

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
(РОСАВИАЦИЯ)

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)

Кафедра аэродинамики, конструкции и прочности
летательных аппаратов

В.В. Ефимов, К.О. Чернигин,
К.А. Урюпин, С.Р. Боков

КОНСТРУКЦИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Учебно-методическое пособие
по выполнению курсового проекта

*для студентов III курса
направления 25.03.03
всех форм обучения*

Москва
ИД Академии Жуковского
2023

УДК 629.7.02:623.746.-519
ББК 052-015
Е91

Рецензент:

Киселев М.А. – д-р техн. наук, профессор

Ефимов В.В.

Е91 Конструкция беспилотных воздушных судов [Текст] : учебно-методическое пособие по выполнению курсового проекта / В.В. Ефимов, К.О. Чернигин, К.А. Урюпин, С.Р. Боков. – М.: ИД Академии Жуковского, 2023. – 56 с.

Данное учебно-методическое пособие издается в соответствии с учебной программой дисциплины «Конструкция беспилотных воздушных судов» по учебному плану для студентов III курса направления 25.03.03, профиль «Эксплуатация беспилотных авиационных систем».

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 24.10.2023 г. и методического совета 26.10.2023 г.

УДК 629.7.02:623.746.-519
ББК 052-015

В авторской редакции

Подписано в печать 11.12.2023 г.

Формат 60x84/16 Печ. л. 3,5 Усл. печ. л. 3,255
Заказ № 1003/1020-УМП03 Тираж 30 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20

Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., д. 6А
Тел.: (495) 973-45-68
E-mail: zakaz@itsbook.ru

© Московский государственный технический
университет гражданской авиации, 2023

Содержание

Введение.....	5
1. Общие положения.....	6
1.1. Методическое обеспечение курсового проектирования.....	6
1.2. Цели и задачи курсового проектирования.....	6
1.3. Тематика курсовых проектов.....	6
2. Объем и содержание курсового проекта.....	7
2.1. Общие сведения о проектировании.....	7
2.1.1. Характеристика ЛА как объекта проектирования.....	7
2.1.2. Задача проектирования и его этапы.....	8
2.2. Последовательность работы при курсовом проектировании.....	10
3. Методика выполнения курсового проекта.....	10
3.1. Сбор статистических данных.....	10
3.2. Формулировка технического задания на проектирование БВС.....	11
3.2.1. Назначение проектируемого БВС.....	13
3.2.2. Летно-технические характеристики проектируемого БВС.....	13
3.2.3. Условия применения проектируемого БВС.....	13
3.2.4. Состав и количество операторов БВС.....	14
3.2.5. Состав основного оборудования.....	14
3.2.6. Специфические требования к конструкции БВС.....	14
3.3. Определение взлетной массы БВС.....	14
3.3.1. Определение массы крыла.....	16
3.3.2. Определение массы фюзеляжа.....	17
3.3.3. Определение массы шасси.....	18
3.3.4. Определение массы силовой установки.....	20
3.3.5. Определение массы оборудования.....	20
3.3.6. Определение массы оперения.....	21
3.3.7. Определение массы топлива.....	22
3.4. Выбор колес шасси.....	22
3.5. Определение удельной нагрузки на крыло и энерговооруженности БВС.....	25
3.6. Компоновка и центровка БВС.....	26
3.6.1. Аэродинамическая компоновка.....	27
3.6.2. Объемно-весовая компоновка.....	28
3.6.3. Центровка БВС.....	30
3.6.4. Конструктивно-силовая компоновка.....	33
3.7. Выполнение чертежей.....	35
3.7.1. Выполнение чертежа предварительной компоновки.....	35
3.7.2. Выполнение габаритного чертежа самолета.....	36
3.7.3. Выполнение чертежа общего вида БВС.....	37
4. Оформление материалов курсового проекта.....	38

4.1. Виды конструкторских документов курсового проекта и их обозначение.....	38
4.2. Оформление графической части работы.....	39
4.3. Оформление пояснительной записки к курсовому проекту.....	39
5. Вопросы для самопроверки курсового проекта и для подготовки к его защите.....	40
5.1. Пояснительная записка.....	40
5.2. Габаритный чертеж БВС.....	41
5.3. Чертеж общего вида БВС.....	41
Литература.....	43
ПРИЛОЖЕНИЕ 1.....	44
ПРИЛОЖЕНИЕ 2.....	45
ПРИЛОЖЕНИЕ 3.....	47
ПРИЛОЖЕНИЕ 4.....	49
ПРИЛОЖЕНИЕ 5.....	53
ПРИЛОЖЕНИЕ 6.....	54
ПРИЛОЖЕНИЕ 7.....	55

Введение

Для грамотной эксплуатации беспилотных авиационных систем важно хорошо знать объект эксплуатации – беспилотное воздушное судно (БВС), его назначение, технические требования к нему, основные параметры и их влияние на эффективность эксплуатации, а также конструктивно-силовую схему, принципы функционирования, виды конструктивного исполнения элементов конструкции и многое другое. Изучению этих вопросов посвящена дисциплина «Конструкция беспилотных воздушных судов» (КБВС).

Настоящее пособие имеет целью систематизировать и облегчить самостоятельную работу студентов при выполнении курсового проекта по дисциплине КБВС, занимающей одно из центральных мест в подготовке бакалавров по направлению 25.03.03 – «Аэронавигация», профиль «Эксплуатация беспилотных авиационных систем».

Курсовой проект по дисциплине «Конструкция беспилотных воздушных судов» базируется на курсовых работах по дисциплинам «Аэродинамика» и «Динамика полета», используя исходные данные и некоторые результаты вышеуказанных курсовых работ.

1. Общие положения

1.1. Методическое обеспечение курсового проектирования

Методическое обеспечение курсового проектирования включает:

- изложение основных требований к объему, содержанию и оформлению курсового проекта;
- изложение методики и рекомендаций по выполнению наиболее сложных и специфических разделов проекта;
- справочный материал, необходимый при курсовом проектировании.

Вся работа над проектом производится лично студентом, который несет ответственность за правильность расчетов, качество графической части проекта и целесообразность принятых в проекте решений.

Выполняя проект, студент должен организовать свою работу так, чтобы она была закончена в установленный срок. При возникновении в процессе работы каких-либо затруднений студент может обратиться к руководителю проекта за консультацией.

1.2. Цели и задачи курсового проектирования

Целью курсового проектирования является углубление и закрепление знаний, полученных при изучении дисциплины «Конструкция беспилотных воздушных судов» и ряда других смежных дисциплин, а также приобретение опыта самостоятельного решения инженерных задач проектного, расчетно-графического и эксплуатационного характера.

Курсовой проект по дисциплине КБВС охватывает часть вопросов, которые решаются на этапе внешнего проектирования (этап разработки технического задания) и на этапе предварительного проектирования беспилотного воздушного судна. На этих этапах создания нового БВС обоснованность решений, принятых заказчиком (эксплуатантом), имеет исключительное значение.

1.3. Тематика курсовых проектов

Тематика заданий на курсовое проектирование охватывает все основные типы беспилотных воздушных судов самолетного типа (беспилотных самолетов) для воздушных перевозок грузов и выполнения авиационных работ.

Задание на курсовой проект выдается руководителем. В задании конкретизируется назначение проектируемого БВС. Остальные исходные данные, необходимые для выполнения курсового проекта, берутся студентом из ранее выполненных курсовых работ по дисциплинам «Аэродинамика» и «Динамика полета» и помещаются в Техническое задание на проектирование, процесс формирования которого будет описан в соответствующем разделе данного пособия.

2. Объем и содержание курсового проекта

2.1. Общие сведения о проектировании

Под проектированием летательного аппарата (ЛА), в том числе беспилотного воздушного судна понимается процесс разработки технической документации, которая необходима для изготовления ЛА в соответствии с заданными требованиями в определенных производственных условиях (здесь и далее в пособии, где информация имеет отношение не только к БВС, но и в целом к летательным аппаратам, используется понятие «летательный аппарат»).

Кроме того, проектирование является наукой, которая представляет собой систему знаний о свойствах проектируемого объекта, принципах и методах выбора его параметров.

2.1.1. Характеристика ЛА как объекта проектирования

Современный летательный аппарат представляет собой сложную техническую систему с развитой иерархической структурой, состоящей из большого числа элементов и внутренних связей между этими элементами. Иерархичность его структуры заключается в том, что любой ЛА можно разделить на ряд функциональных подсистем, определяющих его полезные свойства. Эти подсистемы могут в свою очередь состоять из подсистем более низкого уровня и отдельных элементов. С другой стороны, летательный аппарат сам является частью сложной технической системы более высокого иерархического уровня – авиационно-го комплекса, который состоит из семейства однотипных ЛА, наземного авиационно-технического комплекса, летных экипажей, наземного управленческого и обслуживающего персонала.

Любой летательный аппарат характеризуется набором свойств и параметров, среди которых можно выделить функциональные свойства, эксплуатационные свойства, производственную технологичность, конструктивные и экономические параметры.

Функциональные свойства – это совокупность свойств ЛА, характеризующих его назначение. К этой группе свойств можно отнести: дальность полета, крейсерскую скорость полета, массу коммерческой или целевой нагрузки, класс аэродрома базирования и др. Это так называемые летно-технические характеристики (ЛТХ).

Эксплуатационные свойства – это совокупность свойств ЛА, характеризующих его приспособленность к эксплуатации. К ним относятся: надежность, живучесть, безопасность и эксплуатационная технологичность. Количественные показатели этих свойств образуют комплекс эксплуатационно-технических характеристик (ЭТХ).

Производственная технологичность – свойство ЛА, характеризующее его приспособленность к изготовлению с заданным качеством при минимальных затратах труда и времени.

Конструктивные параметры – это параметры, характеризующие строение ЛА и его частей. К этой группе параметров относятся: компоновочная схема, форма крыла в плане, взлетная масса, тяга двигателей, площадь крыла и т.п.

Экономические параметры – это параметры, характеризующие затраты на проектирование, изготовление, испытания и эксплуатацию ЛА.

2.1.2. Задача проектирования и его этапы

Задачей проектирования является разработка структуры и конструкции летательного аппарата и составляющих его элементов, которая должна обеспечить при определенных ограничениях создание ЛА, обладающего наибольшей эффективностью.

Проектирование сложных технических систем обычно происходит в несколько этапов. Этапность проектирования ЛА объясняется, во-первых, тем, что процесс проектирования до сих пор не формализован, т.е. не существует замкнутой математической модели, которая бы во всех подробностях описывала процесс проектирования, что вызвано сложностью такого объекта проектирования как летательный аппарат. В существующих математических моделях проектирования число неизвестных всегда больше, чем число уравнений. В связи с этим решить задачу проектирования можно только итерационным методом, т.е. методом последовательных приближений, произвольно задаваясь на первых этапах неизвестными величинами на основе статистических данных по аналогичным объектам, чтобы таким образом снять неопределенность.

Во-вторых, этапность проектирования ЛА вызвана его высокой стоимостью и непредсказуемостью окончательных результатов, в связи с чем процесс проектирования делится на этапы, и денежные средства на проектирование выделяются также поэтапно. После выполнения каждого из этапов принимается решение о дальнейшем финансировании или о его прекращении.

Процесс проектирования можно разделить на два больших этапа: внешнее проектирование и внутренне проектирование.

На этапе внешнего проектирования происходит формирование эксплуатационно-технических требований (ЭТТ) к летательному аппарату. Основной целью этого этапа является определение потребных свойств нового ЛА. Это выполняется на основе параметрических и оптимизационных исследований перспективного ЛА как элемента авиационного комплекса. При этом осуществляются многовариантные расчеты по определению и оптимизации технико-экономических показателей разрабатываемого ЛА. Эта работа обычно проводится конструкторским бюро совместно с заказчиком авиационной техники, т.е. с будущим эксплуатантом создаваемого ЛА. Результатом этой работы являются ЭТТ, в которые входят ЛТХ и ЭТХ нового ЛА, экономические и другие

параметры и свойства, задаваемые заказчиком. Итоговым документом этого этапа является техническое задание (ТЗ) на проектирование.

При внутреннем проектировании происходит непосредственная разработка проекта летательного аппарата. Этот большой этап разбивается еще на несколько этапов: предварительное проектирование, эскизное проектирование и рабочее проектирование.

Целью этапа предварительного проектирования является выбор компоновочной схемы и определение наилучшего сочетания основных параметров ЛА и его систем, обеспечивающих выполнение заданных требований, либо обоснование необходимости корректировки ТЗ. Результатом этого этапа работ является техническое предложение (предварительный проект или аванпроект), включающее чертежи общих видов разрабатываемого ЛА, а также документацию, содержащую его технические и экономические характеристики. На основе этих материалов принимается решение о целесообразности дальнейшей разработки проекта.

Следующим этапом разработки ЛА является этап эскизного проектирования. На этом этапе проводятся следующие работы:

- составление весовой сводки на основе прочностных расчетов и ведомостей комплектующего оборудования;
- компоновка и центровка;
- разработка общих видов ЛА;
- сокращенная проработка конструкции важнейших частей ЛА;
- разработка принципиальных схем систем оборудования, управления и силовой установки;
- аэродинамический расчет, расчет устойчивости и управляемости;
- приближенный расчет на прочность важнейших частей ЛА;
- расчет стоимости производства и эксплуатации;
- определение эффективности ЛА при выполнении им различных задач.

На этапе эскизного проектирования, как правило, строится макет летательного аппарата в натуральную величину. После заключения макетной комиссии осуществляется окончательная увязка конструкции с размещением системы управления и оборудования, уточняются внешние обводы.

В процессе эскизного проектирования обычно проводят широкие теоретические и экспериментальные исследования.

В заключение уточняется компоновочная схема ЛА, устанавливаются весовые лимиты (наибольшие допускаемые значения массы конструкции ЛА и его частей), а также технические требования для последующего этапа проектирования.

Итогом этого этапа является эскизный проект, который дает информацию об уточненных характеристиках ЛА, о его форме, размерах и взаимном расположении основных агрегатов и функциональных частей ЛА.

Заключительным этапом проектирования является этап рабочего проектирования. На этом этапе выпускается техническая документация, необходимая для изготовления летательного аппарата (чертежи агрегатов, сборочные и деталировочные чертежи отдельных его частей). Здесь проводятся экспериментально-исследовательские работы, связанные с внедрением новых материалов и типов конструкций, статические и динамические прочностные и ресурсные испытания, а также стендовые испытания систем оборудования и управления. При этом уточняются весовые расчеты и расчеты на прочность всех элементов конструкции. Результатом данного этапа является технический (рабочий) проект.

В процесс проектирования включают также изготовление опытных образцов ЛА и их испытания – наземные и летные. При этом осуществляется отработка технической документации и технологии изготовления ЛА. По итогам этого этапа принимается решение о запуске ЛА в серийное производство.

Курсовой проект по дисциплине «Конструкция беспилотных воздушных судов» охватывает часть вопросов, которые решаются на этапе внешнего проектирования (этап разработки технического задания – ТЗ) и на этапе предварительного проектирования БВС.

2.2. Последовательность работы при курсовом проектировании

Работу над курсовым проектом по дисциплине «Конструкция беспилотных воздушных судов» рекомендуется выполнять в следующей последовательности:

1. Сбор статистической информации о беспилотных воздушных судах (беспилотных самолетах) одинакового целевого назначения с проектируемым.
2. Формулировка технического задания (ТЗ) на проектирование БВС.
3. Определение взлетной массы БВС.
4. Компоновка и центровка БВС.
5. Выполнение чертежа предварительной компоновки.
6. Выполнение габаритного чертежа БВС.
7. Выполнение чертежа общего вида БВС.
8. Краткое техническое описание БВС.
9. Анализ результатов проектирования и выводы.

3. Методика выполнения курсового проекта

3.1. Сбор статистических данных

Цель этого раздела курсового проекта — сбор, систематизация и оформление статистической информации о беспилотных воздушных судах-аналогах, принадлежащих тому же классу, к которому принадлежит проектируемое БВС.

Поскольку современный летательный аппарат является весьма сложной технической системой с большим количеством внутренних и внешних связей, решить задачу синтеза такой системы за один цикл расчетов невозможно. Это связано главным образом с тем, что создаваемый ЛА еще не существует, и все его свойства заранее не известны. Так, например, для того чтобы определить взлетную массу ЛА, нужно знать массу его конструкции, но для того чтобы рассчитать массу конструкции, нужно знать взлетную массу. Таких, казалось бы, безвыходных ситуаций при создании ЛА возникает великое множество.

Решить данную проблему можно с помощью сбора и использования статистической информации об аналогах (эксплуатируемых и проектируемых), имеющих то же назначение, что и проектируемый ЛА, а также летно-технические характеристики, близкие по величине к характеристикам проектируемого ЛА.

При выполнении курсового проекта рекомендуется выбрать от 2-х до 4-х аналогов проектируемому БВС. Так как тематика курсового проектирования подразумевает проектирование беспилотного воздушного судна самолетного типа, в качестве аналогов выбираются БВС самолетного типа, а также пилотируемые самолеты схожего назначения и с близкими летно-техническими характеристиками (взятыми из курсовых работ по дисциплинам «Аэродинамика» и «Динамика полета»): взлетной массой, крейсерской скоростью, крейсерской высотой полета.

Данные самолетов-аналогов систематизируются и оформляются в виде таблицы, которая приведена в Приложении 1 настоящего пособия. В качестве источника информации по самолетам-аналогам можно использовать специальную литературу, а также сеть «Интернет», при этом во всех случаях ссылка на источники обязательна.

Собранная статистическая информация о самолетах-аналогах позволит выработать обоснованные требования к проектируемому самолету и изложить их в техническом задании, а также при необходимости задаваться величинами неизвестных параметров проектируемого самолета, уточняя их по возможности.

3.2. Формулировка технического задания на проектирование БВС

Целью этого раздела проекта является разработка технического задания (ТЗ) на проектирование беспилотного воздушного судна.

Ранее отмечалось, что комплекс требований, предъявляемых к проектируемому летательному аппарату, разделяют на общие технические требования (ОТТ) и эксплуатационно-технические требования (ЭТТ). ОТТ излагаются в так называемых Нормах летной годности (например, Нормы летной годности беспилотных авиационных систем самолетного типа с беспилотным воздушным судном самолетного типа с максимальной взлетной массой до 5400 кг). ЭТТ

разрабатываются заказчиком и фактически определяют облик ЛА. Эти требования можно разделить на следующие основные группы:

- требования к летно-техническим характеристикам (ЛТХ), коммерческой или целевой нагрузке, оборудованию, составу экипажа;
- требования к производственной и эксплуатационной технологичности;
- специфические требования к конструкции, компоновке, силовой установке, оборудованию, обусловленные особенностями применения проектируемого ЛА.

Эти группы требований часто противоречат одна другой. Например, требования к ЛТХ противоречат технологичности.

Кроме того, противоречия возникают между требованиями к отдельным свойствам в каждой группе. Так, существуют противоречия между требованиями обеспечения высокой крейсерской скорости и малой посадочной скорости, между требованиями высокой производственной и высокой эксплуатационной технологичности.

Из-за этих противоречий, как правило, ни одно из требований не может быть удовлетворено по максимуму. Поэтому необходимо оценивать возможность реализации требуемых свойств в одном ЛА.

Разработка ЭТТ заканчивается формулировкой ТЗ на проектирование нового ЛА.

ТЗ на проектирование БВС должно содержать:

1. Назначение проектируемого БВС.
2. Условия применения (минимальный класс аэродрома базирования, метеоминимум посадки, географические и климатические особенности предполагаемых районов полетов БВС и др.).
3. Варианты и масса целевой (коммерческой) нагрузки.
4. Летно-технические характеристики.
5. Состав и количество операторов БВС.
6. Состав основного оборудования.
7. Требования к наземным комплексам БВС.
8. Специфические требования к конструкции БВС.

Обоснование ТЗ можно выполнить на основе анализа ЛТХ самолетов-аналогов.

Обоснование условий применения должно отражать личную точку зрения студента как будущего инженера гражданской авиации на условия, в которых, по его мнению, целесообразно применять проектируемый БВС. При этом контролируется умение студента устанавливать качественную зависимость между ЛТХ БВС и целесообразными условиями его эксплуатации. ТЗ должно быть согласовано с руководителем курсового проекта.

Ниже приводятся рекомендации по составлению отдельных разделов ТЗ.

3.2.1. Назначение проектируемого БВС

Назначение проектируемого БВС определяется заданием на курсовое проектирование и может включать в себя:

1. БВС для авиационных работ:

- Обработка сельскохозяйственных угодий;
- Мониторинг: лесных пожаров, дорожного движения и транспортных потоков, зданий и сооружений, трубопроводов и линий электропередач, ветряных и солнечных электростанций,
- Контроль качества воздуха и уровня загрязнения;

2. БВС для воздушных перевозок грузов.

В зависимости от назначения выбирается вид полезной нагрузки — целевая (для авиационных работ) и коммерческая (для воздушных перевозок).

3.2.2. Летно-технические характеристики проектируемого БВС

При формулировании ТЗ в курсовом проекте указываются следующие ЛТХ:

- крейсерская скорость полета $V_{\text{крейс}}$;
- крейсерская высота полета $H_{\text{крейс}}$;

Данные характеристики берутся из курсовой работы по дисциплине «Аэродинамика».

- максимальная масса и варианты целевой (коммерческой) нагрузки $m_{\text{ц.н.}}$;
- дальность полета с максимальной коммерческой нагрузкой L ;
- максимальная продолжительность полета T .

Данные характеристики выбираются исходя из собранных статистических данных по самолетам-аналогам. При этом целевая нагрузка и продолжительность полета относятся к БВС для выполнения авиационных работ, в то время как коммерческая нагрузка и дальность полета характеризуют БВС для воздушных перевозок.

- скорость отрыва при взлете $V_{\text{отр}}$;
- посадочная скорость $V_{\text{пос}}$.

Данные характеристики также выбираются по данным самолетов-аналогов.

3.2.3. Условия применения проектируемого БВС

В курсовом проекте для задания условий применения требуется указать: минимальный класс аэродрома базирования, метеоминимум взлета и посадки, географические и климатические особенности предполагаемых районов полетов БВС. В курсовом проекте требуется дать качественную характеристику

условий применения проектируемого БВС. Это можно сделать на основе сравнения его ЛТХ с аналогичными характеристиками самолетов-аналогов.

Минимальный класс аэродрома базирования определяется располагаемой длиной и шириной взлетно-посадочной полосы (ВПП), типом покрытия ВПП, а также допустимой нагрузкой на покрытие ВПП со стороны основных опор шасси (определяется прочностью покрытия) для обеспечения проходимости БВС.

Характеристика географических и климатических условий эксплуатации дается укрупненно. Например: БВС предназначен для полетов в условиях высокогорья и т.п. Здесь же указывается температура, давление и влажность воздуха в расчетных условиях взлета и посадки.

3.2.4. Состав и количество операторов БВС

В данном разделе описывается наземная часть беспилотной авиационной системы, в составе которой предполагается использовать проектируемый беспилотный самолет, с указанием количества и обязанностей операторов проектируемого БВС.

3.2.5. Состав основного оборудования

Состав оборудования БВС перечисляется в самом общем виде по функциональному признаку. Здесь желательно использовать данные о перечне оборудования самолетов-аналогов. В случае проектирования БВС для выполнения авиационных работ в данном разделе конкретизируется состав целевой нагрузки (оборудования для выполнения авиационных работ).

Также в данном разделе конкретизируется тип двигателя и воздушного винта, используемого в силовой установке проектируемого БВС, с указанием километрового и часового расхода топлива. Данная информация берется из курсовой работы по дисциплине «Динамика полета».

3.2.6. Специфические требования к конструкции БВС

В данном разделе ТЗ конкретизируются особенности конструкции проектируемого БВС, которые берутся из курсовой работы по дисциплины «Аэродинамика» и включают в себя схему проектируемого БВС в трех проекциях, основные геометрические характеристики БВС (площадь крыла, размах крыла и т. д.), а также тип используемой механизации крыла.

3.3. Определение взлетной массы БВС

Цель данного раздела — уточнение значения взлетной массы БВС, ранее заданной в курсовой работе по дисциплине «Аэродинамика». Уточнение взлетной массы осуществляется методом последовательных приближений.

Определение взлетной массы осуществляется путем расчета относительных и/или абсолютных значений масс крыла, оперения, фюзеляжа, шасси, силовой установки, топлива, оборудования и системы управления и их суммирование с взятой из ТЗ массой целевой (коммерческой) нагрузки.

Определение взлетной массы осуществляется путем последовательных приближений. Исходным (предварительным) значением взлетной массы считается взлетная масса БВС из курсовой работы по дисциплине «Аэродинамика». В случае, если по результатам расчета взлетной массы полученное значение будет отличаться от предварительного более чем на 5%, то необходимо выполнить последующие приближения, используя в расчетах следующего приближения значение рассчитанной в предыдущем приближении взлетной массы. Процесс последовательных приближений можно прекратить, когда различие между двумя последовательными приближениями будет менее 5%.

Взлетная масса БВС в абсолютных величинах определяется следующим образом:

$$m_0 = m_k + m_{cy} + m_{об.упр} + m_{ц.н.} + m_T, \quad (1)$$

где m_k - масса конструкции БВС, являющаяся суммой масс крыла, оперения, фюзеляжа, шасси;

m_{cy} - масса силовой установки БВС;

$m_{об.упр}$ - масса оборудования и системы управления БВС;

$m_{ц.н.}$ - масса целевой (коммерческой) нагрузки БВС, которая, в зависимости от назначения БВС может иметь вид коммерческой нагрузки ($m_{ком}$, для воздушных перевозок грузов) или целевой нагрузки ($m_{ц.н.}$, для выполнения авиационных работ), которые заданы в ТЗ;

m_T - масса топлива, необходимая для выполнения полета с заданной полезной нагрузкой на заданную дальность (продолжительность).

Также взлетная масса может быть определена с использованием относительных масс:

$$m_0 = \frac{m_{ц.н.}}{1 - (\bar{m}_k + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_T + \bar{m}_{об.упр})}, \quad (2)$$

где $\bar{m}_i = \frac{m_i}{m_0}$ - относительная масса i -й части БВС.

В последующих разделах рассматриваются способы определения или выбора вышеперечисленных масс крыла, фюзеляжа, оперения, шасси, силовой установки, оборудования, топлива. Данные массы могут определяться как в абсолютных величинах, так и относительных. При получении соответствующей массы в относительном виде, для получения абсолютного значения массы необходимо относительное значение массы умножить на значение взлетной массы БВС.

3.3.1. Определение массы крыла

Для первоначальной оценки массы крыла можно воспользоваться статистическими данными по пилотируемым легким гражданским самолетам (рис. 1).

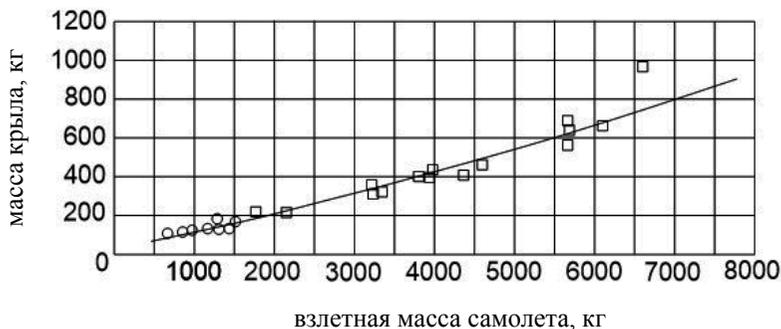


Рис. 1. Зависимость массы крыла от взлетной массы самолета:

- - самолет с одним двигателем; ■ - самолет с двумя двигателями

Оценка массы конструкции крыла основана на статистических (эмпирических) формулах.

Оценку массы крыла беспилотного самолета-биплана можно выполнить по следующей формуле:

$$m_{кр} = (S_в + S_н) (0,967 + 2,02 \lg m_0) , \quad (3)$$

где $S_в$ и $S_н$ - площадь верхнего и нижнего крыла соответственно [m^2].

Для определения массы крыла моноплана рекомендуется воспользоваться формулой:

$$m_{кр} = \left(k_1 + k_2 \times \frac{n_p \times m_0}{1000 \times b_{cp}} \right) \times S , \quad (4)$$

где $b_{cp} = S/l$ - средняя хорда крыла [м];

n_p - расчетная перегрузка: выбирается из диапазона 2,5...3,8;

k_1 и k_2 - статистические коэффициенты, зависящие от внешней силовой схемы крыла: для свободносущего крыла $k_1=0,488$, $k_2=1,283$; для подкосного крыла $k_1=3,9$, $k_2=0,85$.

Для определения массы прямого подкосного крыла также предлагается использовать следующую формулу:

$$m_{кр} = k_G k_{об} k_{мех} \left(1 - \bar{z}_n^2 \right) \frac{l^3 (\eta + 1)}{S \bar{c}_0 \eta} (n_0 m_0)^{1,254} + 76,8 , \quad (5)$$

где $k_G = 7,68 \cdot 10^{-7}$ — коэффициент безопасности;

$k_{об} = 0,95$, если на крыле установлены два двигателя;

$k_{об}=1$, если на крыле нет двигателей;

$k_{мех}=0,9$ — механизация отсутствует;

$k_{мех}=1$ — простая механизация (щитки и однощелевые шарнирные закрылки);

$k_{мех}=1,1$ — сложная механизация (многощелевые закрылки);

$\bar{z}_n = z_n / l$ — относительный размах подкосов крыла (рис. 2).

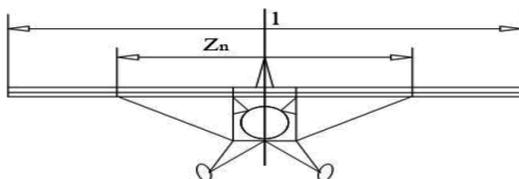


Рис. 2. К определению размаха подкосов

Собственно масса подкосов составляет примерно 10% от массы крыла.

Следуя принципу множественных вычислений, рекомендуется за расчетное значение массы крыла (и остальных составляющих взлетной массы) принимать среднее арифметическое, вычисленное по нескольким формулам.

3.3.2. Определение массы фюзеляжа

Теоретического метода расчета массы фюзеляжа не существует в связи с большим количеством добавок в виде веса узлов крепления, агрегатов, люков, съёмных панелей и других конструктивных элементов. Основным параметром для определения веса фюзеляжа является полная площадь его внешних поверхностей, которая зависит от длины l_ϕ , ширины B_ϕ и высоты H_ϕ фюзеляжа.



Рис. 3. Зависимость массы фюзеляжа от взлетной массы самолета:

- - самолет с одним двигателем; ■ - самолет с двумя двигателями

Оценку массы фюзеляжа одномоторного беспилотного самолета можно получить по следующей эмпирической формуле:

$$m_{\phi} = 0,584 k_{cx} m_0^{0,771}, \quad (6)$$

где k_{cx} — поправочный коэффициент, принимающий значения: 1,0 для высокоплана, 0,83...0,87 для низкоплана и 0,91...0,95 для среднеплана.

Для беспилотных одномоторных самолетов-высокопланов, имеющих скорость полета до 350 км/ч, масса фюзеляжа может быть определена по формуле:

$$m_{\phi} = k_G m_0^{0,144} \left(\frac{L_{\phi-mz}}{P_{max}} \right)^{0,778} (L_{\phi-mz})^{0,383}, \quad (7)$$

где $k_G=11,91$ — коэффициент пропорциональности;

$L_{\phi-mz}$ — длина фюзеляжа без мотоотсека в его носовой части [м];

P_{max} — периметр миделя фюзеляжа [м].

Оценку массы фюзеляжа двухмоторного легкого самолета можно получить по следующей эмпирической формуле:

$$m_{\phi} = 0,0249 k_{\phi} \sqrt{m_0} [L_{\phi} (H_{\phi} + B_{\phi})]^{1,432}, \quad (8)$$

где $k_{\phi}=11,91$ — поправочный коэффициент, принимающий следующие значения: 1,0 – для прямоугольного сечения фюзеляжа, 0,95...0,97 – для круглого сечения фюзеляжа;

Также рекомендуется воспользоваться формулой Хоуви:

$$m_{\phi} = k_G \sqrt{V_n} [1,85 + L_{zo} (H_{\phi} + B_{\phi})] F_{\phi}^{1,2}, \quad (9)$$

где $k_G=0,086$, если $m_0 < 6000$ кг и $k_G=0,078$, если $m_0 = 6000 \dots 10000$ кг;

F_{ϕ} — боковая поверхность фюзеляжа, м²;

V_n — расчетная скорость пикирования, которая может быть принята равной: $V_n \approx V_{крейс} + 31,4$ м/с.

Также можно использоваться формулу Бадягина и Мухамедова:

$$m_{\phi} = 1,14 k_{c.y.} (1 + 0,4 \Delta p_{изб}) L_{\phi}^{1,5} m_0^{0,25}, \quad (10)$$

где $k_{c.y.}=1,0$, если двигатели не соединены с фюзеляжем; $k_{c.y.}=1,14$, если двигатели установлены на фюзеляже; $\Delta p_{изб}$ — избыточное давление в гермокабине на наибольшей эксплуатационной высоте полета.

Относительная масса фюзеляжа, как правило, находится в интервале:

для БВС с одним двигателем – $0,12 \pm (0,016)$;

для БВС с двумя двигателями – $0,081 \dots 0,105$.

При этом минимальное значение равно 0,066, а максимальное – 0,173.

3.3.3. Определение массы шасси

Для БВС наиболее вероятное значение относительной массы шасси заключено в интервале $0,0532 \pm (0,011)$. При этом минимальное значение – 0,037 и максимальное – 0,0735.

Для определения массы шасси можно воспользоваться следующими формулами.

Формула Шейнина для БВС с колесным шасси с передней опорой:

$$\bar{m}_{ш} = k_{кон} k_{обт} (11,3 + 6 H_{о.ш}) 10^{-3} + 0,0625 k_{ш} \frac{\sqrt{p_{о.ш}}}{1 + p_{о.ш}} + 0,005, \quad (11)$$

где $k_{кон}=1,0$, если основные опоры шасси выполнены из стали средней удельной прочности (например, 30ХГСА); $k_{кон}=0,65$, если из металла высокой удельной прочности (например, 30ХГСНА, ВТ-20, ВТ-22);

$k_{обт}=1,0$, если на колесах есть обтекатели; $k_{обт}=1,2$, если обтекатели для шасси на фюзеляже по типу самолета L-410 и т.п.;

$k_{ш}=1,0$, если шины с обычными камерами, $k_{ш}=0,93$ для бескамерных пневматиков;

$p_{о.ш}$ – давление в шинах основных колес, кгс/см²;

$H_{о.ш}$ – длина основной опоры шасси от поверхности ВПП до шарнира поворота стойки или до узла крепления, м.

В формуле Торенбика масса шасси определяется суммированием масс основных опор и передней (хвостовой) опоры. При этом суммарная масса основных опор и масса передней опоры определяются из общей зависимости:

$$m = k_{сх} (A + B m_0^{0,75} + C m_0 + D m_0^{1,5}), \quad (12)$$

где $k_{сх}=1$ для низкоплана. Значение остальных коэффициентов приведены в таблице 1.

Для лыжного варианта беспилотного самолета расчет массы шасси производят следующим образом:

$$m_{лыж} = q_{лыж} S_{лыж}, \quad (13)$$

где $q_{лыж}=30...35$ кг/м² – масса 1 м² площади лыж в плане;

$S_{лыж} = G_0 / p_{лыж}$ – площадь лыж в плане, м²;

$p_{лыж}=1000$ кгс/м² – для снега.

В среднем, $\bar{m}_{лыж} = 0,0325$.

Таблица 1

Значения коэффициентов для определения массы передней стойки шасси

Конфигурация шасси		A	B	C	D
Неубирающееся шасси	Основные опоры шасси	9,1	0,082	0,019	0
	Передние опоры	11,3	0	0,0024	0
	Хвостовые опоры	4,1	0	0,0024	0
Убирающееся шасси	Основные опоры	18,1	0,131	0,019	$2,23 \times 10^{-5}$
	Передние опоры	9,1	0,082	0	$2,97 \times 10^{-6}$
	Хвостовые опоры	2,3	0	0,0031	0

3.3.4. Определение массы силовой установки

Относительная масса силовой установки, как правило, находится в диапазоне:

$\bar{m}_{cy} = 0,205(\pm 0,024)$ – беспилотные самолеты с одним поршневым двигателем;

$\bar{m}_{cy} = 0,259(\pm 0,024)$ – беспилотные самолеты с двумя поршневыми двигателями;

$\bar{m}_{cy} = 0,15...0,16$ – беспилотные самолеты с двумя турбовинтовыми двигателями.

3.3.5. Определение массы оборудования

Наиболее надежным является поагрегатное определение массы оборудования на основе технической документации разработчиков оборудования и систем.

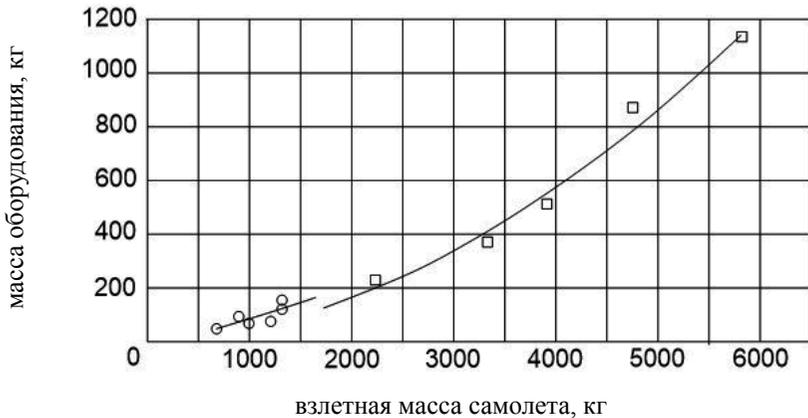


Рис. 4. Статистическая зависимость массы оборудования и управления от взлетной массы самолета:

- - самолет с одним двигателем; ■ - самолет с двумя двигателями

Относительная масса оборудования и управления составляет:

$\bar{m}_{об} = 0,08...0,087$ – для беспилотных самолетов с одним поршневым двигателем;

$\bar{m}_{об} = 0,11...0,147$ – для беспилотных самолетов с двумя двигателями.

В начале предварительного проектирования масса оборудования и управления беспилотных самолетов можно оценить по следующим статистическим зависимостям:

— для беспилотных самолетов с одним двигателем:

$$m_{об} = 0,00635 \times m_0^{1,37}, \quad (14)$$

— для беспилотных самолетов с двумя двигателями:

$$m_{об} = 14 + 9,07 \cdot 10^{-5} m_0^{1,89}, \quad (15)$$

Если $5600 < m_0 < 8600$ кг, то можно провести оценку массы оборудования по следующей формуле:

$$\bar{m}_{об} = 823 / m_0, \quad (16)$$

В случае установки противообледенительной системы ее массу можно оценить по формуле:

$$m_{нос} \approx 3l, \quad (17)$$

где l – размах крыла.

3.3.6. Определение массы оперения



Рис. 5. Зависимость массы оперения от взлетной массы самолета:

- - самолет с одним двигателем; ■ - самолет с двумя двигателями

Точная оценка массы оперения затруднена из-за большого разнообразия конфигурации хвостового оперения и ограниченной информации о его прочности, жёсткости и других параметрах. Для нескоростного легкого самолета (V_{max} до 460 км/ч) наибольшую роль играют маневренные нагрузки. Если площадь хвостового оперения еще не известна, его общую массу оперения можно взять равной 3,5...4% массы пустого самолета.

Статистическая формула для нахождения массы оперения:

$$m_{он} = 13 + 0,0003 \times m_0^{1,5}, \quad (18)$$

Оценку массы оперения нескоростного одномоторного БВС ($V_{крёйс} < 320$ км/ч) можно получить по следующей эмпирической формуле:

$$m_{он} = 0,0217 V_{крёйс}^{1,13} S_{он}^{1,13}, \quad (19)$$

где $V_{крёйс}$, км/ч, $S_{он} = S_{зо} + S_{во}$, м².

Также массу оперения можно определить с помощью следующих формул.

Формула Бадягина и Мухамедова:

$$m_{on} = m_{zo} + m_{bo} = q_{on} S_{on} , \quad (20)$$

где q_{on} – масса 1 м² площади оперения (кг/м²) вычисляется по формуле:

$$q_{on} = (0,643 + 0,00102 V_{крейс}) (4,4 + 0,0008 m_0) , \quad (21)$$

Формула Торенбика для беспилотных самолетов с V_{max} до 460 км/ч:

$$m_{on} = 0,64 (n_p S_{on}^2)^{0,75} , \quad (22)$$

где расчетная перегрузка $n_p = f n_{max}^3$.

Формулы Хоуви:

$$m_{zo} = 7,2 S_{zo}^{1,2} \left(0,4 + \frac{113 + V_{крейс}}{935} \right) , \quad (23)$$

$$m_{bo} = 6,8 S_{bo}^{1,2} \left(0,4 + \frac{113 + V_{крейс}}{1100} \right) , \quad (24)$$

3.3.7. Определение массы топлива

Масса топлива определяется в зависимости от назначения БВС.

В случае, если проектируемый БВС предназначен для выполнения воздушных перевозок грузов, приблизительная масса топлива определяется по формуле:

$$m_m = L q_{км} , \quad (25)$$

где L – дальность полета с максимальной коммерческой нагрузкой, км;

$q_{км}$ – километровый расход топлива, кг/км.

В случае, если проектируемый БВС предназначен для выполнения авиационных работ, приблизительная масса топлива определяется по формуле:

$$m_m = T q_ч , \quad (26)$$

где T – максимальная продолжительность полета, ч;

$q_ч$ – часовой расход топлива, кг/ч.

Величины L , $q_{км}$ либо T , $q_ч$ берутся из ранее разработанного ТЗ.

3.4. Выбор колес шасси

Изготовители устанавливают ряд характеристик колес:

$P_{ст,max}$ – максимальная допустимая стояночная нагрузка при взлетной или посадочной массе;

p_k – рабочее давление в пневматике (шине) колеса;

$\delta_{ст}$ – допустимое стояночное обжатие пневматика при взлетном весе;

$P_{дин,max}$ – максимальная динамическая нагрузка на колесо, установленное на переднюю опору, действующая при торможении самолета;

$P_{м.д.}$ – максимально допустимая нагрузка на колесо, действующая при поглощении амортизационной системой шасси эксплуатационной работы;

$\delta_{м.д.}$ – максимальное допустимое обжатие пневматика;

$A_{м.д.}$ – работа, воспринимаемая пневматиком колеса при $P_{м.д.}$;

$V_{\text{пос}}$ – максимальная допустимая посадочная скорость;

$V_{\text{взл}}$ – максимальная взлетная скорость;

и другие характеристики.

Каталог некоторых авиационных колес, применяемых на БВС, приведен в приложении 7.

Характеристики колес и тип колес необходимо привести в соответствующем разделе пояснительной записки после определения типа и размера колес.

Выбор пневматика начинается с определения допустимого давления в пневматике колеса шасси p_k , назначаемого в соответствии с прочностью ВПП аэродрома, на котором предполагается эксплуатировать беспилотный самолет. Ориентировочные значения допустимого давления приведены в таблице 2.

Таблица 2

Соответствие значений допустимого давления в пневматике колеса взлетно-посадочной полосе

Тип ВПП	p_k , кгс/см ²
Бетонные ВПП аэродромов высокого класса	8,5...14
Асфальтобетонные ВПП аэродромов высокого класса	5...6,3
Асфальтобетонные ВПП аэродромов МВЛ	3,5...5
Твердая травяная ВПП в зависимости от почвы	3,2...4,2
Твердый песок	2,8...4,2

Пневматики основных опор шасси подбирают так, чтобы стояночная нагрузка, определенная по взлетной и посадочной массе, взлетная и посадочная скорости самолета, а также потребная энергоемкость тормозов были бы равны или меньше значений соответствующих величин, указанных в каталоге колес. Окончательный выбор пневматиков основных стоек осуществляется после определения характеристик амортизационной системы шасси, так как может оказаться, что выбранные колеса не рассчитаны на нагрузки, которые приходятся на них при работе амортизатора. В таких случаях изменяют характеристики амортизационной системы с целью снижения действующих на колеса нагрузок или заменяют колеса, выбирая рассчитанные на работу при больших нагрузках.

Предварительный выбор размеров колеса основных стоек основан на допущении, что при стоянке беспилотного самолета основные стойки шасси воспринимают нагрузку от взлетной массы:

$$P_{o.c} = k_{o.c} m_0, \quad (27)$$

где $k_{o.c} \approx 0,9 \dots 0,95$.

Конкретное значение $P_{o.c}$ определяется с помощью чертежа боковой проекции самолета с выпущенными стойками шасси по формуле:

$$P_{o.c} = \frac{b-e}{b} m_0, \quad (28)$$

где b — расстояние от центра колеса шасси основной опоры до центра колеса шасси носовой опоры (база шасси), м;

e — расстояние от центра масс самолета до центра колеса основной опоры шасси по горизонтали, м. Оно определяется при условии:

- беспилотный самолет с носовой опорой – предельно задняя центровка;
- беспилотный самолет с хвостовой опорой – предельно передняя центровка.

Далее определяется нагрузка на одно колесо основной опоры:

$$P_{o.c1} = \frac{P_{o.c}}{N_{o.c} N_{o.k}}, \quad (29)$$

где $N_{o.c}$ – количество основных стоек шасси;

$N_{o.k}$ – количество колес на одной основной стойке;

Зная стояночную нагрузку $P_{o.c1}$, по каталогу подбирают колесо так, чтобы $P_{o.c1} < P_{ст. max}$. Следует отметить, что неравенство должно выполняться для всех масс и центровок беспилотного самолета, которые могут быть при его эксплуатации на аэродроме.

Также стояночная нагрузка $P_{o.c1}$ проверяется на соответствие требованиям обеспечения проходимости самолета по ВПП аэродрома заданного в ТЗ класса. Для этого необходимо, чтобы определенная выше $P_{o.c1}$ не превышала соответствующего значения, указанного в характеристиках аэродрома заданного класса (характеристики аэродромов представлены в Таблице 3).

Таблица 3

Классификация аэродромов

Класс аэродрома	А	Б	В	Г	Д	Е
Длина взлетно-посадочной полосы (ВПП), м	3200	2600	1800	1300	1000	500
Длина концевой полосы безопасности (КПБ), м	400	400	200	200	100	100
Ширина ВПП, м	60	45	42	35	28	21
Ширина ВПП, м	22,5	21	21	16	14	10
Величина нормативной нагрузки на основную (условную) опору, тс	70	55	40	30	8	5
Внутреннее давление воздуха в шинах колес, кгс/см ²	10	10	10	10	6	4

Для сохранения стояночного обжатия пневматика при взлетной массе устанавливают эксплуатационное давление в колесе:

$$P_k = \frac{P_{o.c.1}}{P_{ст. max}} P_k, \quad (30)$$

Пневматик хвостовой опоры определяется по стояночной нагрузке, действующей на него при предельно задней центровке самолета и взлетной массе.

Пневматик передней опоры выбирается по величине нагрузки на него при максимальном торможении беспилотного самолета. Причем при максимальном торможении обжатие пневматика передней опоры не должно быть более 50% его полного обжатия.

Нагрузка на переднюю стойку $P_{n.c}$ определяется формулой:

$$\frac{P_{n.c}}{mg} = \frac{e}{b} \left(1 - \frac{Y_a}{mg} \right) + \left(\frac{h}{b} \cdot \frac{a_x}{g} - \frac{X_a - R}{g} \right), \quad (31)$$

где h — расстояние от центра масс самолета до поверхности ВПП по вертикали, м;

a_x — ускорение торможения, м/с²;

R — сила реверса тяги воздушного винта;

Поскольку X_a (лобовое сопротивление) и Y_a (подъемная сила) — величины положительные, максимальная нагрузка на переднюю опору наблюдается на малой скорости. Реверс тяги воздушного винта (если он имеется) уменьшает нагрузку на переднюю опору, поэтому условие $R=0$ приводит к максимальной нагрузке $P_{n.c}$:

$$P_{n.c} \approx G \left(\frac{e}{b} + \frac{h}{b} \cdot \frac{a_x}{g} \right), \quad (32)$$

Типичная величина $a_x/g=0,35$ для сухого бетона и простой системы торможения и $a_x/g=0,45$ для сухого бетона и автоматической системы торможения. В случае неисправной системы торможения оптимальный коэффициент проскальзывания может обеспечить $a_x/g=0,1 \dots 0,15$.

Для всех опор обязательной должна быть проверка допустимых для колес скоростных характеристик ($V_{взл}$ и $V_{нос}$) на их соответствие характеристикам БВС $V_{опр}$ и $V_{нос}$.

3.5. Определение удельной нагрузки на крыло и энерговооруженности БВС

После определения окончательного значения уточненной взлетной массы проектируемого БВС необходимо определить фактические значения удельной нагрузки на крыло и энерговооруженности БВС. Эти два параметра наряду со взлетной массой формируют т. н. основные параметры самолета.

Стартовая удельная нагрузка на крыло определяется как отношение силы тяжести ЛА при максимальной взлетной массе к площади его крыла:

$$p_0 = \frac{m_0 g}{S_{кр}} \quad (33)$$

Стартовая энерговооруженность ЛА определяется как отношение суммарной мощности силовой установки к силе тяжести ЛА при максимальной взлетной массе к площади его крыла:

$$\bar{P} = \frac{n N_{дв}}{m_0 g}, \quad (34)$$

где n — количество двигателей на БВС;
 $N_{дв}$ — взлетная мощность одного двигателя.

Полученные значения удельной нагрузки на крыло и энерговооруженности БВС заносятся в соответствующие строки таблицы, представленной в Приложении 1.

3.6. Компоновка и центровка БВС

Под компоновкой понимают единый процесс пространственной увязки частей летательного аппарата, их формы и конструктивно-силовой схемы с размещением двигателей, оборудования, грузов, снаряжения, топлива.

Практически все основные вопросы компоновки и центровки решаются графическим способом при выполнении предусмотренных в проекте чертежей.

Требования к содержанию чертежей излагаются в последующих разделах настоящего пособия.

Условно компоновку ЛА можно разделить на аэродинамическую, объемно-весовую и конструктивно-силовую, каждая из которых решает определенные задачи.

Аэродинамическая компоновка имеет целью обеспечить летные данные, требуемые в ТЗ при безусловном соблюдении всех других ограничений по устойчивости, управляемости и безопасности полета.

Объемно-весовая компоновка делается с целью увязки объемов целевой и/или коммерческой нагрузок, топлива, оборудования и управления с объемами крыла и фюзеляжа. При этом принимаются решения, связанные с размещением необходимых для эксплуатации ЛА люков.

В процессе объемно-весовой компоновки производится центровка ЛА – нахождение центра масс ЛА и приведение его в такое положение относительно носка средней аэродинамической хорды (САХ) крыла, при котором:

- в варианте наиболее заднего положения центра масс обеспечивается минимально допустимый запас статической устойчивости ЛА;
- в варианте наиболее переднего положения центра масс обеспечивается условие достаточности отклонения руля высоты или стабилизатора для балансировки ЛА на режимах взлета и посадки.

В процессе проектирования ЛА центровка определяется по длине самолета (вдоль строительной оси фюзеляжа) и по высоте. Однако при курсовом проектировании БВС допускается определить центровку только по его длине.

Перед непосредственным определением центровки составляется сводка масс (или весовая сводка) ЛА. В нее включаются массы основных частей и агрегатов БВС, а также топлива и грузов. Расчет положения центра масс оформляется в виде центровочной ведомости. Расчет центровки ведется для следующих трех состояний ЛА:

- взлет;
- посадка;
- пустой (т.е. без коммерческой нагрузки, снаряжения и топлива).

Конструктивно-силовая компоновка заключается в создании наиболее рациональных силовых схем частей ЛА, а также способов силовой увязки их между собой. При конструктивно силовой компоновке основными задачами являются:

- обеспечение минимальной массы конструкции частей ЛА и всего ЛА в целом при выполнении требований прочности и жесткости (одним из главных принципов является передача сил по кратчайшему пути);
- обеспечение рационального сочетания силовых элементов конструкции и полезных объемов внутри и снаружи этой конструкции, используемых для размещения оборудования, силовой установки, топлива, коммерческой нагрузки и снаряжения;
- учет требований производственной и эксплуатационной технологичности;
- обеспечение требуемой долговечности и живучести конструкции.

Все три вышеперечисленных процесса компоновки в итоге объединяются и завершаются построением окончательных внешних обводов ЛА.

3.6.1. Аэродинамическая компоновка

Аэродинамическая компоновка имеет целью обеспечение:

- минимальных размеров самолета при условии выполнения требований ТЗ;
- максимального аэродинамического качества;
- возможно большей величины максимального коэффициента подъемной силы $C_{y \max}$ на взлете и посадке;
- требуемых характеристик устойчивости и управляемости;
- наиболее благоприятных условий для работы силовой установки;
- отсутствия опасных последствий при выходе самолета на предельные режимы полета.

Аэродинамическая компоновка во многом определяется выбранной ранее схемой самолета. Результатом аэродинамической компоновки в курсовом проек-

те можно считать предварительный вариант схемы БВС, представленной в соответствующем разделе ТЗ. Эта схема подлежит уточнению в процессе объемно-весовой и конструктивно-силовой компоновки.

3.6.2. Объемно-весовая компоновка

В процессе объемно-весовой компоновки производится увязка объемов коммерческой (целевой) нагрузки, топлива, шасси, оборудования и управления с объемами крыла и фюзеляжа. При этом принимаются решения, связанные с размещением грузовых люков.

Грузовые помещения часто делятся на отсеки так, чтобы можно было регулировать положение центра масс самолета. Размеры багажных люков определяются размерами перевозимых грузов. Должно быть обеспечено удобство погрузки/разгрузки БВС. Расположение целевой нагрузки у БВС для выполнения авиационных работ определяется видом работ и требованиями к условиям функционирования соответствующего оборудования.

Топливо на современных БВС обычно размещается в крыле или в баках, расположенных в фюзеляже. При этом, в случае размещения топлива в крыле, в большинстве случаев объемов крыла хватает для размещения всего необходимого количества топлива.

Размещение двигателей предопределено заданной ранее в ТЗ схемой беспилотного самолета.

Расположение опор шасси на беспилотном самолете определяется выбранной ранее схемой шасси, а его геометрические характеристики выбираются из условий обеспечения необходимого положения БВС при взлете и посадке, обеспечения устойчивости и маневренности при движении по рулежным дорожкам и по ВПП при разбеге и пробеге, а также обеспечения устойчивости пустого беспилотного самолета на стоянке.

Геометрические характеристики шасси описывают расположение опор шасси относительно центра масс БВС. Поэтому определению геометрических характеристик шасси должен предшествовать расчет центровки БВС. Однако положение шасси тоже влияет на положение центра масс БВС. Вследствие этого в первом приближении при определении геометрических характеристик шасси необходимо задаться предельно задним полетным положением центра масс, исходя из статистики, приведенной ниже. После проведения центровки БВС по изложенной ниже методике необходимо уточнить геометрические характеристики шасси во втором приближении. При этом, поскольку по вертикали (вдоль нормальной оси БВС) положение центра масс при курсовом проектировании разрешается не определять, то на всех этапах компоновки шасси следует принять, что центр масс беспилотного самолета находится на строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ).

На современных беспилотных самолетах шасси выполняется в основном по трехопорной схеме с носовой опорой, в связи с чем в пособии в качестве примера рассматривается компоновка шасси именно такой схемы. В случае необходимости компоновки шасси других схем предлагается проконсультироваться с руководителем проекта.

В полете носовая опора убирается в переднюю часть фюзеляжа, а основные опоры в зависимости от схемы беспилотного самолета могут убираться целиком в фюзеляж, целиком в gondолы на крыле, или частично в крыло (стойки) и частично в фюзеляж (колеса).

При компоновке шасси необходимо обеспечить следующие геометрические характеристики шасси (рис. 6):

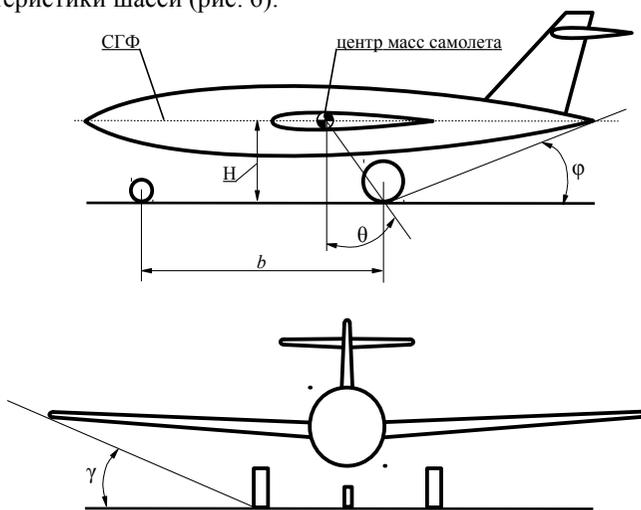


Рис. 6. Геометрические характеристики шасси

– продольная база b (расстояние при виде сбоку между осями колес носовой и основных опор шасси):

$$b = (0,3 \dots 0,4) l_{\phi} \quad (35)$$

где l_{ϕ} – длина фюзеляжа;

– колея B (расстояние при виде спереди между точками касания ВПП колесами основных опор шасси):

$$B \geq 2H \quad (36)$$

где H – высота шасси (высота расположения центра масс БВС над поверхностью ВПП);

– угол опрокидывания ϕ (угол при виде сбоку между касательной, проведенной из точки касания поверхности ВПП колесами основных опор шасси к хвостовой части БВС, и поверхностью ВПП);

– угол выноса основных опор шасси θ (угол при виде сбоку между линией, проходящей через центр масс БВС и точку касания ВПП колесами основных опор шасси, и линией, перпендикулярной СГФ и проходящей через центр масс БВС). При этом:

$$\theta = \varphi + (1..2^\circ) , \quad (37)$$

– максимальный угол крена при посадке γ (угол при виде спереди между касательной, проведенной из точки касания поверхности ВПП колесами основных опор шасси к консоли крыла, и поверхностью ВПП): $\gamma \geq 6..8^\circ$. Если под крылом располагаются двигатели или иные элементы, то необходимо брать наименьший из углов.

Геометрические характеристики шасси определяются при необжатых колесах и амортизаторах.

3.6.3. Центровка БВС

Как указывалось ранее центровка БВС – процесс нахождения центра масс БВС и приведение его в такое положение относительно носка САХ крыла b_A , при котором:

- в варианте наиболее заднего положения центра масс обеспечивается минимально допустимый запас статической устойчивости БВС;
- в варианте наиболее переднего положения центра масс обеспечивается условие достаточности отклонения руля высоты или стабилизатора для балансировки БВС на режимах взлета и посадки.

В процессе проектирования БВС центровка определяется по длине БВС (вдоль СГФ) и по высоте. Однако при курсовом проектировании допускается определить центровку только по длине БВС. При этом принимается допущение о том, что центр масс БВС находится на СГФ.

Перед непосредственным определением центровки составляется сводка масс (или весовая сводка) БВС. В нее включаются массы m_i основных частей и агрегатов БВС, а также топлива и грузов. Сводка масс оформляется в виде таблицы – центровочной ведомости, в которую включаются также координаты центров масс всех составляющих взлетной массы БВС относительно носка фюзеляжа x_i , а также статические моменты масс $m_i x_i$. Для определения координат x_i следует использовать чертеж предварительной компоновки, т.к. центровка БВС – процесс, как правило, итерационный, который может потребовать неоднократного изменения взаимного расположения частей БВС.

Таблица 4 представляет собой пример оформления центровочной ведомости.

При курсовом проектировании при составлении центровочной ведомости для определения координат центров масс агрегатов и грузов x_i можно принять следующие допущения:

- центр масс крыла располагается на 40...42% САХ крыла b_A ;

- центр масс фюзеляжа располагается на 50% длины фюзеляжа при прямом крыле и на 60% при стреловидном крыле;
- центр масс оперения располагается на 50% САХ ГО;
- центры масс опор шасси располагаются на середине стоек;
- центр масс топлива располагается в центре тяжести площади топливных баков при виде в плане;
- центр масс оборудования и системы управления располагается на 50...60% длины фюзеляжа;
- центр целевой нагрузки определяется ее расположением по длине фюзеляжа;
- центр масс коммерческой нагрузки располагается в центре тяжести площади грузовой кабины при виде в плане.

Таблица 4

Центровочная ведомость самолета

Наименование агрегата, груза	Масса m_i , [кг]	Координата x_i , [м]	Статический момент $m_i x_i$, [кгм]
Крыло			
Фюзеляж			
Оперение			
Носовая опора шасси			
Основные опоры шасси			
Силовая установка			
Топливо			
Оборудование и система управления			
Целевая (коммерческая) нагрузка			
СУММА:		–	

Координата центра масс самолета относительно носка фюзеляжа вычисляется по формуле:

$$x_T = \frac{\sum_i m_i x_i}{\sum_i m_i}, \quad (38)$$

Координата центра масс самолета относительно носка САХ в долях САХ вычисляется по формуле:

$$\bar{x}_T = \frac{x_T - x_A}{b_A} \cdot 100\%, \quad (39)$$

где x_A – координата носка САХ относительно носка фюзеляжа (рис. 7).

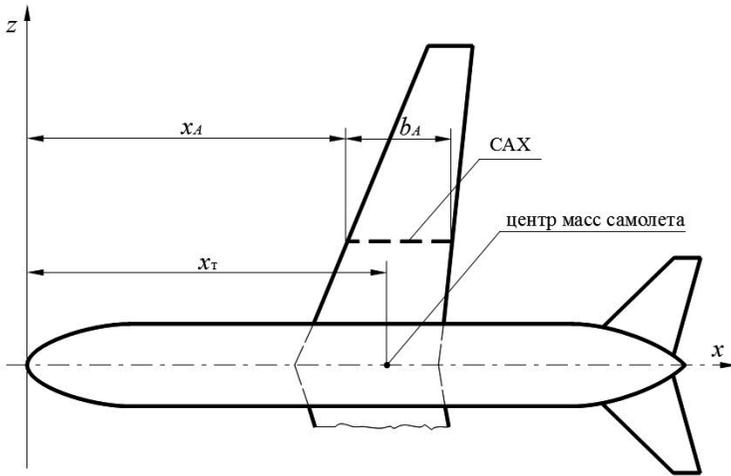


Рис. 7. К определению центровки БВС

САХ трапецевидного крыла определяется геометрически (рис. 8).

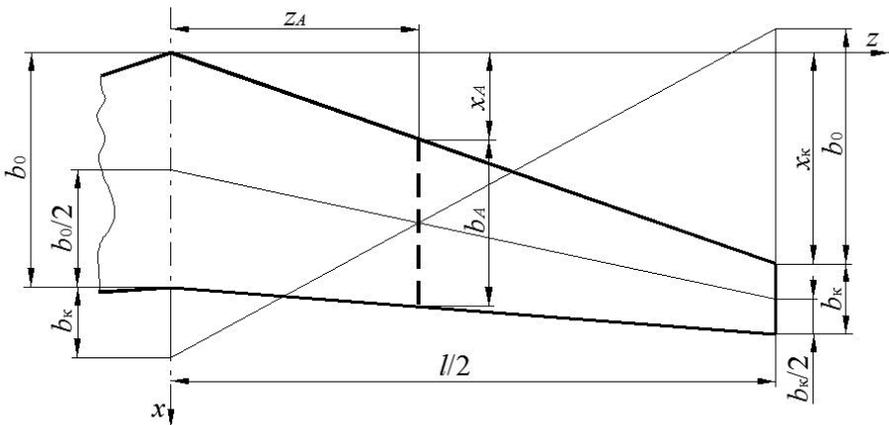


Рис. 8. Геометрический способ определения средней аэродинамической хорды трапецевидного крыла

Чтобы обеспечить устойчивость и управляемость БВС при всех возможных положениях его ц.м., расчет центровки ведут для следующих состояний БВС:

– взлет;

- посадка (считать, что топливо выработано полностью);
- пустой (т.е. без коммерческой (целевой) нагрузки и топлива).

В результате расчета должны получаться значения центровки, при которых будут выполняться описанные выше условия для нахождения в полете и на земле. По статистике значения центровки для случая нахождения в полете должны получиться примерно следующими: $\bar{x}_T = 15 \dots 25\%$.

Если эти значения не получаются, то рекомендуется применить следующие способы исправления центровки:

- изменение расположения наиболее тяжелых агрегатов и грузов;
- перемещение крыла по длине фюзеляжа (при этом будет перемещаться не только ц.м. БВС, но и САХ крыла).

В случае пустого БВС при нахождении его на земле нет необходимости в попадании центровки в указанные выше диапазоны, в этом случае лишь не должно происходить его опрокидывание, что обеспечивается соответствующим расположением ц.м. БВС и опор шасси (ц.м. должен находиться между основными и носовой/хвостовой опорами шасси).

3.6.4. Конструктивно-силовая компоновка

Конструктивно-силовая компоновка заключается в создании наиболее рациональных силовых схем частей БВС, а также способов силовой увязки их между собой. Конструктивно-силовую схему БВС можно считать рациональной, если она обеспечивает выполнение следующих условий:

- масса конструкции частей БВС и всего БВС в целом является минимальной при выполнении требований прочности и жесткости;
- конструкция и расположение силовых элементов обеспечивают выполнение требований ТЗ в части создания полезных объемов внутри и снаружи БВС, используемых для размещения оборудования, силовой установки, топлива, коммерческой или целевой нагрузки;
- учитываются требования производственной и эксплуатационной технологичности;
- достигается требуемая долговечность и живучесть конструкции.

При создании конструктивно-силовых схем БВС необходимо руководствоваться следующими принципами и рекомендациями.

Основываясь на практике проектирования конструкций БВС, можно выделить ряд принципов, выполнение которых позволит создать конструкцию минимальной массы.

Принцип №1: *передача сил от одной точки до другой должна происходить по кратчайшему пути.*

В обеспечение этого принципа, например, передача нагрузок должна осуществляться преимущественно растяжением-сжатием, а не изгибом. Количество изломов силовых элементов должно быть минимальным.

Принцип №2: сечения элемента конструкции должны быть равнопрочными.

Правильно спроектированный элемент теоретически должен разрушаться одновременно по всем своим сечениям при достижении действующей нагрузки своего разрушающего значения.

Принцип №3: материал конструкции должен быть предельно нагружен.

Например, сечение элемента конструкции, работающего на изгиб, должно выполняться с максимальным удалением материала от нейтральной оси. Контур, работающий на кручение, должен иметь как можно большую площадь.

Принцип №4: необходимо стремиться к тому, чтобы все детали, узлы и агрегаты конструкции были «работающими», т.е. участвовали в восприятии нагрузки и по возможности выполняли несколько функций.

В качестве примеров можно привести кессон крыла, играющий одновременно роль топливного бака, гермокабину, являющуюся одновременно силовым элементом фюзеляжа и т.п.

Принцип №5: количество стыков элементов конструкции должно быть минимальным.

Чем меньше стыков, тем меньше количество соединительных элементов (заклепок, болтов и т.п.), что тоже экономит массу.

Принцип №6: не допускать концентрации напряжений.

Сосредоточенные нагрузки необходимо преобразовывать в распределенные. Исключать резкие изменения жесткости силовых элементов.

В обеспечение этих принципов можно воспользоваться следующими конкретными рекомендациями.

В процессе конструктивно-силовой компоновки крыла, фюзеляжа и оперения необходимо выполнить увязку силовых схем, заключающуюся в следующем:

- балочные элементы крыла (лонжероны, балки и стенки) должны опираться на усиленные шпангоуты фюзеляжа;
- балочные элементы оперения (лонжероны, балки и стенки) должны опираться на усиленные шпангоуты фюзеляжа;
- узлы крепления стоек шасси должны опираться на усиленные элементы (усиленные нервюры, усиленные шпангоуты, стенки ниши шасси);
- узлы крепления пилонов двигателей должны устанавливаться на усиленные элементы (усиленные нервюры, усиленные шпангоуты, лонжероны, балки).

Для уменьшения нагрузок на конструкцию целесообразно:

- размещать сосредоточенные массы в фюзеляже возможно ближе к центру масс для уменьшения инерционных нагрузок;
- избегать установки сосредоточенных масс на крыло позади оси жесткости, т.к. это может привести к флаттеру;

- использовать стойки шасси минимальной длины;
- уменьшать нагрузки на хвостовое оперение путем увеличения его плеча;
- стремиться к неразъемной конструкции крыла, проходящей через фюзеляж.

На участках вырезов рекомендуется:

- не допускать нарушения усиленных элементов фюзеляжа при создании вырезов под окна и аварийные выходы;
- большие вырезы в конструкции удалять от высоконагруженных зон, например, от зоны стыка крыла с фюзеляжем;
- вырезы в фюзеляже должны иметь по своему периметру силовые элементы в виде поясов усиленных шпангоутов и усиленных стрингеров (бимсов);
- избегать острых углов в вырезах, особенно в герметичном фюзеляже;
- проводку системы управления, топливные магистрали и т.п. размещать за пределами силовой части крыла для упрощения их контроля и обслуживания;
- стремиться размещать ниши для уборки шасси за пределами кессона крыла;
- число разъемных соединений сокращать до минимально необходимого для удовлетворения требованиям эксплуатационной технологичности.

Необходимо стремиться, чтобы силовые элементы выполняли несколько функций. С этой целью:

- целесообразно объединять нервюры крепления двигателей, опор шасси и закрылков;
- следует стремиться, чтобы элементы, работающие на изгиб, обладали бы жесткостью на кручение;
- использовать общий шпангоут фюзеляжа для крепления горизонтального и вертикального оперения;
- использовать существующие шпангоуты для разделения топливных отсеков и для крепления элементов оборудования, опор шасси и т.п.

В целях повышения надежности и живучести конструкции рекомендуется:

- применять безопасно повреждаемую конструкцию и резервирование основных силовых элементов;
- предусматривать защиту жизненно важных элементов конструкции от возможных осколков лопаток турбин при их разрушении.

3.7. Выполнение чертежей

3.7.1. Выполнение чертежа предварительной компоновки

Итерационный характер проектирования обуславливает необходимость выполнения чертежа предварительной компоновки - своего рода черновика.

С помощью этого чертежа производится компоновка и центровка БВС. Поэтому на данном чертеже должны быть указаны положения центров масс основных частей БВС, топлива и грузов, а также всего БВС в целом.

Кроме того, с помощью чертежа предварительной компоновки производится определение САХ крыла (ее длина и положение по размаху крыла). Все линии, необходимые для ее построения, должны быть показаны на чертеже.

На САХ должны быть отмечены положения центра масс БВС для трех вышеуказанных состояний (взлет, посадка, пустой) с обозначением расстояния от носка САХ до центра масс в процентах длины САХ.

Чертеж предварительной компоновки выполняется в максимально упрощенном виде на миллиметровой бумаге формата А1.

3.7.2. Выполнение габаритного чертежа самолета

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

Габаритный чертеж БВС выполняется на одном листе ватмана формата А1. БВС изображается в полетной конфигурации, т.е. с убранными шасси и другими взлетно-посадочными устройствами.

Основной проекцией должна быть боковая проекция - вид на БВС с левой стороны (направление полета справа налево). Эта проекция располагается в верхнем левом углу листа, вид сверху - под боковой проекцией, а вид спереди - в правом верхнем углу листа против боковой проекции. На последних двух проекциях разрешается обрывать часть правой половины крыла БВС.

На чертеже показываются основные элементы внешнего вида БВС: рули, элероны, триммеры и сервокомпенсаторы, механизация крыла; аэродинамические гребни, запылы; люки; колеса шасси (показываются штрихпунктирной линией в выпущенной положения, при этом конструкция стоек не показывается); обтекатели; капоты, воздухозаборники. Кроме того, на габаритном чертеже сплошными линиями рекомендуется обозначать основные технологические и эксплуатационные разъемы.

Над боковой проекцией БВС показывается положение САХ крыла с указанием положений центра масс БВС для трех вышеуказанных состояний (взлет, посадка, пустой) с обозначением расстояния от носка САХ до центра масс в процентах длины САХ. Предельно заднее полетное положение центра масс должно быть отмечено на продольной оси БВС (на строительной горизонтали фюзеляжа).

На габаритном чертеже проставляются следующие основные размеры соответственно в миллиметрах или градусах: размах крыла и горизонтального оперения, полная длина и высота БВС, стреловидность крыла и оперения по 1/4 хорд, база и колея шасси, расстояние от носка фюзеляжа до оси колеса передней

опоры шасси, угол выноса основных опор шасси, угол опрокидывания, угол поперечного «V» крыла, а также предельный угол крена при посадке.

Пример оформления габаритного чертежа самолета показан в Приложении 2.

3.7.3. Выполнение чертежа общего вида БВС

Чертеж общего вида является важнейшим чертежом курсового проекта. Он служит для показа размещения коммерческой и/или целевой нагрузки, а также для разработки и взаимной увязки силовых схем отдельных частей БВС.

Чертеж общего вида должен содержать боковую проекцию и вид самолета в плане (вид сверху). С целью более четкого представления о компоновке БВС и его конструктивно-силовой схеме эти проекции дополняются рядом видов, сечений и разрезов (в сумме не более шести).

Данный чертеж должен обязательно содержать следующие разрезы: по передней и основным опорам шасси, по грузовому отсеку, по месту крепления крыла к фюзеляжу, по месту крепления оперения к фюзеляжу, по месту крепления двигателей к крылу или фюзеляжу (в зависимости от схемы).

Боковая проекция, начиная от места крепления крыла к фюзеляжу включительно, должна быть выполнена с условно снятой обшивкой, для того чтобы показать элементы каркаса фюзеляжа и их увязку с силовыми элементами других частей БВС.

На виде сверху также необходимо условно снять обшивку с половины крыла и горизонтального оперения, включая рули и элероны.

Усиленные элементы каркаса (лонжероны, усиленные нервюры и шпангоуты) должны отличаться от нормальных элементов: ширина поясов усиленных элементов должна быть больше. Нормальные элементы допускается показывать одной тонкой линией.

На чертеже должны быть указаны кронштейны навески рулей и элеронов и соответствующие им усиленные нервюры.

Общим правилом при выполнении данного чертежа должно быть следующее: необходимо максимально подробно изображать конструкцию узлов и агрегатов планера БВС и его шасси, а не их схемы. В связи с этим масштаб чертежа, а также масштабы видов, выносок, разрезов и сечений должны быть максимально крупными, чтобы имелась возможность показать конструкцию. При этом, естественно, масштабы должны выбираться в соответствии с линейкой масштабов, предусмотренной Единой системой конструкторской документации (ЕСКД).

В курсовом проекте глубина проработки чертежа общего вида БВС должна быть такова, чтобы с его помощью можно было ответить на вопросы, содержание которых в основном сводится к следующему:

1. Где и как расположены основные части конструкции, оборудование, коммерческая или целевая нагрузка?

2. Какова конструктивно-силовая схема крыла, фюзеляжа, шасси, вертикального и горизонтального оперений, крепления двигателей?

3. Каковы конструкции стыковых соединений основных частей и агрегатов БВС между собой?

При этом необходимо строго следить за взаимной увязкой силовых схем крыла, оперения, фюзеляжа и других агрегатов, стыкующихся между собой.

Шасси на чертеже общего вида изображается в выпущенном (необжатом) положении основными линиями видимого контура и штрихпунктирными линиями в убранном положении с обязательной разработкой и показом кинематики его уборки и выпуска.

Чертеж общего вида выполняется на листах белого ватмана. Объем – 1 лист формата А1.

Пример оформления чертежа общего вида самолета показан в Приложении 2.

4. Оформление материалов курсового проекта

4.1. Виды конструкторских документов курсового проекта и их обозначение

Результаты работы над курсовым проектом, предъявляемые к защите на кафедре, должны быть оформлены в виде ряда конструкторских документов в соответствии с общими требованиями ЕСКД, а также требованиями кафедры, которые излагаются ниже. В Приложении 3 представлены правила выполнения рамок, основных надписей и дополнительных граф при оформлении чертежей и текстовых конструкторских документов.

К основным конструкторским документам в рамках курсового проекта относятся:

1. Чертеж общего вида (ВО) БВС.
2. Габаритный чертеж (ГЧ) БВС.
3. Ведомость курсового проекта (ВП).
4. Пояснительная записка к предварительному проекту (ПЗПП) БВС.

Последние два конструкторских документа объединяются в единый конструкторский документ в виде пояснительной записки к курсовому проекту.

Техническое задание на проектирование БВС оформляется отдельно в виде приложения к пояснительной записке к курсовому проекту (правила оформления описаны ниже).

Каждому из этих документов должно быть присвоено обозначение, которое может быть использовано при ссылках в других документах.

Обозначение составляется из следующих компонентов:

- 1) учебный шифр студента (номер зачетной книжки);

- 2) принадлежность к курсовому проекту;
- 3) принадлежность к кафедре;
- 4) номер варианта задания;
- 5) условные буквы (шифр документа).

Примеры обозначений для варианта №1:

- габаритный чертеж: БАС123456.КП.АКПЛА.001.ГЧ;
- чертеж общего вида: БАС123456.КП.АКПЛА.001.ВО;
- пояснительная записка к курсовому проекту: БАС123456.КП.АКПЛА.001.ПЗ;
- ведомость курсового проекта: БАС123456.КП.АКПЛА.001.КП;
- пояснительная записка к предварительному проекту: БАС123456.КП.АКПЛА.001.ПЗПП;
- ТЗ на проектирование БВС: БАС123456.КП.АКПЛА.001.ТЗ.

4.2. Оформление графической части работы

Требования к содержанию чертежа общего вида и габаритного чертежа самолета изложены в разделе 2 настоящего пособия. Чертежи выполняются карандашом на листах ватмана формата А1. В соответствии с ГОСТом каждый чертеж должен в правом нижнем углу иметь основную надпись, а в левом верхнем углу – поле, в котором в перевернутом виде записывается обозначение.

Чертежи могут также выполняться с помощью компьютера. При этом разрешается использовать только векторную графику, а именно программу КОМПАС. Для отчетности студент должен представить чертежи на белой бумаге, используемой при распечатывании на плоттере, и файлы в форматах *.cdw (*.dxf) соответственно. Чертежи на бумаге без файлов, так же как и файлы без чертежей не принимаются. При выполнении графической части проекта с помощью компьютера разрешается чертеж предварительной компоновки предоставить только в электронном виде.

4.3. Оформление пояснительной записки к курсовому проекту

Пояснительная записка к курсовому проекту должна быть укомплектована в следующем порядке (Приложение 4):

1. Титульный лист пояснительной записки к курсовому проекту.
2. Ведомость курсового проекта. В ведомость курсового проекта не включается записка к курсовому проекту и чертеж предварительной компоновки БВС.
3. Пояснительная записка к предварительному проекту самолета.

В конце пояснительной записки к курсовому проекту помещается список используемой литературы и в качестве приложений:

- 1) таблица статистических данных по однотипным БВС (дополняется характеристиками спроектированного БВС);

2) Техническое задание на проектирование БВС (титульный лист ТЗ представлен в Приложении 5);

3) чертеж предварительной компоновки в сложенном виде до размеров формата А4.

Пояснительная записка к предварительному проекту должна иметь оглавление (Приложение 4), которое должно оформляться как первый лист текстового документа с основной надписью по ГОСТ 2.104 – 68, за которым следуют все остальные листы этой части курсового проекта.

Формат листов пояснительной записки к предварительному проекту – А4. Пояснительная записка пишется только ОТ РУКИ. Рамки и основные надписи на листах пояснительной записки разрешается выполнять типографским способом или с помощью компьютера. Текст должен размещаться в пределах рамки на одной стороне листа с высотой букв и цифр не менее 2,5 мм. Все вычисления должны записываться по следующей форме: формула в буквенных обозначениях = формула в цифрах = результат вычисления и размерность. Схемы и таблицы разрешается выполнять на листах формата А3. Графики должны выполняться на миллиметровой бумаге. Ссылки на использованные литературные источники следует делать заключением цифры в квадратные скобки, например: [4].

Изложение пояснительной записки должно быть лаконичным и строгим в отношении формулировок и устоявшейся терминологии.

Обозначения, входящие в формулы и применяемые при расчете, должны иметь пояснения. Содержание записки должно исключать субъективное толкование. Использование в тексте нестандартных обозначений и сокращений не допускается. В записку помещаются расчеты, обоснования и исследования, выполненные только самим студентом. Переписывание в записку положений из учебников, учебных пособий, руководств и инструкций не допускается. При необходимости делаются лишь ссылки на эти источники.

Техническое задание на проектирование БВС также пишется от руки на листах формата А4, но без рамок и основных надписей, т.к. оно не входит в комплект конструкторской документации. Пример оформления титульного листа ТЗ приведен в Приложении 5.

5. Вопросы для самопроверки курсового проекта и для подготовки к его защите

5.1. Пояснительная записка

1. Выполняются ли полностью требования к оформлению пояснительной записки, сформулированные в разделе 4.3 настоящей части пособия по выполнению курсового проекта?

2. К какому классу принадлежит проектируемый БВС?

3. Сформулируйте основную цель Норм летной годности.

4. Каково основное назначение проектируемого БВС?
5. Как определялся класс аэродрома базирования проектируемого БВС?
6. Какая целевая нагрузка у проектируемого БВС?
7. Каковы варианты коммерческой нагрузки проектируемого БВС?
8. Чему равна весовая отдача по коммерческой нагрузке для проектируемого БВС?
9. Чему равна предельно передняя центровка проектируемого самолета?
10. Чему равна предельно задняя центровка проектируемого самолета?
11. Как производился выбор колес шасси для проектируемого БВС?

5.2. Габаритный чертеж БВС

1. Правильно ли заполнена основная надпись?
2. Правильно ли расположены проекции БВС?
3. Имеются ли на чертеже габаритные размеры БВС?
4. Где расположены грузовые люки?
5. Необходим ли переставной стабилизатор на проектируемом БВС?
6. Нужны ли триммеры на рулях и элеронах проектируемого БВС?
7. Имеются ли на чертеже оси вращения рулей и элеронов?
8. Имеется ли аэродинамическая компенсация рулей и элеронов?
9. Какое назначение закрылков на взлете и посадке?
10. Почему средства механизации крыла (закрылки, предкрылки и т.д.) разбиваются на отдельные секции?
11. Достаточен ли объем ниш для размещения опор шасси в убранном положении?
12. Какие средства сокращения пробега предусмотрены на проектируемом БВС?
13. Где расположены основные технологические и эксплуатационные разъемы на проектируемом БВС?

5.3. Чертеж общего вида БВС

1. Где размещается целевая нагрузка?
1. Где находятся грузовые отсеки?
3. Где и как располагаются опоры шасси в убранном положении?
4. Объясните кинематику уборки-выпуска опор шасси.
5. Где расположены усиленные шпангоуты фюзеляжа? Каково их назначение?
6. Где расположены бимсы фюзеляжа? Каково их назначение?
7. Где и как расположены усиленные нервюры, лонжероны и стенки крыла? Каково их назначение?
8. Где расположены усиленные нервюры и лонжероны оперения (горизонтального и вертикального)? Каково их назначение?

9. Какова конструктивно-силовая схема передней и основной опор шасси?
 10. Какова конструктивно-силовая схема крепления двигателей к планеру БВС?
 11. Какова конструкция узлов крепления крыла к фюзеляжу?
 12. Какова конструкция узлов крепления оперения (горизонтального и вертикального) к конструкции БВС?
 13. Как крепятся стойки шасси к конструкции БВС?
 14. Каковы узлы крепления двигателей к конструкции БВС?
 15. Покажите пути передачи нагрузок от передней стойки шасси на конструкцию БВС.
 16. Покажите пути передачи нагрузок от основной стойки шасси на конструкцию БВС.
 17. Как передаются нагрузки от крыла на фюзеляж БВС?
 18. Как передаются нагрузки от двигателя на конструкцию БВС?
 19. Какими элементами в конструкции БВС воспринимаются нагрузки от оперения (горизонтального и вертикального)?
 20. Какие силовые факторы действуют в местах вырезов фюзеляжа и какими силовыми элементами они воспринимаются?
 21. Опишите работу элементов конструкции крыла (горизонтального и вертикального оперений) при воздействии на них силовых факторов от рулевых поверхностей.
 22. Для каждого стыкового узла проверьте выполнение принципа: тонкостенная конструкция может непосредственно воспринимать лишь распределенные силы в своей плоскости.
- Примечание: если Вы затрудняетесь самостоятельно ответить на какой-либо вопрос, то следует обратиться за консультацией к руководителю проекта.

Литература

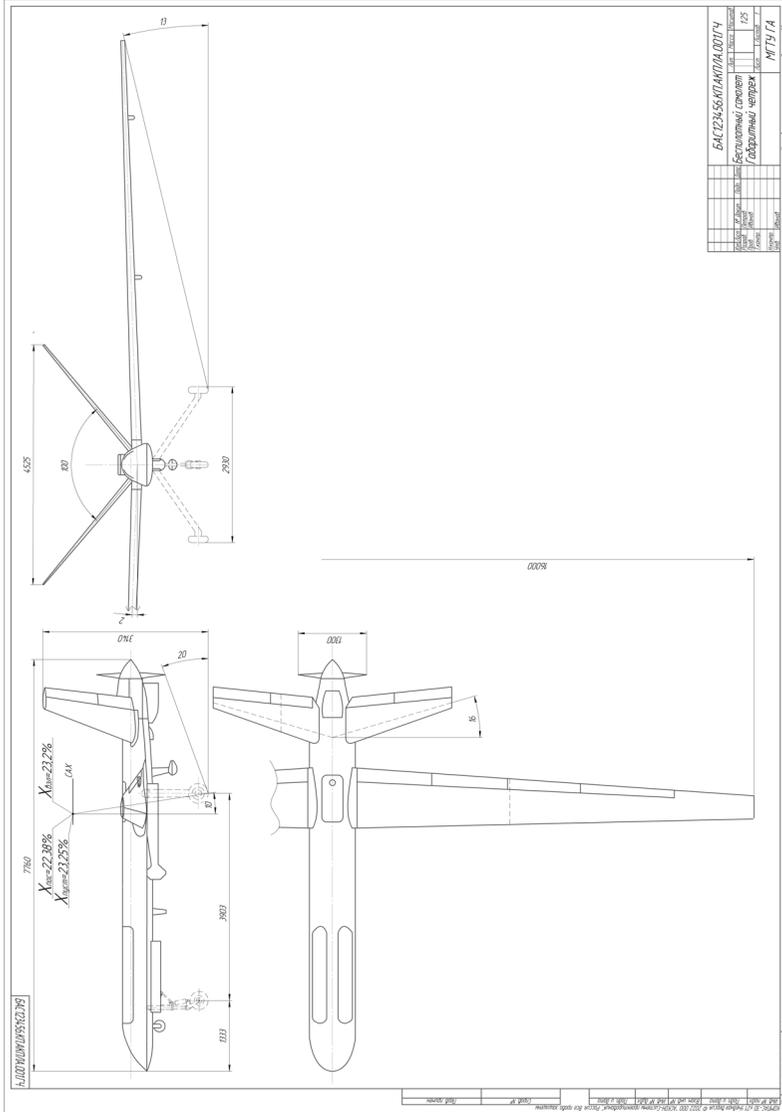
1. **Ефимов В.В., Чернигин К.О., Бабенко Г.Н.** Конструкция и прочность самолета. Основы проектирования и обеспечение эксплуатационно-технических характеристик конструкций летательных аппаратов: учебное пособие. – М.: ИД Академии Жуковского, 2020. – 78 с.
2. **Ефимов В.В., Ефимова М.Г., Чернигин К.О.** Конструкция и прочность самолета. Крыло.: уч. пос. – М.: ИД Академии Жуковского, 2018. – 76 с.
3. **Ефимов В.В., Чернигин К.О.** Конструкция и прочность самолета: учебное пособие. – М.: МГТУ ГА, 2016. – 56 с.
4. **Проектирование самолетов:** Учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
5. **Житомирский Г.И.** Конструкция самолетов: Учебник для студентов авиационных специальностей вузов. – М.: Машиностроение, 2005. – 416 с.: ил.
6. **Проектирование самолетов:** Учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
7. **Арепьев А.Н.** Проектирование легких пассажирских самолетов. – М.: Издательство МАИ, 2006. – 640 с.: ил.
8. **Конструкция и прочность летательных аппаратов гражданской авиации:** Учебник для вузов гражданской авиации / М.С. Воскобойник, П.Ф. Максютинский, К.Д. Миртов и др.; Под общ. ред. К.Д. Миртова, Ж.С. Черненко. – М.: Машиностроение. 1991. – 448 с.: ил.
9. **Шульженко М.Н.** Конструкция самолетов. – М.: Машиностроение, 1971. – 416 с.
10. **Анцилович Л.Л.** Надежность, безопасность и живучесть самолета: Учебник для студентов вузов, обучающихся по специальности «Самолетостроение». – М.: Машиностроение, 1985. – 296 с., ил.
11. **Войт Е.С., Ендогур А.И., Мелик-Саркисян З.А., Алявдин И.М.** Проектирование конструкций самолетов. – М.: Машиностроение, 1987. – 416 с.

**ОСНОВНЫЕ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ
АНАЛОГОВ И ПРОЕКТИРУЕМОГО БВС**

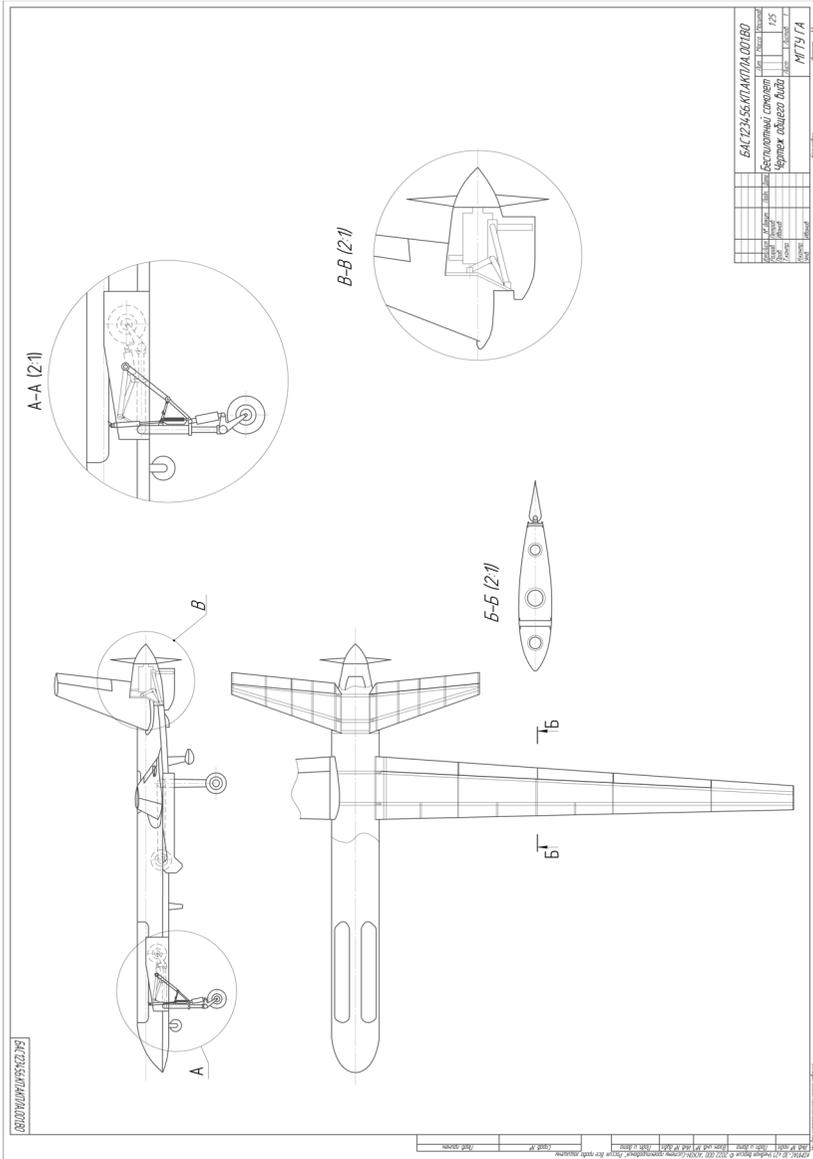
Наименование	Обозначение	Размерность	Тип 1	Тип 2	Проект
Дальность полета	L	км			
Крейсерская скорость	$V_{\text{крейс}}$	км/ч			
Крейсерская высота	$H_{\text{крейс}}$	м			
Скорость отрыва	$V_{\text{отр}}$	км/ч			
Посадочная скорость	$V_{\text{пос}}$	км/ч			
Кол-во операторов	$n_{\text{оп}}$	чел.			
Масса целевой (коммерческой) нагрузки	$m_{\text{ком}}$	кг			
Максимальная взлетная масса	m_0	кг			
Тип двигателя	–	–			
Взлетная мощность одного двигателя	$N_{\text{дв}}$	кВт (л.с.)			
Количество двигателей	$n_{\text{дв}}$	шт.			
Удельный расход топлива	C_e	кг/(кВт·ч)			
Стартовая удельная нагрузка на крыло	p_0	Н/м ²			
Стартовая энерговооруженность	\bar{P}	–			

ПРИМЕРЫ ВЫПОЛНЕНИЯ ЧЕРТЕЖЕЙ КУРСОВОГО ПРОЕКТА

Габаритный чертеж



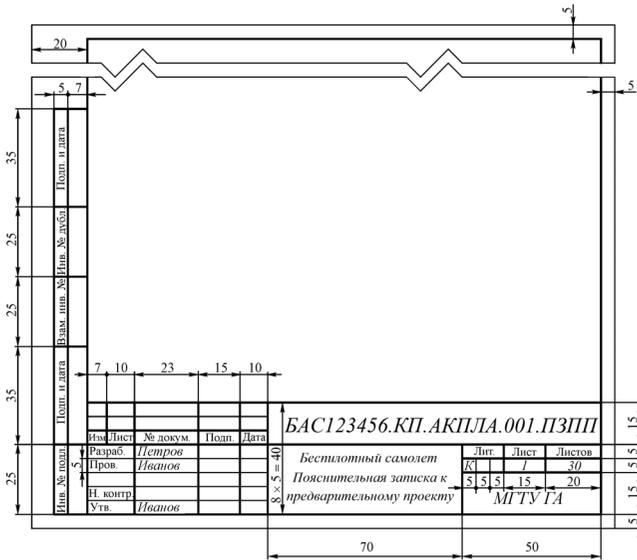
Чертеж общего вида



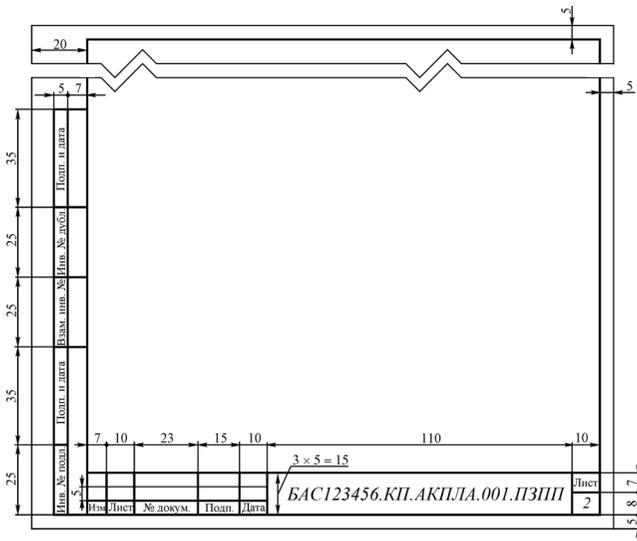
БАС-234567891011121314151617181920		БАС-234567891011121314151617181920	
Исполнитель	Проверено	Исполнитель	Проверено
М.П.	М.П.	М.П.	М.П.
Дата	Дата	Дата	Дата
Лист	Лист	Лист	Лист
25		25	
МТУГА		МТУГА	

Продолжение ПРИЛОЖЕНИЯ 3

Первый лист текстового документа



Второй и последующие листы текстового документа



**ПРИМЕРЫ ВЫПОЛНЕНИЯ ЛИСТОВ ТЕКСТОВЫХ ДОКУМЕНТОВ
КУРСОВОГО ПРОЕКТА****Титульный лист пояснительной записки к курсовому проекту**

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»
(МГТУ ГА)

Кафедра Аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов

ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА
к курсовому проекту по дисциплине
«Конструкция беспилотных воздушных судов»
БАС123456.КП.АКПЛА.001.ПЗ

Руководитель: _____ / *Иванов И.И.* /

« ____ » _____ 20 __ г.

Студент: _____ / *Петров П.П.* /

« ____ » _____ 20 __ г.

Москва 20 __

Титульный лист пояснительной записки к предварительному проекту

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»
(МГТУ ГА)

Кафедра Аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов

ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА
к предварительному проекту
беспилотного воздушного судна (БВС)
БАС123456.КП.АКПЛА.001.ПЗПП

Руководитель: _____ / *Иванов И.И.* /

« ____ » _____ 20__ г.

Студент: _____ / *Петров П.П.* /

« ____ » _____ 20__ г.

Москва 20__

Содержание пояснительной записки к предварительному проекту

СОДЕРЖАНИЕ				
1. Сбор статистических данных о БВС-аналогах.....2				
2. Определение взлетной массы БВС.....4				
3. Выбор колес шасси.....15				
4. Определение удельной нагрузки на крыло и энерговооруженности БВС.....20				
4. Центровка БВС.....21				
5. Краткое техническое описание БВС.....25				
6. Анализ результатов проектирования и выводы26				
7. Перечень использованных источников.....27				
8. Приложения.....28				
Изм. №	Лист	№ докум.	Подп.	Дата
Разраб.	Петров			
Пров.	Иванов			
Н. контр.				
Утв.	Иванов			
БАС123456.КП.АКПЛА.001.ПЗПП				
Беспилотный самолет				
Пояснительная записка к				
предварительному проекту				
Лит.	Лист	Листов		
К1	1	30		
МГТУ ГА				

Титульный лист технического задания на проектирование БВС

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»
(МГТУ ГА)

Кафедра Аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов

ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ
на проектирование беспилотного воздушного судна
БАС123456.КП.АКПЛА.001.ТЗ

Руководитель: _____ / *Иванов И.И.* /

« ____ » _____ 20__ г.

Студент: _____ / *Петров П.П.* /

« ____ » _____ 20__ г.

Москва 202__

Статистические данные некоторых легких пилотируемых самолетов

Самолет	m_0	Крыло		Оперение		Фюзеляж		Шасси	
	кг	кг	%	кг	%	кг	%	кг	%
Одномоторные самолеты									
Cessna 150A	680	100	14,7	20	2,94	91	13,4	50	7,35
И-1Л	880	100	11,4	20	2,27	110	12,5	48	5,45
Cessna 172B	990	110	11,1	30	3,03	124	12,5	55	5,56
Cessna 180D	1200	120	10,0	27	2,25	139	11,6	54	4,50
Cessna 182D	1200	120	10,0	27	2,25	140	11,7	62	5,17
Saab Safir	1207	125	10,4	27,2	2,25	175	14,5	54	4,47
Cessna 210A	1320	119	9,0	32	2,42	158	12,0	94	7,12
Beechcraft J-35	1320	173	13,1	26	1,97	119	9,0	93	7,05
Rockwell 112TCA	1340	152	11,3	44,5	3,3	163	12,1	73	5,45
Cessna 185	1450	120	8,3	32	2,21	150	10,3	60	4,14
Cessna 210J	1544	152	9,9	39	2,5	185	12,0	87	5,6
Среднее	-	-	10,8	-	2,5	-	12,0	-	5,6
Двухмоторные самолеты									
Beechcraft G-95	1800	207	11,5	37	2,06	124	6,9	98	5,44
Cessna 310C	2190	206	9,4	53	2,42	145	6,6	119	5,43
Beechcraft G-50	3250	298	9,2	71	2,18	225	6,9	203	6,25
Beechcraft G-65	3350	305	9,1	70	2,09	273	8,1	202	6,03
АН-14	3500	-	-	106	3,03	330	9,4	169	4,83
Cessna 404-3	3813	390	10,2	82	2,15	277	7,3	143	3,75
Beechcraft D-188S	3970	389	9,8	80	2,02	333	8,4	254	6,40
De Havilland "Dav"	4000	424	10,6	89	2,23	339	8,5	178	4,45
Beechcraft E-18S	4400	396	9,0	82	1,86	348	7,9	265	6,02
Rockwell 690B	4632	454	9,8	94	2,03	625	13,5	198	4,27
EMB 110P2	5675	682	12,0	206	3,63	615	10,8	244	4,30
Short Skyvan	5680	550	9,7	170	2,99	980	17,3	210	3,70
Scottish Aviation	6628	963	14,5	262	3,95	627	9,5	319	4,82
Среднее	-	-	10,4	-	2,5	-	9,3	-	5,05

По статистике относительная масса конструкции заключена в интервале:

для беспилотных самолетов с одним двигателем – 0,28...0,34;

для беспилотных самолетов с двумя двигателями – 0,24...0,30.

Характеристики колес шасси

Размер колеса, мм	$P_{ст. max}$ даН	P_k даН/см ²	$\delta_{ст.}$ мм	$P_{дин. max}$ даН	$\delta_{м. д.}$ мм	$V_{лос.}$ км/ч	$V_{взл.}$ км/ч	Масса колеса, кг
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
600×150	925	3,0	-	-	94	-	-	19,1
Тормозные колеса с полубаллонными пневматиками								
310×135	160	3,0	-	-	64	-	-	-
400×150	450	3,5	-	-	94	-	-	-
500×150	480	2,5	-	-	85	105	120	-
500×150	560	3,0	-	-	-	-	-	-
500×150	1000	5,0	-	-	88	-	-	-
560×170	800	4,3	30	3120	125	90	160	13,6
595×185	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	3800	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	-	-	-
310×135А	500	3,0	31	500	59	180	200	4,7
270×160А	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
350×230А	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	-
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