

**МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ К
ВЫПОЛНЕНИЮ
КУРСОВОЙ РАБОТЫ ПО ДИСЦИПЛИНЕ
«ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ»**

МОСКВА • 2007

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ

МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(государственный технический университет)

**МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ К
ВЫПОЛНЕНИЮ
КУРСОВОЙ РАБОТЫ ПО ДИСЦИПЛИНЕ
«ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ»**

Утверждено
на заседании редсовета
21 июля 2006 г.

Москва
Издательство МАИ
2007

Автор-составитель А.Н. Арепьев

Методические указания к выполнению курсовой работы по дисциплине «Проектирование воздушных судов» / Авт.-сост. А.Н. Арепьев. – М.: Изд-во МАИ, 2007. – 39 с.: ил.

Методические указания содержат обязательные минимальные требования к содержанию основных разделов курсовой работы и ее оформлению.

В приложениях приведены необходимые справочные данные.

Предназначены для студентов, выполняющих курсовую работу по дисциплине «Проектирование воздушных судов».

Рецензенты: кафедра «Сертификация авиационной техники» Московского авиационного института (государственного технического университета) (зав. кафедрой д-р техн. наук проф. И.К. Мулкиджанов);

В.С. Шапкин – начальник отдела ГосНИИ ГА д-р техн. наук, профессор.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Данная работа состоит из трех частей и приложений.

В первой части сформулированы цели курсового проектирования, общие методические рекомендации и содержание основных этапов выполнения курсовой работы.

Вторая часть содержит обязательные требования к основным разделам курсовой работы.

В третьей части даны рекомендации по оформлению курсовой работы, предъявляемой к защите на кафедре.

Приложения содержат различные справочные данные.

Автор приносит большую благодарность профессору кафедры «Проектирование самолетов» МАИ В.В. Мальческому.

Особая благодарность рецензентам учебного пособия: профессору В.С. Шапкину, коллективу кафедры «Сертификация авиационной техники» Московского авиационного института и зам. заведующего кафедрой А.А. Красоткину

ЧАСТЬ 1. МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ

1.1. ЦЕЛИ КУРСОВОЙ РАБОТЫ

Цели курсовой работы – это углубление и закрепление теоретических знаний по дисциплине «Проектирование воздушных судов» и приобретение опыта самостоятельного обоснованного решения задач в области проектирования гражданских воздушных судов (ВС).

1.2. ОБЩИЕ МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ

Курсовая работа представляет собой набор решений задач проектирования нового ВС гражданской авиации, объединенных общей темой, т.е. курсовая работа – это одно из возможных промежуточных проектных решений* для ВС. Это решение должно соответствовать требованиям части 2.

Курсовая работа выполняется лично студентом, который обеспечивает правильность расчетов, качество ее графической части и доказательность принятых решений.

В курсовой работе доказательность обеспечивается:

- при применении статистического метода – обязательным приведением в явном виде используемых статистических данных воздушных судов-аналогов** (см. далее научно-технический задел), на базе которых принимается решение;
- при применении аналитического метода – обязательным указанием на литературный источник (см. научно-технический задел), где опубликована соответствующая формула (методика, рекомендация) и область ее применения;
- аргументированным выбором значений для соответствующих показателей (коэффициентов, переменных, характеристик и т.п.).

Выполняя курсовую работу, студент должен организовать свою работу так, чтобы она была закончена в установленный срок.

* Проектное решение – промежуточное или окончательное описание объекта проектирования, необходимое и достаточное для определения дальнейшего направления проектирования или его окончания.

** В данном случае аналог – это ВС со сходными летно-техническими, взлетно-посадочными характеристиками.

1.3. ЭТАПЫ КУРСОВОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ИХ СОДЕРЖАНИЕ

Учебное проектирование состоит из нескольких этапов.

Этап 1. Задание на курсовую работу содержит основные характеристики, которыми должно обладать проектируемое ВС. Это задание выдает руководитель курсовой работы. На этом этапе студент должен ознакомиться с настоящими методическими указаниями и другими методическими материалами по курсовому проектированию.

Этап 2. Предварительные изыскания, включающие:

- а) формирование научно-технического и методического задания в соответствии с требованиями разд. 2.1;
- б) формирование предварительного технического задания (ТЗ) на разработку проектного решения нового ВС. Требования к содержанию ТЗ приведены в разд. 2.2.

Этап 3. Разработка допустимого варианта проектного решения. В курсовой работе проектное решение включает следующие материалы:

- а) габаритный чертеж;
- б) компоновочный чертеж (схему) пассажирской (грузовой) кабины с дополнительными сечениями и видами;
- в) чертеж (схему) директивной силовой схемы ВС;
- г) пояснительную записку – текстовый документ, доказательно поясняющий принятые решения в части:
 - выбора и обоснования базовой схемы ВС и его двигателя;
 - выбора параметров ВС и основных его частей;
 - компоновки и центровки ВС;
 - выводов о соответствии характеристик ВС требованиям ТЗ и НЛГ.

Проектное решение должно отвечать методическим требованиям части 2, а его оформление – требованиям части 3.

Этап 4. Защита курсовой работы. В приложении 8, как пример, приведены основные вопросы для самостоятельной подготовки студента к защите курсовой работы по самолетной тематике.

ЧАСТЬ 2. МЕТОДИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ

Данная часть содержит обязательные методические требования к основным разделам курсовой работы.

2.1. НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ И МЕТОДИЧЕСКИЙ ЗАДЕЛ

Выполнение курсовой работы начинается с формирования научно-технического и методического задела, который должен включать:

1) анализ задания на курсовую работу и сбор информации о ВС аналогичного класса и их двигателях. Например, в приложении 5 приведен минимальный перечень статистической информации для самолетов;

2) поляры воздушного судна-прототипа* в полетной, взлетной и посадочной конфигурациях (или методики оценки аэродинамических характеристик, необходимых для построения этих поляр);

3) высотно-скоростные, дроссельные, весовые и габаритные характеристики двигателя-прототипа (или методика оценки этих характеристик);

4) методику оценки весовых характеристик проектируемого ВС;

5) методику оценки основных летных характеристик ВС;

6) учебную (или научно-техническую) литературу, в которой изложена специфика проектирования ВС данного класса (типа);

7) другая значимая информация по теме курсовой работы.

2.2. СОДЕРЖАНИЕ «ТЕХНИЧЕСКОГО ЗАДАНИЯ»

Цель этого раздела курсовой работы – формирование, с обязательным учетом требований задания на курсовую работу, предварительного ТЗ для проектирования ВС.

ТЗ должно содержать следующие разделы:

1. Назначение проектируемого ВС, включая условия его применения.

* Прототип (здесь и далее) – реальный объект (или проект) как главный источник информации для проектируемого самолета.

2. Общие требования – указание на нормы летной годности и другие стандарты.

3. Требуемые летно-технические характеристики.

4. Требуемые ресурсные характеристики.

5. Состав экипажа ВС, включая бортпроводников.

6. Требуемый уровень комфорта в кабине пассажиров.

7. Состав оборудования ВС.

8. Требуемая силовая установка.

9. Общие требования к системе технического обслуживания.

10. Характеристики технического уровня ВС.

В приложении 6 приведен пример предварительного ТЗ для проектирования гипотетического самолета.

Приближенное обоснование ТЗ (а только такое требуется в курсовой работе) выполняется путем анализа и сравнения характеристик ВС аналогичного класса. Это обоснование должно отражать личную точку зрения студента как будущего авиационного инженера на рациональную область применения проектируемого ВС. При этом контролируется умение студента устанавливать качественную зависимость между летно-техническими характеристиками ВС и условиями его применения.

2.3. ВЫБОР И ОБОСНОВАНИЕ БАЗОВОЙ СХЕМЫ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Базовая схема ВС – это количество и взаимное расположение основных его частей (для самолета – это количество и взаимное расположение крыла, фюзеляжа, оперения, шасси, двигателей и воздушных винтов).

Процедура выбора базовой схемы ВС состоит в выполнении следующих проектных операций:

1) предложение 2...4 различных вариантов схемы, представленных в виде схематических безразмерных рисунков. Варианты схем должны отличаться не менее чем по двум компоновочным признакам;

2) анализ предложенных вариантов;

3) выбор рациональной базовой схемы.

В курсовой работе допустим наиболее простой прием получения вариантов базовой схемы проектируемого ВС – это использо-

вание схем уже существующих ВС либо непосредственно, либо после некоторых изменений; возможны и другие методы синтеза.

Анализ вариантов схемы должен включать сравнительные количественные и (или) качественные оценки достоинств и недостатков этих вариантов между собой в условиях конкретного ТЗ. При этом допустимо применение экспертных методов анализа.

Выбор рационального варианта базовой схемы должен быть доказательным, т.е. основанным как на результатах анализа вариантов схем, так и на обязательном учете степени важности проявления их достоинств и недостатков в условиях конкретного ТЗ.

2.4. ПАРАМЕТРЫ ВОЗДУШНОГО СУДНА И ОСНОВНЫХ ЕГО ЧАСТЕЙ

2.4.1. Допустимые значения параметров ВС (для самолета – это взлетная удельная нагрузка на крыло и взлетная тяго(энерго)-вооруженность) должны определяться аналитическим методом.

При этом исходные данные включают следующие группы информации:

а) техническое задание на проектирование ВС и соответствующие требования НЛГ;

б) определенное статистическим методом значение взлетного веса;

в) аэродинамические характеристики ВС;

г) высотно-скоростные и другие характеристики двигателя.

Перечисленные характеристики ВС и его двигателя принимаются по результатам ранее принятых решений и с учетом данных научно-технического задела.

Условия выбора параметров самолета

2.4.2. Для самолета основное условие для определения взлетной удельной нагрузки на крыло заключается в том, чтобы с учетом соответствующих требований ТЗ и НЛГ самолетов (АП ОЛС, АП 23, АП 25) подъемная сила крыла уравновешивала инерционные силы и силу веса самолета на следующих расчетных этапах траектории полета:

а) взлет;

б) крейсерский полет;

в) посадка.

2.4.3. Для самолета основное условие определения тяго(энерго)-вооруженности состоит в том, чтобы с учетом соответствующих требований ТЗ и НЛГ самолетов тяга (мощность) силовой установки самолета обеспечивала преодоление сил сопротивления движению самолета на следующих расчетных этапах траектории полета:

- а) взлет;
- б) продолженный взлет (участок набора высоты);
- в) крейсерский полет.

Условия выбора параметров частей ВС

2.4.4. Выбор двигателя. В курсовой работе, как правило, предполагается, что на проектируемом ВС устанавливается гипотетический двигатель с тягой (мощностью), определяемой по результатам выбора тяго(энерго)вооруженности ВС (п.2.4.3) и расчета взлетного веса второго приближения (разд. 2.5), а остальные параметры этого двигателя принимаются по информации о двигателе-прототипе. При этом вопрос о выборе наилучшего прототипа для гипотетического двигателя решается путем выполнения следующих процедур:

- а) определение класса тяги (мощности) двигателя проектируемого ВС;
- б) предварительный выбор 2...4 реальных двигателей (или проектов перспективных двигателей) аналогичного класса тяги (мощности);
- в) анализ выбранных (2.4.4, п.б) двигателей-прототипов;
- г) выбор наилучшего двигателя-прототипа.

Предварительный выбор двигателей (или проектов перспективных двигателей) осуществляется по данным научно-технического задела в зависимости от класса их тяги (мощности).

Анализ полученных вариантов двигателей должен включать сравнительные количественные оценки их удельных характеристик между собой в условиях конкретного ТЗ.

Выбор наилучшего двигателя-прототипа должен быть доказательным, т.е. основанным как на результатах анализа вариантов двигателей, так и на обязательном учете степени важности проявления их характеристик в условиях конкретного ТЗ.

2.4.5. Параметры и размеры фюзеляжа определяются с помощью чертежа компоновки пассажирской (грузовой) кабины (см. разд. 2.6). При этом допустимо использование в качестве основы для этого чертежа соответствующей компоновки воздушного судна-прототипа с обязательным учетом требований ТЗ, современных требований к компоновке аварийных выходов и особенностей базовой схемы проектируемого ВС.

2.4.6. Выбор (значение) значений проектных параметров частей ВС (для самолета – это крыло и его механизация, оперение, мотогондола и воздушный винт) должно быть доказательным с помощью статистического или аналитического методов. Положение шасси относительно центра тяжести ВС обосновывается на габаритном чертеже.

Внимание! В отличие от реального проектирования, где параметры ВС и его частей оптимизируются, в курсовой работе их определение основано на статистическом или аналитическом методах. Однако студент должен продемонстрировать на защите своей работы знания закономерностей, определяющих оптимальные (рациональные) значения соответствующих параметров.

2.5. ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС ВОЗДУШНОГО СУДНА

Взлетный вес ВС (второе приближение) определяется методом простых итераций, реализуемым выражениями: выполнять вычисления по формуле

$$(G_0)_{j+1} = G_{\text{пн}} + (\Sigma G_i)_j + (G_0)_j (\Sigma \bar{G}_k)_j, \quad (1)$$

до тех пор, пока выполняется условие

$$\left[\frac{(G_0)_{j+1} - (G_0)_j}{(G_0)_{j+1}} \right]^2 \geq \varepsilon^2, \quad (2)$$

где $(\Sigma G_i)_j$ – сумма весов i -х компонентов взлетного веса ВС, вычисляемых в абсолютной форме (в даН) при $(G_0)_j$;

$(\Sigma \bar{G}_k)_j$ – сумма относительных весов k -х компонентов взлетного веса ВС, вычисляемых в относительной форме при $(G_0)_j$.

В учебном проектировании за величину невязки итераций принимают $\varepsilon = 0,03 \dots 0,05$, т.е. процесс итераций по формуле (1) продолжают до тех пор, пока разность между двумя последними из них по абсолютной величине не станет меньше 3...5 %.

Величина $(G_0)_j$ в начале итерационного процесса – это предварительное значение взлетного веса. По окончании итерационного процесса вычислений значение взлетного веса последнего приближения принимается в качестве расчетной величины G_0 .

Примечание: Расчетное значение взлетного веса ВС G_0 может быть уточнено по данным центровочной ведомости в результате центровки ВС.

Поскольку оптимизация параметров ВС и его частей не является задачей курсовой работы, то оценку веса (относительного веса) частей ВС допустимо производить по статистическим формулам удовлетворительной точности.

Для самолета формулы определения веса (относительного веса) крыла и фюзеляжа должны учитывать основные параметры этих частей самолета и особенности его базовой схемы. Формулы определения веса (относительного веса) остальных частей самолета могут учитывать 1...2 основных параметра.

При определении весовых характеристик проектируемого ВС обязательным условием является доказательность (см. разд.1.2), применения соответствующих формул.

2.6. КОМПОНОВКА ВОЗДУШНОГО СУДНА

2.6.1. В курсовой работе объемная компоновка ВС включает разработку чертежа, содержащего компоновку пассажирской (грузовой) кабины и типовое сечение фюзеляжа.

При необходимости (по указанию руководителя) выполняются чертежи дополнительных сечений ВС, обосновывающие достаточность соответствующих объемов (например, достаточность объемов отсеков для колес шасси в убранном положении).

2.6.2. В курсовой работе весовая компоновка ВС включает разработку центровочной схемы ВС и центровочной ведомости, с помощью которых конкретизируется взаимное положение частей

ВС, обеспечивающее потребные для эксплуатации предельно переднюю и предельно заднюю центровки ВС. Положение центра тяжести ВС по высоте задают приближенно.

Весовая компоновка самолета заключается в конкретизации положения его крыла по длине фюзеляжа, которое допустимо определять статистическим методом по центровочной схеме вместо центровочной ведомости.

2.6.3. В курсовой работе конструктивно-силовая компоновка включает разработку чертежа директивной силовой схемы ВС, содержащего схему расположения только силовых элементов продольного и поперечного набора каждого агрегата (оси лонжеронов, стенок, балок и бимсов, оси силовых нервюр и силовых шпангоутов), так и их взаимную увязку между собой.

2.7. АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОЕКТИРУЕМОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА

Доказательность выводов о соответствии характеристик ВС требованиям ТЗ и НЛГ основана на результатах поверочных расчетов (оценок) основных характеристик проектируемого ВС.

2.7.1. Аэродинамические характеристики проектируемого ВС (графики поляр и графики зависимостей $C_y = f(\alpha)$ в полетной, взлетной и посадочной конфигурации) могут приниматься по данным воздушного судна-прототипа или расчетным методом, который учитывает особенности проектируемого ВС (см. научно-технический задел).

2.7.2. Аэродинамические характеристики воздушного винта должны представляться соответствующей диаграммой характеристик серии винтов.

При любом способе получения аэродинамических характеристик (п.2.7.1 и п.2.7.2) они должны быть доказательными.

2.7.3. Оценка основных летных характеристик проектируемого ВС включает поверочный расчет технической дальности полета ВС на заданной в ТЗ крейсерской высоте и крейсерской скорости, основанный на формуле Бреге для крейсерского участка полета. При этом должны определяться потребное значение коэффициента $C_{y \text{ крейс}}$ и соответствующее ему качество $K_{\text{крейс}}$, потребная сте-

пень дросселирования двигателей и соответствующий этому режиму удельный расход топлива $C_{R \text{ крейс}}$ ($C_{e \text{ крейс}}$). Протяженность участков набора крейсерской высоты и снижения, а также соответствующий им расход топлива допускается определять по статистическим формулам. В зависимости от особенностей проектируемого ВС руководителем проекта может быть назначена оценка других его характеристик.

2.7.4. Оценка взлетно-посадочных характеристик включает расчет по приближенным формулам и проверку выполнения соответствующих требований НЛГ и ТЗ для следующих данных:

- скорость на безопасной высоте;
- дистанция нормального взлета;
- потребная дистанция взлета;
- скорость захода на посадку;
- посадочная дистанция;
- потребная длина ВПП для посадки.

Расчет взлетно-посадочных характеристик должен учитывать взлетно-посадочную схему проектируемого ВС (прежде всего, компоновку колес шасси относительно ВС).

2.7.5. Для оценки проходимости ВС по ВПП заданного класса осуществляется подбор колес шасси (рекомендуемый каталог колес шасси приведен в приложении 7). При этом должны учитываться конкретные геометрические характеристики шасси, положение центра тяжести ВС и его вес, а также взлетно-посадочные характеристики ВС.

ЧАСТЬ 3. ТРЕБОВАНИЯ К ОФОРМЛЕНИЮ МАТЕРИАЛОВ КУРСОВОЙ РАБОТЫ

Основные результаты курсовой работы, предъявляемые к защите на кафедре, должны быть оформлены в соответствии с общими требованиями ГОСТов ЕСКД, а также требованиями кафедры, которые излагаются ниже.

3.1. ГРАФИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ РАБОТЫ

Графическая часть учебного проекта включает:

- габаритный чертеж;

- компоновочный чертеж (схема);
- чертеж (схема) директивной силовой схемы ВС.

Габаритный чертеж

Этот чертеж должен содержать три проекции проектируемого ВС и давать исчерпывающее представление о внешних очертаниях ВС и его габаритных размерах.

Габаритный чертеж выполняется на одном листе ватмана размером не менее формата А1 (594×841 мм). В соответствии с ГОСТ чертеж должен в правом нижнем углу иметь основную надпись (рис. 3.1), а в правом верхнем углу поле, в котором в перевернутом виде записывается обозначение чертежа. Пример обозначения чертежа к курсовой работе по дисциплине «Проектирование воздушных судов», выполняемой на кафедре 101 и имеющей номер задания на курсовую работу ZZ

ZZ.ВС.К101.00.00.ЧГ.

					<i>ZZ.ВС.К101.00.00.ЧГ</i>					
					<i>Самолет для ближних магистральных линий</i>			Лит.	Масса	Масштаб
Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата	К			45500	1 : 50	
Разраб.		<i>Иванов П.С.</i>			<i>Чертеж габаритный</i>			Лист 1	Листов 1	
Пров.		<i>Петров С.И.</i>			<i>М А И</i>					
Т.контр.										
Н.контр.										
Утв.										

Рис.3.1. Пример заполнения основной надписи на габаритном чертеже

Самолет изображается в полетной конфигурации, т.е. с убранными взлетно-посадочными устройствами, если они убираются. Для убирающегося шасси колеса показывают тонкой линией в выпущенном положении при необжатом положении амортизации и пневматиков.

На габаритном чертеже основной проекцией должен быть вид на самолет с левой стороны (направление полета справа налево). Эта проекция располагается в левом верхнем углу листа, вид сверху – под боковой проекцией, а вид спереди – в правом верхнем углу листа против боковой проекции. На последних двух проекциях допускается обрывать часть правой половины крыла самолета.

На чертеже показываются основные элементы внешнего вида самолета: рули, элероны, триммеры и сервокомпенсаторы, механизация крыла (предкрылки, закрылки, интерцепторы, воздушные тормоза и др.); фонарь кабины экипажа (схематично), окна, входные и служебные двери, аварийные выходы, багажные люки; шасси (для убирающегося шасси конструкцию стоек не показывать, колеса показываются тонкой линией в выпущенном положении); внешние контуры мотогондол, воздухозаборники, устройства реверса тяги (если они не закрыты обтекателями), пилоны, воздушные винты (схематично).

Кроме того, на боковой проекции самолета обязательно показывают предельное переднее и предельное заднее положения центра тяжести самолета (положение центра тяжести по высоте самолета определяется приближенно – по статистическим данным).

На габаритном чертеже проставляются в миллиметрах или в градусах основные размеры: размах крыла и горизонтального оперения, полная длина и высота самолета, стреловидность крыла, ГО и ВО по линии $1/4$ хорд, база и колея шасси, угол выноса колес основных стоек шасси при предельно заднем положении центра тяжести самолета, угол опрокидывания, угол поперечного V крыла, предельный угол крена, а также диаметр воздушного винта и расстояние от конца лопасти до ВПП, а для внутренних воздушных винтов – до конструкции самолета (фюзеляжа).

Компоновочный чертеж (схема)

Компоновочный чертеж выполняется на отдельном листе миллиметровой бумаги формата не менее 297×630 мм. Чертеж содержит:

а) плановую проекцию фюзеляжа с изображением компоновки пассажирской (грузовой) кабины. При необходимости показывают боковую проекцию фюзеляжа (носовой и (или) хвостовой части фюзеляжа);

б) условные обозначения объектов компоновки и их расшифровку.

При выполнении чертежа пассажирской кабины необходимо уделить внимание компоновке: пассажирских кресел, входных дверей, аварийных выходов, туалетов, буфетов, гардеробов, кресел (сидений) бортпроводников, полок для ручной клади, разделению

кабины на салоны, а также расположению герметичных шпангоутов.

Компоновочный чертеж дополняется чертежом, выполненным на отдельном листе миллиметровой бумаги формата 297×210 мм и содержащим типовое сечение фюзеляжа.

При необходимости (по указанию руководителя) компоновочный чертеж дополняется чертежами сечений ВС, обосновывающих достаточность соответствующих объемов (например, достаточность объемов отсеков для колес шасси в убранном положении), которые выполняются на отдельных листах миллиметровой бумаги формата 297×210 мм.

Компоновочный чертеж и дополнительные к нему чертежи оформляются в упрощенном виде (без основной надписи) и подписываются студентом.

Чертеж (схема) директивной силовой схемы

Основой для чертежа силовой схемы ВС является любая копия (на кальке, пергаменте, ксерокопия и т.п.) его боковой и плановой проекций с габаритного чертежа. Допускается уменьшение изображения в 1,5...2 раза. Чертеж оформляется в упрощенном виде (без основной надписи) и подписывается студентом.

Силовая схема агрегатов и их увязка показывается путем изображения красным цветом осей лонжеронов, стенок, балок и бимсов, а также осей силовых нервюр и силовых шпангоутов.

Центровочная схема

Центровочная схема ВС представляет собой масштабный эскиз ВС, содержащий информацию, необходимую для конкретизации взаимного положения частей ВС. Центровочная схема включается в пояснительную записку (см. разд. 3.2) как рабочий материал, обосновывающий принятые решения.

3.2. ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА К КУРСОВОЙ РАБОТЕ

Пояснительная записка к курсовой работе должна быть укомплектована в следующем порядке.

1. Обложка (титульный лист) – см. приложение 4.

2. Задание на курсовую работу, которое должно быть подписано руководителем курсовой работы.

3. Результаты предварительных изысканий – таблица данных ВС аналогичного класса (см., например, приложение 5).

4. Техническое задание на предварительное проектирование ВС (см., например, приложение 6).

5. Проработка базовой схемы ВС.

6. Параметры ВС и основных его частей.

7. Взлетный вес ВС второго приближения.

8. Компоновка и центровка ВС.


9. Анализ характеристик проектируемого ВС.

10. Вывод о соответствии характеристик проектируемого ВС требованиям ТЗ и НЛГ.

11. Приложения к пояснительной записке курсовой работы – при необходимости.

12. Список используемых в курсовой работе литературных источников.

13. Содержание (оглавление) пояснительной записки к курсовой работе.

Пояснительная записка оформляется как текстовый документ на листах формата А4 (297×210 мм), пишется от руки (высота букв и цифр не менее 2,5 мм)  лучше, если она отпечатана.

Все вычисления должны записываться по следующей форме: формула в буквах = формула в цифрах = результат вычислений и размерность.

В пояснениях к формулам расшифровываются только те коэффициенты, параметры и т.д., которые встречаются по тексту пояснительной записки в первый раз.

Графики рекомендуется выполнять на миллиметровой бумаге.

Ссылки на использованные литературные источники следует делать заключением в квадратные скобки соответствующего номера источника в списке литературы.

Изложение пояснительной записки должно быть лаконичным и строгим в отношении формулировок и стандартности терминологии. Использование нестандартных обозначений и сокращений не допускается (в приложении 1 приведены примеры допустимых сокращений, обозначений и индексов). Не допускается переписыва-

ние в записку положений из учебников, учебных пособий, руководств и инструкций. При необходимости делаются лишь ссылки на эти источники.

Материалы пояснительной записки должны быть сброшюрованы, разделы и подразделы должны иметь заголовки, листы – сквозную нумерацию.

Приложение 1

Рекомендуемые основные сокращения, обозначения и индексы

Сокращения

- АП 21 – авиационные правила, часть 21
- АП 23 – авиационные правила, часть 23
- АП 25 – авиационные правила, часть 25
- АП ОЛС – авиационные правила очень легких самолетов
- БМС – ближний магистральный самолет
- ВО – вертикальное оперение
- ВПП – взлетно-посадочная полоса
- ВПХ – взлетно-посадочные характеристики
- ВС – воздушное судно
- ГО – горизонтальное оперение
- ДМС – дальний магистральный самолет
- ДНК – двигатели в районе крыла
- ДНКФ – двигатели в районе крыла и хвостовой части фюзеляжа
- ДНФ – двигатели в хвостовой части крыла
- ДТРД – двухконтурный турбореактивный двигатель
- КПД – коэффициент полезного действия
- ЛТХ – летно-технические характеристики
- МВЛ – местные воздушные линии
- МСА – международная стандартная атмосфера
- НЛГ – нормы летной годности
- НП – направление полета
- ПГО – переднее горизонтальное оперение, т.е. горизонтальное оперение, расположенное впереди крыла
- ПД – поршневой двигатель
- РД – рулежная дорожка
- САХ – средняя аэродинамическая хорда
- СГФ – строительная горизонталь фюзеляжа
- СКО – среднеквадратическая ошибка
- СМС – средний магистральный самолет
- ТЗ – техническое задание
- ТВД – турбовинтовой двигатель
- ЦТ – центр тяжести

ЧКЭ – частный критерий эффективности
ЭОН – эквивалентная одноколесная нагрузка
ЭТТ – эксплуатационно-технические требования.

Условные обозначения

- a_H – скорость звука на высоте H , м/с
 K – аэродинамическое качество
 M – число Маха
 B – ширина, м
 b – хорда, м
 C_e – удельный часовой расход топлива ТВД, даН/(э.л.с.·ч);
или ПД, даН/(л.с.·ч)
 \bar{C}_e – относительный удельный часовой расход топлива ТВД
или ПД
 \bar{C}_{HV} – относительная высотно-скоростная характеристика
для удельного часового расхода топлива
 $\bar{C}_{др}$ – относительная дроссельная характеристика для
удельного часового расхода топлива
 C_R – удельный часовой расход топлива ДТРД, даН/(даН·ч)
 \bar{C}_R – относительный удельный часовой расход топлива
ДТРД
 C_x – коэффициент аэродинамического сопротивления*
 C_y – коэффициент аэродинамической подъемной силы*
 $C_{y_{нв}}$ – наивыгоднейший коэффициент C_y
 \bar{c}_0 – относительная толщина профиля в корне крыла
 \bar{c} – среднее значение относительной толщины крыла,
относительная толщина профиля
 C_y^α – производная от C_y по углу атаки, 1/рад
 D_B – диаметр воздушного винта, м
 $d_{дв}$ – диаметр двигателя (эквивалентный), м
 $d_{ф.э}$ – эквивалентный диаметр фюзеляжа, м
 e – коэффициент Освальда

* Для упрощения написания допустимо опускать индексы «а» в обозначениях коэффициентов аэродинамических сил и моментов в скоростной системе координат.

- f – функция, коэффициент трения колес
 \bar{f} – относительная вогнутость (кривизна) профиля
 G – вес, даН
 $G_{\text{пн}}$ – максимальный вес полезной нагрузки, даН
 G_0 – взлетный вес самолета, даН
 G_i – вес какого-либо компонента самолета (см. далее индексы)
 \bar{G}_k – относительный вес (по отношению к взлетному весу) какого-либо компонента самолета (см. далее индексы)
 H – высота полета, высота – геометрический размер, м
 $k_{\text{пн}}$ – удельная полезная нагрузка, даН/пасс.
 L – длина (плечо), м
 L_p – практическая дальность полета с расчетной (максимальной) полезной нагрузкой – расчетная дальность, км
 $L_{\text{тех}}$ – техническая дальность полета, км
 $L_{\text{ВПП}}$ – длина взлетно-посадочной полосы, м
 l – размах; без индекса – размах крыла, м
 m – степень двухконтурности ДТРД
 $m_{\text{кр}}$ – число кресел в поперечном ряду
 N_0 – суммарная мощность всех ТВД на максимальном режиме в условиях МСА при $H = 0$, $V = 0$, э.л.с.; или всех ПД при аналогичных условиях, л.с.
 N_e – эффективная мощность ТВД, э.л.с.;** или ПД, л.с.
 N_{e0} – эффективная мощность одного ТВД на максимальном режиме в условиях МСА при $H = 0$, $V = 0$, э.л.с.; или одного ПД при аналогичных условиях, л.с.
 \bar{N}_{HV} – относительная высотно-скоростная характеристика для мощности ТВД
 A_H – относительная высотная характеристика для мощности ПД
 $\bar{N}_{\text{др}}$ – степень дросселирования ТВД или ПД
 $N_{\text{дв}}$ – число двигателей на самолете

** Переводные коэффициенты для мощности: 1кВт = 1,36 л.с.;
 1 л.с. = 0,735 кВт.

- $N_{л}$ – число лопастей на воздушном винте
 $N_{л. дв}$ – литровая мощность ПД, л.с./литр
 $N_{лоб}$ – удельная площадь миделевого сечения ТВД (ПД)
 (удельный лоб двигателя), $м^2/э.л.с.$ ($м^2/л.с.$)
 $N_{пас}$ – пассажировместимость самолета, т.е. максимальное
 количество пассажирских кресел на борту самолета, шт
 $N_{эк}$ – число членов экипажа, включая бортпроводников
 \bar{N}_0 – взлетная энерговооруженность самолета с ТВД (ПД),
 $э.л.с./даН$ ($л.с./даН$)
 n_c – частота вращения винта, об/с
 ρ_0 – взлетная удельная нагрузка на крыло, $даН/м^2$
 R_0 – суммарная тяга всех ДТРД на максимальном
 режиме в условиях МСА при $H = 0$, $V = 0$, даН
 R_{01} – тяга одного ДТРД на максимальном режиме
 в условиях МСА при $H = 0$, $V = 0$, даН
 \bar{R}_0 – взлетная тяговооруженность самолета с ДТРД, $даН/даН$
 \bar{R}_{HV} – относительная высотно-скоростная характеристика
 для тяги ДТРД
 $\bar{R}_{др}$ – степень дросселирования ДТРД
 $R_{лоб}$ – лобовая тяга ДТРД, $даН/м^2$
 $R_{уд}$ – удельная тяга двигателя, $даН/(даН/с)$
 S – площадь; без индекса – площадь крыла, $м^2$
 \bar{S} – относительная площадь
 $T_{г}$ – температура газов перед турбиной, К
 T_{H} – температура атмосферного воздуха на высоте H , К
 $T_{ч}$ – ресурс конструкции в летных часах
 $T_{п}$ – ресурс конструкции в полетах (циклах)
 t_p – время полета на крейсерском режиме для расчета
 резервного топлива, ч
 V – скорость (размерность – по контексту)
 V_2 – безопасная скорость взлета (размерность – по контек-
 сту)
 V_y – вертикальная скорость, м/с
 α – угол атаки, градус; коэффициент тяги винта

- β – коэффициент мощности винта
- $\gamma_{\text{дв}}$ – удельный вес двигателя, даН/даН
- Δ – изменение, приращение величины какого-либо параметра; величина погрешности
- Δ_H – относительная плотность воздуха на высоте H
- η – КПД изолированного винта, сужение, без индекса – сужение крыла
- $\eta_{\text{в}}$ – КПД воздушного винта с учетом влияния самолета
- λ – поступь винта, удлинение; без индекса – удлинение крыла
- ρ – плотность воздуха, даН·с²/м⁴
- θ – угол наклона траектории полета, рад
- φ – стояночный угол, угол опрокидывания, градус
- $\varphi_{\text{уст}}$ – угол установки крыла по отношению к СГФ, градус
- $\pi_{\text{с}}$ – суммарная степень сжатия воздуха двигателем
- χ – стреловидность какой-либо аэродинамической поверхности (ГО, ВО, крыло) по линии 0,25 хорд, градус.

Индексы

- 0 – значение какого-либо параметра в условиях старта, начальное значение параметра
- в – воздушный винт
- во – вертикальное оперение
- взл – взлетный (режим, условия, конфигурация)
- вн – внешняя характеристика ПД
- го – горизонтальное оперение
- дв – двигатель
- др – дроссельная характеристика
- з – закрылок
- зп – заход на посадку (режим, условия, конфигурация);
- исх – исходное значение
- к – конструкция самолета
- каб – кабина (пассажирская)
- кр – критический, крыло
- крейс – значение какого-либо параметра на крейсерском режиме

мг – мотогондола
м.г – значение параметра на режиме «малый газ»
мех – механизация крыла
нв – наивыгоднейшее значение какого-либо параметра
об – оборудование и управление
ок – осевая компенсация рулевых поверхностей или элеронов
о.с – основная стойка шасси
оп – оперение
п – предкрылок
п.сн – пустой снаряженный самолет
пос – посадочный (режим, условия, конфигурация)
проб – пробег
п.с – передняя стойка шасси
пуст – пустой
р – расчетное значение какого-либо параметра
разб – разбег
р.в – руль высоты
р.н – руль направления
с – сваливание
сн – снаряжение самолета
су – силовая установка самолета
статист – статистическое значение какого-либо параметра
т – топливо
ф – фюзеляж
ш – шасси
э – элерон
эк – экономичный
экв – эквивалентное значение параметра
max – максимальное значение какого-либо параметра
min – минимальное значение какого-либо параметра.

При заимствовании формул из литературных источников допустимо принимать, что силе в 1 кг соответствует 10 Н или 1 даН.

Приложение 2

Классификация гражданских аэродромов

Основные классификационные показатели аэродромов гражданской авиации приведены в таблице, содержащей минимально допустимые длины ВПП для данного класса аэродрома.

Характеристика	Класс аэродрома					
	А	Б	В	Г	Д	Е
Длина ВПП, м	3250	2600	1800	1300	1000	500
Длина КПБ, м	400				250	50
Ширина ВПП, м	60	50	45	40	35	30
Ширина РД, м	22,5	21	21	16	14	10
ЭОН, даН	35000	25000	17000	12000	8000	5000
Тип покрытия ВПП	Бетон					
				Асфальтобетон		
					Укрепленный грунт	

Приложение 3

Основные данные МСА

На высоте $H = 0$ м: $\rho_0 \cong 0,125 \text{ даН}\cdot\text{с}^2/\text{м}^4$; $p_0 = 760 \text{ мм.рт.ст.}$;

$T_0 \cong 288 \text{ К.}$

$H, \text{ м}$	$a, \text{ м/с}$	$\frac{\rho_H}{\rho_0}$	$\frac{p_H}{p_0}$	$\frac{T_H}{T_0}$
0	340,2	1,000	1,000	1,000
500	338,3	0,9528	0,9421	0,9887
1000	336,4	0,9074	0,8870	0,9775
1500	334,4	0,8637	0,8345	0,9662
2000	332,5	0,8216	0,7845	0,9549
2500	330,5	0,7811	0,7370	0,9436
3000	328,5	0,7420	0,6918	0,9323
3500	326,5	0,7046	0,6490	0,9210
4000	324,5	0,6686	0,6082	0,9097
4500	322,5	0,6340	0,5696	0,8985
5000	320,5	0,6008	0,5330	0,8872
5500	318,4	0,5689	0,4983	0,8759
6000	316,3	0,5384	0,4655	0,8646
6500	314,3	0,5091	0,4344	0,8533
7000	312,2	0,4810	0,4051	0,8432
7500	310,1	0,4542	0,3773	0,8308
8000	308,0	0,4285	0,3512	0,8195
8500	305,9	0,4040	0,3265	0,8082
9000	303,7	0,3806	0,3032	0,7969
9500	301,6	0,3580	0,2813	0,7856
10000	299,4	0,3367	0,2606	0,7743
10500	297,2	0,3147	0,2414	0,7630
11000	295,0	0,2967	0,2229	0,7517
11500	295,0	0,2742	0,2060	0,7517
12000	295,0	0,2533	0,1903	0,7517
12500	295,0	0,2341	0,1759	0,7517
13000	295,0	0,2165	0,1627	0,7517
13500	295,0	0,2001	0,1503	0,7517
14000	295,0	0,1849	0,1389	0,7517
14500	295,0	0,1708	0,1283	0,7517

Приложение 4

Пример оформления титульного листа (обложки) пояснительной записки к курсовой работе

МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(Государственный технический университет)

Кафедра «Проектирование самолетов»

ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА

к курсовой работе по дисциплине
«Проектирование воздушных судов»

ZZ.BC.K101.00.00.KP

Выполнил студент группы _____

(Фамилия И.О.)

(Подпись)

Руководитель

(Должность, Фамилия И.О.)

Москва 20__ г.

Приложение 5

Перечень основной статистической информации			
Характеристика / Тип самолёта			
1. Год начала эксплуатации (год сертификации)			
2. Проекция самолёта	Рис. ...	Рис. ...	Рис. ...
3. Максимальное количество кресел			
4. Шаг кресел, м			
5. Экипаж (лётный/кабинный)			
6. Взлётный вес, даН			
7. Вес пустого снаряжённого самолёта, даН			
8. Полезная нагрузка, даН: <div style="text-align: right; padding-right: 20px;">максимальная при максимальном запасе топлива</div>			
9. Практическая дальность полёта, км: <div style="text-align: right; padding-right: 20px;">при максимальной полезной нагрузке при максимальном запасе топлива</div>			
10. Крейсерская скорость, км/ч			
11. Крейсерская высота, м			
12. Длина ВПП для взлёта/дистанция взлёта, м			
13. Длина ВПП для посадки/дистанция посадки, м			
14. Ресурс планера: <div style="text-align: right; padding-right: 20px;">лётные часы полёты (циклы)</div>			
15. Диаметр (эквивалентный) фюзеляжа, м			
16. Длина фюзеляжа, м			
17. Размеры кабины пассажиров: <div style="text-align: right; padding-right: 20px;">длина, м высота, м ширина, м</div>			
18. Площадь крыла, м ²			
19. Удлинение крыла			
20. Стреловидность крыла, градус			
21. Марка двигателя и их число			
22. Взлётная тяга (мощность), даН (л.с.)			
23. Удельная нагрузка на крыло, даН/м ²			
24. Взлётная тяго(энерго)вооружённость, даН/даН (л.с./даН)			
25. Весовая отдача по полезной нагрузке			
26. Удельная полезная нагрузка, даН/пасс.			

Приложение 6

Пример ТЗ для гипотетического пассажирского самолета

ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ

1. Назначение самолета

- 1.1. Характер полезной нагрузки – пассажиры, их багаж, почта и грузы в контейнерах стандартного типа.
- 1.2. Тип воздушных линий – магистральные, средней протяженности.
- 1.3. Интенсивность пассажиро-грузопотока на обслуживаемой сети авиалиний – средняя.
- 1.4. При максимальном оборудовании самолета его метеоминимум посадки должен соответствовать 2-й категории ИКАО.

2. Общие требования

- 2.1. Самолет, его системы, двигатели, оборудование, комплектующие изделия, средства наземного оборудования и ремонта, а также эксплуатационная документация должны соответствовать требованиям:
 - АП – 25 и других федеральных авиационных правил со всеми дополнениями и изменениями, действующими на момент подачи заявки на сертификацию и распространяемыми на данный тип самолета;
 - стандартов ИСО, ГОСТов, ОСТов и других межведомственных и отраслевых нормалей, нормативных документов, действующих в РФ на момент подачи заявки на сертификацию.
- 2.2. Уровень шума, создаваемого самолетом на местности, должен гарантировать выполнение требования стандарта ИКАО по шуму (Приложение 16 к Чикагской Конвенции ИКАО). Вибрация и шум в кабинах экипажа и пассажиров не должны превышать значений, регламентируемых соответствующими государственными и отраслевыми стандартами.

3. Летно – технические характеристики в условиях МСА
 - 3.1. Максимальная пассажировместимость – 210 кресел.
 - 3.2. Максимальная полезная нагрузка – 24000 даН.
 - 3.3. Практическая дальность полета с максимальной полезной нагрузкой должна составлять 3000 км.
 - 3.4. Крейсерская скорость должна быть 810 км/ч на высоте 10000 м.
 - 3.5. Резерв топлива – на 1 ч полета на крейсерском режиме.
 - 3.6. Аэродром базирования должен соответствовать классу Б с длиной полосы не более 2700 м.
4. Ресурсные характеристики
 - 4.1. Проектный срок службы должен быть не менее 20 лет.
 - 4.2. Проектный ресурс конструкции должен быть 50000 летных часов, 25000 полетов.
5. Экипаж самолета
 - 5.1. Летный экипаж должен состоять из трех человек – командир корабля, второй пилот и бортинженер.
 - 5.2. Число бортпроводников – 7 человек.
6. Комфорт пассажирского салона

При максимальной пассажировместимости уровень комфорта в пассажирской кабине должен соответствовать экономическому классу авиаперевозок.
7. Оборудование самолета должно включать: пилотажно-навигационное оборудование, радиосвязное оборудование, противообледенительную систему, систему кондиционирования воздуха и автоматического регулирования давления в гермокабине, противопожарное оборудование, кислородное оборудование, аварийно-спасательное оборудование, бортовые системы контроля и регистрации полетных данных, гидравлическую систему, систему управление самолетом, систему электроснабжения, бытовое оборудование пассажирской кабины, молниезащита и электростатическая защита.
8. Силовая установка и ВСУ
 - 8.1. Тип двигателя: ДТРД большой степени двухконтурности.
 - 8.2. Обязательно наличие ВСУ.
9. Система технического обслуживания и ремонта
 - 9.1. Программа технического обслуживания и ремонта самолета должна соответствовать требованиям государственных стандартов.

9.2. Технически возможный среднегодовой налет должен быть не менее 4000 ч.

10. Характеристики технического уровня

10.1. Прогнозируемый год начала эксплуатации – 2010 г.

10.2. Расход топлива на 1 пассажирокилометр при максимальной пассажировместимости на техническую дальность из расчета 95 даН на пассажира должен быть не меньше топливной эффективности самолетов-аналогов.

Приложение 7

Основные характеристики авиаколес

Характеристики авиаколес приведены в табл. П7.1 – колеса с шинами высокого давления, П7.2 – с шинами низкого давления.

Условные обозначения в табл. П7.1: $P_{ст.взл}$, $P_{ст.пос}$ – стояночная нагрузка на колесо соответственно при взлетном и посадочном весах; $q_{ш}$ – давление в шине; $P_{дин}$ – радиальная динамическая нагрузка, допустимая для колеса передней опоры при действии на самолет посадочного веса и сил торможения; $\delta_{мд}$ – максимально допустимое обжатие шины; $A_{мд}$ – энергия, воспринятая шиной при обжатии на величину $\delta_{мд}$.

Таблица П7.1

Размер колеса, мм	$P_{ст.взл}$, даН	$P_{ст.пос}$, даН	$q_{ш}$, $\frac{даН}{см^2}$	$P_{дин}$, даН	$\delta_{мд}$, мм	$A_{мд}$, даН·м	$V_{пос}$, км/ч	$V_{отр}$, км/ч
Нетормозные колеса								
520x125В	1330	730	7,5	885	74	73	220	290
570x140В	2100	1670	7,0	2000	90	204	210	210
600x155В	2400	2000	7,5	2300	91	228	240	280
660x220В	2700	2050	7,0	2500	102	280	235	280
800x200В	3000	2400	7,5	2800	115	370	240	300
880x230В	3400	2600	7,0	3200	130	445	270	360
950x250В	3600	3000	7,0	3700	130	530	230	260
1000x280В	4600	4000	7,0	4750	155	820	250	300
Тормозные колеса								
520x125В	1770	970	10	1180	74	97	240	310
570x140В	3000	2400	10	2950	90	290	220	260
600x155В	3260	2940	10,5	3700	91	360	230	280
660x200В	4040	3080	10,5	3680	102	420	250	315
800x200В	4700	3700	10	4600	125	635	260	320
800x225В	5100	4000	10	4950	124	660	320	350
880x230В	4850	3700	10	4750	130	635	290	390
930x305В	8800	7100	10	8500	150	1350	225	245
950x250В	5350	4400	10,5	5450	130	800	250	340
1000x280В	6600	5750	10	6850	155	1180	240	330

Окончание табл. П7.1

Размер колеса, мм	$P_{ст.взл}$, даН	$P_{ст.пос}$, даН	$q_{ш}$, $\frac{даН}{см^2}$	$P_{дин}$, даН	$\delta_{мд}$, мм	$A_{мд}$, даН·м	$V_{пос}$, км/ч	$V_{отр}$, км/ч
1050х300В	9600	8500	10	10300	180	2000	230	260
1100х330В	11000	8600	10	10800	195	2200	260	330
1140х350В	13000	10500	10	12900	200	2630	230	260
1260х390В	18000	14000	10,5	17600	227	4200	250	300
1350х450В	22300	15600	10	19700	260	5600	230	270
1500х500В	24000	13600	10	17500	290	5200	260	320
1700х550В	25000	15000	10	18700	295	5800	250	325
1700х550В	26300	16000	10,5	19800	300	6100	260	290

В табл. П7.2 обозначено: $P_{ст.маx}$ – максимальная допустимая стояночная нагрузка; p_k – рабочее давление в пневматике; $\delta_{ст}$ – допустимое стояночное обжатие пневматика при взлетном весе; $P_{дин.маx}$ – максимальная динамическая нагрузка на колесо; $\delta_{мд}$ – максимальное допустимое обжатие пневматика; $V_{пос}$ – максимальная допустимая посадочная скорость; $V_{взл}$ – максимальная допустимая взлетная скорость.

Таблица П7.2

Размер колеса, мм	$P_{ст.маx}$, даН	p_k , $\frac{даН}{см^2}$	$\delta_{ст}$, мм	$P_{дин.маx}$, даН	$\delta_{мд}$, мм	$V_{пос}$, км/ч	$V_{взл}$, км/ч	Вес колеса, даН
Нетормозные колеса с полубаллонными пневматиками								
200×80	165	3,5	19	165	32	90	160	–
300×125	370	3,5	20	500	65	150	200	5,5
400×150	925	4,0	35	1050	99	205	205	7,55
470×210	1150	3,5	45	1600	115	160	160	13,7
500×125	575	3	–	–	64	–	–	14,9
600×180	1300	4,5	–	–	104	–	–	17
600×250	1300	2,5	57	1750	159	110	125	22,4
700×150	925	3,0	–	–	94	–	–	19,1

Продолжение табл. П7.2

Размер колеса, мм	$P_{ст. макс}$ даН	$P_{к}$ даН/см ²	$\delta_{ст}$, мм	$P_{дин. макс}$ даН	$\delta_{мд}$, мм	$V_{пос}$ км/ч	$V_{взл}$ км/ч	Вес колеса, даН
Тормозные колеса с полубаллонными пневматиками								
310×135	160	3,0	–	–	64	–	–	–
400×150	450	3,0	–	–	94	–	–	–
500×150	480	2,5	–	–	85	105	120	–
500×150	560	3,0	–	–	–	–	–	–
500×150	1000	5,0	–	–	88	–	–	–
500×150	800	4,3	30	3120	125	90	160	13,6
560×170	865	4,0	39	1070	121	90	120	–
595×185	880	3,5	46	1120	128	85	110	20,3
650×200	1450	4,2	45	1860	120	150	160	–
700×220	2000	4,5	53	2500	140	160	170	–
750×250	2600	4,5	62	3250	160	150	160	–
800×260	2800	4,5	60	3600	164	150	160	58,5
880×285	3500	4,0	70	4400	182	160	170	–
900×300	3830	4,7	75	4850	190	180	200	84,5
950×320	4300	4,5	81	5400	210	170	190	–
Нетормозные колеса с арочными пневматиками								
250×110А	277	3,0	25	370	58	200	260	–
255×110А	320	4,0	–	–	44	–	–	3,1
310×135А	500	3,0	31	500	59	180	200	4,7
370×160А	660	3,5	38	785	88	200	260	6,8
420×185А	1050	3,0	42	1150	83	180	200	–
420×200А	1050	4,5	–	–	98	–	–	10,4
480×200А	1300	4,0	45	1550	95	180	200	11,7
530×230А	1800	4,5	–	–	134	–	–	15,8
Тормозные колеса с арочными пневматиками								
500×180А	1000	4,0	35	1150	80	200	200	31
500×180А	1500	6,0	35	1700	80	210	220	–
600×200А	1480	4,0	42	1830	98	200	300	–
650×225А	1850	4,0	45	2400	107	200	200	–
650×225А	2700	6,0	45	3850	107	210	220	–

Окончание табл. П7.2

Размер колеса, мм	$P_{ст. max}$, даН	P_k , даН/см ²	$\delta_{ст}$, мм	$P_{дин. max}$, даН	$\delta_{мд}$, мм	$V_{пос}$, км/ч	$V_{взл}$, км/ч	Вес колеса, даН
700×250А	2350	4,0	55	2750	121	200	300	35,9
750×260А	2650	4,5	52	3400	123	200	200	–
840×300А	3600	4,5	65	4500	150	200	300	84
865×280А	4180	6,0	72	5350	172	200	225	72
950×350А	4600	5,0	75	6250	180	200	200	36,5

В табл. П7.3 приведены основные характеристики непневматических колес производства США специально для хвостовых опор шасси.

Таблица П7.3

Размер, дюйм	3,5"	4"	5"	6"	6"
Размер, мм	88,9	101,6	127	152,4	152,4
$P_{ст. max}$, даН	90,6	101	122	147	208
Вес колеса, даН	0,38	0,48	0,61	0,85	1,24

Приложение 8

Основные вопросы для защиты курсовой работы

(магистральный реактивный пассажирский самолет)

1. Обоснуйте характеристику интенсивности пассажиро-грузопотоков, указанной в ТЗ на проектируемый самолет.
2. Как возможно определить класс аэродрома базирования проектируемого самолета ?
3. Объясните характеристики ресурса и срока службы проектируемого самолета.
4. Объясните смысл глобального критерия выбора базовой схемы самолета.
5. Объясните смысл каждого частного критерия технического совершенства.
6. Каково правило назначения рангов частных критериев?
7. Обоснуйте ранги каждого частного критерия технического совершенства.
8. Обоснуйте результаты анализа вариантов схемы самолета по каждому частному критерию технического совершенства.
9. Чему равна весовая отдача по полезной нагрузке для проектируемого самолета?
10. Какое условие оказалось определяющим при выборе удельной нагрузки на крыло? В чем смысл этого условия?
11. Какое условие оказалось определяющим при выборе взлетной тяговооруженности? В чем смысл этого условия?
12. От каких параметров самолета зависит длина его разбега при взлете?
13. От каких параметров самолета зависит крейсерская дальность полета?
14. Сформулируйте особенности суперкритического профиля, если он применяется в проекте.
15. Сформулируйте физический смысл вертикальных законцовок крыла, если они применяются в проекте.
16. Перечислите основные факторы, определяющие оптимальную величину стреловидности крыла.

17. Перечислите основные факторы, определяющие оптимальную величину удлинения крыла.
18. Перечислите основные факторы, определяющие оптимальную величину относительной толщины крыла.
19. Обоснуйте величину диаметра и длины фюзеляжа проектируемого самолета.
20. Перечислите основные факторы, определяющие оптимальную величину удлинения фюзеляжа.
21. Объясните соотношение между стреловидностью оперения и стреловидностью крыла.
22. Объясните соотношение между удлинением ГО и удлинением крыла для проектируемого самолета.
23. Объясните выбор удлинения ВО.
24. Объясните соотношение между относительными толщинами крыла и оперения.
25. Перечислите основные условия для определения площади ГО.
26. Перечислите основные условия для определения площади ВО.
27. Необходим ли управляемый (переставной) стабилизатор на проектируемом самолете?
28. Нужны ли триммеры на рулях и элеронах проектируемого самолета?
29. Имеется ли аэродинамическая компенсация рулей и элеронов проектируемого самолета?
30. Какое назначение механизации крыла (закрылки, предкрылки и т.п.) на взлете и посадке?
31. Почему средства механизации крыла (закрылки, предкрылки и т.п.) разделяются на отдельные секции?
32. Каково назначение заднего корневого наплыва крыла, если он имеется в проекте?
33. Каково назначение переднего корневого наплыва крыла, если он имеется в проекте?
34. Объясните величину угла поперечного V крыла.
35. Какие средства сокращения пробега предусмотрены на проектируемом самолете?
36. Назовите условия, определяющие предельно допустимые значения передней и задней центровки самолета.
37. Объясните достоинства и недостатки схемы расположения двигателей проектируемого самолета.

38. Объясните достоинства и недостатки схемы хвостового оперения проектируемого самолета.
39. Объясните достоинства и недостатки схемы расположения крыла по высоте фюзеляжа на проектируемом самолете.
40. Где располагаются на проектируемом самолете входные двери? Достаточно ли их количество?
41. Где располагаются аварийные выходы? Соответствуют ли НЛГ их количество и размеры?
42. Соответствуют ли НЛГ компоновка подходов к аварийным выходам?
43. Где расположены багажные люки?
44. Какие мероприятия предусмотрены для предотвращения концевых срывов потока на крыле проектируемого самолета?
45. Какие мероприятия предусмотрены в проекте для уменьшения сопротивления интерференции между частями самолета?
46. Какие мероприятия предусмотрены в проекте для ослабления аэродинамического взаимовлияния между крылом и оперением?
47. Чем обеспечивается поперечная, путевая и продольная устойчивость проектируемого самолета?
48. Объясните выбор величины угла опрокидывания.
49. Объясните соотношения между углом опрокидывания и углом выноса колес основных опор шасси.
50. Достаточен ли объем частей самолета для уборки основных опор шасси?
51. Чем компенсируется прочность конструкции фюзеляжа проектируемого самолета на участках вырезов под входные двери, аварийные выходы, багажные люки?
52. Имеются ли силовые нервюры в местах крепления элеронов, закрылков?
53. Имеются ли силовые нервюры в местах крепления рулей высоты и рулей направления?
54. Определите назначение каждого силового шпангоута фюзеляжа проектируемого самолета.
55. Согласованы ли силовые схемы в местах стыка частей самолета между собой (например, крыла и фюзеляжа и т.д.)?
56. Где располагается зона герметизации кабины на проектируемом самолете?
57. Какова зона герметизации кабины на участке центроплана крыла?

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	3
Часть 1. Методические указания	4
1.1. Цели курсовой работы	4
1.2. Общие методические указания	4
1.3. Этапы курсового проектирования и их содержание	5
Часть 2. Методические требования	6
2.1. Научно-технический и методический задел	6
2.2. Содержание «Технического задания»	6
2.3. Выбор и обоснование базовой схемы ВС	7
2.4. Параметры ВС и основных его частей	8
2.5. Взлетный вес ВС	10
2.6. Компоновка ВС	11
2.7. Анализ характеристик проектируемого ВС	12
Часть 3. Требования к оформлению материалов курсовой работы	13
3.1. Графическая часть работы	13
3.2. Пояснительная записка к курсовой работе	16
Приложение 1. Рекомендуемые сокращения, обозначения и индексы	19
Приложение 2. Классификация гражданских аэродромов	25
Приложение 3. Основные данные МСА	26
Приложение 4. Пример оформления титульного листа (обложки) пояснительной записки к курсовой работе	27
Приложение 5. Перечень основной статистической информации	28
Приложение 6. Пример ТЗ для гипотетического пассажирского самолета	29
Приложение 7. Основные характеристики авиаколес	32
Приложение 8. Основные вопросы для защиты курсовой работы	36

Тем. план 2007, поз.1.
Методические указания к выполнению курсовой работы по
дисциплине «Проектирование воздушных судов».

Автор-составитель
Арепьев Анатолий Николаевич