

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

КОНЦЕПТУАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА

САМАРА 2012

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

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

КОНЦЕПТУАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА

*Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве методических указаний*

САМАРА
Издательство СГАУ
2012

Составитель *Д.М. Козлов*

Рецензент канд. техн. наук, доц. А.И. Шулепов

Концептуальное проектирование самолета: метод. указания / сост. *Д.М. Козлов*. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2012. – 20 с.

Рассмотрены последовательность выполнения и содержание работ, выполняемых при разработке в учебных условиях концепции гражданского (пассажирского) самолета. Содержание работ в целом близко к тому, которое в практике проектирования осуществляется на этапе разработки технического предложения. Представлены методика исследования проектной ситуации и разработки тактико-технических требований, основные операции при выборе схемы самолета, методика определения стартовой тяговооруженности, взлетной массы и основных абсолютных размеров самолета, составления технического описания самолета.

Методические указания предназначены для студентов, обучающихся по специальностям 200503.65 Стандартизация и сертификация (по машиностроению) и 220501.65 Управление качеством (в машиностроении) и выполняющих курсовой проект по дисциплине «Проектирование технических систем»; могут быть полезны студентам, обучающимся по специальности 220305.65 Автоматизированное управление жизненным циклом продукции и по направлению 220700.62 Автоматизация технологических процессов и производств, при изучении дисциплины «Конструирование и проектирование аэрокосмической техники». Разработаны на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов.

Цель курсового проекта – расширение и закрепление знаний об общих принципах, методах и стратегиях проектирования технических систем на основе приобретения опыта целенаправленных действий при осуществлении основных этапов учебного концептуального проектирования самолета.

Содержание курсового проекта составляет выполнение операций, реализующих в упрощенной учебной форме основные этапы разработки технического предложения (аванпроекта) самолета определенного назначения согласно требованиям задания на выполнение курсового проекта. Темы курсового проекта включают, как правило, гражданские самолеты различного назначения: пассажирские для использования на авиалиниях различной протяженности, грузовые (транспортные, военно-транспортные), административные, легкие многоцелевые (общего назначения) и др.

Курсовой проект включает расчетно-пояснительную записку и графическую часть.

Расчетно-пояснительная записка выполняется с использованием компьютерного текстового редактора и представляется в распечатанном виде на бумажном носителе. В расчетно-пояснительную записку включают все необходимые обоснования, расчеты и графические иллюстрации (эскизы, схемы, графики).

Графическую часть проекта составляет чертеж общего вида проектируемого самолета в трех проекциях, выполненный на бумаге стандартного формата и содержащий перечень основных характеристик самолета. Рекомендуется выполнять графическую часть курсового проекта с использованием средств автоматизации конструкторских работ, например пакета программ “Компас”. Допускается выполнение графической части курсового проекта вручную, в карандаше с использованием чертежных инструментов.

В любом случае все материалы курсового проекта оформляются согласно требованиям Единой системы конструкторской документации (ЕСКД) и требованиям Стандарта организации (СТО) СГАУ “Требования к оформлению учебных текстовых документов”.

Защита курсового проекта включает краткий (до 5 минут) доклад студента о выполненной работе и его ответы на вопросы преподавателей – членов комиссии. Оценка по курсовому проекту выставляется студенту по результатам выполнения и защиты проекта.

Общая трудоемкость курсового проекта составляет 43 часа и включает 17 часов аудиторных занятий и 26 часов самостоятельной работы студента, в том числе: 40 часов – выполнение проекта и 3 часа – подготовка к защите и защита курсового проекта. Курсовой проект выполняется в течение первых восьми недель семестра. Еженедельный (за исключением восьмой недели) объем работы студента по выполнению курсового проекта включает два часа аудиторных занятий по расписанию под контролем преподавателя и три часа самостоятельной внеаудиторной работы. На восьмой неделе регулярно выполняемый объем работы над проектом дополняется подготовкой к защите и защитой курсового проекта общим объемом три часа. В итоге, суммарное время, затраченное на выполнение и защиту курсового проекта, в течение восьмой недели составит восемь часов. За счет этого будет разгружена последняя (17-я) неделя семестра перед началом экзаменационной сессии.

Исходные данные для выполнения курсового проекта студент получает из индивидуального задания на разработку аванпроекта самолета. В задании указываются назначение самолета и его важнейшие эксплуатационно-технические характеристики. Например, для пассажирского самолета указывают число пассажиров (пассажирских мест) и дальность полета; для грузового (транспортного) самолета – массу целевой нагрузки, расчетную дальность полета при заданной массе целевой нагрузки, максимальную дальность при уменьшенной целевой нагрузке; и т.д.

Порядок выполнения курсового проекта.

Техническое предложение – совокупность проектно-конструкторских документов, раскрывающих принцип действия изделия и его основные характеристики, содержащих технические и технико-экономические обоснования возможности (технической) и целесообразности (экономической) создания проектируемого изделия в соответствии с требованиями технического задания.

Работа по созданию самолета на ранних стадиях его жизненного цикла, к которым относится разработка технического предложения (в практике проектирования вместо термина “техническое предложение” часто для краткости используют термин “аванпроект”), сопровождается поиском, анализом и переработкой больших объемов разнородной информации и принятием большого числа технических решений. Большинство принимаемых на этом этапе решений носят ключевой характер и в наибольшей мере (по сравнению с последующими этапами проектирования) определяют эффективность будущего самолета и успех проекта в целом.

Работу по выполнению курсового проекта удобно представить в виде ряда взаимосвязанных и последовательно выполняемых этапов, которые приведены в таблице.

Таблица. Этапы и сроки выполнения курсового проекта

№ этапа	Содержание этапа	Срок выполнения (неделя)	Трудоемкость этапа (час.)	
			аудиторная	внеаудиторная
1	Изучение и анализ задания. Анализ проектной ситуации и разработка тактико-технических требований (ТТТ)	2	4	6
2	Выбор схемы самолета	3	2	3
3	Определение потребной стартовой тяговооруженности самолета	4	2	3
4	Определение взлетной массы самолета	5	2	3
5	Определение основных параметров самолета	6	2	3
6	Составление сводки масс самолета	7	2	3
7	Разработка чертежа общего вида и технического описания самолета	8	2	3
8	Защита курсового проекта	8	1	2
Итого			17	26
Всего			43	

1. Изучение и анализ задания. Анализ проектной ситуации и разработка тактико-технических требований (ТТТ).

Любую проектную работу начинают с анализа технического задания на проектирование. Важно получить ясное представление о целях создания нового изделия и выполняемых им задачах, оценить полноту и согласованность исходных данных, содержащихся в задании, имеющиеся ресурсы и другие условия, в которых предстоит выполнить работу. Необходимо уточнить потребность в новом самолете, условия эксплуатации авиакомпаниями, возможности заводов-изготовителей, т.е. авиапромышленности. В этом заключается смысл и содержание анализа проектной ситуации. В курсовом проекте анализ проводится путем изучения литературы.

Первой операцией, выполняемой при проектировании самолета, в результате которой вырабатываются новые сведения о будущем самолете, является разработка тактико-технических требований (ТТТ) к проектируемому самолету.

Комплекс ТТТ представляет собой перечень важнейших свойств будущего самолета, представленных в форме потребных значений его основных параметров и характеристик. Наиболее важные требования содержатся в задании на проектирование (их задает заказчик), большое число других требований назначает проектировщик – конструктор. Разработке требований предшествует сбор и анализ большого объема статистических материалов (данных), отражающих достигнутый уровень технического развития, особенности эксплуатации, а также тенденции развития самолетов, аналогичных проектируемому по назначению и близких по основным параметрам и характеристикам. Полученные статистические сведения позволяют сформировать такой комплекс ТТТ к проектируемому самолету, выполнение которых обеспечит его более высокую эффективность по сравнению с эксплуатируемыми или (и) создаваемыми образцами – конкурентами.

Просмотрев справочную и периодическую литературу [6, 7], а также авиационные сайты в сети Интернет, намечают от трех до пяти самолетов, однотипных с проектируемым, для включения их в статистику. По каждому самолету составляют краткое (не более одной страницы) описание, содержащее общие сведения о назначении

самолета и выполняемых задачах, о наиболее важных и оригинальных технических решениях, использованных при его разработке, особенностях эксплуатации. К описанию прилагаются три проекции самолета, отпечатанные на принтере или ксерокопированные. Допускаются также изображения, скопированные вручную на кальку. Основные технические характеристики и параметры каждого самолета заносят в сводную статистическую таблицу. Примерная форма таблицы приведена в учебном пособии [1]. В таблицу включают дополнительный (последний) столбец для внесения в него впоследствии данных проектируемого самолета. Таблица в учебном пособии [1] сформирована в самом общем виде применительно к самолетам различного назначения. Она должна быть сокращена за счет исключения параметров, которые не являются характерными или вовсе отсутствуют в самолетах данного типа. Очень важно при составлении таблицы внести в нее относительные или удельные параметры (геометрические, весовые и др.), которые будут использоваться в последующем проектировании. Для удобства пользования таблицу распечатывают в альбомном формате.

Комплекс ТТТ подразделяется на несколько групп: функциональные, общие технические; летно-технические; производственно-технологические; эксплуатационные; технико-экономические; прочие.

При выполнении курсового проекта студенты, руководствуясь учебными пособиями [1, 4], учебниками [2, 3] и опираясь на собранные статистические материалы, из каждой группы требований выбирают наиболее важные для проектируемого самолета требования и назначают количественные значения летно-технических характеристик. В конце раздела приводят перечень наиболее важных требований в форме конкретных формулировок или (и) численных значений параметров и характеристик, которые будут непосредственно использоваться в последующем проектировании. Например, для пассажирского самолета:

- назначение самолета – перевозка пассажиров и грузов на авиалиниях средней протяженности;
- число пассажиров – xxx;
- дальность полета – xxx (км);

- крейсерская скорость – ххх (км/ч);
- крейсерская высота – ххх (м);
- скорость захода на посадку – не более ххх (км/ч);
- длина разбега – не более ххх (м);
- полный ресурс – ххххх часов, хххх полетов;
- размер серии – ххх экз.;
- коэффициент топливной эффективности – $xxx \left(\frac{^2}{\text{насс.км}} \right)$;
- максимальная эксплуатационная перегрузка – хх.

2. Выбор схемы самолета. Схема самолета определяет количество, форму и взаимное расположение его основных агрегатов: крыла, оперения, фюзеляжа, взлетно-посадочных устройств, а также тип, количество и размещение на самолете двигателей и воздухозаборников. Схема любого самолета обусловлена его назначением, условиями применения и комплексом ТТТ. Подробный перечень параметров схемы самолета и принцип выбора схемы изложены в учебном пособии [1]. Руководствуясь этим пособием, учебниками [2, 3] и используя значения параметров схемы однотипных самолетов из таблицы статистических данных, выбирают последовательно следующие параметры схемы проектируемого самолета:

1) крыло: удлинение λ ; сужение η ; относительная толщина профиля (%) в корне крыла $\bar{C}_0$, на конце крыла $\bar{C}_{\text{кц}}$; угол стреловидности (по передней кромке или по линии четвертой хорд) χ^0 ; угол поперечного V крыла ψ^0 ;

2) фюзеляж: форма поперечного сечения фюзеляжа; удлинение фюзеляжа $\lambda_{\text{ф}}$; удлинение носовой $\lambda_{\text{н.ф.}}$ и хвостовой $\lambda_{\text{хв.ф.}}$ частей фюзеляжа;

3) взаимное расположение крыла и фюзеляжа – схемы «низкоплан», «среднеплан», «высокоплан» или промежуточные варианты;

4) взаимное расположение крыла и оперения (балансировочная схема самолета): нормальная схема, «утка», «бесхвостка»; намечают расположение горизонтального оперения по высоте (на фюзеляже, в верхней части киля (Т-образное оперение), в средней части киля);

5) оперение: с использованием таблицы статистических данных выбирают значения относительных площадей горизонтального $\bar{S}_{z.o.}$ и вертикального $\bar{S}_{v.o.}$ оперения; выбирают численные значения параметров горизонтального и вертикального оперения, аналогичных параметрам схемы крыла;

6) органы управления самолетом: намечают размещение и выбирают значения относительных площадей руля высоты $\bar{S}_{p.v.}$, руля направления $\bar{S}_{p.n.}$, элеронов $\bar{S}_e$ и соответствующие углы отклонения $\delta^p_v, \delta^p_n, \delta^e$;

7) шасси: выбирают тип опорных устройств (как правило, колесные), количество и схему размещения опор шасси на самолете; по статистике выбирают значения относительных параметров – базы шасси $\bar{b}$, колеи шасси $\bar{B}$, выноса основных опор $\bar{e}$;

8) силовая установка: выбирают тип двигателей, их количество и размещение на самолете (схемы «двигатели под крылом», «двигатели на крыле», «двигатели на фюзеляже», «двигатели внутри фюзеляжа»); по статистике самолетов или с использованием других дополнительных сведений по характеристикам двигателей [4] выбирают значения удельного веса двигателя γ (см. [1, с. 21] и удельного расхода топлива $C_{p.o}$ (кг/дан.час) для двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД) или $C_{e.o}$ (кг/кВтч) для турбовинтовых (ТВД) и поршневых (ПД) двигателей; для двухконтурных двигателей выбирают также степень двухконтурности m ;

9) удельная нагрузка на крыло p_o (дан/м²): по соотношениям и рекомендациям, приведенным в пособии [1] (разд. 3.3.1, с. 23, 3.3.2, с. 24) определяют потребное значение удельной нагрузки на крыло для двух основных режимов полета – режим посадки и режим крейсерского полета – и меньшее из полученных значений принимают за расчетное для последующих этапов проектирования.

Выбор схемы самолета заканчивают выполнением эскиза (рисунка) внешнего вида самолета в трех проекциях или в аксонометрии и сводкой исходных параметров самолета и двигателя. Приводят значения:

- удельной нагрузки на крыло p_o (дан/м²);
- коэффициента лобового сопротивления при нулевой подъемной силе для крейсерского режима C_{xao} ;
- максимального аэродинамического качества $K_{a\max}$;
- удельного веса двигателя γ (дан/ кВт для ТВД или ПД);
- удельного расхода топлива C_{po} или C_{eo} ($\frac{\text{кг}}{\text{дан.час}}$ или $\frac{\text{кг}}{\text{квт.час}}$);
- степени двухконтурности двигателя m .

3. Определение потребной стартовой тяговооруженности самолета. Тяговооруженностью самолета называют отношение суммарной тяги всех двигателей, установленных на самолете и составляющих его силовую установку, к полетному весу самолета. Стартовой тяговооруженностью называют тяговооруженность в момент старта, т.е. в начале разбега при взлете. При этом считают, что самолет имеет взлетную массу m_0 , двигатели работают на взлетном режиме и создают суммарную тягу P_0 . Тяговооруженность определяют для самолетов с турбореактивными двигателями. Для самолетов с ТВД и ПД определяют энерговооруженность, вычисляемую как отношение суммарной мощности двигателей, входящих в силовую установку самолета, к его полетному весу (кВт/дан).

Тяговооруженность или энерговооруженность определяет основные летно-технические характеристики самолета, которые зависят от энергетических возможностей его силовой установки. Задача состоит в том, чтобы определить минимальное значение стартовой тяговооруженности или энерговооруженности проектируемого самолета, при котором будет обеспечено достижение его летно-технических характеристик, заданных тактико-техническими требованиями. С этой целью намечают перечень режимов полета и летно-технических характеристик самолета на этих режимах, которые должны быть обеспечены согласно принятым ТТТ. Для каждого режима полета и соответствующей характеристики определяют потребное значение тяговооруженности (энерговооруженности) самолета. В курсовом проекте потребную стартовую тяговооруженность (энерговооруженность) самолета определяют с учетом следующих трех режимов полета:

- крейсерский режим – с целью обеспечить достижение заданной крейсерской скорости $V_{кр}$ полета на крейсерской высоте $H_{кр}$;
- режим разбега при взлете – с целью обеспечить отрыв самолета от поверхности взлетно-посадочной полосы аэродрома при заданной длине разбега;
- режим продолжения взлета при отказе двигателя на разбеге – с целью обеспечить после отрыва самолета набор высоты с углом наклона траектории не меньше минимально допустимого (безопасного).

Определение значений потребной стартовой тяговооруженности (энерговооруженности) для названных режимов полета проводят по расчетным формулам, приведенным в учебном пособии [1] (разд. 4, с. 25-27). Наибольшее из полученных значений принимают за расчетное, которое обеспечит достижение летных характеристик, заданных в ТТТ, на всех рассмотренных режимах полета.

4. Определение взлетной массы самолета. Эта задача в проектировании любого самолета занимает ключевое место. Суть ее в том, чтобы обеспечить выполнение всего комплекса ТТТ при минимальном значении взлетной массы самолета m_0 , поскольку любое неоправданное завышение взлетной массы всегда снижает эффективность и конкурентоспособность самолета. В практике проектирования взлетная масса самолета определяется итерационно с постепенным уточнением ее значения по мере разработки проекта. В данном курсовом проекте взлетную массу проектируемого самолета также определяют в несколько приближений. Для определения взлетной массы используется уравнение существования самолета [5]. Содержание процесса определения взлетной массы самолета изложено в учебном пособии [1] (раздел 5). Значение взлетной массы проектируемого самолета определяют с использованием этого пособия в следующем порядке:

- 1) определяют массу целевой нагрузки и экипажа согласно подразделам 5.2, 5.3 (с. 29-30);
- 2) находят вероятное значение взлетной массы самолета (ее называют также взлетной массой нулевого приближения) m'_0 согласно подразделу 5.1 (с. 28-29). При этом согласно рекомендациям учебного

пособия принимают значения относительных масс отдельных составляющих взлетной массы самолета (конструкции, силовой установки, топливной системы, оборудования и управления), используя статистические данные, приведенные в учебнике [2] (с. 130, табл. 6.1);

3) согласно подразделам 5.4–5.7 последовательно определяют значения относительных масс конструкции, силовой установки, топливной системы, оборудования и управления самолета;

4) согласно подразделу 5.8 находят взлетную массу первого приближения m_0^I .

5. Определение основных параметров самолета. Найденное значение взлетной массы самолета вместе с принятыми ранее параметрами схемы самолета позволяют получить значения его основных геометрических, весовых (массовых) и ряда других параметров в абсолютном виде. В курсовом проекте определяют значения основных параметров самолета согласно рекомендациям, изложенным в разделе 6 (с. 35-37) учебного пособия [1], с учетом следующих дополнительных указаний:

1) Для крыла находят значения площади, размаха, центральной (корневой), концевой и средней аэродинамической хорд (как для трапецевидного крыла); площадь, длину и хорду элерона по соотношениям соответственно $S_{эл} = \overline{S}_{эл} \cdot S$, $\ell_{эл} = \overline{\ell}_{эл} \cdot \ell$, где значения относительных площади и длины элерона $\overline{S}_{эл}$ и $\overline{\ell}_{эл}$ принимают с использованием таблицы статистических данных и изображений самолетов – прототипов. Значения геометрических параметров механизации крыла можно не приводить.

2) Диаметр фюзеляжа d_ϕ или эквивалентный диаметр фюзеляжа принимают по статистике с учетом общего числа пассажиров и числа пассажирских кресел в одном ряду. Для транспортных самолетов диаметр фюзеляжа определяется размерами поперечного сечения грузовой кабины (ширина и высота), которые в свою очередь диктуются максимальными габаритами поперечного сечения перевозимых грузов. Они принимаются также по выбранным

прототипам самолетов (по статистике). Принятый диаметр фюзеляжа d_ϕ и удлинение λ_ϕ позволяют вычислить длину фюзеляжа и его частей:

$$L_\phi = d_\phi \cdot \lambda_\phi; L_{н.\phi} = d_\phi \cdot \lambda_{н.\phi}; L_{хв.\phi} = d_\phi \cdot \lambda_{хв.\phi}.$$

3) Относительные хорды рулевых поверхностей принимают по самолетам – прототипам (по статистике).

4) Стояночные нагрузки на опоры определяют из условия равновесия самолета по найденным абсолютным значениям базы шасси b и выноса основных опор e .

6. Составление сводки масс самолета. Полученные значения абсолютных геометрических размеров агрегатов самолета, подобранные двигатели и другие сведения о самолете используют далее для уточнения значения взлетной массы самолета – определения взлетной массы второго приближения и составления сводки масс самолета. Она представляется в форме таблицы, в которой взлетная масса самолета разделена на известные группы масс (целевая нагрузка, конструкция, силовая установка и др.), и каждая группа также разделена с целесообразной детализацией на отдельные составляющие. Примерная форма сводки масс самолета, используемая в учебном проектировании, приведена в учебном пособии [1] (табл. 7.1, с. 40). В данном курсовом проекте составляют массовую сводку в упрощенном варианте. Для ее составления определяют массы частей планера:

- крыла, фюзеляжа – согласно рекомендациям учебного пособия [1], с. 39 (подраздел 7.1);

- оперения по соотношению $m_{оп} = 0,5 - 0,7 m_{кр} \cdot (\bar{S}_{zo} + \bar{S}_{\omega o})$;

- шасси по соотношению $m_{ш} = 0,04 - 0,06 m_0^I$;

- окраски по соотношению $m_{окр} = 0,0015 - 0,0025 m_0^I$.

Массу силовой установки представляют как сумму массы двигателей (конкретные двигатели подобраны на предыдущем этапе и их масса известна) и массы агрегатов силовой установки $m_{агрсу} = m_{ов} \cdot n(k_{cy} - 1)$. Здесь $m_{ов}$ – масса одного двигателя, n – число двигателей; k_{cy} – коэффициент силовой установки, значение которого было принято при определении взлетной массы первого приближения.

Массу оборудования и управления находят по значению относительной массы оборудования и управления (получено при определении взлетной массы первого приближения): $m_{обупр} = \overline{m}_{обупр} \cdot m_0^I$. Эту группу масс в сводке записывают одной строкой.

Масса топлива, включающая расходуемое топливо и аэронавигационный запас, была определена ранее.

Массу аэронавигационного запаса топлива $m_{мин}$ определяют по соотношению $m_{мин} = \overline{m}_{мин} \cdot m_0^I$, где $\overline{m}_{мин}$ – относительная масса аэронавигационного запаса топлива, определена ранее.

Значения масс целевой нагрузки, экипажа и снаряжения также были определены ранее.

С учетом принятых упрощений и с использованием полученных значений групп масс составляют массовую сводку самолета, в которую записывают как абсолютные, так и относительные значения составляющих взлетной массы самолета. Их вычисляют с использованием полученного в сводке значения взлетной массы второго приближения.

7. Разработка чертежа общего вида и технического описания самолета. Полученные абсолютные геометрические размеры самолета, уточненные на предыдущем этапе работы значения взлетной массы и других параметров и характеристик самолета составляют комплекс данных, позволяющих после некоторой их доработки выполнить чертеж общего вида самолета. Его выполняют на белой бумаге стандартного формата (предпочтительно А1, но не менее А3) с использованием одного из следующих стандартных масштабов: 1:10, 1:20, 1:50, 1:100, 1:200. На чертеже самолет изображают в трех проекциях: вид слева (главный), под ним – вид сверху (в плане), вид спереди – в правой части чертежа. На двух последних проекциях разрешается обрывать часть правого крыла. Все виды выполняются в проекционной связи, и чертеж в целом должен соответствовать всем требованиям ЕСКД. Справа над основной надписью (штампом) чертежа размещают перечень основных сведений о самолете с

заголовком «Технические характеристики самолета». Примерный перечень технических характеристик самолета, размещаемых на чертеже общего вида, приведен в учебном пособии [1] (подразд. 10.1, с. 54-55). Там же даны указания об особенностях выполнения изображения самолета и нанесения размеров.

Можно рекомендовать следующий примерный порядок построения чертежа общего вида самолета.

С учетом абсолютных габаритных размеров самолета выбирают формат чертежа и масштаб изображения. На листе определяют размеры полей для размещения каждой из трех проекций самолета. Построение изображения начинают с боковой проекции фюзеляжа. Зная длину фюзеляжа намечают его размещение на поле чертежа и отмечают длины носовой, средней и хвостовой частей фюзеляжа. Наносят очертания средней (цилиндрической) части фюзеляжа и затем достраивают носовую и хвостовую части. Очертания этих последних частей выбирают, опираясь на внешние формы самолетов – прототипов, приведенных в статистике.

Для нанесения на боковой проекции очертаний крыла определяют его размещение относительно фюзеляжа по длине и по высоте. Для этого также используют статистику. По изображениям самолетов – прототипов находят относительную координату $\bar{x}_{кр}$ размещения крыла вдоль оси фюзеляжа – отношение расстояния от носа фюзеляжа до бортовой или центральной хорды крыла к длине фюзеляжа. Для этой операции следует выбрать прототип (один или несколько), наиболее близкий по схеме к проектируемому самолету. Особенно внимательно следует отнестись к углу стреловидности крыла и размещению двигателей – на крыле или в хвостовой части фюзеляжа. Можно определить координату $\bar{x}_{кр}$ для нескольких самолетов с принципиально одинаковыми схемами крыла и размещения двигателей и для использования принять среднее значение этой величины. По этому значению находят положение (координату) носка бортовой или центральной хорды крыла проектируемого самолета $x_{кр} = \bar{x}_{кр} \cdot \ell_{\phi}$, где ℓ_{ϕ} – длина фюзеляжа проектируемого самолета. Размещение крыла относительно фюзеляжа по высоте определяют согласно принятому на

этапе выбора схемы самолета решению и также опираясь на изображения самолета – прототипа аналогичной схемы. Наносят полученную хорду крыла на боковую проекцию фюзеляжа, временно ее оставляют и переходят к плановой проекции. Строят очертания фюзеляжа на виде сверху, нанося на нее центральную или бортовую хорду, и по значениям угла стреловидности, центральной и концевой хорд и размаха крыла строят его плановую проекцию. Строят изображение фюзеляжа на виде спереди и с учетом угла поперечного V крыла наносят следы плоскостей хорд каждого полукрыла. По значениям относительной толщины крыла в центральном и концевом сечениях крыла и по длинам соответствующих хорд находят абсолютные толщины крыла в корневом и концевом сечениях и наносят очертания крыла по верхней и нижней поверхностям. По изображениям самолетов – прототипов достраивают законцовки крыла, зализы в сопряжениях крыла и фюзеляжа, на плановой проекции наносят наплывы по задней кромке в корне крыла и т.д. Теперь по изображениям на видах в плане и спереди достраивают в проекционной связи изображение крыла на главной проекции чертежа – виде сбоку (слева).

Действуя подобным образом, определяют размещение относительно крыла горизонтального и вертикального оперений и наносят их изображения. Аналогично поступают с двигателями.

По статистике определяют примерную высоту шасси и наносят уровень взлетно-посадочной полосы. По значению средней аэродинамической хорды b_A находят ее положение вдоль размаха крыла. Расстояние от плоскости симметрии самолета до средней аэродинамической хорды крыла z_A можно найти также по соотношению

$$z_A = \frac{\ell}{6} \left(1 + \frac{1}{\eta + 1} \right), \text{ где } \ell - \text{размах крыла, } \eta - \text{сужение крыла.}$$

На плановой проекции самолета (крыла) наносят среднюю аэродинамическую хорду крыла и отмечают на ней точку на расстоянии $0,25-0,3b_A$ от носка b_A . Расстояние от этой точки до носа фюзеляжа, измеренное вдоль оси самолета, определит примерное

положение центра тяжести (центра масс) самолета по длине фюзеляжа (меньшие значения принимаются для самолетов с крыльями малой стреловидности, большие – для крыльев с углами стреловидности 30° – 35°). Зная положение центра тяжести самолета, а также базу шасси b и вынос основных опор e , размещают шасси по длине самолета и наносят изображения колес основных и передней опор на боковой проекции; по значению колеи шасси B наносят их изображения на виде спереди.

Пользуясь изображениями самолетов – прототипов и зная параметры рулевых поверхностей, наносят их очертания на плановые проекции крыла и горизонтального оперения, боковую проекцию вертикального оперения. Рекомендуется также показать на виде крыла сверху средства механизации крыла.

Следует подчеркнуть, что в практике проектирования построение изображения самолета в виде чертежа общего вида является результатом сложного и творческого процесса компоновки самолета, в котором происходит уточнение размеров и форм агрегатов самолета. Здесь возможны некоторые отступления от численных значений параметров, полученных в результате использования геометрических и иных соотношений. Такие отступления в небольших пределах возможны и в курсовом проекте, однако основаниями для них должны быть конкретные ссылки на изображения и параметры самолетов – прототипов или обоснованные соображения автора проекта.

После получения окончательного изображения внешних очертаний самолета удаляют лишние вспомогательные линии, наносят недостающие элементы изображения (фонарь кабины экипажа и др., см. [1]) и необходимые размеры, записывают технические характеристики самолета и заполняют штамп чертежа. Выполненный чертеж подшивают в пояснительную записку.

Завершают выполнение этапа составлением технического описания самолета. Его примерное содержание приведено в подразделе 10.2 учебного пособия [1]. Хорошие примеры технического описания самолетов можно найти в книге [7]. Объем технического описания в курсовом проекте – не более двух страниц.

8. Защита курсового проекта. Защита выполненных курсовых проектов проводится по специальному расписанию для каждой академической группы студентов. В указанное время проходят защиту все студенты группы, выполнившие курсовой проект в полном объеме. На защиту представляют выполненный курсовой проект в виде расчетно-пояснительной записки, оформленной согласно действующим в университете требованиям, с подшитым в конце записки чертежом общего вида самолета. Пояснительная записка и чертеж должны быть подписаны руководителем курсового проекта. Защиту проводит комиссия в количестве не менее двух преподавателей. В состав комиссии обязательно входит руководитель курсового проекта. В начале защиты студент делает краткое (до 5 минут) сообщение о выполненной работе и далее дает ответы на вопросы членов комиссии. Комиссия оценивает результаты выполнения курсового проекта, работу студента в течение семестра, сообщение по проекту и ответы на вопросы членов комиссии. Оценки по курсовому проекту объявляются студентам после окончания защиты всеми студентами группы.

Библиографический список

1. Концептуальное проектирование самолета [Текст] : учеб. пособие для вузов по специальностям 160201 "Самолето- и вертолетостроение" и 160901 "Техн. эксплуатация летат. аппаратов и двигателей" / В. А. Комаров [и др.] ; Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева. – Самара : малотиражное издание, 2011. – 140 с.
2. Проектирование самолетов [Текст] : учеб. для вузов в обл. авиац. и ракет.-косм. техники по направлениям 160100 "Авиа- и ракетостроение", 160200 "Авиастроение" и специальностям 160201 "Самолето- и вертолетостроение" и 160202 "Системы жизнеобеспечения и оборудование летат. аппаратов" / С. М. Егер [и др.] ; под ред. С. М. Егера ; предисл. А. М. Матвеевко [и др.]. – 4-е изд. – М. : Логос, 2005. – 613 с.
3. Егер, С. М. Основы авиационной техники [Текст] : учеб. для вузов по направлению "Авиа- и ракетостроение" / С. М. Егер, А. М. Матвеевко, И. А. Шаталов; под ред. И. А. Шаталова. – 3-е изд., испр. и доп. – М. : Машиностроение, 2003. – 720 с.
4. Зрелов, В. А. Основные данные отечественных авиационных ГТД и их применение при учебном проектировании [Текст] : учеб. пособие / В. А. Зрелов, В. Г. Маслов ; Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева. – Самара : [б. и.], 1999. – 159 с.
5. Корольков, О. Н. Уравнение существования самолета [Текст] : учеб. пособие / О. Н. Корольков ; Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева. – Самара : [б. и.], 2000. – 31 с.
6. Техническая информация (периодическая) за последние 10-20 лет. – Издательство ОНТИ ЦАГИ.
7. Авиастроение [Текст]. – М.: ВИНТИ, 1976. – (ВИНТИ. Итоги науки и техники. Сер. "Авиастроение"). Т. 2. Ч. 1: Современные самолеты США и стран Западной Европы / Ю. П. Струков; науч. ред. С. В. Румянцев, М. Н. Шульженко. – 1976. – 126 с.

Учебное издание

**КОНЦЕПТУАЛЬНОЕ
ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА**

Методические указания

Составитель ***Козлов Дмитрий Михайлович***

Редактор Т. С. Зинкина
Довёрстка Т. С. Зинкина

Подписано в печать 09.10.2012. Формат 60×84 1/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная. Печ. л. 1,25.
Тираж 100 экз. Заказ . Арт. С – М7/2012.

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

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