съездов КПСС о повышении качества продукции и эффективности производства требуют от специалистов непрерывного совершенствования методов проектирования, постройки и эксплуатации авиационной техники, освоения и внедрения в практику новейших достижений отечественной и зарубежной науки. Для успешного выполнения этой главной задачи от специалистов, занятых проектированием и строительством авиационной техники, требуется системный подход к ре-

шению инженерных задач, учет большого количества взаимосвязанных факторов (аэродинамических, прочностных, весовых, экономических, технологических, эксплуатационных и т. д.), стремление к отысканию оптимальных решений, удовлетворяющих многочисленным и подчас противоречивым требованиям.

Непрерывное усложнение и, вместе с тем, удорожание авиационной техники влечет за собой значительное увеличение затрат от ошибок, допущенных на стадии проектирования и, следовательно, требует резкого повышения качества проектно-конструкторских работ.

Дипломный проект является первой комплексной инженерной работой будущего специалиста и должен удовлетворять вышеуказанным требованиям. Успешное выполнение дипломного проекта способствует развитию творческой инициативы дипломников, всестороннему освоению ими новейших достижений науки и техники, позволяет систематизировать и углубить знания специальных и общетехнических дисциплин, полученные за время учебы в институте, развивает навыки самостоятельного решения инженерных задач и, наконец, завершает подготовку специалистов к будущей работе в качестве инженеров-механиков по самолетостроению.

Приступая к выполнению дипломного проекта, студент составляет календарный график работы (приложение II).

1.3. СОДЕРЖАНИЕ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТА

Для выполнения поставленных целей предмет дипломного проектирования должен быть достаточно объемным, а круг решаемых задач в ходе проектирования — разнообразным.

Дипломный проект состоит из трех частей.

Первая часть — эскизный проект самолета в сокращенном объеме — проводится в три этапа:

предэскизное проектирование — включает в себя операции, выполняемые при разработке технического задания. На этом этапе дипломник проводит исследование проектной ситуации, сбор и обработку статистического материала, по однотипным самолетам, формулирует и обосновывает тактико-технические требования (ТТТ) к проектируемому самолету, определяет последовательность удовлетворения качественных требований;

предварительное проектирование, в которое включаются операции, выполняемые при разработке технического предложения. Здесь дипломник выбирает и обосновывает схему самолета, определяет взлетную массу и основные параметры самолета, подбирает двигатели, назначает состав бортового оборудования и его массу, проводит аэродинамический расчет и расчет продоль-

ной устойчивости самолета, намечает в первом приближении общий вид самолета.

эскизное проектирование. при котором дипломник разрабатывает аэродинамическую и объемную компоновку самолета, его силовую схему и схему членения, намечает конструкцию основных силовых стыков, проводит расчет центровки и уточняет общий вид самолета, составляет его техническое описание и, наконец, производит оценку спроектированного самолета.

Вторая часть дипломного проекта — проектирование какого-либо агрегата или системы разработанного самолета. На основании аэродинамических, весовых, производственно-экономических и эксплуатационных соображений дипломник обосновывает требования к проектируемому агрегату, выбирает конструктивно-силовую схему и выполняет теоретический чертеж агрегата или кинематическую (принципиальную) схему заданной системы. Затем определяются расчетные нагрузки, проводится прочностной расчет агрегата и выбранного узла, разрабатывается сборочный чертеж агрегата (с элементами внутренней компоновки), составляется спецификация, разрабатывается и обосновывается схема членения агрегата.

Далее дипломник составляет техническое описание спроектированного агрегата, обосновывает мероприятия по обеспечению надежности и ресурса, внедрению унификации и стандартизации элементов конструкции агрегата, разрабатывает директивный технологический процесс сборки и испытаний агрегата, конструкцию сборочного или испытательного приспособления, мероприятия по механизации и автоматизации сборочных и контрольных операций.

Третья часть проекта — спецтема — представляет собой углубленное исследование одной из проблем, связанных с проектированием заданного самолета. В качестве спецтемы могут быть проведены патентные исследования в той или иной области авиационной техники.

1.4. ТЕМАТИКА ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

В качестве объекта эскизного проектирования дипломникам предлагаются различные типы гражданских и военных самолетов. В отдельных случаях задания на дипломный проект предусматривают разработку эскизных проектов перспективных летательных аппаратов, например, экранопланов, самолетов с вертикальным взлетом и посадкой и т. д.

По ходу выполнения второй части проекта дипломникам предлагается разработать технический проект одного из агрегатов или систем.

1.5. СВЯЗЬ ПРЕДИПЛОМНОЙ ПРАКТИКИ С ПРОЕКТИРОВАНИЕМ

Задание на дипломный проект выдается студентам в первые две недели преддипломной практики. В период преддипломной практики студенты помимо выполнения всех заданий, предусмотренных программой практики, должны также выполнить основной объем работ этапа предэскизного проектирования, для чего необходимо:

тщательно ознакомиться с особенностями конструкции самолета, изготавливаемого на данном предприятии, с проведенными и предстоящими модификациями данной модели;

ознакомиться с материалами по эксплуатации самолетов, характером и интенсивностью отказов, мероприятиями, проводимыми для повышения надежности и ресурса самолета и агрегата, аналогичного предусмотренному заданием на дипломный проект;

собрать статистический материал и обработать его в соответствии с рекомендациями, указанными в пособии [2];

составить и обосновать ТТТ к проектируемому самолету, определить необходимую последовательность выполнения ТТТ при проектировании заданного самолета [2].

Для успешной работы над проектом рекомендуется во время преддипломной практики ознакомиться с методами решения или исследования проблем, касающихся специальной части проекта.

Выполнение перечисленных работ в период преддипломной практики позволит дипломникам рационально распределить время, отведенное на дипломное проектирование, максимально наполнить проект реальным содержанием, обеспечить глубокую проработку всех вопросов, решаемых в ходе проектирования, и, в конечном счете, создать необходимые предпосылки для выполнения дипломного проекта на уровне высоких требований, предъявляемых к инженерам-самолестроителям.

2. ПРЕДЭСКИЗНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ

Предэскизное проектирование включает следующие этапы: сбор статистики;

исследование проектной ситуации;

разработку тактико-технических требований;

определение последовательности выполнения ТТТ.

2.1. СБОР СТАТИСТИКИ

Проектирование нового самолета невозможно без учета достижений отечественного и зарубежного самолетостроения последних лет и без выявления тенденций дальнейшего развития

авиационной техники. Наряду с заданием на проектирование, анализом существующего положения в соответствующей области авиастроения, критическое осмысление предшествующего опыта создает основу для разработки ТТТ к проектируемому самолету и для выбора ряда параметров будущей конструкции. Указанной цели служит сбор и обработка статистического материала по однотипным самолетам.

Из специальных справочников и периодических изданий дипломнику следует выбрать 3—8 однотипных самолетов, выявить их основные летно-технические данные, весовые характеристики, схемные особенности и значения основных геометрических параметров. Перечень параметров и характеристик, включаемых в таблицу статистических данных уточняется применительно к типу проектируемого самолета. Например, для пассажирских самолетов дополнительно следует вносить в таблицу данные о длине пассажирской кабины, количестве салонов, количестве кресел в ряду, шаге кресел, методе погрузки—разгрузки багажа, количестве дверей и т. п., для истребителей необходимо указывать величину тяги и тяговооруженности с форсажом, высоту практического и динамического потолка.

По окончании эскизного проектирования в нижнюю строку таблицы статистических данных заносят данные спроектированного самолета.

В описаниях самолетов обычно не хватает многих геометрических размеров, поэтому в статистику следует включать самолеты, имеющие кроме описания схему в трех проекциях, по которой можно определять все недостающие геометрические параметры.

Анализ и обработка статистического материала позволяют обосновать требования к проектируемому самолету. При анализе статистики дипломник должен выявить тенденции развития данного класса самолетов и факторы, определяющие наличие этих тенденций. Одним из распространенных методов анализа статистических материалов является построение графиков, показывающих изменение важнейших характеристик и параметров самолета по годам.

2.2. ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЕКТНОЙ СИТУАЦИИ

Системный подход к проектированию самолетов требует рассмотрения параметров и характеристик проектируемого самолета не изолированно, а в рамках максимальной эффективности всей большой системы, частью которой является данный самолет. Так, например, пассажирский самолет является частью системы воздушных перевозок, а в более широком смысле —

частью всей транспортной системы нашей страны. Изменение парка пассажирских самолетов, внедрение самолетов с другими летно-техническими характеристиками существенно влияет на остальные звенья системы воздушных перевозок, и напротив, реконструкция аэропортов, расширение сети аэродромов, введение новых систем наземного обслуживания самолетов, новых методов погрузки—разгрузки багажа и грузов требует определенных изменений тех или иных параметров и типажа самолетов.

Основные задачи исследования проектной ситуации состоят в: изучении сложившейся ситуации в развитии данного вида авиации, класса или типа самолетов;

анализе перспектив развития этого вида авиационной техники (прогнозы развития пассажирского потока на линиях различной протяженности; изменение круга боевых задач, выполняемых самолетами данного типа, в сторону большей универсальности или более узкой специализации; моральное старение или техническая отсталость существующего самолетного парка; технический прогресс в авиации и появление условий для создания новых типов летательных аппаратов и т. д.);

определении имеющихся возможностей и путей существенного улучшения параметров нового самолета (новые материалы и конструкции, более совершенные двигатели, аэродинамические усовершенствования, использование более совершенного оборудования и вооружения и т. п.);

установлении возможных границ улучшения параметров и характеристик будущего самолета;

приближенной системной оценке нового самолета (основные изменения, которые внесет разработка и внедрение этого самолета в области производства, эксплуатации, окружающую среду):

примерной качественной и количественной оценке потребности в данном самолете.

Таким образом, основная цель исследования проектной ситуации заключается в обосновании потребности и технической возможности разработки проекта нового самолета.

Проводя исследование проектной ситуации, дипломник глубже осознает стоящие перед ним задачи. При недостатке количественной информации в дипломном проекте можно ограничиться качественным анализом.

2.3. РАЗРАБОТКА ТТТ

На основании проведенного исследования проектной ситуации и анализа статистики дипломник разрабатывает ТТТ к проектируемому самолету. Содержание ТТТ указывает те пара-

метры и характеристики, на получение которых должно быть направлено основное внимание проектировщика.

Состав ТТТ и методики их ранжирования приводятся в пособии [2].

3. ЭСКИЗНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ

3.1. ВЫБОР СХЕМЫ САМОЛЕТА

Схема самолета определяется количеством, взаимным расположением и формой основных агрегатов — крыла, оперения, фюзеляжа, шасси, а также типом, количеством и размещением двигателей и воздухозаборников. Схема любого самолета обусловлена его назначением и тактико-техническими требованиями. Главная проблема, которая решается на этом этапе, состоит в том, чтобы принятая схема наилучшим образом удовлетворяла этим требованиям.

Схема самолета характеризуется целым рядом относительных геометрических параметров, определяющих формы и взаимное расположение частей самолета. Обоснованный выбор этих параметров и составляет основное содержание работ при разработке схемы самолета.

В начальной стадии эскизного проекта выбор геометрических параметров схемы ведется достаточно приближенно с широким привлечением статистического материала и с использованием лишь качественных оценок. На более поздних стадиях проектирования по заданию руководителя или консультанта по экономике отдельные наиболее важные параметры схемы могут уточняться с использованием количественных критериев.

Выбор и обоснование каждого из основных параметров схемы самолета рекомендуется проводить в таком порядке:

1. Перечисляются важнейшие характеристики и свойства самолета, которые существенно зависят от выбираемого параметра.

2. Из полученного перечня на основании имеющегося списка тактико-технических требований выбираются одна—две наиболее важные (определяющие) характеристики, которыми при выборе данного параметра следует руководствоваться в первую очередь. Очевидно, что определяющие характеристики в перечне ТТТ должны занимать наиболее высокие места.

3. Назначается величина или диапазон значений выбираемого параметра. Обоснованием принятой величины (диапазона) могут служить статистические зависимости выбираемого пара-

метра от определяющей характеристики или другие количественные оценки по выбираемому параметру, которые могут встретиться в литературе.

Покажем применение данной схемы действий на примере выбора удлинения крыла λ и взаимного расположения крыла и фюзеляжа.

Выбор удлинения крыла:

- а) характеристики и свойства самолета, зависящие от λ :
дальность полета L ,
потолок H ,
максимальная скорость V_{\max} ,
взлетно-посадочные характеристики,
жесткость крыла,
масса крыла;
- б) определяющие характеристики:

пассажирского (транспортного) самолета большой дальности:

- дальность полета (нижняя граница λ),
жесткость и масса (верхняя граница λ);

истребителя (стратегического разведчика):

- максимальная скорость V_{\max} (верхняя граница λ);
- в) обоснованием для количественных значений λ могут служить статистические графики $\lambda(L)$ или $\lambda(V_{\max})$. Для пассажирских и транспортных самолетов выбор значений λ может быть обоснован оценкой влияния этого параметра на себестоимость перевозок [4].

Взаимное расположение крыла и фюзеляжа:

- а) основные свойства самолета, зависящее от расположения крыла по высоте фюзеляжа:
сопротивление интерференции,
несущая способность крыла,
удобство компоновки пассажирских и грузовых отсеков,
двигателей, шасси,
удобство погрузки и выгрузки,
условия безопасности при аварийной посадке;
- б) определяющие свойства:

пассажирского самолета:

- безопасность аварийной посадки,
удобство компоновки пассажирской кабины;

транспортного самолета:

- удобство погрузки-выгрузки,
компоновка грузового отсека;

истребителя:

сопротивление интерференции,
удобство компоновки шасси;

в) для пассажирских самолетов безопасность полетов, удобство компоновки пассажирской кабины и экономичность перевозок [4] наилучшим образом обеспечиваются схемой низкоплана; для грузовых и транспортных самолетов по удобству погрузки—выгрузки предпочтительнее высокопланная схема; для истребителей требования малого аэродинамического сопротивления и удобство компоновки приводят к схеме среднеплана или высокоплана.

Выбор схемы самолета ведется в такой последовательности: намечается число основных агрегатов самолета и их взаимное расположение, определяется схема шасси, выбираются внешние формы крыла, оперения, фюзеляжа и размещаются основные органы управления; выбирается тип и количество двигателей и воздухозаборников, намечается их размещение на самолете.

Подробные указания и рекомендации по выбору и обоснованию основных параметров схемы самолета даны в пособии [2].

После выбора схемы самолета определяются приближенно параметры $C_{x_{a0}}^*$, D_0 [2], максимальное аэродинамическое качество

$$K_{\max} = \frac{1}{2 \sqrt{C_{x0} D_0}}$$

и выбирается величина удельной нагрузки на крыло.

3.2. ВЫБОР УДЕЛЬНОЙ НАГРУЗКИ НА КРЫЛО

Верхнее допустимое значение нагрузки на крыло $p_0 = \frac{m_0}{S}$ обуславливается:

1) обеспечением заданной скорости захода на посадку $V_{зп}$

$$p_0' \leq \frac{C_{y_{\max \text{ пос}}} V_{зп}^2}{30,2 (1 - \bar{m}_T^0)} ;$$

2) обеспечением заданной крейсерской скорости на расчетной высоте полета $V_{\text{крейс}}$ (или $M_{\text{крейс}}$)

$$p_0'' \geq \frac{C_{y_{\text{крейс}}} q_{M=1} M_{\text{крейс}}^2}{1 - 0,6 \bar{m}_T^0} , \text{ где } q_{M=1} = \rho_H \frac{a^2_H}{2} ;$$

* В дальнейшем в целях сокращения принято $C_{xa} = C_x$; $C_{ya} = C_y$.

3) обеспечением заданной маневренности (только для маневренных самолетов)

$$\rho_0''' \leq \frac{1}{1 - 0,6 \bar{m}_T^0} \frac{C_{y \text{ доп}}}{n_{y \text{ доп}}} q_{\text{маневр}}$$

В этих формулах:
 \bar{m}_T^0 — предполагаемое значение относительной массы топлива; приближенно выбирается по табл. 6.1 [1];
 a_n — скорость звука на высоте крейсерского полета (м/с);
 $C_{y \text{ max пос}}$ — выбирается с учетом принятой механизации крыла [1], с. 88;
 $V_{зп}$ — скорость захода на посадку (м/с);
 $V_{зп} \geq 1,3 V_{\text{min пос}}$, при отсутствии в задании величины минимальной посадочной скорости можно принимать $V_{зп} \approx 210 \dots 230$ км/ч; $C_{y \text{ крейс}} = 0,71 C_{y \text{ k max}}$, величина $C_{y \text{ k max}}$ находится по поляре либо из статистической обработки поляр однотипных самолетов ([1], с. 582...584), либо по формуле $C_{y \text{ k max}} \approx V \pi \lambda_{\text{эф}} C_{x0}$, где C_{x0} и $\lambda_{\text{эф}}$ определяются по методике, приведенной в [2];
 $C_{y \text{ доп}}$ — соответствует началу отклонения кривой $C_y(\alpha)$ от линейного закона и определяется по поляре однотипного самолета [1], с. 582...584;
 $n_{y \text{ доп}} \approx 0,5 n_{y \text{ max}}$ — указывается в задании на проект, либо назначается проектантом при разработке ТТТ;
 $q_{\text{маневр}} = \rho n \frac{V_{\text{расч}}^2}{2}$, где расчетной скоростью $V_{\text{расч}}$ (м/с) на рабочей высоте H задаются, исходя из функционального назначения и тактического применения самолета. За расчетное значение нагрузки на крыло ρ_0 принимают наименьшее из значений $\{\rho_0', \rho_0'', \rho_0'''\}$.

3.3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ (ЭНЕРГОВООРУЖЕННОСТИ) САМОЛЕТА

3.3.1. Самолеты с ТРД

Потребная стартовая тяговооруженность самолета $\bar{P}_0^n = \frac{P_0}{m_0}$ находится из условий обеспечения заданных летных характеристик — максимальной или крейсерской скорости (числа M) полета, максимальной скороподъемности, потолка, длины разбега. Для пассажирских самолетов при определении тяговооруженности обязательно рассматривается режим взлета с одним отказавшим двигателем.

Обеспечение крейсерского полета с заданной скоростью $V_{\text{крейс}}$ на расчетной высоте $H_{\text{крейс}}$

$$\bar{P}_0^I \geq \frac{1}{K_{\text{крейс}} \xi \Phi_H \Phi_{\text{руд}}}, \text{ где}$$

$K_{\text{крейс}} = (0,85 - 0,90) K_{\text{max}}$ — аэродинамическое качество на крейсерском режиме полета;

ξ — коэффициент, учитывающий изменение тяги от скорости полета $\xi = 1 - 0,32 M_{\text{крейс}} + 0,4 M_{\text{крейс}}^2 - 0,01 M_{\text{крейс}}^3$ для $M > 1$;

$$\xi = 0,95 - 0,5 \left(1 - e^{-\frac{m}{3}}\right) \text{ для } M < 1,$$

здесь m — степень двухконтурности двигателя;

Φ_H — коэффициент, учитывающий изменение тяги от высоты полета

$$\Phi_H = 1,2 \Delta_H \text{ при } H \geq 11000 \text{ м и}$$

$$\Phi_H = \Delta_H^{0,86} \text{ при } H < 11000 \text{ м;}$$

$\Phi_{\text{руд}} = 0,8 \dots 0,9$ — коэффициент, учитывающий дросселирование двигателя.

Обеспечение максимальной скорости полета V_{max} (м/с) на расчетной высоте H

$$\bar{P}_0^{\text{II}} \geq \frac{C_{x0} q_{\text{max}}}{\rho_0 \xi \Phi_H \Phi_{\text{руд}}}, \text{ где}$$

$$q_{\text{max}} = \rho_H \frac{V_{\text{max}}^2}{2};$$

C_{x0} — определяется по поляре для $M = M_{\text{max}}$, либо по методике, приведенной в [2].

Обеспечение заданной длины разбега $L_{\text{разб}}$ (м)

$$\bar{P}_0^{\text{III}} \geq 1,05 \left[-C_{y_{\text{max вз}}} \frac{1,2 \rho_0}{L_{\text{разб}}} + \frac{1}{2} \left(3f_{\text{разб}} + \frac{1}{K_{\text{разб}}} \right) \right], \text{ где}$$

ρ_0 — нагрузка на крыло (кг/м²);

$C_{y_{\text{max вз}}}$ — принимается по статистике [1], с. 90;

$f_{\text{разб}}$ и $K_{\text{разб}}$ — средний коэффициент трения колес шасси при разбеге и средняя величина аэродинамического качества при разбеге принимаются по статистике [1], с. 76.

Обеспечение возможности взлета при отказе одного двигателя

$$\bar{P}_0^{\text{IV}} \geq 1,5 \frac{n_{\text{дв}}}{n_{\text{дв}} - 1} \left(\frac{1}{K_{\text{наб}}} + \text{tg } \Theta \right), \text{ где}$$

$n_{\text{дв}}$ — число двигателей;

$K_{\text{наб}}$ — аэродинамическое качество при наборе высоты, определяется статистической обработкой поляр однопоточных самолетов, например [1, с. 582...584];

$\text{tg } \Theta$ — тангенс угла наклона траектории набора высоты, зависящей от количества двигателей [1, с. 77].

Для маневренных самолетов величина потребной тяговооруженности \bar{P}_0 дополнительно обуславливается:

обеспечением заданной скороподъемности

$$\bar{P}_0 V \geq \left(\frac{V_y}{V} + \frac{1}{K_{\max}} \right) \left(\frac{1}{\xi \varphi_H \varphi_{\text{руд}}} \right), \text{ где}$$

V_y — заданная в ТТТ скорость набора высоты (м/с);

V — наимыгоднейшая скорость полета (м/с), если она неизвестна, то можно принимать $V \approx (0,35 \dots 0,50) V_{\max}$;

K_{\max} — максимальное аэродинамическое качество;

$\varphi_{\text{руд}}$ — коэффициент тяги двигателя (для бесфорсажных режимов $\varphi_{\text{руд}} = 1$, при использовании форсажа $\varphi_{\text{руд}} = 1,5 \dots 2,0$);

обеспечением полета с заданной перегрузкой $n_y^{\text{э}}$
при расчетных значениях скорости V и высоты H

$$\bar{P}_0 V^1 \geq \frac{1 + (n_y^{\text{э}})^2}{2 n_y^{\text{э}} K_{\max} \xi \varphi_H \varphi_{\text{руд}}}$$

где $n_y^{\text{э}}$ — заданная эксплуатационная перегрузка; ξ, φ_H — коэффициенты изменения тяги двигателя, определенные для расчетных значений скорости V и высоты H , которые задаются на основе анализа особенностей тактического применения проектируемого самолета.

За потребную величину тяговооруженности \bar{P}_0 следует брать: для гражданского и тяжелого военного самолета — наибольшее из значений $\{\bar{P}_0^I, \bar{P}_0^{III}, \bar{P}_0^{IV}\}$, для маневренного самолета — наибольшее из значений $\{\bar{P}_0^{II}, \bar{P}_0^{III}, \bar{P}_0^V, \bar{P}_0^{VI}\}$.

3.3.2. Самолеты с ТВД

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

$$\bar{N}_0 V_{\max} = \frac{N_0^I V_{\max}}{m_0} = \frac{C_{x0} \Delta_H V_{\max}^3}{1280 \rho_0 K_N^{VH}}, \text{ где } K_N^{VH} \text{ — берется по относительным высотно-скоростным характеристикам двигателей.}$$

Полет на крейсерской скорости. Стартовая энерговооруженность

$$\bar{N}_0 V_{\text{крейс}} = \frac{C_{x0} \Delta_H V_{\text{крейс}}^3}{854 \rho_0 K_N^{VH}}.$$

Скороподъемность у земли

$$\bar{N}_0 V_{y \max} = \frac{0,555}{K_N^{VH}} \sqrt[3]{\frac{C_{x0} V_{y \max}^2}{\rho_0}}.$$

Полет на потолке

$$\bar{N}_0^{H \max} = \frac{0,025 K_m^{VH}}{K_N^{VH}} \sqrt{\frac{\rho_0 K_m^{VH}}{\Delta_H C_{x0} \sqrt{C_{x0} D_0}}}, \text{ где } K_m^{VH} = 0,8-0,9.$$

Разбег самолета

$$\bar{N}_0^{L \text{разб}} = 0,75 \left(\frac{0,9 \rho_0}{C_{y \text{отр}} L_{\text{разб}}} + 1,1 f_{\text{кач}} + 0,033 \right).$$

Взлет с одним отказавшим двигателем

$$\bar{N}_0^{\text{взл}} = 0,93 \frac{1,5 n_{\text{дв}}}{(n_{\text{дв}} - 1) K_{\text{взл}}} \left(\frac{0,062}{C_{y \text{отр}}} + \frac{C_{y \text{отр}}}{\pi \lambda} + \sin \Theta_{\min} \right).$$

Взлет с грунтового аэродрома

$$\bar{N}_0^{\text{прох}} \geq 1,05 f_{\text{кач}}.$$

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

3.3.3. Относительная масса силовой установки

Относительная масса силовой установки определяется потребной стартовой тяговооруженностью (энерговооруженностью) самолета \bar{P}_0^n (\bar{N}_0^n) и удельной массой двигателей

$$\gamma = \frac{m_{\text{дв}}}{P_0} \text{ --- для ТРД;}$$

$$\gamma = \frac{m_{\text{дв}}}{N_0} \text{ --- для ТВД.}$$

Величина γ выбирается по статистике для данного класса (размера) двигателей или по формуле 6.43 [1].

Относительная масса силовой установки

$$\bar{m}_{\text{сy}} = K_{\text{сy}} \gamma \bar{P}_0^n \text{ --- для ТРД;}$$

$$\bar{m}_{\text{сy}} = K_{\text{сy}} \gamma \bar{N}_0^n \text{ --- для ТВД;}$$

где $K_{\text{сy}}$ — учитывает массу агрегатов силовой установки; определяется по формуле 6.44 [1].

3.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ ПЕРВОГО ПРИБЛИЖЕНИЯ

Одной из важнейших проблем эскизного проектирования является определение полной взлетной массы самолета m_0 . Завышение взлетной массы всегда ухудшает летные качества самолета и снижает его общую эффективность — боевую или экономическую. Таким образом, основная задача при нахождении

взлетной массы — определение с возможно большей степенью точности минимально потребной величины m_0 , обеспечивающей получение требуемых характеристик самолета. Ввиду сложной зависимости m_0 от большого числа различных параметров и в связи с тем, что некоторые слагаемые взлетной массы являются функциями массы m_0 , определение величины полной взлетной массы самолета ведется путем последовательных приближений.

В самом начале проектирования по статистике с учетом массовой отдачи по коммерческой или боевой нагрузке для однотипных самолетов намечают вероятное значение взлетной массы m_0' . Затем, используя уравнение существования самолета, определяют взлетную массу первого приближения m_0^I . Для этого некоторые составляющие полной массы находят в абсолютном виде — массу коммерческой нагрузки $m_{ком}$, экипажа $m_{эк}$, части оборудования $m_{1 об}$ — а другие составляющие — массы конструкции \bar{m}_k , топливной системы $\bar{m}_{тс}$, силовой установки $\bar{m}_{сy}$ и остального оборудования $\bar{m}_{2 об}$ — подсчитывают в относительном виде, после чего находят взлетную массу первого приближения:

$$m_0^I = \frac{m_{ком} + m_{эк} + m_{1 об}}{1 - \bar{m}_k - \bar{m}_{тс} - \bar{m}_{сy} - m_{2 об}}$$

Рекомендации по определению всех составляющих взлетной массы приводятся в пособии [2].

Дальнейшее уточнение взлетной массы проводится после определения основных размеров самолета в процессе расчета масс и составления сводки масс самолета.

3.5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА

После определения взлетной массы m_0^I подбирают двигатели и отыскивают основные размеры и параметры самолета.

3.5.1. Подбор двигателей

Зная относительную массу силовой установки и удельную массу двигателей, можно для взлетной массы m_0^I определить потребную тягу и массу одного двигателя.

$$\text{Относительная масса двигателей } \bar{m}_{дв} = \frac{m_{сy}}{K_{сy}}$$

$$\text{Суммарная масса двигателей } \Sigma m_{дв} = \bar{m}_{дв} m_0^I$$

$$\text{Суммарная тяга двигателей } \Sigma P_0 = \frac{\Sigma m_{дв}}{\gamma} = m_0^I \bar{P}_0$$

$$\text{Масса и тяга одного двигателя } m_{дв} = \frac{\Sigma m_{дв}}{n_{дв}} ; P_0 = \frac{\Sigma P_0}{n_{дв}}$$

Для самолетов с ТВД суммарная мощность двигателей

$$\Sigma N = m_0^i N_0 .$$

По найденным P_0 и $m_{дв}$ в справочниках или каталогах выбирают соответствующий двигатель. В случае отсутствия такого двигателя в каталогах габариты двигателя назначаются из условия подобия (см. табл. IV—I, [1]).

$$\text{Потребный объем топлива } V_T = \frac{\bar{m}_{тс}}{K_{тс}} \cdot \frac{m_0^i}{\gamma_T} ,$$

где γ_T — плотность топлива.

3.5.2. Определение размеров крыла

Площадь крыла определяют по найденному значению взлетной массы и принятой удельной нагрузке: $S = \frac{m_0^i}{\rho_0}$. Зная относительные параметры крыла, находят его размеры:

$$\text{размах } l = \sqrt{S \lambda} ,$$

$$\text{концевую хорду } b_k = \frac{2}{1 + \eta} \frac{S}{l} ,$$

$$\text{центральную хорду } b_0 = \frac{2\eta}{1 + \eta} \frac{S}{l} ,$$

среднюю аэродинамическую хорду

$$b_a = \frac{2}{3} \left[1 + \frac{1}{\eta(\eta + 1)} \right] b_0 \text{ — для трапециевидного крыла,}$$

$$b_a = \frac{2}{3} b_0 \text{ — для треугольного крыла.}$$

Затем определяют площадь и размеры элеронов, интерцепторов и выбирают механизацию крыла [1].

3.5.3. Определение параметров оперения

Принятые ранее величины $\bar{S}_{i,0}$, $\bar{S}_{e,0}$ и найденное значение площади крыла позволяют определить площади горизонтального и вертикального оперения, затем с использованием коэффициентов статических моментов $A_{i,0}$ и $A_{e,0}$ можно отыскать плечи оперения $L_{i,0}$ и $L_{e,0}$.

Хорды и размах оперения находят так же, как аналогичные им размеры крыла. После этого определяют размеры и углы отклонения рулей, площади триммеров, аэродинамической компенсации [1].

3.5.4. Определение размеров фюзеляжа

Формы и размеры фюзеляжа в основном определяются аэродинамическими, компоновочными и эксплуатационными

требованиями. Оптимальные размеры фюзеляжа — длина, диаметр — могут быть найдены путем решения комплексной задачи по оптимизации параметров самолета. На стадии эскизного проектирования приближенно размеры фюзеляжа отыскивают, исходя из условий размещения экипажа, оборудования, двигателей, коммерческой нагрузки, топлива и т. д. Методика приближенного определения диаметра и длины фюзеляжа, а также рекомендации по внутренней компоновке пассажирских самолетов даны в литературе [1], [6], [10].

3.5.5. Выбор параметров шасси

Вначале уточняется схема шасси. Определяются его основные параметры — угол касания хвостовой опорой, стояночный угол, угол выноса главных колес, высота шасси, колея, база [1]. Затем продумывается кинематика уборки и выпуска главных и дополнительных опор. Определяется стояночная нагрузка на опоры и производится подбор колес.

Выбор типа и размера колеса зависит от класса аэродрома, размеров взлетно-посадочной полосы и ее покрытия, которые должны быть оговорены в тактико-технических требованиях. Для выполнения требования по проходимости самолета на аэродромах различного класса подбор колес ведется по эквивалентной одноколесной нагрузке [1]. Для самолетов, эксплуатирующихся с грунтовых аэродромов, подсчитывается минимально допустимая прочность грунта, обеспечивающая проходимость колес в заданных условиях. При подборе колес обязательно указывают максимально допустимую для них скорость взлета и посадки [59], с. 88.

3.5.6. Общий вид самолета первого приближения

После определения основных размеров и параметров приступают к разработке чертежа общего вида самолета в трех проекциях, который выполняется в масштабе на миллиметровке или в тонких линиях на ватмане и обязательно согласовывается с руководителем. Этот чертеж является чертежом общего вида самолета в первом приближении, так как окончательные размеры и взаимное расположение частей агрегатов самолета будут затем уточняться в процессе компоновки и центровки.

3.6. РАСЧЕТ МАСС САМОЛЕТА

После определения основных параметров и размеров самолета проводят расчет масс и находят взлетную массу второго приближения. При расчете масс определяют массы основных частей и агрегатов самолета, составляют подробный перечень

оборудования с указанием массы отдельных его элементов, дают состав и массу полной нагрузки. В результате расчета происходит дальнейшее уточнение взлетной массы самолета, устанавливаются массовые лимиты по отдельным его частям и группам.

3.6.1. Определение массы планера и оборудования

Масса частей планера находится по приближенным формулам, приведенным к литературе [1], [5], [9], [11]. Следует подчеркнуть, что при определении массы частей планера, в том числе шасси и управления, использование формул обязательно. Соответствующие формулы приведены в книге [1].

Для пассажирских и транспортных самолетов можно использовать формулы [11] для: крыла—с. 152, оперения—с. 193, фюзеляжа — с. 170 (а также [10], с. 112—115), шасси — с. 203.

Массы частей планера самолета, найденные по формулам, должны укладываться в следующие пределы: относительные массы крыла — (0,07...0,16), фюзеляжа — (0,08...0,12), оперения — (0,015...0,028), шасси — (0,035...0,065), управления — (0,013...0,028).

При определении массы элементов оборудования, снаряжения, силовой установки используются соответствующие каталоги, альбомы [35], [36] и справочники по оборудованию, описания самолетов, а также статистический материал и другая литература [9], [10].

3.6.2. Сводка масс самолета

По результатам расчета масс составляется сводка масс, в которой указывают как можно подробнее массы всех частей самолета по группам, состав и суммарную массу каждой группы в абсолютном и относительном (по отношению к m_0) виде. Примерная разбивка взлетной массы самолета по группам приводится в типовой сводке [1], с. 578.

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

3.6.3. Весовая отдача самолета

По составлению сводки масс подсчитываются коэффициенты весовой отдачи самолета по полной нагрузке K_n и по коммерческой нагрузке $K_{ком}$. Эти показатели являются важнейшими критериями транспортной эффективности самолета, поэтому для пассажирских, грузовых, военно-транспортных и им подобных самолетов в конце данного раздела следует дать сравнительную оценку по весовой отдаче проектируемого самолета и самолетов-прототипов, включенных в статистическую таблицу.

3.7. КОМПОНОВКА САМОЛЕТА

В процессе компоновки решаются следующие основные проблемы:

проводится окончательная увязка аэродинамической схемы самолета и определяется взаимное расположение его основных частей;

производится размещение экипажа, коммерческой или боевой нагрузки, всех видов оборудования и основных антенн, силовой установки, топлива и т. п.;

намечается конструктивно-силовая схема основных частей самолета и решаются вопросы передачи и увязки сил, идущих с одного агрегата самолета на другой, а также рассматривается передача сил от различных грузов на конструкцию планера самолета.

Все принимаемые при компоновке решения должны полностью отвечать тем основным тактико-техническим требованиям, которые были разработаны в начале проектирования, а также учитывать целый ряд специальных требований и условий [1].

3.7.1. Компоновочный чертеж

Компоновочный чертеж должен давать достаточно полное представление об устройстве самолета.

Основная проекция чертежа — продольный разрез самолета по плоскости симметрии или параллельным ей плоскостям. Масштаб чертежа выбирается таким, чтобы эта проекция занимала примерно три листа формата А1. На чертеже показывается размещение экипажа, пассажиров, грузов, двигателей, агрегатов силовой установки, основных систем — топливной, кондиционирования и др., крупных блоков и основных антенн радио и радиолокационного оборудования, установок вооружения, шасси в выпущенном и убранном положении, проводки и агрегатов системы управления и т. д. Компоновка силовых установок, оборудования и систем должна обеспечить наилучшие условия для их функционирования, а также хороший доступ для обслуживания и ремонта.

Продольный разрез самолета дополняется видом в плане (в уменьшенном масштабе) и поперечными сечениями и разрезами по наиболее характерным местам самолета, например:

- по месту крепления передней опоры шасси с видом на приборные доски и пульта управления;
- по месту крепления главных опор шасси;
- по отсеку оборудования;
- по отсеку вооружения;
- по пассажирской (грузовой) кабине;
- по топливному баку в фюзеляже;

- по силовым шпангоутам крепления крыла и оперения;
- продольный разрез гондолы двигателя;
- продольный разрез гондолы шасси.

На компоновочном чертеже обязательно показывают все основные элементы силовой схемы самолета — лонжероны, силовые панели, силовые нервюры, усиленные шпангоуты, стыковые узлы агрегатов и т. п. Силовая схема должна давать четкое представление о том, какими путями и через какие конструктивные элементы производится передача и уравнивание действующих на самолет сил — аэродинамических, массовых, тяги двигателей, реакций земли. При разработке силовой схемы учитывают следующие основные рекомендации:

взаимное уравнивание сил должно производиться возможно меньшими усилиями в элементах конструкции по кратчайшим путям, обеспечивая минимальный силовой вес конструкции;

максимальное использование строительной высоты для силовых элементов, работающих на изгиб;

использование тонкостенного замкнутого контура максимальной площади для элементов, работающих на кручение;

слияние силовых элементов с обшивкой и использование обшивки для передачи сил, что приводит к взаимному повышению устойчивости силовых элементов и обшивки, а также к более полному использованию строительных высот и площадей замкнутых контуров;

использование одних и тех же силовых элементов для передачи нагрузок, действующих на разные части самолета в разное время;

минимальное нарушение плавности силового потока различного рода концентраторами (вырезы, отверстия, острые углы, резкие изменения сечений и т. д.), увеличивающими массу и снижающими надежность и живучесть конструкции;

силовая схема должна обеспечивать применение наиболее простых и рациональных технологических методов изготовления деталей и узлов конструкции;

выбор конструкционных материалов для основных силовых элементов должен обеспечить минимальную массу и высокие технологические и эксплуатационные качества конструкции. Подробное о требованиях к силовой схеме самолета см. в [1].

Одновременно при разработке компоновки и силовой схемы самолета решаются и вопросы его членения. Схема членения должна обеспечивать сокращение производственного цикла изготовления самолета и высокую производительность труда, прежде всего, при сборочно-монтажных работах. Кроме того, при разработке схемы членения следует учитывать и эксплуата-

ционные требования, определяющие приспособленность конструкции и оборудования для технического обслуживания и ремонта с учетом высокого качества работ и наименьшей затраты труда, времени и материалов. Достигается это путем обеспечения хорошего доступа к обслуживаемым элементам, легкоъемностью и взаимозаменяемостью агрегатов, возможностью автоматического контроля состояния агрегатов и систем самолета [27], [34]. Вместе с тем, следует помнить, что любые разъемы приводят к увеличению массы конструкции.

Схема членения самолета в аксонометрии приводится в пояснительной записке.

3.8. ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

3.8.1. Допустимый диапазон центровок

Разработка компоновки сопровождается определением положения центра масс самолета. Как известно, центр масс должен лежать в строго заданных пределах по отношению к фокусу самолета. Предельно переднее положение центра масс ограничивается достаточностью руля высоты или других органов продольного управления при взлете и посадке, а предельно заднее положение центра масс должно обеспечивать необходимый запас продольной устойчивости. Допустимый диапазон центровок зависит от схемы самолета, в первую очередь, от формы крыла в плане и расположения горизонтального оперения. Для наиболее распространенных схем рекомендуемые диапазоны центровок даны в [1], с. 207. Более точное значение предельных центровок получают расчетом продольной устойчивости самолета.

3.8.2. Расчет центровок

Для определения центровок самолета разрабатывается центровочный чертеж и составляется центровочная ведомость. Методика расчета центровок для всех вариантов загрузки самолета изложена в пособии [2].

3.9. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ САМОЛЕТА И РАСЧЕТ ПРОДОЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ

Основная цель данного раздела — определение летных и взлетно-посадочных характеристик самолета, а также его характеристик продольной устойчивости и управляемости. На основании этого расчета уточняются, если необходимо, диапазон допустимых центровок, параметры оперения и органов управления **самолета**.

3.9.1. Аэродинамический расчет

Для самолетов любого назначения рассчитываются или выбираются по продувкам моделей аналогичных схем следующие аэродинамические характеристики:

сетка поляра для полетной конфигурации самолета в расчетном диапазоне чисел M полета C_y , (C_x, M) ;

поляры самолета для первой взлетной и посадочной конфигураций с учетом механизации;

кривые $C_u(\alpha)$ для полетной, первой взлетной и посадочной конфигураций самолета. Расчеты этих характеристик рекомендуется выполнять с применением ЭВМ по имеющимся программам [79].

Строятся высотно-скоростные и дроссельные характеристики двигателя с учетом установки его на самолете (т. е. потерь за счет отбора воздуха, потерь в воздухозаборнике и сопловом аппарате и т. д.), с этой целью используются типовые относительные высотно-скоростные характеристики из работ [1], [47] или характеристики известных двигателей сходного класса.

В зависимости от назначения и особенностей эксплуатации определяются летные и взлетно-посадочные характеристики самолета.

Неманевренные самолеты (пассажирские, транспортные, стратегические бомбардировщики и разведчики, административные и т. п.). Определяется диапазон высот и скоростей установленного горизонтального полета с учетом ограничений по $C_{y_{доп}}$, $q_{пред}$, M_{max} , где $q_{пред}$ — предельно допустимый скоростной напор (расчет ведется для нескольких характерных значений полетной массы самолета). Строятся кривые $V_{min}(H)$, $V_{max}(H)$, $V_{крейс}(H)$, $V_{наб}$, $V_{и_{max}}(H)$. Определяется статический потолок и строится барограмма подъема. Выбирается крейсерский режим полета и выполняется упрощенный расчет максимальной дальности полета (радиуса действия). Для многоразжимных самолетов следует учесть наличие сверхзвукового участка полета или полета на малой высоте.

Истребители-перехватчики. Для среднего значения полетной массы самолета строятся зависимости $V_{min}(H)$, $V_{max}(H)$, $V_{и_{max}}(H)$, $V_{пред}(q_{пред}, T^{\circ}_{пред})$, где $T^{\circ}_{пред}$ — предельно допустимая температура кинетического нагрева конструкции. Определяется статический и динамический потолок, строится барограмма подъема.

Рассчитывается оптимальная траектория подъема по условию минимального времени набора заданной высоты.

Многоцелевые самолеты. Определяются те же летные характеристики, что и для истребителей-перехватчиков, но динамиче-

ский потолок не определяется, а рассчитывается максимальная дальность полета.

Ракетопланы и воздушно-космические самолеты. Рассчитывается траектория полета на активном участке при подъеме по заданной программе и оптимальная по дальности траектория планирования. Определяется общая дальность и время полета.

Для всех перечисленных типов самолетов определяются взлетно-посадочные характеристики: $V_{\text{пос}}$, $V_{\text{отр}}$, $V_{\text{зл}}$, $L_{\text{взл}}$, $L_{\text{пос}}$. Кроме того, для самолетов с несколькими двигателями определяется скорость принятия решения о прерванном или продолженном взлете при отказе критического двигателя [30] и дистанция прерванного взлета $L_{\text{пр в з л}}$. Для этой цели можно воспользоваться зависимостями, приведенными в пособии (29).

3.9.2. Расчет продольной устойчивости

Рассчитывается положение фокуса самолета. Путем расчета или по продувкам модели, или по данным натурных испытаний самолетов аналогичной схемы определяется коэффициент продольного момента самолета в установившемся горизонтальном полете. Рассчитываются характеристики продольной устойчивости, управляемости и демпфирования $m_z^{C_y}$, $m_z^{\delta^B}$ или m_z^c , m_z^r , m_z^z . Определяется диапазон допустимых центровок и минимальный запас устойчивости с учетом работы автоматики системы управления. Строятся балансировочные кривые и рассчитываются усилия на ручке управления (штурвальной колонке). По полученным результатам уточняются диапазон эксплуатационных центровок, параметры оперения и органов управления, а в случае необходимости и компоновка самолета.

Аэродинамический расчет выполняют с использованием методического пособия [47] под руководством консультанта кафедры «Динамика полета». Наиболее важные графики вычерчиваются на листе ватмана, который подписывается консультантом по аэродинамике и руководителем проекта.

3.10. МЕРОПРИЯТИЯ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ ТРЕБОВАНИЙ ТЕХНИКИ БЕЗОПАСНОСТИ, ОХРАНЫ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ И ГРАЖДАНСКОЙ ОБОРОНЫ

В этом разделе излагаются конкретные инженерные решения, принятые при проектировании самолета, а также те его свойства и характеристики, которые обеспечивают выполнение требований техники безопасности, охраны окружающей среды и гражданской обороны. Содержание раздела должно отличаться системным подходом к обеспечению летно-тактических требований к самолету и охраны человека и природы как в процессе производства самолета, так и при его эксплуатации и ремонте.

В начале следует кратко изложить задачи охраны человека и природы в соответствии с международными нормами для летательных аппаратов ИСО, санитарными нормами СССР СН 245-71 и принципами безопасности полетов.

В первом подразделе дается анализ вариантов (прототипов) с указанием потенциально возможных опасностей и вредностей и обосновывается выбор окончательного варианта самолета. Во втором — излагается содержание основных мероприятий по обеспечению безопасности полета, изготовления, технического обслуживания и ремонта самолета, мероприятия по обеспечению комфортабельности и эстетичности кабины и пассажирских салонов. Здесь же выполняется подробная разработка с расчетами одного из вопросов охраны человека или природы, решаемых на стадии проектирования, производства, эксплуатации или ремонта самолета. В заключение в табличной форме приводятся основные данные по санитарии, пожарной и технической безопасности спроектированного самолета.

В разделе излагаются мероприятия гражданской обороны, обеспечивающие организацию обслуживания самолета в условиях ядерной войны, рассредоточение и маскировку на местности, а также военное применение самолета.

Конкретное задание по разработке мероприятий техники безопасности и охраны окружающей среды, соответствующее теме проекта, выдается студенту консультантом кафедры «Охрана труда» и согласовывается с руководителем проекта.

3.11. ОБЩИЙ ВИД САМОЛЕТА

Окончательный чертеж общего вида самолета выполняется по завершении аэродинамического расчета и после уточнения внешних форм и размеров самолета, а также его компоновки. Чертеж общего вида должен давать полное представление о форме и основных размерах самолета в целом. Особое внимание при выполнении чертежа следует обратить на точность воспроизведения внешних форм всех агрегатов самолета. Добиваясь удовлетворения аэродинамических требований, в то же время нужно стремиться к простым формам агрегатов, отвечающим требованиям технологичности.

Чертеж общего вида самолета выполняется на одном или двух листах формата А1 и оформляется в полном соответствии с требованиями ЕСКД. Самолет на чертеже показывается в трех проекциях: вид слева, вид сверху и вид спереди. На последних двух проекциях разрешается обрывать часть правого крыла. На чертеже показывают все элементы внешнего вида самолета: линии эксплуатационных разъемов фюзеляжа, крыла, оперения;

рули, элероны, интерцепторы, триммеры, сервокомпенсаторы; механизация крыла, гребни, запилы; фонари, окна, двери, люки, створки, капоты; антенны, подвесные баки, вооружение на внешних подвесках и т. д. Опоры шасси показывают в выпущенном положении.

Проставляются в миллиметрах основные размеры: размах крыла, полная длина и высота самолета, углы стреловидности крыла и оперения по четвертям хорд, база и колея шасси, расстояние между двигателями и диаметр винта, угол поперечного V крыла, угол опрокидывания и стояночный угол, расстояние до земли в опасных местах.

В правом нижнем углу над штампом дается таблица основных данных самолета с заголовком «Технические характеристики самолета». В ней приводятся следующие сведения о самолете:

1. Наименование и назначение самолета, число пассажиров.

2. Летно-технические характеристики:

Максимальная скорость на $H_{\text{крейс}}$	км/ч
Крейсерская скорость на $H_{\text{крейс}}$	км/ч
Дальность полета	км
Практический потолок	м
Вертикальная скорость у земли	м/с
Посадочная скорость	км/ч
Скорость отрыва	км/ч
Длина разбега	м
Длина пробега	м
Время набора высоты H	мин

3. Массовые характеристики:

Взлетная масса	кг
Посадочная масса	кг
Максимальная платная нагрузка	кг
Масса пустого самолета	кг
Масса топлива	кг
Массовая отдача	
Удельная нагрузка на крыло	кг/м ²

4. Геометрические характеристики:

Площадь крыла	м ²
Удлинение крыла	
Сужение крыла	
Средняя аэродинамическая хорда	м
Площади оперения	м ²
Площади рулей и элеронов	м ²
Плечо горизонтального оперения	м

5. Характеристики двигателей:

Тип и количество двигателей	
Суммарная статическая тяга у земли	даН
Удельная масса	кг/даН
Удельный расход топлива	кг/даН ч
Тяговооруженность самолета	
Габариты двигателя	

6. Прочие данные:

Экипаж
Максимальная эксплуатационная перегрузка
Тип ВПП

Кроме того, в последнем разделе таблицы для гражданских самолетов указывается себестоимость тонно-километра (коп/т.км) или иная характеристика их экономической эффективности, а для военных самолетов — вооружение и состав боевой нагрузки.

3.12. ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И ЕГО СИСТЕМ

Техническое описание самолета завершает разработку эскизного проекта самолета. В нем приводят основные параметры и характеристики спроектированного самолета, дают краткое описание его устройства, оборудования и систем. Техническое описание должно быть кратким и содержать преимущественно те особые решения, которые были приняты и применены в процессе работы над проектом.

3.12.1. Назначение и основные технические характеристики самолета

В этом разделе характеризуется назначение самолета, приводятся сведения о его схеме и условиях эксплуатации, дается таблица основных технических характеристик. Отмечаются особенности компоновки самолета для разных вариантов его загрузки, указывается предполагаемая программа выпуска.

3.12.2. Конструкция планера

Приводится краткое описание конструкции всех основных агрегатов планера самолета: крыла, фюзеляжа, оперения и шасси. Отмечаются особенности внешних форм и геометрических размеров, вызванные требованиями аэродинамики, компоновки или иными соображениями. Указывается наличие, размещение и основные параметры оперения, органов управления самолетом, механизации крыла.

Указываются сведения о форме и размерах пассажирской (грузовой) кабины и служебных помещений; о наличии, размещении и размерах входных (грузовых) и аварийных дверей и люков. Характеризуется размещение главных и вспомогательных опор шасси и особенности их кинематики и конструкции, приводятся основные параметры пневматиков и амортизаторов. Дается описание силовой схемы самолета, сведения о наличии и размещении эксплуатационных и технологических разъемов. Указываются основные конструкционные материалы и расчетный ресурс планера [12], [13], [14], [15].

3.12.3. Управление самолетом

Приводятся основные сведения о системе управления самолетом и способах его балансировки. Отмечаются особенности конструкции командных постов и проводки управления, гидросилителей и рулевых приводов, гермовыводов тяг, указывается наличие демпферов и автоматов в системе управления самолетом. Приводятся сведения о наличии и степени резервирования элементов системы управления [62], [63], [64].

3.12.4. Системы и оборудование самолета

Сообщаются краткие сведения о наличии, составе, размещении, особенностях конструкции и работы следующих систем самолета: гидравлической системы; топливной системы; противопожарной системы; системы жизнеобеспечения экипажа и пассажиров; противообледенительной системы; системы электропитания. Дается описание внешнего и внутреннего освещения самолета, приводятся сведения о составе и размещении приборного и радиоэлектронного оборудования, систем самолетооборудования. Характеризуется бытовое, погрузочно-разгрузочное и аварийно-спасательное оборудование. Для военных самолетов обязательно приводится описание вооружения для основного, а также дополнительных вариантов использования самолета или его модификаций [35], [36], [37], [38], [39], [40].

3.12.5. Силовая установка

Приводятся сведения о типе, количестве и основных параметрах установленных на самолете двигателей. Дается таблица основных технических характеристик двигателя и краткое описание его конструкции и систем. Примеры технических описаний гражданских и военных самолетов и их силовых установок см. в литературе [18], [22].

3.13. ОЦЕНКА СПРОЕКТИРОВАННОГО САМОЛЁТА

При проектировании любого нового самолета обязательно выполняется следующее условие: спроектированный самолет должен иметь преимущества перед существующими самолетами и сохранять эти преимущества длительное время. С этой точки зрения должна быть дана развернутая оценка проекта. Кроме того, при разработке проекта могут быть получены отдельные частные удачные решения, что должно быть отмечено в этом разделе.

3.13.1. Аэродинамическая оценка

Аэродинамическая оценка спроектированного самолета в целом производится путем критического сопоставления его аэродинамических, летно-технических и взлетно-посадочных характеристик, а также характеристик силовой установки с разработанными ТТТ и с данными построенных самолетов того же класса.

3.13.2. Оценка компоновки самолета

Оценивая компоновку самолета, учитывают, насколько удачно решены вопросы:

силовой компоновки, которая оценивается по обеспечению передачи основных усилий кратчайшими путями;

использования внутренних объемов фюзеляжа, крыла. Внутренние объемы в самолете должны быть заполнены как можно в большей степени. Наличие незаполненных объемов в фюзеляже, особенно в зоне САХ, является примером плохой компоновки.

Для пассажирских, транспортных, административных и некоторых самолетов другого назначения оценить компоновку фюзеляжа можно по величине относительного объема пассажирской (грузовой) кабины и багажных помещений [6]. Другим критерием для пассажирского самолета может быть удельный объем фюзеляжа на одного пассажира;

центровки самолета — оценивается по разбегу эксплуатационных центровок. Во всех случаях следует стремиться к возможно меньшим по условиям центровки ограничениям в отношении загрузки самолета.

3.13.3. Оценка силовой схемы

Силовая схема самолета оценивается с точки зрения рациональных способов передачи и уравнивания сил и моментов, возникающих от воздушной нагрузки, массы грузов, собственной массы конструкции планера, реакций земли.

Для крыла и оперения оценивается число и расположение лонжеронов, степень использования обшивки в силовой работе, размещение стыков и передача усилий в них. Для фюзеляжа — размещение и конструкция силового набора и обшивки с точки зрения передачи изгибающих и крутящих моментов; расположение и способы подкрепления вырезом; размещение и способы передачи усилий в разьемах. Для шасси оценивается расположение основных силовых элементов опор: узлов навески, подкосов, рычагов, механизмов уборки и выпуска.

3.13.4. Оценка производственной технологичности самолета

Производственную технологичность самолета оценивают с таких позиций [48], [49], [68], как:

- применяемые материалы и их номенклатура;
- простота принятых геометрических форм агрегатов (круглая форма поперечного сечения фюзеляжа, крыло с прямолинейными образующими и т. п.), рациональное размещение элементов каркаса (расположение стрингеров по образующим, постоянные или переменные малки лонжеронов и нервюр и т. п.);
- взаимозаменяемость деталей, узлов и агрегатов;
- применение при изготовлении самолета прогрессивных способов получения заготовок, обработки деталей и сборки узлов и агрегатов;
- снижение трудоемкости изготовления самолета;
- производственно-технологическая оценка должна учитывать программу и темп выпуска самолетов с учетом модификации конструкции.

3.13.5. Оценка эксплуатационной технологичности, живучести и надежности самолета

При оценке эксплуатационной технологичности самолета необходимо установить степень соответствия эксплуатационных качеств самолета разработанным тактико-техническим требованиям. При этом обращают внимание на следующие вопросы [24], [27], [34]:

удобство погрузки и выгрузки — оценивается по количеству, расположению и размерам грузовых люков и рамп, трапов и входных дверей, обеспечивающих быструю погрузку и выгрузку грузов, боеприпасов, снаряжения, посадку и высадку пассажиров и экипажа;

комфорт для пассажиров и экипажа — оценивается путем сравнения соответствующих условий (удобство размещения и конструкции сидений, обзор, кондиционирование воздуха, уровень шума в кабинах и т. д.) на спроектированном самолете и на его прототипах;

удобство технического обслуживания самолета на земле;

живучесть самолета — оценивается качественно путем анализа комплекса конструктивно-технологических мероприятий, направленных на повышение живучести;

надежность самолета — оценивается качественно. На основании разработанных в ТТТ требований по надежности указываются конкретные конструктивно-технологические мероприятия и даются указания по техническому обслуживанию планера самолета и его систем, обеспечивающие выполнение требований по надежности и заданного ресурса.

3.13.6. Оценка экономической (боевой) эффективности

Оценка экономической (боевой) эффективности производится путем сравнения значений выбранного критерия для спроектированного самолета и для его прототипов или параллельно разрабатываемых вариантов. Для оценки экономической эффективности пассажирских или транспортных самолетов обычно используется один из двух критериев:

себестоимость тонно-километра;

величина приведенных затрат.

Подробная методика расчета этих величин для гражданских, транспортных и пассажирских самолетов дана в работе [26]. Оценка экономической (боевой) эффективности самолета производится с использованием соответствующей нормативной литературы и пособий под руководством консультанта кафедры «Экономика и организация производства».

4. ПРОЕКТИРОВАНИЕ АГРЕГАТА (СИСТЕМЫ)

Основной проблемой, решаемой в данном разделе, является создание агрегата (системы), удобного в производстве и эксплуатации и имеющего минимальную массу. Главная задача — предоставить дипломику возможность на основе знания отечественной и зарубежной практики конструирования самолетных агрегатов и систем продемонстрировать свое умение находить оригинальные и, вместе с тем, рациональные решения конструкции конкретных узлов и агрегатов.

4.1. ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К АГРЕГАТУ (СИСТЕМЕ)

Функциональные. В соответствии с назначением агрегата и материалами эскизного проекта формулируются требования к компоновке агрегата (размещению грузов и топлива, кинема-

тике отклоняемых частей, стыковке со смежными агрегатами, монтажу различных систем внутри данного агрегата). Для проектируемой системы самолета задаются значения входных и выходных параметров, требования к рабочему телу, устанавливается степень резервирования, перечень параметров, контролируемых во время полета, необходимость сигнализации предельных значений отдельных параметров и блокировки.

Производственно-технологические. В соответствии с предполагаемым темпом выпуска самолетов и сортаментом материалов формулируются требования к количеству и расположению эксплуатационных и технологических разрезов, степени панелирования, применяемым материалам и технологическим процессам. Требования должны не только предусматривать расширение фронта работ и сокращение цикла сборки, но и ориентировать на самое широкое применение передовых технологических процессов, максимальную стандартизацию и унификацию элементов конструкции, материалов и полуфабрикатов.

Эксплуатационные. В соответствии с общей компоновкой самолета и изучением эксплуатационных особенностей аналогичных самолетов во время преддипломной практики формулируются требования, обеспечивающие возможность должного контроля за состоянием агрегата (системы) в процессе эксплуатации, проведения регулировочных работ и текущих осмотров, выполнения ремонтных операций.

Экономические. Применительно к особенностям данного агрегата (системы) формулируются конкретные требования, обеспечивающие минимальную себестоимость агрегата (системы) и минимальные затраты на эксплуатацию.

4.2. ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЙ СХЕМЫ АГРЕГАТА (СИСТЕМЫ) И РАЗРАБОТКА ТЕОРЕТИЧЕСКОГО ЧЕРТЕЖА

В соответствии с ранее разработанной компоновкой самолета и выработанными основными требованиями на этом этапе определяется структура агрегата (системы) и основные конструктивные решения. Для агрегатов планера, исходя из намечаемой схемы сборки, уточняют и детализируют силовую схему агрегата, принятую в эскизном проекте. Решается вопрос о числе и расположении лонжеронов, шпангоутов, стрингеров, нервюр, узлов навески подвижных элементов, выбирается тип обшивки, намечаются схемы стыков и усилений в местах вырезов и зонах приложения сосредоточенных сил. Для шасси разрабатывается кинематическая схема уборки и выпуска и принимается сило-

вая схема. Для многоколесных опор разрабатывается схема тележки, обеспечивающая приемлемую проходимость, маневренность и эффективность торможения. Для носовых опор разрабатываются мероприятия по предотвращению шимми, намечается схема управления поворотом переднего колеса.

Выбирается тип системы торможения, конструкция и расположение основных агрегатов этой системы. Разрабатывается схема фиксации опор в выпущенном и убранном положении.

Для систем определяется принципиальная схема, состав агрегатов и их расположение, схема крепления основных узлов и агрегатов системы к элементам каркаса, выбирается величина давления рабочего тела, определяются величины рабочего хода исполнительных элементов, решаются вопросы автономности отдельных магистралей и их закольцовки, устанавливаются метод и степень резервирования. Для систем кондиционирования определяется распределение рабочих температур по участкам и устанавливается величина расхода рабочего тела.

Для топливных систем определяется величина расхода по каждой магистрали, выбирается количество и тип насосов, определяются параметры системы наддува, намечается расположение заправочных горловин и сливных кранов. Для гидравлических систем решаются аналогичные вопросы и, кроме того, определяется тип и расположение гидроаккумуляторов, решается задача обеспечения гидроснабжения в аварийных условиях.

На этом этапе все принятые решения оформляются в виде принципиальных или кинематических схем, которые выполняются на миллиметровке и подшиваются в пояснительную записку, а также в виде эскизов основных конструктивных решений, которые являются основой для последующей разработки сборочного чертежа агрегата (системы). Эскизы основных конструктивных решений обязательно согласовывают с руководителем проекта. Для агрегатов каркасных групп итогом предыдущего этапа работы является теоретический чертеж. Теоретический чертеж должен полностью задавать размеры и форму агрегата (включая схему крутки), а также содержать размерную увязку данного агрегата с другими агрегатами и общими размерными базами самолета. На нем показывают положение осевых линий всех основных конструктивно-силовых элементов, осей шарниров, ориентацию кронштейнов и рельсов навески подвижных элементов.

Теоретический чертеж вычерчивается на одном листе ватмана. Общие требования к содержанию и оформлению теоретического чертежа изложены в работах [1], [66].

4.3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАСЧЕТНЫХ НАГРУЗОК

На данном этапе должна быть выявлена и определена вся совокупность нагрузок, действующих на агрегат (систему) в различных случаях эксплуатации и определяющих его (ее) силовую конструкцию. Работа по определению нагрузок включает формулировку расчетных условий, определение нагрузок и построение расчетных эпюр.

Расчетные технические условия оформляются в виде сводки исходных данных, необходимых для определения нагрузок. Для агрегатов планера (каркасные группы и шасси) сводка содержит:

- перечень расчетных режимов полета и информацию о каждом режиме (скорость, скоростной напор);
- перечень расчетных случаев для каждого из рассматриваемых режимов и величин коэффициентов безопасности;
- данные о предельных эксплуатационных перегрузках;
- соответствующие расчетным режимам полета расчетные массы самолета;
- эксплуатационные условия, влияющие на работу конструкции (например, температуры, избыточные давления и т. п.);
- данные о массах и размещении грузов и агрегатов систем, монтируемых на проектируемом агрегате.

Для систем управления расчетные условия включают:

- перечень расчетных режимов полета;
- эксплуатационные и предельные значения входных и выходных кинематических параметров (величина рабочего хода, углы отклонения);
- предельные значения усилий на командных постах управления;
- перечень особых случаев работы системы.

Для систем планера (гидравлические, пневматические, топливные) расчетные условия с учетом специфики конкретной системы могут включать:

- тип, марку рабочего тела и его характеристики;
- величину рабочего давления в системе;
- потребные расходы на выходе из системы;
- потребный ход и скорость срабатывания исполнительных элементов (гидроцилиндры, винтовые домкраты и т. п.);
- перечень расчетных режимов работы системы (включая аварийные и испытательные).

Расчетные нагрузки на агрегат определяются для сформулированных выше расчетных условий в соответствии с требованиями норм прочности и летной годности (НП и НЛГС). Для крыла и оперения определяются распределенные аэродинамические и массовые нагрузки; сосредоточенные реакции в узлах

навески элементов управления и механизации; сосредоточенные массовые силы от агрегатов и грузов. Распределение аэродинамических сил по агрегату принимается приближенным в соответствии с рекомендациями НЛГС [30], разд. 4.2 и НП. Распределение нагрузки по размаху треугольного крыла, распределение по крылу массовых сил можно принять в соответствии с рекомендациями учебника [50], с. 76.

Для органов управления и механизации аэродинамические и массовые нагрузки определяются по аналогии с изложенным выше. Сосредоточенные реакции (включая управляющие) находят из условий равновесия агрегата. Для этого могут быть использованы методики, приведенные в учебнике [50] и пособиях кафедры «Прочность летательных аппаратов» [53].

Для фюзеляжа расчетные нагрузки определяются в соответствии с рекомендациями НЛГС [30], разд. 4.2.6 и НП. Для гермоотсеков обязательен учет внутреннего давления.

Нагрузки на элементы крепления двигателей определяются согласно требованиям НЛГС [30], разд. 4.2.4 и 4.2.5 и корректируются по НП с учетом специфики проектируемого самолета.

Для системы управления основная расчетная нагрузка определяется по нагружению органа управления максимальным шарнирным моментом. Дополнительные требования к расчетной нагрузке приведены в разделе 4.2.7 НЛГС, они должны быть скорректированы по НП с учетом специфики самолета. При определении величины шарнирного момента распределение нагрузки по органам управления принимается согласно рекомендациям НЛГС и НП. Для сверхзвуковых самолетов с цельноповоротным стабилизатором распределение нагрузки по его площади допускается принимать равномерным.

Для опор шасси расчетные нагрузки определяются на основе раздела 4.2.3 НЛГС или НП, одновременно определяются величины работы, поглощаемой амортизатором (A^g , A^g_{max}).

При проектировании опоры шасси определенную расчетных нагрузок должен предшествовать раздел «Выбор параметров амортизаторов», где по методикам, приведенным в учебнике [50] и пособии [58], исходя из нормированной работы (A^g , A^g_{max}), определяют основные размеры амортизатора и уточняют размеры амортизационной стойки в целом. Для тормозных стоек следует дополнительно оценить потребные величины максимального тормозного момента и энергоемкости тормоза.

Для систем планера в качестве расчетных нагрузок должны быть найдены максимальные усилия на исполнительных элементах (приводах) системы.

При проектировании системы управления выполняется ее кинематический и силовой расчет. Определяется необходимое

число качалок; размеры их плеч; места и схемы включения рулевых машинок, рулевых приводов или гидроусилителей; величины усилий во всех элементах системы. Результаты оформляются в виде кинематической схемы, выполняемой на миллиметровой бумаге, и таблицы усилий в тягах.

При разработке систем планера после определения нагрузок выполняется ее гидравлический расчет. Производится подбор насосов, диаметров трубопроводов и расчет размеров силовых цилиндров. Методики подобных расчетов для различных типов систем приведены в работах [14], [59], [55], [60], [61] и в пособии кафедры «Гидравлический расчет топливной системы».

Все расчеты, выполняемые в разделе, приводятся в пояснительной записке и сопровождаются необходимыми эскизами.

4.4. РАСЧЕТ АГРЕГАТА (СИСТЕМЫ) НА ПРОЧНОСТЬ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ УЗЛА

Принимается расчетная схема агрегата (системы) с перечислением и глубоким обоснованием всех введенных упрощений. Упрощения могут приводить как к увеличению, так и к уменьшению прочности. Это должно быть оговорено и найти отражение в последующих расчетах. В случае недостаточной ясности влияния принятых упрощений следует указать на необходимость испытаний. Чертеж расчетной схемы дается в записке. Далее производится распределение нагрузок и определяются усилия в соответствии с принятой расчетной схемой и следующими дополнительными указаниями.

Сечения основных конструктивно-силовых элементов агрегата (системы) определяются по известным методикам. Выбираемые размеры должны быть увязаны с сортаментом и конструктивно-технологическими ограничениями.

Общий расчет агрегата выполняется для каркасных групп. На этом этапе в соответствии с принятыми конструктивно-силовой и расчетной схемами, расчетными нагрузками и расчетными характеристиками материалов подбирают сечения обшивок, стенок, поясов и стрингеров. При выполнении расчета методом сечений с целью сокращения объема однотипных расчетов допускается сокращение числа расчетных сечений: в случае крыла — до двух (30 и 70% полуразмаха); в случае оперения — до двух (0 и 50% полуразмаха). При расчете органов управления и механизации, имеющих небольшие размеры, и вследствие этого постоянные по размаху сечения элементов, подбор производится по наиболее опасному для каждого элемента сечению.

При проектировании опоры шасси подбираются сечения всех элементов конструктивно-силовой схемы.

При разработке системы управления по ранее определенным усилиям в участках проводки осуществляется подбор тяг с проверкой их на прочность, устойчивость и резонанс.

В случае проектирования одной из систем планера производится подбор сечений трубопроводов и всех емкостей, работающих под давлением (включая силовые цилиндры).

Помимо общего прочностного расчета агрегата (системы) с целью обеспечения местной прочности, уточнения сечений конструктивных элементов и выбора нормалей выполняется детальный расчет одного из узлов проектируемого агрегата (системы).

Расчет узла ведется параллельно с его конструктивной проработкой в следующей последовательности:

выполняется уравнивание узла, т. е. определяются внешние по отношению к узлу реакции отсеченных частей конструкции;

намечается конструктивно-силовая схема узла, т. е. пути и способы передачи действующих усилий;

анализируются места и типы разрушений, возможных на путях передачи усилий;

производится подетальный расчет и выбор размеров элементов деталей.

При расчете узлов каркасных агрегатов внимание следует обратить на уточнение сечений обшивок, стенок и поясов из условий местной прочности, а также на проработку узловых соединений. Рекомендации по расчету и проектированию последних даны в работах [48], [67]. В особых случаях, предусмотренных НЛГС (см. разд. 4.3), при детальном расчете должен вводиться дополнительный коэффициент безопасности. При использовании клеевых соединений рекомендуется принять дополнительный коэффициент безопасности, равный 3—4.

При проработке конструкции опор шасси особое внимание уделяют шарнирно-болтовым узловым соединениям, которые, как правило, определяют ресурс всей конструкции. Практические рекомендации по проектированию таких узлов содержатся в работе [56].

При проектировании подвижных высоконагруженных соединений необходимо проводить проверку по условию невыдавливания смазки. Допустимые давления (или пределы прочности) для смазок, рассчитанных на использование в таких соединениях, приводятся в справочной литературе.

Следует отметить, что перечень и характер данных расчетов сильно зависит от специфики проектируемого агрегата и

прорабатываемого узла. Выбор узла и перечень необходимых расчетов в обязательном порядке предварительно согласовывают с руководителем проекта. Выполняемые расчеты приводятся в пояснительной записке и сопровождаются необходимыми для их понимания эскизами. Все прочностные расчеты заканчиваются сводной таблицей коэффициентов избытка прочности рассчитанных элементов и сечений и заключениями типа: избыточно прочен, прочен, не прочен, требует испытаний.

4.5. СБОРОЧНЫЙ ЧЕРТЕЖ АГРЕГАТА

4.5.1. Общие требования к выполнению сборочного чертежа

Сборочный чертеж агрегата является важным конструкторским документом, определяющим: конструктивно-силовую схему агрегата; расположение и взаимосвязь подборок и деталей, соединяемых по данному чертежу; требования к подборкам, узлам и деталям, обеспечивающие возможность сборки и контроля агрегата.

Основные требования к выполнению сборочных чертежей определяются Единой Системой Конструкторской Документации (ГОСТ 2.109-68).

Перед выполнением сборочного чертежа необходимо в эскизах разработать конструктивное решение основных узлов, отметить основные технологические процессы изготовления агрегата, ориентируясь на имеющиеся рекомендации по повышению технологичности [68] и максимальное использование новейшего оборудования и новейших технологических процессов. Поскольку чертежи отдельных подборок и узлов в дипломном проекте, как правило, не выполняются, требуется, чтобы сборочный чертеж агрегата содержал необходимую информацию и о конструкции подборок данного агрегата. На чертеже следует показать общий вид агрегата, несколько полных поперечных сечений, а также выполненные в крупном масштабе (1:1 или 1:2) разрезы, сечения и выносные узлы, показывающие конструкцию основных силовых элементов каркаса, соединение элементов каркаса между собой и с обшивкой, стыковочные узлы, узлы навески подвижных элементов и т. д. Обязательным является показ размещения элементов оборудования и управления, расположенных внутри данного агрегата (электромеchanизмы, гидросилители, силовые цилиндры, балочные держатели, лафеты, баллоны, насосы и т. п.), а также монтажных и эксплуатационных люков, через которые обеспечивается подход к указанным элементам внутреннего монтажа.

При определении мест разрезов и сечений следует стремиться к максимальному раскрытию конструктивно-технологических особенностей данного агрегата, но вместе с тем избегать неоднозначного изображения одних и тех же конструктивных элементов.

На сборочном чертеже агрегата проставляют габаритные размеры, размеры между основными элементами каркаса, размеры установки узлов навески, размеры размещения дверей и люков, размеры, определяющие положение агрегата относительно основных баз самолета (продольной оси симметрии фюзеляжа, плоскости хорд крыла и т. д.). В разрезах и сечениях дают размеры, координирующие расположение основных крепежных элементов. На поле чертежа наносят позиции всех подборок, узлов, деталей и стандартизированных элементов, непосредственно поступающих на общую сборку агрегата.

Все эти позиции вносятся в спецификацию, которая помещается в пояснительной записке к дипломному проекту. Форма спецификации должна соответствовать ЕСКД. Технические требования на поле чертежа должны быть сформулированы технически грамотно, кратко и содержать основные указания, необходимые для обеспечения сборки и контроля как всего агрегата, так и входящих бесчертежных деталей [80].

4.5.2. Особенности выполнения сборочных чертежей отдельных агрегатов и систем

Крыло, оперение, агрегаты механизации крыла. В сборочном чертеже должно быть показано крепление лонжеронов с обшивкой и нервюрами, крепление стрингеров с обшивкой и нервюрами, узлы навески предкрылков, рулей, элеронов, конструкция узлов крепления шасси, двигателей, мотогондол, конструкция стыковочных узлов, конструкция противообледенительной системы, расположение и конструкция люков для монтажа и обслуживания системы управления, установка фар, навигационных и габаритных огней, расположение монтажных люков, заливных горловин и сливных кранов топливных баков. В случае размещения на агрегате антенн на чертеже показывают их крепление и лючки для подсоединения кабелей. В технических требованиях чертежа необходимо предусмотреть методы металлизации для обеспечения малого переходного сопротивления, а в случае установки перемычек металлизации показать на чертеже места их установки и способ крепления.

В технических требованиях к чертежу должны быть указания о величине затяжки болтов в ответственных соединениях, о допусках на внешние обводы агрегата, о допустимом высту-

наний или западания потайных головок болтов, винтов и заклёпок, о величине углов отклонения подвижных элементов (створок, рулей, триммеров), о покрытии наружной и внутренней поверхности собранного агрегата, входящих деталей и т. д.

Фюзеляж. В сборочном чертеже должно быть показано крепление продольного набора с обшивкой и шпангоутами, крепление обшивки со шпангоутами, расположение и конструктивное выполнение продольных и поперечных стыков листов обшивки, расположение и конструктивное выполнение стыков стрингеров, конструктивное выполнение стыков отсеков и секций фюзеляжа, узлы крепления оперения, крыла и шасси, узлы крепления мотогондол (при установке двигателей на фюзеляже) или двигателя (для однодвигательных самолетов), расположение и конструктивное выполнение дверей, окон, люков и их окантовок. В сечениях следует также показать конструктивное выполнение элементов герметизации.

В тонких линиях показывают размещение основных трубопроводов топливной системы, системы кондиционирования, тяг управления и установку основных агрегатов оборудования.

В соответствующих разрезах показывают конструкцию узлов крепления агрегатов, через которые на конструкцию фюзеляжа передаются значительные сосредоточенные нагрузки.

Технические требования к чертежу содержат те же данные, что и для крыла, и, кроме того, указания о порядке проверки и испытаний гермокабин, т. е. указывается величина испытательного давления, допустимая величина утечек и т. п.

Шасси. Шасси показывают в выпущенном положении. В двух основных проекциях сборочного чертежа (вид сбоку и вид спереди) должны быть показаны все элементы шасси: стойка, амортизатор, подкосы, тележка, механизм уборки и выпуска, демпферы и т. д. Колеса изображают условно тонкими линиями, чтобы они не закрывали вид других элементов конструкции. На одной из проекций амортизационную стойку (амортизатор) показывают в разрезе.

В основной проекции и сечениях следует показать конструкцию всех кронштейнов и узлов крепления элементов шасси между собой и к конструкции самолета. Масштаб поперечных сечений выбирают 1:1 или 1:2.

В чертеже необходимо показать расположение и конструктивное выполнение клапанов и штуцеров для заправки амортизаторов гидросмесью и сжатым газом, размещение и тип масленок.

В технических требованиях к чертежу должны быть оговорены параметры амортизатора, порядок контрольных операций

собранного шасси и его основных частей (амортизатора, цилиндра уборки — выпуска, демпфера).

Кинематическая схема уборки—выпуска шасси выполняется на отдельном листе миллиметровки и подшивается к пояснительной записке. По указанию руководителя проекта кинематическая схема может выполняться на листе ватмана формата А1.

Система управления. Чертеж выполняется в виде полумонтажной схемы в двух проекциях с необходимыми сечениями и выносными узлами. В чертеже показывают все элементы управления и узлы крепления их к каркасу самолета. Особенно тщательно разрабатывается конструкция типовых узлов (качалок, направляющих роликов и т. п.). Разрабатывается конструкция командных рычагов—штурвальной колонки (ручки) и педалей. Необходимо также показать конструкцию загрузочных механизмов и механизмов стопорения на стоянке.

В технических требованиях к чертежу содержится указание о порядке регулировки и контроля системы управления на собранном самолете, допустимых зазорах и люфтах, предельных углах отклонения и т. п.

Кинематическая схема управления выполняется на отдельном листе миллиметровки и подшивается к пояснительной записке.

Топливная система, гидросистема, система кондиционирования.

Общий вид системы представляет полумонтажную схему, выполненную в двух проекциях. В сечениях и выносных узлах разрабатывается конструкция баков, ресиверов, радиаторов, аккумуляторов давления, основных клапанов, типовых соединений трубопроводов между собой и с агрегатами системы, а также узлов крепления агрегатов и трубопроводов к каркасу самолета. Для элементов арматуры, запорочных и сливных итуцеров следует максимально использовать стандартные детали. При необходимости теплоизоляции отдельных агрегатов и участков трубопровода в сечениях показывают конструкцию теплоизоляции и заделку ее концов.

В технических требованиях к чертежу указывают объем контрольных операций при проверке герметичности, прочности и работоспособности системы на собранном самолете, величину рабочего и испытательного давления, допустимые отклонения расхода рабочего тела в контрольных сечениях и т. п.

Принципиальная схема системы выполняется на отдельном листе ватмана.

4.6. СХЕМА ЧЛЕНЕНИЯ АГРЕГАТА И ЕЕ ОБОСНОВАНИЕ

Схема членения агрегата выполняется на отдельном листе миллиметровки и подшивается к пояснительной записке.

В схеме членения должны быть показаны все эксплуатационные и технологические разъемы.

В пояснительной записке тщательно обосновывают количество и тип разъемов, а также их размещение.

Обоснование схемы членения агрегата должно быть увязано с требованиями:

а) транспортировки агрегатов по железной дороге, воздушным транспортом, а также с возможностями внутрицеховой и межцеховой транспортировки;

б) получения минимальной массы конструкции;

в) обеспечения широкого фронта работ и расчленения операций изготовления агрегата;

г) сохранения заданной точности обводов при стыковке панелей и отсеков;

д) обеспечения возможности неоднократной стыковки — расстыковки разъемных соединений в условиях эксплуатации;

е) обеспечения низкой себестоимости изготовления агрегата.

В случае затруднения при отыскании однозначного решения, удовлетворяющего перечисленным требованиям, можно рекомендовать либо параллельное рассмотрение 2—3-х конкурентоспособных вариантов с выбором лучшего из них на основании эвристических оценок, либо применение метода парных сравнений [2] для определения последовательности выполнения ТТТ.

4.7. ОПИСАНИЕ АГРЕГАТА (СИСТЕМЫ)

4.7.1. Техническое описание агрегата (системы)

Техническое описание агрегата включает характеристику принятой конструктивно-силовой схемы агрегата или принципиальной схемы системы, описание схемы членения агрегата или полумонтажной схемы системы, основные характеристики примененных материалов и полуфабрикатов, описание основных конструктивных особенностей агрегата (системы) и его элементов.

Для агрегатов планера подробно описывают конструкцию основных стыков и сочленений. Для систем самолета кратко, но достаточно полно необходимо описать конструкцию основных агрегатов, приведя в тексте рисунки (эскизы) принципиальных схем этих агрегатов. Для систем, работающих в различных режимах (например, автоматическое и ручное управление поряд-

ком выработки баков), дают описание функционирования системы в **каждом из режимов**.

Необходимо описать технологические и эксплуатационные особенности спроектированного агрегата или системы.

4.7.2. Мероприятия по обеспечению надежности и ресурса

Здесь следует перечислить мероприятия, осуществляемые в спроектированном агрегате (системе) с целью обеспечения его ресурса и надежности. Поясняется суть каждого мероприятия и ожидаемый эффект.

Дипломник должен как можно полнее использовать сведения о характере и интенсивности отказов аналогичных агрегатов (систем), собранные во время преддипломной практики. В случае резервирования отдельных элементов следует оговорить характер резервирования (активное или пассивное), а также оценить влияние принятого резервирования на массу агрегата (системы). Следует оценить (хотя бы приблизительно) и влияние принятых мер по обеспечению надежности и ресурса на экономические характеристики агрегата и самолета в целом.

4.7.3. Унификация и стандартизация элементов конструкции

Здесь следует поместить краткие сведения о применении Государственных и Отраслевых стандартов для изготовления элементов конструкции агрегата или системы [43]. В первую очередь, это касается используемых заготовок и полуфабрикатов, стандартизированных (нормализованных) изделий (крепёж, тяги, ролики, замки, хомуты, лючки, гидро- и пневмоарматура и т. п.) и элементов формы деталей (рифты, зиги, выштамповки, отбортовки, подсечки и т. п.) [78].

Следует указать меры по унификации элементов конструкции такие, как использование одинаковых крошечных для навески рулей и элеронов, унификация радиусовгиба листовых деталей, унификация стыковых болтов, законцовок тяг, крышек смотровых люков и т. п.

4.8. ДИРЕКТИВНЫЙ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ ПРОЦЕСС СБОРКИ И ИСПЫТАНИЙ АГРЕГАТА (СИСТЕМЫ)

Директивный технологический процесс (ДТП) — основной документ для разработки рабочих техпроцессов и проектирования оснастки. ДТП сборки устанавливает:

вид поставки деталей, узлов и подборок на общую сборку; мероприятия, обеспечивающие точность и взаимозаменяе-

мость, в том числе основные базы для сборки агрегата, места и способ фиксации деталей, узлов, подборок, требования к конструкции сборочных и испытательных приспособлений;

последовательность операций по изготовлению подборок и общей сборки агрегата, включая контрольные операции;

методы и оборудование контроля подборок, контроля и испытаний собранного агрегата.

Для наглядности рекомендуется выполнять ДТП в виде чертежа, на котором в виде прямоугольников в необходимом порядке показывают отдельные операции, а стрелками — функциональные и временные связи (см., например, [79]). Чертеж ДТП (на миллиметровке или белой бумаге) подшивается в пояснительную записку.

4.9. ЧЕРТЕЖ СБОРОЧНОГО (ИСПЫТАТЕЛЬНОГО) ПРИСПОСОБЛЕНИЯ

Выполняется на 1—1,5 листах ватмана формата А1. На чертеже показывается общий вид приспособления в одной или двух проекциях с необходимыми сечениями, выполненными в крупном масштабе. В сечениях должна быть показана конструкция базовых и фиксирующих элементов приспособления (мастер-плиты, лекала, рубильники, фиксаторы и т. п.), основных колонн и балок.

В технических требованиях к чертежу даются указания о методах настройки (контроля) приспособлений, степени точности изготовления отдельных его элементов, их взаимной увязки и увязки с макетами и шаблонами.

Для испытательных приспособлений, кроме того, на отдельном листе миллиметровки выполняют принципиальную схему, которая подшивается в пояснительную записку. В общем виде на чертеже испытательного приспособления и в технических требованиях к чертежу должны быть показаны применяемые приборы и агрегаты, оговорены требования к точности их показаний, требования к параметрам рабочего тела, применяемого при испытаниях (точка росы для сжатых газов, максимальная величина твердых частиц для жидкостей, температура и давление, допуски на напряжение и частоту электропитания и т. п.).

4.10. МЕХАНИЗАЦИЯ И АВТОМАТИЗАЦИЯ СБОРОЧНЫХ И КОНТРОЛЬНЫХ ОПЕРАЦИЙ

Основным путем повышения производительности труда при сборке самолетов является механизация и автоматизация сборочных и контрольных операций.

В пояснительной записке необходимо изложить, какие конкретные меры предусмотрены дипломником для повышения механизации и автоматизации сборочных и контрольных операций. Помимо материалов, приведенных в лекциях по курсу «Производство летательных аппаратов» и рекомендованной литературе, здесь в полной мере следует использовать данные, собранные во время преддипломной практики. Предлагаемые средства механизации и автоматизации сборочных и контрольных операций должны быть обоснованы. Следует отразить, в каких случаях используются новейшие достижения отечественной и зарубежной промышленности и в каких случаях предлагается новое решение для устранения имеющихся мест, по мнению дипломника, недостатков в существующей механизации и автоматизации производственных процессов.

5. СПЕЦТЕМА ПРОЕКТА

Для более детального изучения и проработки одной из актуальных проблем развития авиации дипломнику выдается спецтема, прямо или косвенно связанная с основной темой дипломного проекта. Задание по спецтеме уточняется во время преддипломной практики или в самом начале проектирования.

Содержанием спецтемы может быть:

изучение по специальной литературе какого-либо нового вопроса из области проектирования, производства или эксплуатации самолетов с выявлением основных особенностей, направлений и перспектив развития, т. е. с элементами научного анализа;

инженерная разработка с проведением расчетов и составлением чертежей какого-либо нового узла или агрегата самолета, сборочного приспособления, испытательного стенда и т. д.;

научное исследование какого-либо узкого вопроса, относящегося к одной из проблем развития авиационной техники;

патентные исследования в какой-либо области самолетостроения.

При выполнении спецтемы дипломнику предоставляются все возможности для выявления творческой инициативы и умения использовать полученные за время учебы знания. Работа над спецтемой должна показать степень подготовленности дипломника к самостоятельной инженерной и научной деятельности.

Результаты работы по спецтеме оформляются в виде отдельного раздела в пояснительной записке, а часть материала в виде чертежей, схем, диаграмм, графиков и т. п. — на ватмане или миллиметровке и представляется к защите вместе с чертежами дипломного проекта. Отдельной главой даются результаты патентно-информационных исследований.

6. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ ПО ВЫПОЛНЕНИЮ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТА

6.1. ТРЕБОВАНИЯ К ВЫПОЛНЕНИЮ ГРАФИЧЕСКОЙ ЧАСТИ ПРОЕКТА

Все чертежи выполняются карандашом на ватмане в полном соответствии с действующими правилами ЕСКД. Особое внимание следует обращать на правильный выбор формата и масштаба чертежа, расстановку зон, нумерацию чертежей, выполнение основной надписи, составление спецификации, технических требований. Готовые чертежи подписываются дипломником, руководителем проекта и рецензентом.

6.2. СОСТАВЛЕНИЕ ПОЯСНИТЕЛЬНОЙ ЗАПИСКИ

Пояснительную записку составляют по ходу выполнения отдельных разделов проекта. Законченные разделы дают на просмотр руководителю проекта и консультанту. Пояснительную записку пишут аккуратно от руки чернилами на одной стороне листа формата А4 с полями 15—20 мм справа и 25—30 мм слева. Все листы нумеруют по порядку. В нумерацию включают выполняемые на отдельных листах и подшиваемые в общую папку схемы, графики и другие приложения. В тексте должны быть ссылки на номера таблиц, графиков, схем.

В начале записки помещают титульный лист, задание и оглавление. После оглавления дают перечень графической части проекта с указанием количества листов формата А1 по каждому чертежу.

Пояснительная записка содержит следующие разделы (оглавление записки).

I. Эскизный проект

Анализ проектной ситуации.

Статистика.

Разработка тактико-технических требований.

Выбор схемы самолета.

Определение тяговооруженности (энерговооруженности).

Определение взлетной массы.

Определение основных параметров.

Расчет масс.

Компоновка и центровка.

Аэродинамический расчет.

Расчет устойчивости.

Техника безопасности и охрана окружающей среды.

Техническое описание самолета.

Оценка спроектированного самолета.

II. Проектирование агрегата или системы

Основные требования к проектируемому агрегату.

Обоснование конструктивно-силовой схемы агрегата и выбора конструкционных материалов. Выбор принципиальной схемы системы.

Определение расчетных нагрузок и расчетных условий.

Проектировочный расчет агрегата.

Техническое описание агрегата.

Директивная технология.

Экономическая оценка агрегата.

III. Спецтема

IV. Литература

Нумерацию разделов, подразделов, пунктов и подпунктов рекомендуется выполнять по ГОСТ 2.105-79. Каждый раздел начинают с новой страницы и его заголовок пишут прописными буквами. Изложение текста должно быть точным и кратким. Ссылки на литературу дают в квадратных скобках. Нельзя применять произвольные сокращения, кроме общепринятых в литературном языке: т. е.; и т. д.; и т. п. и др. Запрещается переписывать в записку текст из книг, журналов, пособий и т. п., кроме цитат, выделяемых кавычками, с указанием источника. Не рекомендуется излагать текст от первого лица единственного числа.

Все расчеты обязательно сопровождаются расчетными схемами, эскизами, графиками и эпюрами в таком количестве, чтобы при чтении записки, не нужно было обращаться к чертежам. Расчетные формулы вначале пишут в буквенном виде с пояснением каждого обозначения, а затем подставляются числа и приводится окончательный результат и его размерность. Наиболее важные результаты расчетов следует выносить на правое поле листа.

Каждый столбец таблицы должен иметь свой порядковый номер, название и размерность. Иллюстрации нумеруются арабскими цифрами: рис. 1, рис. 3 и т. д.

В конце пояснительной записки приводят список литературы с указанием автора, названия книги, места издания (без слова «город»), издательства и года издания (без слова «год»).

Пояснительная записка подписывается дипломником, руководителем проекта, всеми консультантами и рецензентами.

Приложение I

ВЫДЕРЖКИ ИЗ ИНСТРУКЦИИ ПО ДИПЛОМНОМУ ПРОЕКТИРОВАНИЮ В КУЙБЫШЕВСКОМ АВИАЦИОННОМ ИНСТИТУТЕ

Дипломное проектирование является заключительным этапом обучения студента в институте и имеет своей целью:

систематизацию, закрепление и расширение теоретических и практических знаний по специальности;

развитие навыков ведения самостоятельной работы;

выяснение подготовленности студентов для самостоятельной работы в условиях современного производства.

Темы дипломных проектов разрабатываются выпускающими кафедрами. Тематика дипломных проектов рассматривается и утверждается советом факультета. Общий перечень тем дипломных проектов ежегодно обновляется.

Темы на реальное проектирование, выдаваемые кафедрой по запросам предприятий и организаций, не должны быть слишком узкими и чисто прикладными.

После сдачи студентом зачета по преддипломной практике руководитель проекта оформляет ему задание на дипломный проект по установленной форме. Задание вручается студенту после его утверждения заведующим кафедрой.

Руководителями проектов назначаются профессора, доценты, опытные преподаватели и высококвалифицированные инженеры предприятий и организаций.

Руководитель дипломного проекта систематически (не реже одного раза в неделю) дает консультации студентам, проверяет объем и качество выполняемой ими работы.

Для контроля за качеством выполнения проектов выпускающая кафедра во время проектирования проводит два просмотра дипломных проектов, организуя для этого комиссию из 2—3 ведущих преподавателей. На просмотры студент представляет все материалы, которые им выполнены.

Каждый дипломный проект должен иметь соответствующее обоснование и разделы, посвященные охране труда и гражданской обороне.

Расчетно-пояснительная записка пишется от руки на одной стороне стандартного листа. Она может быть также отпечатана на машинке.

При выполнении проекта в вузе студентам предоставляются определенные рабочие места. Кафедра обязана обеспечить этих студентов необходимыми справочниками, научно-технической литературой, типовыми проектами, материалами, чертежными принадлежностями, а также организовать учет работы студентов на работу над проектами. Рабочий день студентов должен быть не менее 8 часов.

За принятые в проекте технические решения и правильность всех вычислений отвечает студент — автор проекта.

Законченный дипломный проект с приложенным заданием, подписанный студентом и консультантами, представляется руководителю, который после просмотра проекта подписывает записку, чертежи и др. материалы. Руководитель проекта дает письменный отзыв о проекте и работе студента (приложение III).

После ознакомления с проектом, отзывом руководителя и результатами второго просмотра заведующий кафедрой решает вопрос о допуске студента к защите проекта в ГЭК.

Примечание. Основанием для недопуска студента к защите являются:

- а) недостаточный объем всего проекта или отдельных его разделов;
- б) низкое качество всего проекта или отдельных его частей;
- в) несамостоятельность выполнения проекта (копирование ранее защищенных проектов, заводских конструкций, расчетов, выполнение проекта другими лицами).

Дипломный проект, допущенный к защите, направляется деканом (или по его поручению заведующим профилирующей кафедрой) на рецензию (приложение IV).

Защита дипломных проектов проводится на заседании ГЭК, на которое рекомендуется приглашать руководителей проекта, консультантов и рецензентов. На защите могут присутствовать преподаватели и студенты института, а также лица, получившие разрешение декана факультета.

Члены ГЭК задают вопросы дипломнику и выставляют (для себя) предварительную оценку проекта и ответов.

Задаваемые вопросы должны выявлять:

а) знания основ теоретических и профилирующих дисциплин, на которые опирается проект;

б) знание всех деталей проекта (работы), представленного дипломником;

в) знакомство с литературой по теме проекта.

Результаты защиты дипломного проекта определяются оценками «отлично», «хорошо», «удовлетворительно», «неудовлетворительно».

При определении оценки принимаются во внимание качество всех разделов проекта, оценки, полученные студентом в период обучения, отзывы руководителя проекта, консультанта и рецензента, а также уровень идейно-теоретической, научной и практической подготовки студента.

Студенту, защитившему дипломный проект, решением Государственной экзаменационной комиссии присваивается квалификация в соответствии с полученной специальностью, выдается диплом и нагрудный знак установленного образца.

Студентам, не защитившим дипломный проект по уважительной причине (документально подтвержденной) ректором института может быть удлинен срок обучения до следующего периода работы Государственной экзаменационной комиссии по защите дипломных проектов, но не более одного года.

Студент, обучающийся с отрывом от производства, получивший при защите дипломного проекта неудовлетворительную оценку, отчисляется из института и направляется на работу в установленном порядке. В этом случае ему выдается академическая справка установленного образца.

Студент, не защитивший дипломного проекта, допускается к повторной защите дипломного проекта в течение трех лет после окончания института при представлении положительной характеристики с места работы, отвечающей профилю подготовки в вузе.

В тех случаях, когда защита дипломного проекта признается неудовлетворительной, Государственная экзаменационная комиссия устанавливает, может ли студент представиться к повторной защите дипломный проект с доработкой, определяемой комиссией, или же обязан разработать новую тему, которая устанавливается соответствующей кафедрой.

Приложение III

СОСТАВЛЕНИЕ ОТЗЫВА НА ДИПЛОМНЫЙ ПРОЕКТ

Основным содержанием отзыва должна быть характеристика работы студента над дипломным проектом. В отзыве руководителя отмечаются:

1. Творческая инициатива и самостоятельность, проявленные студентом в работе над дипломным проектом, умение анализировать, выбирать наиболее эффективные решения.

2. Использование в работе новой литературы, последних достижений в области авиационной науки и техники.

3. Отношение студента к работе — посещаемость, ритмичность, стремление к всесторонней, глубокой разработке всех разделов проекта или к усовершенствованиям.

4. Уровень теоретической подготовки, конструкторские и технологические навыки, знакомство с существующими конструкциями, эрудиция студента.

5. Степень реальности дипломного проекта или спецзадания и возможность их внедрения в производство.

6. Подготовленность студента к самостоятельной работе в качестве инженера, а также дается оценка проекта по четырехбалльной системе.

Приложение IV

СОСТАВЛЕНИЕ РЕЦЕНЗИИ НА ДИПЛОМНЫЙ ПРОЕКТ

Основное содержание рецензии составляет характеристика выполненной работы. В ней должно быть отражено:

1. Соответствие рецензируемого проекта установленным требованиям по объему, содержанию, глубине проработки.
2. Актуальность темы дипломного проекта.
3. Оценка разработанных тактико-технических требований, выбора и обоснования схемы самолета. Оценка статистических данных и основных параметров спроектированного самолета.
4. Оценка выбранных методов расчета — массового, аэродинамического, прочностного.
5. Актуальность спецзадания и глубина его разработки.
6. Оценка выполнения экономической и технологической части проекта.
7. Общая оценка проекта, его положительные стороны, использование новейших достижений науки и техники, удачные решения, оригинальные методы расчета, правильность принятых технических решений и т. д.
8. Реальность проекта или спецзадания и возможность их практического использования.
9. Анализ основных недостатков и ошибок проекта.
10. Заключение о соответствии выполненного проекта требованиям к дипломным работам, представляемым к защите на получение звания инженера-механика по самолетостроению, и общая оценка проекта по четырехбалльной системе.

ОСНОВНАЯ ЛИТЕРАТУРА

1. Проектирование самолетов. Под ред. С. М. Егера. — М.: Машиностроение, 1983.
2. Корольков О. Н., Юдкевич Б. А. Эскизное проектирование самолета. — Куйбышев: КуАИ, 1981.
3. Бадягин А. А., Мухамедов Ф. А. Проектирование легких самолетов. — М.: Машиностроение, 1978.
4. Бадягин А. А., Овруцкий Е. А. Проектирование пассажирских самолетов с учетом экономики эксплуатации. — М.: Машиностроение, 1964.
5. Горощенко Б. Т. и др. Эскизное проектирование самолета. — М.: Машиностроение, 1970.
6. Егер С. М. Проектирование пассажирских реактивных самолетов. — М.: Машиностроение, 1964.
7. Бярюк В. И., Липин Е. К., Фролов В. М. Методы проектирования конструкций самолетов. — М.: Машиностроение, 1977.
8. Теория и практика проектирования пассажирских самолетов. — М.: Наука, 1976.

9. Шейнин В. М. Весовая и транспортная эффективность пассажирских самолетов. — М.: Оборонгиз, 1962.
10. Шейнин В. М., Козловский В. И. Проблемы проектирования пассажирских самолетов. — М.: Машиностроение, 1972.
11. Шейнин В. М., Козловский В. И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Т. I и II. — М.: Машиностроение, 1977.
12. Зайцев В. Н., Рудаков В. Л. Конструкция и прочность самолетов. — Киев: Вища школа, 1978.
13. Конструкция летательных аппаратов./Под ред. К. Д. Туркина. — М.: ГВИА им. Н. Е. Жуковского, 1972.
14. Конструкция и прочность самолетов и вертолетов./Под ред. К. Д. Миртова. — М.: Транспорт, 1972.
15. Шульженко М. Н. Конструкция самолетов. — М.: Машиностроение, 1971.

ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ ЛИТЕРАТУРА

16. Курочкин Ф. П. Проектирование и конструирование самолетов с вертикальным взлетом и посадкой. — М.: Машиностроение, 1977.
17. Павленко В. Ф. Самолеты вертикального взлета и посадки. — М.: Вoenиздат, 1966.
18. Технические описания самолетов: Ан-10, Ан-12, Ил-18, Ил-86, Ту-114, Ту-124, Ту-134, Ту-144, Ту-154, Як-40.
19. Черненко Ж. С., Лагосюк Г. С., Горовой Б. И. Самолет Ан-26. — М.: Транспорт, 1977.
20. Информационные сводки БНИ ЦАГИ. Описания самолетов: С-5А, С-141, F-104A, F-111A, SAAB-37, BAC TSR-2, «Конкорд», «Боинг-747», ЮРД С.160 «Трансэлл», ДНС-5, «Бафело».
21. Информационные сводки БНИ ЦАГИ. Описания вертикально взлетающих самолетов: «Бальзак», «Хариер», X-19A, XC-142, Дорнье, Др-31, V1-101C.
22. Итоги науки и техники. Сер. Авиационное. Т. I и II. — М.: ВНИИТИ, 1976.
23. Иностранные авиационные и ракетные двигатели. — М.: ЦИАМ, 1971.
24. Техничко-экономические характеристики современных зарубежных пассажирских самолетов. — М.: ГосНИИ ГА, 1972.
25. Макаров А. А. Техничко-экономическое обоснование проектируемых изделий. — Куйбышев: КуАИ, 1971.
26. Макаров А. А., Проценко Г. А. Экономическое обоснование эскизного проекта планера самолета: Методическое пособие для дипломников-конструкторов фак-та № 1 (спец. 0535). — Куйбышев: КуАИ, 1978.
27. Общие технические требования по обеспечению эксплуатационной технологичности пассажирских самолетов (проект). — М.: ГосНИИ ГА, 1967.
28. Выбор параметров сельскохозяйственного самолета: Труды РИИГА. — Рига, 1976.
29. Вислов И. П. Выбор параметров и характеристик гражданского самолета. — Куйбышев: КуАИ, 1976.
30. Нормы летной годности гражданских самолетов СССР. 1974.
31. Белянин П. Н. Производство широкофюзеляжных самолетов. — М.: Машиностроение, 1979.
32. Степанченко Н. А. и др. Технический прогресс в самолетостроении. — М.: Машиностроение, 1975.
33. Дополнительная литература по дипломному и курсовому проектированию (содержание Технической информации БНТИ ЦАГИ за 1956—1971 гг.). Пособие кафедры.

34. Смирнов И. Н., Мулкиджанов И. К. Эксплуатационная технологичность транспортных самолетов. — М.: Транспорт, 1972.
35. Асланов В. С. Альбом по пилотажно-навигационному оборудованию пассажирского самолета: Учебное пособие для курсового и дипломного проектирования. — Куйбышев: КуАИ, каф. КиПЛА, 1980.
36. Альбомы оборудования самолетов: бомбардировщика, фронтового истребителя-перехватчика. — Куйбышев: КуАИ, каф. КиПЛА, 1980.
37. Справочник по авиационному оборудованию. — М.: Воениздат, 1961.
38. Справочник по специоборудованию самолетов Ту-104, Ту-114, Ту-124. — М.: Аэрофлот, 1964—1965.
39. Радиооборудование самолетов Ту-104, Ту-124. Техническая информация ГосНИИ ГВФ. — М.: 1961.
40. Кербер Л. Л. Компонровка оборудования на самолете. — М.: Машиностроение, 1976.
41. Алексеев С. М. и др. Средства спасения экипажа самолета. — М.: Машиностроение, 1975.
42. Денисов В. Г., Опищенко В. Ф. Инженерная психология в авиации и космонавтике. — М.: Машиностроение, 1972.
43. Юдкевич Б. А. Применение стандартизации при выполнении расчетно-графических работ, курсового и дипломного проектирования по кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов: Методические указания. — Куйбышев: КуАИ, каф. КиПЛА, 1982.
44. Аэромеханика самолета/Под ред. А. Ф. Бочкарева, — М.: Машиностроение, 1977.
45. Остославский И. В., Стражева И. В. Динамика полета. — М.: Оборонгиз, 1965.
46. Лигум Т. И. Аэродинамика и динамика полета турбореактивных самолетов. — М.: Транспорт, 1979.
47. Турапин В. М., Салмин В. В. Летные характеристики, устойчивость и управляемость самолета. — Куйбышев: КуАИ, 1978.
48. Вигдорчик С. А. Технологические основы проектирования и конструирования самолетов: Конспект лекций. Ч. I, II, III. — М.: МАИ, 1974—1976.
49. Вигдорчик С. А. Конструктивно-технологические пути увеличения уставочного ресурса самолетов. — М.: МАИ, 1980.
50. Кан С. А., Свердлов И. А. Расчет самолета на прочность. — М.: Машиностроение, 1966.
51. Лавров Б. А. Нагрузки, действующие на самолет. — Куйбышев: КуАИ, 1979.
52. Зацепина М. В. Расчет на прочность нестреловидного крыла. — Куйбышев: КуАИ, 1977.
53. Мостовой А. С. Расчет на прочность элеронов, механизации крыла и оперения. — Куйбышев: КуАИ, 1981.
54. Тарасов Ю. Л. и др. Расчет на прочность элементов конструкции самолета. — Куйбышев: КуАИ, 1980.
55. Амортизация и управление взлетно-посадочных устройств самолетов/Под ред. П. И. Бландова. — М.: МАИ, 1962.
56. Бойцов В. В. Надежность шасси самолета. — М.: Машиностроение, 1976.
57. Кондрашов Н. А. Учебное пособие для курсового проектирования по курсу «Конструирование шасси, управления и механизмов» (шасси самолета). — М.: МАИ, 1978.
58. Хазанов Х. С., Тарасов Ю. Л. Расчет амортизации шасси самолета. — Куйбышев: КуАИ, 1970.
59. Зверев И. И., Коконин С. С. Проектирование авиационных колес и тормозных систем. — М.: Машиностроение, 1973.

60. Башта Т. М. Расчеты и конструкция самолетных гидравлических устройств. — М.: Оборонгиз, 1961.
61. Башта Т. М. и др. Силовые гидравлические системы самолетов ГВФ. — М.: Аэрофлот, 1962.
62. Корольков О. Н. Управление самолетом. — Куйбышев: КуАИ, 1973.
63. Склянскй Ф. И. Управление сверхзвукового самолета. — М.: Машиностроение, 1964.
64. Гонюдский В. И. и др. Привод рулевых поверхностей самолетов. — М.: Машиностроение, 1974.
65. Мещерякова Т. П. Проектирование систем защиты самолетов и вертолетов. — М.: Машиностроение, 1977.
66. Андреев В. А. Расчет и построение контуров самолета на плазе. — М.: Оборонгиз, 1960.
67. Гриммельфарб А. Л. Основы конструирования в самолетостроении. — М.: Машиностроение, 1980.
68. Рекомендации по технологичности авиационных конструкций. — М.: Оборонгиз, 1963.
69. Шенли Ф. Р. Анализ веса и прочности авиационных конструкций. — М.: Оборонгиз, 1957.
70. Крысин В. Н. Слоистые клееные конструкции в самолетостроении. — М.: Машиностроение, 1980.
71. Панин В. Ф. Конструкции с сотовым наполнителем. — М.: Машиностроение, 1982.
72. Александров В. Г., Базанов Б. И. Справочник по авиационным материалам и технологии их применения. — М.: Транспорт, 1979.
73. Справочник по авиационным материалам. Т. I, II, III, IV. — М.: Машиностроение, 1965.
74. Композиционные материалы и конструкции летательных аппаратов/Под ред. А. Л. Абилова. — М.: Машиностроение, 1975.
75. ЕСКД (сборники стандартов по единой системе конструкторской документации).
76. Справочник по Единой Системе Конструкторской Документации/Под ред. Ю. И. Степанова. Изд. 3. — Харьков: Прапор, 1981.
77. Резниченко Г. А. Система обозначения чертежей в самолетостроении. — Куйбышев: КуАИ, каф. КипЛА, 1981.
78. Сборники стандартов и нормативов: Пособие кафедры, 1980.
79. Пособия кафедр «Производство летательных аппаратов», «Аэродинамика», «Организация производства», «Охрана труда» по дипломному проектированию.
80. Майнсков В. Н. Технические требования на чертежах: Методические указания. — Куйбышев: КуАИ, каф. КипЛА, 1982.

Периодические издания:

2. Техническая информация. БНТИ ЦАГИ.
2. Экспресс-информация, серия «Авиостроение». ВИНТИ.
3. Авиация и космонавтика.
4. Гражданская авиация.

О Г Л А В Л Е Н И Е

1. ЦЕЛЬ И ЗАДАЧИ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ	3
1.1. Назначение дипломного проекта	3
1.2. Основные задачи дипломного проектирования	3
1.3. Содержание дипломного проекта	4
1.4. Тематика дипломного проектирования	5
1.5. Связь преддипломной практики с проектированием	6
2. ПРЕДЭКВИЗИОННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ	6
2.1. Сбор статистики	6
2.2. Исследование проектной ситуации	7
2.3. Разработка ТТТ	8
3. ЭСКИЗНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ	9
3.1. Выбор схемы самолета	9
3.2. Выбор удельной нагрузки на крыло	11
3.3. Определение тяговооруженности (энерговооруженности) самолета	12
3.4. Определение взлетной массы первого приближения	15
3.5. Определение основных параметров самолета	16
3.6. Расчет масс самолета	18
3.7. Компоновка самолета	20
3.8. Центровка самолета	22
3.9. Аэродинамический расчет самолета и расчет продольной устойчивости	22
3.10. Мероприятия по обеспечению требований техники безо- пасности, охраны окружающей среды и гражданской обороны	24
3.11. Общий вид самолета	25
3.12. Описание самолета и его систем	27
3.13. Оценка спроектированного самолета	29
4. ПРОЕКТИРОВАНИЕ АГРЕГАТА (СИСТЕМЫ)	30
4.1. Основные требования к агрегату (системе)	31
4.2. Проектирование конструктивно-силовой схемы агрегата (системы) и разработка теоретического чертежа	32
4.3. Определение расчетных нагрузок	34
4.4. Расчет агрегата (системы) на прочность и проектирова- ние узла	36
4.5. Сборочный чертеж агрегата	38
4.6. Схема членения агрегата и ее обоснование	42
4.7. Описание агрегата (системы)	42
4.8. Директивный технологический процесс сборки и испыта- ний агрегата (системы)	43
4.9. Чертеж сборочного (испытательного) приспособления	44
4.10. Механизация и автоматизация сборочных и контрольных операций	44
5. СПЕЦТЕМА ПРОЕКТА	45
6. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ ПО ВЫПОЛНЕНИЮ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТА	46
6.1. Требования к выполнению графической части проекта	46
6.2. Составление пояснительной записки	46
Приложение I. Выдержки из инструкции по дипломному проек- тированию в Куйбышевском авиационном институте	48
Приложение II. График работы над дипломным проектом	50
Приложение III. Составление отзыва на дипломный проект	51
Приложение IV. Составление рецензии на дипломный проект	52
Основная литература	52
Дополнительная литература	53

Св. план 1983, поз. 22

Олег Николаевич Корольков,
Борис Абрамович Юдкевич,
Дмитрий Михайлович Козлов,
Михаил Иванович Вильчек

ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА

Учебное пособие

Редактор Е. Д. Антонова
Техн. редактор Н. М. Каленюк
Корректор С. С. Рубан

Сдано в набор 22.09.83 г. ЕО 05815.
Подписано в печать 11.11.83 г.
Формат 60×84 1/16. Бумага писчая.
Литературная гарнитура. Высокая печать.
Усл. п. л. 3,25. Уч.-изд. л. 3,0.
Т. 800 экз. Заказ 762. Цена 10 к.

Куйбышевский авиационный институт
им. академика С. П. Королева,
г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская, 151.

Типография УЭЗ КуАИ, г. Куйбышев.
ул. Ульяновская, 18.