**МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ**

 **ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСTВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА**

**ФГБОУ ВО «САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ**

**УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»**

**ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ**

Методические указания по изучению дисциплины и выполнению

контрольной работы

Для студентов, обучающихся по направление подготовки 162700 «Эксплуатация аэропортов и обеспечение полётов воздушных судов», профилю подготовки «Организация аэропортовой деятельности», направлению подготовки 190700 «Технология транспортных процессов», профилю подготовки «Организация перевозок и управление на воздушном транспорте».

Санкт-Петербург

2016

Одобрено и рекомендовано к изданию

Методическим советом

Основы аэродинамики и летно-технические характеристики воздушных судов: Методические указания по изучению дисциплины и выполнению контрольной работы / СПбГУ ГА. С.-Петербург, 2016.

Издаются в соответствии с программой дисциплины "Основы аэродинамики и летно-технические характеристики воздушных судов".

Даны рекомендации по самостоятельному изучению тем дисциплины, приведены контрольные задания и вопросы для самопроверки, исходные данные и рекомендации по выполнению контрольной работы.

Предназначены для студентов профилей подготовки «Организация аэропортовой деятельности» и «Организация перевозок и управление на воздушном транспорте».

Табл.5, библ.3 назв.

Составители Г.С. Пуминова, канд.техн.наук, доцент,

 Г.С. Садовников, канд.техн.наук, доцент.

 © Санкт-Петербургский университет гражданской авиации, 2016.

**ОБЩИЕ МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ**

Безопасность, регулярность и эффективность эксплуатации воздушных судов гражданской авиации (ВС ГА) наряду с многими другими факторами определяются в том числе и профессиональным уровнем специалистов по организации авиационных перевозок и управлению аэропортовыми комплексами, их знаниями в области аэро-динамических и летно-технических характеристик (ЛТХ) воздушных судов как в ожидаемых условиях эксплуатации, так и в особых случаях. Важным фактором безопасности полета является обеспечение требований по загрузке и центровке самолета, что обусловлено особенностями характеристик устойчивости и управляемости ВС.

Дисциплина "Основы аэродинамики и летно-технические характеристики ВС" изучает основы аэродинамики и динамики полета на основных режимах как в нормальных условиях эксплуатации, так и в особых случаях полета. Объем и содержание разделов данной дисциплины соответствуют назначению и квалификационным требованиям к выпускникам Университета ГА по профилю подготовки Организация аэропортовой деятельности и Организация перевозок и управление на воздушном транспорте. Программа дисциплины составлена на основании типового учебного плана для данной специализации.

В результате освоения дисциплины обучающийся должен:

**знать:**

основы теории полёта;

летно-технические характеристики воздушных судов ;

**уметь:**

учитывать данные о летно-технических характеристиках воздушных судов при решении профессиональных задач ;

 **владеть:**

навыками учета данных о летно-технических характеристиках воздушных судов при решении профессиональных задач.

При изучении дисциплины необходимо уяснить роль аэродинамических факторов в обеспечении безопасности полета, в установлении эксплуатационных ограничений по состоянию ВПП, метеоусловиям, взлетной и посадочной массе в реальных условиях эксплуатации, в обоснованности выбранных полетных параметров с точки зрения экономии топлива.

Основная тематика дисциплины базируется на знании студентов основ высшей математики, вычислительной техники, физики и теоретической механики.

Цель изучения дисциплины состоит в подготовке специалистов к деятельности, связанной с организацией перевозок и управлением аэропортовыми комплексами, непосредственной работой с авиапассажирами и клиентурой, с ведением деловой переписки.

Данная дисциплина является специальной и профессионально ориентирована на подготовку специалистов наземных служб обеспечения полета.

Основная форма изучения дисциплины для студентов заочного факультета - самостоятельная работа. Необходимо внимательно ознакомиться с содержанием темы, изучить соответствующий материал, проверить свои знания по приведенным контрольным вопросам. Для закрепления соответствующих разделов дисциплины предусмотрено выполнение контрольной работы.

В период зачетной сессии проводятся лекции, практические занятия, консультации преподавателями кафедры "Аэродинамика и динамика полета".

**ВВЕДЕНИЕ**

В пятой главе Воздушного Кодекса Российской Федерации воздушное судно (ВС) определяется как летательный аппарат, поддерживаемый в атмосфере за счет взаимодействия с воздухом. Так как полет любого летательного аппарата основан на преодолении сил тяжести, то при полете ВС реализуется аэродинамический принцип полета, когда в результате взаимодействия с воздухом образуется аэродинамическая сила. При полете самолета аэродинамическая сила образуется в основном на крыле, а при полете вертолета аэродинамическая сила образуется на лопастях несущего винта при его вращении.

Кроме аэродинамической силы при движении самолета на него действуют сила тяжести и тяга двигателей. При разбеге и пробеге самолета добавляются силы взаимодействия колес с поверхностью ВПП. Действующие на самолет силы создают моменты относительно центра масс.

Движение любого тела, в частном случае самолета, можно рассматривать как движение его центра масс и вращения вокруг центра масс. Основные летно-технические характеристики воздушных судов (ЛТХ ВС) могут быть получены при исследовании траекторного движения самолета, когда вводится допущение, что все силы, действующие на самолет, приложены в центре масс, а моменты уравновешены отклонением рулей, обеспечивая условие балансировки. Действующие на самолет силы и моменты определяют характер его движения: прямолинейное или криволинейное, установившееся или неустановившееся. В случае неустановившегося движения, когда полетные параметры изменяются во времени, добавляются инерционные силы. Установившееся прямолинейное движение самолета возможно в условиях, когда все силы и моменты, действующие на самолет, уравновешены.

В реальном полете самолет подвергается воздействию различных возмущений, нарушающих его равновесие. Поведение самолета в данных условиях определяется его характеристиками устойчивости и управляемости. Соотношение сил и моментов, действующих на самолет, характеристики его устойчивости и управляемости определяют летно-технические характеристики самолета: скорости полета и вертикальные скорости, высоты полета, дистанции взлета и посадки, дальность полета, величину коммерческой загрузки и т.д..

Значение ЛТХ ВС свидетельствует о возможности и экономической целесообразности выполнения полета по данному маршруту с целью перевозки того или иного груза. Существенное значение в обеспечении требуемых ЛТХ ВС имеет аэродинамическая сила, величина которой зависит от большого количества эксплуатационных факторов и во многом определяет полетные параметры и эксплуатационные ограничения, присущие конкретному ВС.

**Тема 1. ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ**

**Параметры и свойства воздуха**, **Международная стандартная атмосфера (МСА).** Основные уравнения аэродинамики и их практическое применение. Число Маха. Методы экспериментальной аэродинамики. Геометрические характеристики профиля и крыла самолета. Аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет в полете. Способы уменьшения лобового сопротивления. Подъемная сила, ее зависимость от влияющих факторов. Аэродинамическое качество, методы его повышения. Моментные характеристики крыла. Аэродинамические характеристики ВС ГА. Влияние аэродинамических характеристик на повышение безопасности и экономичности полетов.

**Аэродинамика** - наука, изучающая законы взаимодействия воздушного потока с движущимися в ней телами. Атмосфера Земли, состоящая из воздуха, характеризуется следующими основными параметрами: давлением, плотностью, температурой, которые изменяются от высоты, географической широты, времени года и целого ряда других факторов.

Параметры атмосферы влияют на ЛТХ ВС, поэтому для определения обобщенных летных характеристик вводится понятие Международной стандартной атмосферы (МСА) - условного распределения по высоте давления, плотности и температуры.

Изучая свойства воздушной среды, следует обратить внимание на такие свойства воздуха, как сжимаемость и вязкость.

**Сжимаемость** характеризует свойства воздуха изменять свой объем (плотность) при изменении давления и температуры. Для оценки влияния сжимаемости на аэродинамические характеристики ВС, а, следовательно, на ЛТХ и безопасность полета, вводится число Маха (М) - отношение скорости движения самолета относительно воздуха к скорости звука. При М < 0,4...0,5 влиянием сжимаемости можно пренебречь.

**Вязкость** характеризует свойство воздуха оказывать сопротивление перемещению в ней тела, в частном случае самолета. Вследствие вязкости на поверхности самолета образуется пограничный слой, параметры которого определяют величины сил сопротивления трения. Отрыв пограничного слоя приводит к резкому изменению аэродинамических сил.

Основное практическое применение аэродинамики - определение сил и моментов, действующих на летящее ВС. Большая роль принадлежит аэродинамике в задачах проектирования и эксплуатации самолетов ГА, расследовании авиационных происшествий.

В настоящее время теория движения воздушной среды основывается на уравнении неразрывности, уравнении изменения количества движения, уравнении энергии.

При теоретическом исследовании сложные физические процессы обтекания тел потоком воздуха приходится упрощать. Наибольшее распространение получила модель идеальной (невязкой) жидкости. Исходная система уравнений движения идеальной жидкости позволяет определить скорость в любой точке потока, обтекающего тело. Интегрирование этих уравнений для случая установившегося движения жидкости впервые было осуществлено Бернулли. Результат интегрирования известен в аэродинамике как уравнение Бернулли. Уравнение Бернулли вместе с уравнением состояния и уравнением неразрывности представляет собой систему основных уравнений аэродинамики, позволяющих найти все параметры потока воздуха, если считать его идеальной средой.

При изучении данной темы следует обратить особое внимание на вопросы практического использования полученных соотношений.

Соответствие характеристик самолета требованиям НЛГ должно устанавливаться на основании результатов различных методов исследования: расчетов, моделирования, лабораторных, стендовых, наземных и летных испытаний, на основе анализа опыта эксплуатации.

Как и любая другая наука, аэродинамика использует два основных метода исследований - теоретический и экспериментальный, которые самым тесным образом связаны между собой. При теоретическом подходе решения большинства практических задач являются приближенными ввиду сложности как самих физических явлений, так и математического аппарата, используемого для решения уравнений, описывающих эти явления. В последнее время все большее внимание уделяется использованию ЭВМ при решении задач аэродинамики.

Экспериментальный метод аэродинамики ориентирован в основном на проведение исследований в аэродинамической трубе, оснащенной комплексом измерительных средств.

Полная аэродинамическая сила, возникновение которой обусловлено обтеканием тела потоком воздуха, является результирующей сил давления и сил трения. Величина и направление силы зависят от целого ряда факторов:

- физических параметров и свойств атмосферы;

- характеристик самолета (тип ВС, положение механизации, состояние поверхности и т.д.);

- положения самолета относительно вектора скорости (угол атаки, скольжения).

На основании теории размерностей были выделены главные факторы, определяющие аэродинамическую силу: влияние остальных факторов учитывается через безразмерные аэродинамические коэффициенты. При изучении аэродинамических сил, действующих на самолет, необходимо четко знать структурную формулу аэродинамических сил и моментов, уметь определять проекции ее на оси выбранной системы координат (связанной, скоростной). Для скоростной системы координат основными составляющими аэродинамической силы являются подъёмная сила и сила лобового сопротивления.

 Изучая основы вихревого движения жидкости, обратите особое внимание на теорему Н.Е.Жуковского о подъемной силе, уясните физические причины возникновения подъемной силы.

Другой составляющей полной аэродинамической силы является сила лобового сопротивления. Она обычно представляется в виде суммы силы сопротивления трения и силы сопротивления давления. Составляющими силы сопротивления давления являются индуктивное сопротивление и волновое сопротивление. Необходимо уяснить причины возникновения каждой составляющей силы сопротивления, методы, позволяющие ее уменьшить.

Важно знать и уметь объяснить, что такое аэродинамические характеристики воздушных судов, как они обуславливают эксплуатационный диапазон полетных параметров, характер зависимости аэродинамических коэффициентов от различных параметров (угла атаки, числа Маха, геометрических характеристик крыла, используемой механизации).

Большое внимание следует уделить поляре самолета (часто эту кривую называют аэродинамическим паспортом самолета), характерным точкам данной кривой, которые позволяют определить аэродинамическое совершенство ВС, а также моментным характеристикам крыла и самолета. Надо знать, что такое центр давления, как он определяется, при каких условиях он изменяет свое положение. Для дальнейшего изучения характеристик продольной устойчивости необходимо четко знать, что такое аэродинамический фокус, его положение на самолете и изменение с ростом числа Маха или при выходе на большие углы атаки.

При изучении влияния на аэродинамические характеристики числа Маха (влияние сжимаемости) уясните сущность волнового кризиса, в чем его опасность, каковы меры борьбы с ним (наиболее подробно следует рассмотреть целесообразность использования для скоростных дозвуковых самолетов тонких стреловидных крыльев).

Изучая средства механизации крыла, нужно уяснить физический принцип их действия: назначение различных видов механизации крыла и их влияние на аэродинамические характеристики воздушного судна. Особое внимание следует уделить изменению критического угла атаки и максимального значения коэффициента подъемной силы, т.к. именно эти величины оказывают наибольшее влияние на безопасность полета.

Обратите внимание на изменение аэродинамического качества от полетного угла атаки, а также на изменение его максимальной величины при выпуске механизации крыла, выпуске шасси, увеличении числа М.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ И ЗАДАНИЯ

1. Какие основные параметры характеризуют состояние атмосферы, как они связаны между собой?

2. Какие параметры воздуха включают в таблицу МСА, как они изменяются с высотой?

3. Какой критерий используется для оценки сжимаемости?

4. Какие основные уравнения используются при решении задач аэродинамики, каков их физический смысл, приведите примеры практического использования.

5. Каковы основные особенности аэродинамики сверхзвуковых режимов?

6. Каков принцип работы аэродинамической трубы, какие характеристики ВС могут быть получены в результате проведенных экспериментов?

7. Каковы физические причины возникновения аэродинамических сил?

8. От каких факторов зависят (от каких не зависят) коэффициенты аэродинамических сил и моментов?

9. Начертите кривые зависимости коэффициентов аэродинамических сил и моментов от угла атаки, числа М. Начертите поляру самолета. Укажите характерные точки на данных кривых.

10. Объясните физические причины срыва потока и влияние этого явления на безопасность полета.

11. Из каких частей складывается сила лобового сопротивления?

12.Как изменяются значения аэродинамических коэффициентов с увеличением числа М? Объясните физическую причину этих изменений.

13. Как возникает и развивается волновой кризис? Что называется критическим числом М?

14. Каковы основные меры борьбы с волновым кризисом?

15. Что такое фокус крыла? Как определяется его положение на самолете? При каких условиях происходит смещение аэродинамического фокуса?

16. Какие виды механизации Вы знаете?

17. Как изменяются аэродинамические характеристики самолета при использовании различных видов механизации?

**Тема 2. КРЕЙСЕРСКИЕ РЕЖИМЫ ПОЛЁТА**

 Анализ кривых потребностей и располагаемых тяг, их зависимость от эксплуатационных факторов. Скорости горизонтального полета, обоснования эксплуатационного диапазона скоростей. Набор высоты, основные характеристики набора. Предельные высоты полета. Снижение самолета. Дальность и продолжительность полета. Километровый и часовой расходы топлива. Мероприятия по снижению расхода топлива.

**Динамика полета** - наука, изучающая законы движения ВС под действием внешних сил и моментов. Она является теоретической основой летной эксплуатации ВС и изучает как общие закономерности полета в ожидаемых условиях эксплуатации, так и полеты в особых условиях.

При работе над данной темой нужно обратить внимание на то, как задается положение ВС в пространстве, от чего зависит траектория ВС и кинематические параметры, характеризующие движение ВС во времени; нужно уметь произвести оценку влияния внешних сил на изменение этих параметров. Уясните основные эксплуатационные ограничения при полете ВС, понимая, что они обусловлены прочностью конструкции, особенностью аэродинамики, комфортом пассажиров.

Частным случаем движения ВС является режим установившегося прямолинейного полета (горизонтальный (крейсерский) полет, набор высоты, снижение). Изучение такого режима полета и установление летно-технических характеристик целесообразно проводить в следующей последовательности:

- определить силы, действующие на ВС, условия их равновесия;

- определить потребную скорость горизонтального полета;

- построить зависимости потребных и располагаемых тяг (мощностей) от скорости полета;

- определить изменение этих кривых в зависимости от различных влияющих факторов (высоты полета, веса, выпуска механизации, шасси, обледенение ВС и т.д.);

- определить по кривым потребных и располагаемых тяг (мощностей) характерные скорости горизонтального полета (максимальные, минимальные, наивыгоднейшие), запасы по тяге (мощности);

- определить изменение скоростей горизонтального полета от высоты;

- указать ограничения горизонтальных скоростей полета от высоты, причину их наложения и последствия нарушения установленных ограничений для самолета;

При изучении режима набора в условиях установившегося прямолинейного набора следует обратить внимание, что сила тяги двигателей должна уравновешивать сумму силы лобового сопротивления и проекции силы веса на траекторию набора. Угол набора будет определяться отношением избытка тяги к весу самолета, т.е. зависеть от тяговооруженности самолета и его аэродинамического качества.

**Вертикальная скорость набора** - путь по высоте, пройденный самолетом в единицу времени - будет определяться избытком мощности и весом самолета. Режим максимальной скороподъемности - набор высоты с максимальной вертикальной скоростью - будет при скорости полета, когда реализуется максимальный избыток мощности. Значение вертикальной скорости зависит от скорости и высоты полета, с увеличением высоты вертикальная скорость уменьшается.

Существуют понятия теоретического и практического потолка самолёта. Максимальная высота полета в эксплуатации определяется по условиям безопасности. Для каждого типа ВС максимальная высота полета определяется величиной полетной массы и, как правило, уменьшается с повышением температуры воздуха на данной высоте относительно МСА.

Особенность полета самолета на больших высотах проявляется в том, что уменьшается плотность воздуха, а с учетом ограничений по скорости самолета требуется увеличение полетного угла атаки, что уменьшает запас по углу атаки, который нормируется исходя из требований безопасности полёта.

Важнейшим требованием режима снижения является соблюдение ограничений по скорости, обусловленных прочностью самолета или его аэродинамикой, условиями комфорта пассажиров, экономичностью полета или требованиями службы УВД.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ И ЗАДАНИЯ

1. Какие кинематические параметры характеризуют движение ВС в пространстве?

2. Нарисуйте схемы сил установившегося прямолинейного полета (крейсерский полет, снижение, набор).

3. Запишите уравнение движения центра масс самолета в условиях горизонтального полета в скоростной системе координат.

4. Что такое перегрузка, каковы ограничения по перегрузке?

5. Напишите формулы для потребной скорости горизонтального полета ВС, тяги и мощности. Объясните их физический смысл.

6. Начертите кривые потребных и располагаемых тяг (мощностей), укажите на них характерные скорости полета ВС.

7. Назовите и обоснуйте ограничения горизонтальных скоростей полета ВС.

8. Как изменяются характерные скорости горизонтального полета ВС с увеличением высоты полета?

9. Определите максимальный угол набора высоты по кривым потребных и располагаемых тяг (мощностей). От каких параметров он будет зависеть?

10. Как влияет полетный вес на угол набора высоты и скороподъемность самолета?

11. В каких случаях применяется экстренное снижение ВС?

**Тема 3. ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЁТА**

При определении дальности и продолжительности полетов ВС необходимо обратить внимание на режимы максимальной дальности и продолжительности, представлять, на каких скоростях они реализуются для различных типов ВС ГА, а также уметь оценивать влияние различных факторов и условий эксплуатации на дальность и продолжительность полетов.

Необходимо владеть информацией о методах экономии топлива в летной эксплуатации.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ И ЗАДАНИЯ

1. Перечислите параметры, характеризующие расход топлива, от каких факторов они зависят?

2. Дайте определение дальности и продолжительности полета, от каких факторов они зависят?

3. Дайте определение километрового и часового расходов топлива, укажите влияющие факторы.

4. Какие существуют мероприятия по снижению расхода топлива?

**Тема 4. БАЛАНСИРОВКА, УСТОЙЧИВОСТЬ, УПРАВЛЯЕМОСТЬ**

Основные понятия балансировки, устойчивости и управляемости самолета. Условия продольной устойчивости. Центровка самолета, предельные значения центровки. Последствия нарушений по загрузке и центровке самолета.

При изучении данной темы необходимо получить общее представление о балансировке, устойчивости и управляемости самолета, уяснить их роль в обеспечении безопасности полета, знать основные требования, предъявляемые к характеристикам устойчивости и управляемости современных самолетов.

Основное внимание следует уделить **продольной устойчивости** самолета и, в частности, его статической устойчивости, которая определяется взаимным положением центра масс и фокуса самолета. Знать, что означает устойчивость самолета по перегрузке, чем она обеспечивается, в чем особенность поведения самолета на режимах неустойчивости по перегрузке, как это связано с безопасностью полетов. Вспомните определения фокуса и центра тяжести самолета, какие факторы приводят к изменению положения фокуса.

**Статическая устойчивость** играет важную роль в обеспечении динамической устойчивости самолета. Следует особое внимание уделить положению центра масс самолета и его влиянию на характеристики устойчивости, обосновать диапазон допустимых центровок самолета, пояснить, что такое запас по центровке и как он характеризует степень устойчивости по перегрузке.

Понятие **боковой устойчивости** включает в себя совокупность поперечной и путевой устойчивостей самолета, которые должны находиться в определенном соотношении друг с другом. По этой теме необходимо знать лишь основные определения и положения.

При рассмотрении вопросов управляемого самолета необходимо уяснить взаимосвязь его характеристик устойчивости и управляемости.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ И ЗАДАНИЯ

1. Что Вы понимаете под балансировкой, устойчивостью и управляемостью самолета?

2. Раскройте физический смысл статической и динамической устойчивости самолета, его управляемости.

3. Что такое продольная балансировка устойчивости?

4. Как Вы понимаете устойчивость самолета по перегрузке?

5. Что такое фокус и центровка самолета, при каких условиях их положение на самолете изменяется?

6. Каковы особенности поведения устойчивого и неустойчивого по перегрузке самолета?

7. Какие факторы влияют на статическую устойчивость самолета?

8. Дайте обоснование предельных значений центровок самолета. Каковы последствия их нарушения?

9. Что такое запас по центровке, что он характеризует?

10. Какими показателями характеризуется управляемость самолета?

**ТЕМА 5. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВС**

**Определение режимов взлета и посадки, их особенности.** Основные требования к характеристикам взлета и посадки. Определение характерных потребных и располагаемых дистанций. Длина разбега. Факторы, влияющие на длину разбега. Прерванный и продолженный взлет. Максимально допустимая взлетная масса, факторы, влияющие на её значение. Посадка самолета. Посадочные дистанции. Параметры ухода на второй круг. Максимально допустимая посадочная масса. Основные эксплуатационные ограничения на режимах взлета и посадки.

Взлет и посадка являются наиболее сложными и ответственными режимами полета самолета. При изучении темы наибольшее внимание следует обратить на особенности режимов взлета и посадки, основные участки взлетно-посадочных дистанций; уяснить основные требования руководящих документов к взлетно-посадочным характеристикам самолета с точки зрения обеспечения безопасности полета.

При изучении режима взлета необходимо знать силы, действующие на самолет при разбеге и на воздушном участке взлета. Положительное ускорение при взлете будет определяться избытком тяги и взлетной массой самолета. Избыток тяги будет зависеть от располагаемой тяги двигателей, аэродинамического сопротивления самолета и величины силы взаимодействия колес с поверхностью ВПП. Используя упрощенные формулы для определения длин основных участков взлета, выполните анализ влияния эксплуатационных факторов на характеристики взлета. Характерные скорости на взлете устанавливаются по условиям безопасности, нужно уяснить, от каких факторов они будут зависеть.

При отказе критического двигателя возможно как продолжение взлета, так и его прекращение; обратите внимание, как обеспечивается безопасность в данном случае, из каких условий определяется допустимая взлетная масса самолета. На взлет самолета влияют внешние условия, состояние ВПП, необходимо знать эксплуатационные ограничения, которые необходимо выполнять при взлете.

При заходе на посадку и посадке необходимо соблюдать требования по скоростям полета, по дистанциям, по допустимой посадочной массе и по градиенту набора высоты при уходе на второй круг. Как и на взлете, на режиме посадки также существуют ограничения по величине внешних воздействий и состоянию ВПП. Уясните, при каких условиях взлет и посадка запрещены.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ И ЗАДАНИЯ

1. Назовите основные характеристики взлета.

2. Нарисуйте схему взлета, укажите этапы взлета, характерные дистанции и скорости.

3. Что такое градиент набора, от каких факторов он зависит?4. Нарисуйте схему сил, действующих на самолет при разбеге.

5. Чему равно ускорение при взлете, от каких факторов зависит дистанция разбега?

6. Почему взлётное положение закрылков отличается от посадочного? Когда закрылки отклонены на больший угол?

7. Как влияет масса самолета на длину разбега, градиент набора?

8. Назовите условия взлета, которые могут привести к уменьшению взлетной массы, и, как следствие, к уменьшению коммерческой загрузки.

9. Что такое прерванный или продолжительный взлет?

10. Назовите условия, при которых взлет запрещен (внешние условия, состояние ВПП).

11. Нарисуйте схему сил, действующих на самолет при пробеге.

12. Назовите основные посадочные характеристики.

13. Укажите средства, уменьшающие длину пробега самолёта.

14. Поясните влияние посадочной массы на посадочные характеристики.

15. Назовите основные параметры ухода на второй круг.

16. Назовите условия, при которых посадка запрещена.

**МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ ПО ВЫПОЛНЕНИЮ**

**КОНТРОЛЬНОЙ РАБОТЫ**

Для выполнения контрольной работы необходимо предварительно проработать соответствующие разделы дисциплины.

По исходным данным (табл. 1…4) необходимо:

- рассчитать дистанцию взлета самолета в стандартных условиях, без ветра, ВПП - сухая, бетонная. Взлетная масса и тип самолета выбирается на основании шифра студента: последняя цифра шифра определяет номер задания (табл.1);

- определить влияние взлетной массы на длину разбега; для этого исходную массу увеличить на 5% (m1 = 1,05 m);

- определить влияние ветра U на длину разбега, проведя расчеты для попутного (+ 5 м/с) и встречного (-20м/с) ветра;

- результаты расчета свести в таблицу (табл.5), сформулировать выводы.

**Контрольная работа должна содержать:**

- перечень исходных данных в соответствии с заданием;

- пояснительную записку с графиками, рисунками, расчетами и таблицами;

- выводы о влиянии эксплуатационных факторов на дистанцию взлета.

**Контрольную работу выполнить в следующем порядке:**

1. По данным табл. 2 в соответствии с заданием вычертите аэродинамические характеристики самолета Cy(α), Cy(Cx). Укажите на графиках значения критического угла атаки, максимального коэффициента подъемной силы. Определите наивыгоднейший угол атаки, максимальное аэродинамическое качество.

2. Определение длины разбега

Начертите схему взлета, укажите характерные скорости и дистанции взлета.

При разбеге скорость самолета изменяется от нуля до скорости отрыва, т.е. скорости самолета в момент отрыва основных стоек шасси от поверхности ВПП по окончании разбега на взлете. Ее значение определяется по формуле:

**;**

** (1)**

где

**** - скорость сваливания;

 - коэффициент запаса, устанавливаемый в соответствии с НЛГ, при расчетах принять ;

 - плотность воздуха в стандартных условиях;

S - площадь крыла (табл.2);

g - ускорение свободного падения.

Для упрощенного расчета длины разбега может быть использована следующая формула:

 (2)

Где ****

**** - среднее значение тяги всех двигателей на взлетном режиме,

**** - число работающих двигателей на самолете,

**** - тяга двигателя на исполнительном старте и при скорости отрыва соответственно (табл.3);

 - качество самолета в момент отрыва.

Значение определяется по формуле (4),  - по вычерченным полярам;

 - значение коэффициента трения качения (табл.4).

Расчеты выполнять для сухого бетонного покрытия.

Далее расчет длины разбега провести для следующих вариантов:

- при повышенной массе  для стандартных условий (вариант 2);

- при исходной взлетной массе m в условиях встречного и попутного ветра (вариант 3,4);

- при повышенной взлетной массе  в условиях попутного ветра (вариант 5).

Полученные результаты внести в таблицу (табл.5). Значение  определяется как отношение значений длины разбега по вариантам расчёта 2….5 к основному первому варианту. По полученным данным выполнить анализ, записать выводы.

3.Определение длины воздушного участка дистанции взлета

Эта дистанция определяется расстоянием по горизонтали от точки отрыва самолета до точки траектории, находящейся на высоте 10м над уровнем ВПП. Значение дистанции может быть вычислено по приближенной формуле:

 (3)

Где

 - скорость самолета в конце дистанции взлета (на высоте 10м);

;

 - среднее значение избытка тяги на воздушном участке,



 - избыток тяги в момент отрыва;

 - избыток тяги в конце дистанции взлета.

Расчет лобового сопротивления  производится в следующем порядке. По рассчитанным значениям скоростей  и  определяются соответствующие значения коэффициентов подъемной силы  и  по формуле:

  (4)

По вычерченным полярам определяются соответствующие значения коэффициентов лобового сопротивления силы  и  и рассчитывается величина лобового сопротивления.

 (5)

4. Определение дистанции взлета



Эта величина определяется для начальной массы без ветра и для сухого бетонного покрытия ВПП.

Схемы и расчетные графики вычерчивать на миллиметровой бумаге, расчеты вести в метрологической системе СИ.

**Исходные данные**

 Таблица 1

Тип самолета, его взлетная масса

|  |  |
| --- | --- |
| Заданные параметры | Номер задания |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 0 |
| Тип самолета | Ту-204 | Ту-154 | Ту-134 | Як -40 |
| Взлетная масса, тонн | 105 | 100 | 90 | 100 | 90 | 85 | 50 | 40 | 16 | 10 |

 Таблица 2

 Аэродинамические характеристики, взлетная конфигурация

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| δзак=180 | **α**,град | 0 | 4 | 8 | 12 | 16 | 17,5 | 20 |
| Ту-204**S=**184м | СуСх | 0,250,06 | 0,80,06 | 1,250,09 | 1,750,15 | 2,150,21 | 2,30,25 | 2,550,37 |
| δзак=280 | **α**,град | 0 | 4 | 8 | 12 | 16 | 17,5 | 20 |
| Ту-154**S=**201м | СуСх | 0,360,11 | 0,720,12 | 1,080,15 | 1,440,20 | 1,80,25 | 1,920,28 | 1,750,36 |
| δзак=100 | **α**,град | 0 | 4 | 8 | 12 | 16 | 17 | 20 |
| Ту-134**S=**127м | СуСх | 0,10,055 | 0,430,065 | 0,760,085 | 1,090,15 | 1,420,27 | 1,530,31 | 1,40,34 |
| δзак=200 | **α**,град | 0 | 4 | 8 | 12 | 16 | 19 | 20 |
| Як-40 **S=**70м | СуСх | 0,320,06 | 0,70,062 | 1,080,105 | 1,460,141 | 1,840,21 | 2,10,32 | 2,060,36 |

 Таблица 3

Скоростные характеристики тяги одного двигателя на взлётном режиме в условиях МСА

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Тип самолета,тип двигателя | ,км/ч | 0 | 200 | 400 | 600 |
| Ту-204ПС-90 | Рвзл, н | 161400 | 145000 | 135000 | 125000 |
| Ту-154НК-8-2У | Рвзл, н | 105000 | 88000 | **77**000 | 65000 |
| Ту-134Д-30 | Рвзл, н | 68000 | 63000 | 58000 | 52000 |
| Як-40АИ-25 | Рвзл, н | 15000 | 13000 | 11500 | 10500 |

 Таблица 4

Значение средних величин коэффициента трения качения

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| №п/п | Характер поверхности ВПП | Значениекоэф. трения |
| 1 | Сухое бетонное покрытие | 0,03 |
| 2 | Влажное бетонное покрытие | 0,045 |
| 3 | Мокрое сплошное бетонное покрытие  | 0,07 |
| 4 | Обледеневшая поверхность | 0,10 |

 Таблица 5

Сводная таблица расчетных данных

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| №п/п | Исходные данные | Lр,м | ∆Lр % |
| Взлётная масса | Ветер,м/с | Коэф.трения |
| 1 |  | 0 | 0,03 |  |  |
| 2 |  | 0 | 0,03 |  |  |
| 3 |  | +5 | 0,03 |  |  |
| 4 |  | -20 | 0,03 |  |  |
| 5 |  | +5 | 0,03 |  |  |

Литература:

1. Мхитарян, А.М. Аэродинамика [Текст]. М.: Эколит, 2011. 448 с.

2. Динамика полёта: Учеб. для вузов [Текст]/Мхитарян А.М., ред. – М.: Эколит, 211. – 448 с.

3. Динамика полета: Учеб. для вузов. [Текст]/ Бюшгенс Б.С., ред. - М.: Машиностр., 2011. - 776 с.