Министерство транспорта Российской Федерации (Минтранс России)

Федеральное агентство воздушного транспорта (Росавивция)

ФГОУ ВПО «Санкт-Петербургский государственный

университет гражданской авиации»

**Аэродинамика и динамика полёта**

Методические указания по изучению курса

и контрольные задания.

Для студентов КФ, ЗФ, ФЛЭ.

Санкт – Петербург

2011

Одобрено и рекомендовано к изданию

 Учебно – методическим советом Университета

Ш 87(03) **Аэродинамика и динамика полёта**: Методические указания по изучению курса и контрольные задания/ Университет ГА С. – Петербург,2011.

Издаются в соответствии с программой курса “Аэродинамика и динамика полёта”( объём 100ч; 3-4 семестр)

Даны краткие теоретические сведения и указания по изучения курса Аэродинамики и динамики полёта.

Составители: **Ю.И. Матвеев,** кандидаттехнических наук, проф.

 **Ю.С. Опара,** кандидаттехнических наук ,доц.

Рецензент А. Л. Микинелов, кандидаттехнических наук, проф.

Университет ГА 2011

3

**Общие методические указания**

В курсе «Аэродинамика и динамика полёта» изучаются основы аэродинамики и теории полёта, аэродинамические, лётно-технические и взлётно-посадочные характеристики современных воздушных судов гражданской авиации, характеристики их устойчивости и управляемости на различных режимах полёта. Особое внимание уделяется вопросам динамики полёта воздушных судов в различных условиях лётной эксплуатации, влияния внешних условий и эксплуатационных факторов на указанные характеристики, устойчивости и управляемости воздушных судов, а также вопросам безопасности полёта и аэродинамического обоснования предельно допустимых отклонений лётных параметров на различных режимах полёта.

 Эффективность использования современных воздушных судов, безопасность полётов существенно зависит от знания этих характеристик как экипажами, так и наземными службами обеспечения полётов. Знание основ аэродинамики и динамики полёта гражданских воздушных судов является одним из необходимых требований, предъявляемых к современным всесторонне подготовленным специалистам гражданской авиации.

 Курс “Аэродинамика и динамика полёта” базируется на знании основ практической аэродинамики, высшей математики, физики, механики и является базовым для дисциплины «Лётная эксплуатация».

 В результате изучения курса студент (будущий инженер - пилот) должен **знать:**

 - основные законы аэродинамики и их использование при определении аэродинамических характеристик самолёта;

 - основы теории полёта воздушного судна;

 - физику аэродинамических процессов, происходящих на любом этапе полёта;

 - основные методы расчёта траекторных задач, лётно-технических и взлётно-посадочных характеристик самолётов (вертолётов) гражданской авиации, их устойчивости и управляемости;

 - основные лётно-технические, взлётно-посадочные характеристики, характеристики устойчивости и управляемости современных ВС гражданской авиации и их особенности;

 - зависимость этих характеристик от внешних условий и эксплуатационных факторов;

 - динамику полёта и особенности пилотажных характеристик самолётов (вертолётов) в особых случаях полёта;

 - основные требования, предъявляемые к взлётно-посадочным и лётно-техническим характеристикам современных ВС, к характеристикам их устойчивости, управляемости и манёвренности;

4

 **уметь:**

 - производить инженерные расчёты лётно-технических и взлётно-посадочных характеристик, устойчивости и управляемости самолётов (вертолётов) и оценить их изменения в зависимости от условий эксплуатации;

 - эффектно, не снижая безопасности полета, использовать технические возможности ВС;

 - грамотно анализировать лётные происшествия и предпосылки к ним, проводить послеполётные разборы;

 **иметь** **понятие о:**

 - методах теоретической и экспериментальной аэродинамики;

 - теоретических и экспериментальных методах решения траекторных задач, исследования устойчивости и управляемости гражданских воздушных судов, моделирования задач динамики полёта на электронных моделирующих и цифровых вычислительных машинах;

 -лётно-технических, аэродинамических характеристиках устойчивости и управляемости сверхзвуковых пассажирских самолётов;

 - перспективах развития гражданских воздушных судов, особенностях их аэродинамики, устойчивости и управляемости.

По тематике материал курса подразделяется на две основные части: аэродинамику и динамику полёта.

 В первый (раздел 1 программы курса) изучаются основные положения теоретической аэродинамики и их практическое приложение: физико-механические свойства воздуха, основные закономерности движения воздуха (газа), особенности дозвуковых и сверхзвуковых потоков и их взаимодействие с обтекаемыми телами, природа образования аэродинамических сил, аэродинамические характеристики несущих поверхностей при малых числах Маха (М) на дозвуковых и трансзвуковых режимах полёта и их особенности при М>1, аэродинамические характеристики воздушных и несущих винтов и ВС в целом.

 Во второй части (разделы 2, 3, 4 программы курса) изучаются основы теории полёта: основные закономерности установившихся и неустановившихся, прямолинейных и криволинейных режимов полёта, лётно-технические и взлётно-посадочные характеристики ВС, характеристики их устойчивости и управляемости на различных режимах и в различных условиях полёта, включая особые случаи.

5

 Для упрощения изучения, а также с учётом специфики рассматриваемых вопросов материал этой части условно разделён на три раздела:«Лётно-технические характеристики ВС», «Устойчивость и управляемость ВС», «Аэродинамика и динамика полёта ВС в особых случаях».

 В первом изучаются установившиеся и неустановившиеся, прямолинейные и криволинейные режимы полёта ВС (в предположении, что характеристики устойчивости и управляемости последних позволяют их осуществить), лётно-технические и взлётно-посадочные характеристики ВС в различных эксплуатационных условиях и методы их расчёта.

 Во втором разделе рассматриваются основные положения теории устойчивости и управляемости и их приложение к задачам устойчивости и управляемости современных гражданских ВС, характеристики устойчивости и управляемости этих ВС на различных режимах и в различных эксплуатационных условиях полёта, их роль в обеспечении безопасности полёта и основные требования к ним.

 Последний раздел посвящён особенностям аэродинамики и динамики ВС при полёте на больших углах атаки, на больших скоростях и числах М, в сложных метеоусловиях и при отказах авиационной техники.

 Изучению дисциплины студентам ЛЭГВС очного и заочного обучения, командного и заочного факультетов и факультета ЛЭ отведено два семестра согласно учебным планам и программам курса.

 Студенты других специализаций изучают дисциплину в соответствии с их учебными тематическими планами и программами.

 Основной (базовый) материал курса для студентов очного обучения излагается на лекциях. Для лучшего усвоения материала курса и выработки навыков по практическому применению полученных знаний учебными планами и программами предусматриваются практические и лабораторные занятия, выполнение курсовой и двух контрольных работ по основным разделам курса и сдача экзамена в конце семестра.

 Курсовая, контрольные и лабораторные работы выполняются в соответствии с учебными программами и методическими указаниями по их выполнению.

 Основной формой изучения дисциплины студентами заочной формы обучения является самостоятельная работа с рекомендуемой литературой, которая должна проходить в следующем порядке:

 - ознакомление с содержанием темы по программе курса;

 - изучение рекомендуемых программой и данными методическими указаниями материалов;

 - проверка знания изученного материала по контрольным вопросам, приведенным в методических указаниях;

 - выполнение курсовой и контрольных работ согласно учебным программам курса, которые заблаговременно представляются на кафедру

6

аэродинамики и динамики полёта Университета ГА для их очного или заочного рецензирования.

 К защите курсовой работы допускаются студенты, получившие положительную рецензию на КУР.

 К сдаче экзамена допускаются студенты, имеющие зачтённые лабораторные работы, успешно защитившие КУР и получившие положительные рецензии на КР в соответствии со сроками, предусмотренными учебными программами и графиками. Лабораторные работы выполняются во время экзаменационной сессии.

 В порядке исключения студентам заочной формы обучения предоставляется возможность очного рецензирования, защиты курсовой работы, контрольной работы и сдача экзаменов во время сессии.

 На экзамене от студента требуется знание материала курса, понимание физической сущности рассматриваемых процессов и умение использовать свои знания применительно к конкретным практическим задачам лётной или технической эксплуатации ВС и их систем, управления воздушным движением и т.п.

**Теоретические сведения**

**Раздел 1. Аэродинамика**

1.1. Основные уравнения аэродинамики

 Давление воздушной среды, температура и плотность, связанные между собой уравнением состояния, хорошо известны из физики, термодинамики и метеорологии, т.е. из научных дисциплин, предшествующих аэродинамике. Надо вспомнить размерность величин (параметров), характеризующих эти свойства ( Р,ρ, Т, а, V), и их молекулярно-кинетическую природу. Особое значение в аэродинамике придают таким свойствам воздуха, как вязкость (внутреннее трение в жидкостях и газах) и сжимаемость. Следует обратить внимание на связь между модулем сжимаемости и скоростью звука в среде; вспомнить из курса метеорологии понятие стандартной атмосферы (СА), которая показывает, как изменяются основные параметры воздуха (Р,ρ, Т, а, V) с высотой.

 В теме кратко рассматривается математический аппарат современной теоретической аэродинамики. В основе этого аппарата, то есть аналитических средств аэродинамики, лежит представление о непрерывности воздушной среды. В действительности же на высотах около 50-100 км и более над уровнем океана, где длина свободного пробега молекул становится очень большой, понятие непрерывности (сплошность или континуум) неприменимо, оно заменяется статистическими представлениями молекулярно-кинетической теории газов. На высотах, используемых в гражданской авиации, длина свободного пробега ничтожно мала (примерно 10-7 м), поэтому воздух можно считать континуумом и дифференцировать сколь угодно малые его объёмы и

7

массы. Это позволяет использовать понятие о потоке как о непрерывном поле скоростей, плотностей, давлений и температур. При этом отличают скорость в данной точке потока от скорости элементарной частицы воздуха, движущейся по той или иной траектории около воздушного судна.

 Важное значение имеет понятие о линиях тока в стационарном, то есть установившемся потоке. Это понятие позволяет мысленно разделить воздушный поток на несколько потоков, классифицировать их, рассматривать вместо сложных пространственных течений более простые – плоскопараллельные, симметричные и, наконец, просто одномерные струйные течения.

 Исследуя элементарную частицу, то есть малую массу газа, движущуюся около самолёта, взятую в форме прямоугольного параллелепипеда, и определяя действующие на нее силы, можно по правилам теоретической механики составить уравнения её движения–уравнения Эйлера для идеальных жидкостей и газов.

 Интегрирование этих дифференциальных уравнений позволяет наиболее общим способом вывести очень важное уравнение Бернулли, которое наряду с другими принципиальными уравнениями неразрывности и уже известным уравнением состояния составляет совокупность основных уравнений аэродинамики. Для пограничного слоя, в котором приходится учитывать свойства жидкости, в теоретической аэродинамике выводят более сложные уравнения, не рассматриваемые в данном курсе. Затем в теме без доказательств и выводов кратко рассматриваются основные закономерности вихревых движений жидкостей и газов, анализируются уравнения энергии для адиабатического течения в струйке газа. При этом необходимо вспомнить ряд основных понятий, уже известных из курса термодинамики (критическая и максимальная скорости газа, температура и давление торможения, газодинамические функции и др.), связав их с задачами аэродинамики.

 Вопросы и задания

 1. Что представляет собой температура воздуха Т с точки зрения молекулярно-кинетической теории газов?

 2. Как связаны между собой давление, плотность и температура воздуха?

 3. Каковы размерности плотности, давления и удельного веса (весовая плотность) воздуха в системе СИ и технической системе единиц ?

 4. Что такое относительная плотность воздуха, как она обозначается и изменяется с высотой?

 5. Что определяют два основных коэффициента вязкости µ, υ и какова их размерность в технической системе и системе СИ?

 6. Что такое пограничный слой?

 7. Как связаны модуль сжимаемости и скорость звука?

 8. Как показать, что скорость звука в конечном счёте зависит только от температуры?

8

 9. При каких условиях число М равно нулю?

 10. Какие параметры воздуха включают в таблицу СА?

 11. В чём сущность понятия “континуум”? До каких высот можно применять допущение в континууме?

 12. Что такое принцип обратимости движения?

 13. Каковы два основных способа представления потока в теоретической аэродинамике?

 14. Какую классификацию потоков Вы знаете?

 15. Дайте определение траекторий, линий тока, трубок тока, струек, вихревых нитей и вихревых трубок.

 16. Что представляет собой уравнение неразрывности? Из каких положений его выводят?

 17. Объясните физический смысл уравнений Эйлера, из каких соображений они выведены?

 18. При каких предположениях из уравнений Эйлера можно вывести уравнение Бернулли? Каков его физический смысл? Что представляет собой уравнение Бернулли в дифференциальной форме?

 19. Что такое критическая и максимальная (предельная) скорости потока газа при адиабатическом течении?

 20. Что означает термин «параметры торможения»?

 21. Напишите формулы давления торможения в несжимаемом и сжимаемом потоке, выразив это давление через число М.

 22. На какой формуле базируется градуировка указателя числа М?

 23. В чём причина аэродинамического нагрева? В каких точках крыла и других частях сверхзвукового самолёта он возникает?

 24. Чем отличается индикаторная и приборная скорости от истинной?

1.2. Свойства дозвуковых и сверхзвуковых течений газа и их использование в авиационной технике

 Изучение этой темы имеет большое значение для лётной эксплуатации самолётов при скоростях, близких к скорости звука и больших. В этом случае на крыле, оперении и фюзеляже могут даже при дозвуковом полёте (при М<1) возникать местные сверхзвуковые зоны, внутри которых существует сверхзвуковое течение. Сверхзвуковой поток имеет вызываемые телом особенности: возмущения не могут распространиться или передаваться вперёд, так как скорость их распространения обычно равна звуковой и в любом случае меньше, чем скорость самого потока. Поэтому у тел возникает головная волна, которая отделяет невозмущённую часть набегающего потока от возмущённой. Такая волна в определённых условиях имеет форму конуса.

9

Другая особенность сверхзвукового потока – его способность разгоняться при расширении струй и скачкообразно тормозиться при их сужении.

 Таким образом, в сверхзвуковом потоке могут возникнуть скачки уплотнения или ударные волны, изучение которых имеет большое научное и практическое значение. Необходимо обратить особое внимание на формулы, связывающие параметры газа (Р, ρ, Т, V) до и после скачка.

 Принципиальное значение имеет формула зависимости между относительным приращением скорости dV/V и относительным изменением db/b площади сечения струи. Необходимо знать, как эту формулу выводить, уметь её анализировать, показывая различный характер закономерностей дозвукового и сверхзвукового потоков. Надо уметь проводить аналогию между струями, обтекающими профиль крыла, фюзеляжа, и течением внутри сверхзвукового сопла. Следует обратить внимание на формулы потерь механической энергии в скачке и уменьшения давления в критической точке тела за головной ударной волной.

 Вопросы и задания

 1. Какова формула связи между относительными изменениями сечений струи и скорости потока? Какие выводы качественного характера вытекают из этой формулы?

 2. Почему в сужающемся сопле не может быть получена сверхзвуковая скорость?

 3. Что такое угол, конус и волна возмущения? Какова зависимость между углом возмущения и числом М?

 4. В чём физическое различие в обтекании сверхзвуковым потоком стенок, образующих тупые углы больше и меньше 1800?

 5. Из каких условий выводят четыре основных уравнения скачков уплотнения?

 6. Какова связь между скоростями до и после скачка для косого и прямого скачков?

 7. Как связаны между собой и с числом М углы наклона косых скачков β и υ углы поворота потока за ним? Изобразите эту зависимость графически.

 8. Как можно вычислить давление в критической точке тела, обтекаемого сверхзвуковым потоком?

 9. От чего зависят скорость распространения свободной ударной волны и скорость спутного потока за ней?

1.3. Аэродинамика несущих поверхностей при малых числах М

 Аэродинамика как наука возникла из практических потребностей определять силы, действующие на воздушное судно при полёте в атмосфере.

10

Эти силы (результат сложного взаимодействия между движущимся телом и воздушной средой) обусловлены неравномерным распределением давлений и

сил вязкого трения на поверхности воздушного судна. Аэродинамические силы, действующие в полёте на отдельные части самолёта (вертолёта), являются результирующими (равнодействующими) местных распределённых сил давления и сил трения. Они зависят от многих факторов, характеризующих воздушную среду (плотность, вязкость, сжимаемость и т.д.), поток (скорость, турбулентность) и тело (размеры, форма, состояние поверхности, положение по отношению к набегающему потоку). Обилие факторов, влияющих на величину, направление и точку приложения результирующих сил, действующих как со стороны потока на тело, так и со стороны тела на поток, очень усложняет задачу определения этих сил.

 В начале XVII века Ньютоном были выделены главные факторы, определяющие аэродинамическую силу: размеры тела, скорость, плотность среды и угол наклона поверхности тела к потоку; лишь в XIX-XX вв. стали учитывать влияние остальных факторов через аэродинамические коэффициенты с помощью теории подобия.

 В настоящее время аэродинамическая сила и её отдельные компоненты (подъёмная сила, лобовое сопротивление, боковая сила, аэродинамические моменты тангажа, рыскания и крена) могут быть определены экспериментально на моделях, при полётах в натуре, а в отдельных случаях и путём расчётов, основанных на теоретических предпосылках. Теоретико-расчётные способы определения коэффициентов аэродинамических сил крыльев, тел вращения и других частей воздушного судна основаны на использовании уравнений теоретической аэродинамики. Эти уравнения сложны, но численное интегрирование их на ЭВЦМ может дать полную картину распределения давления и сил трения на самом теле и во всём поле потока, что очень важно с научной и практической точек зрения.

 Надо обратить особое внимание на выводы из теории аэродинамического подобия. Необходимо запомнить основные критерии подобия, т.е. числа Re, M, ε (критерий турбулентности потоков), и уяснить связь между ними и аэродинамическими коэффициентами CR, CX, CY, Cm, а также понять физическую природу этой связи. Следует также обратить внимание на основные положения теории пограничного слоя, закрепив в памяти формулы толщин и коэффициентов трения для ламинарного и турбулентного пограничных слоёв.

 Большое значение для лётной эксплуатации имеет явление срыва пограничного слоя. Необходимо хорошо разобраться в причинах срыва и в его связи с градиентом давления и структурой пограничного слоя.

 В теме рассматриваются зависимости аэродинамических коэффициентов от геометрических параметров крыла и от угла атаки при постоянно малом числе М. В этом случае влияние сжимаемости пренебрежимо мало. Значение диаграммы распределения коэффициента давления для понимания аэродинамических явлений, связанных с различными

11

режимами полёта, велико и поэтому на них следует обратить серьёзное внимание. Вначале надо изучить аэродинамические характеристики профиля:

поляру, графики CY(α) Cx (α) и Cm(CY), затем эти же характеристики крыльев конечного размаха, для которых свойственно индуктивное сопротивление и скос потока, их формулы необходимо запомнить.

 Достаточное внимание надо уделить стреловидным крыльям, которые приобретают всё большее значение как основное средство преодоления волнового кризиса, и их аэродинамическим особенностям.

 Вопросы и задания

 1. Каковы физические причины возникновения аэродинамических сил? В чём состоит парадокс Даламбера-Эйлера?

 2. Из каких составляющих складывается сила лобового сопротивления?

 3. Перечислите основные критерии подобия и укажите факторы, влияние которых они отражают.

 4. Можно ли получить одновременное подобие на моделях и в натуре по числам Re, М и как это достигается?

 5. Из каких частей состоит аэродинамическая труба? Какие типы труб Вы знаете?

 6. От чего в основном зависит толщина пограничного слоя?

 7. В чём различие ламинарного и турбулентного пограничных слоёв?

 8. Какие факторы влияют на положение места перехода ламинарного слоя в турбулентный?

 9. Как и почему происходит отрыв пограничного слоя? Какой слой более устойчив против действия продольного градиента давления и почему?

 10. Как влияет структура пограничного слоя на сопротивление трения и на аэродинамический нагрев?

 11. Каким образом влияет сжимаемость воздуха на пограничный слой?

 12. Перечислите основные геометрические параметры профиля и крыла в плане. Какие оси координат применяют в аэродинамике воздушных судов?

 13. Назовите характерные углы атаки и укажите их связь с режимами полёта самолёта. Укажите характерные значения аэродинамических коэффициентов.

 14. Почему крыло с несимметричным профилем имеет CY неравным 0 при α=0?

 15. Какие аэродинамические коэффициенты профиля изменяются по линейному закону в диапазоне лётных углов атаки? Как можно в виде формул записать эти закономерности?

 16. В чём причина возникновения индуктивного сопротивления и от каких геометрических (конструктивных) факторов оно зависит?

12

 17. Что называют центром давления и фокусом крыла? Как определить их местоположение?

 18. Какие Вы знаете основные способы повышения CY max?

 19. На какие аэродинамические коэффициенты и как именно влияет угол стреловидности крыла?

 20. В чём физические особенности обтекания стреловидного крыла?

1.4. Аэродинамические характеристики воздушного судна

 Крыло в основном определяет аэродинамические, а следовательно и лётно-технические качества самолёта, однако существенное влияние на них могут оказывать крупные части самолёта: фюзеляж, мотогондолы, горизонтальное и вертикальное оперение. Эти детали летательного аппарата мало влияют на подъёмную силу, но могут значительно увеличить лобовое сопротивление, а также смещать центр давления и фокус самолёта по сравнению с центром давления и фокусом крыла. В данной теме рассматривают только возрастание сопротивления за счёт ненесущих частей и метод расчёта и построение поляр самолёта на основе известных поляр крыльев. Значительное внимание уделяется и так называемому «интерференционному сопротивлению», возникающему в результате взаимного влияния частей самолёта (в основном крыла и фюзеляжа).

 Вопросы и задания

 1. Из каких переменных (зависящих от угла атаки) и постоянных (не зависящих от угла атаки) частей складывается коэффициент сопротивления самолёта?

 2. Как учитывается интерференция (взаимное аэродинамическое влияние) частей самолёта при расчёте его поляры?

 3. Какими способами можно уменьшить вредное сопротивление?

 4. Определите величину CX0 по техническому описанию самолёта, на котором Вы летаете.

1.5. Аэродинамические характеристики воздушных винтов самолётов

 При изучении характеристик воздушных винтов необходимо особое внимание уделить изменению условий работы винта при изменении режима полёта. Следует чётко представлять, как при этом меняются основные параметры, характеризующие работу воздушного винта: относительная поступь, коэффициенты тяги и мощности, КПД винта; ясно понимать преимущества ВИШ перед ВФШ. Особое внимание следует обратить на образование обратной (отрицательной) тяги винтов ТВД и на методы борьбы с ней. Рассматривая обтекание профиля лопасти винта, необходимо объяснить, как и почему возникает обратная тяга, как изменяется она при изменении скорости полёта.

13

Вопросы и задания

 1. Перечислите и объясните основные геометрические характеристики воздушных винтов.

 2. Объясните физический смысл термина «поступь винта».

 3. Напишите формулы для коэффициентов тяги и мощности воздушного винта.

 4. Нарисуйте схему работы профиля лопасти винта на режиме прямой (положительной) тяги.

 5. Приведите схему работы профиля лопасти винта на режиме обратной (отрицательной) тяги при работающем двигателе.

 6. Нарисуйте схему работы профиля лопасти винта на режиме обратной тяги при неработающем двигателе (при авторотации винта).

 7. Для чего нужен промежуточный упор лопастей винта?

 8. Почему обратная тяга характерна только для ТВД?

 9. Нарисуйте и объясните кривые располагаемых тяг ТВД при различных расходах топлива.

 10. Как влияет сжимаемость воздуха на работу воздушного винта?

 11. Чем сверхзвуковой винт отличается от обычного?

 12. Что такое эквивалентная мощность ТВД?

 13. Как строится зависимость располагаемой мощности самолёта с ТВД от скорости полёта?

1.6. Аэродинамическая характеристики несущих винтов вертолётов

 При изучении темы следует обратить внимание на отличие аэродинамических характеристик несущего и тянущего винтов. Продумать расчёт тяг и мощностей несущего винта по простейшей теории активного диска, проанализировать основную формулу этой теории для висения – формулу Жуковского – Валькера со степенью 2/3. Рассматривая маховые движения лопастей несущего винта, проследить причины завала конуса лопастей назад и вбок при косой обдувке, обратить внимание на аналогию работы несущего винта самолёта.

 Вопросы и задания

 1. По какому принципу классифицируются схемы вертолётов?

 2. На чём основан принцип действия автомата перекоса?

 3. От каких параметров зависят коэффициенты тяги и момента несущего винта?

 4. Каковы основные предположения теории активного диска?

 5. Как при данной тяге мощность, потребляемая несущим винтом на режиме висения, зависит от диаметра несущего винта?

14

 6. Каково назначение горизонтальных и вертикальных шарниров в подвеске лопастей несущего винта?

 7. Какие моменты действуют на лопасть в плоскости её вращения?

 8. Каковы причины «завала» конуса лопастей несущего винта назад и вбок при косой обдувке?

 9. Чем ограничивается максимальная скорость полёта вертолёта?

 10. Напишите формулу для индуктивной скорости несущего винта при косой обдувке в случае достаточно большой и достаточно малой скоростей косой обдувки.

1.7. Особенности аэродинамики современных ВС

 Вследствие того, что диапазон режимов полёта современных самолётов непрерывно расширяется в сторону больших скоростей, влияние сжимаемости воздуха на аэродинамические, а следовательно и на лётно-эксплуатационные характеристики, становится более значительным. Это влияние отражается зависимостью аэродинамических коэффициентов от числа М. Существует пять областей аэродинамики, соответствующих пяти различным режимам обтекания по числу М. Первая область несжимаемых течений (0<М<0,4) соответствует самым малым числам М. Вторая -дозвуковая область, в которой начинает проявляться влияние сжимаемости, хотя ни в одной точке поверхности летательного аппарата скорость не достигает скорости звука. Верхняя граница этой области определяется критическим числом М (Мкр), зависящим от формы тела, угла атаки, и для современных профилей крыльев имеющим значения 0,60-0,80; для тел вращения – 0,80-0,95.

 После достижения Мкр на поверхностях воздушных судов появляются местные зоны сверхзвуковых скоростей, замыкающиеся скачками уплотнения, и начинается третья область – трансзвуковые или околозвуковые режимы. Эта область характеризуется смешанным дозвуковым и сверхзвуковым обтеканием и возникновением сложного аэродинамического явления, называемого волновым кризисом. Полёт на режимах волнового кризиса связан с нарушением устойчивости и управляемости самолёта, ухудшением аэродинамического качества и уменьшением запаса прочности из-за появления вибрации (тряски). Изучение причин волнового кризиса, мер борьбы с его последствиями и способов преодоления кризиса – главная задача темы.

 Область трансзвуковых режимов заканчивается при числах М, равных 1,2-1,3, когда вокруг воздушного судна поток почти целиком становится сверхзвуковым. Начинается четвёртая область сверхзвуковых режимов, которая при 5 < M < 7 переходит в пятую – гиперзвуковую область. Аэродинамические особенности сверхзвуковых самолётов можно понять, ознакомившись с аэродинамическими характеристиками крыльев при сверхзвуковых скоростях и способами их определения. Надо выяснить, какие формы должен иметь сверхзвуковой самолёт, чтобы обеспечить большую скорость полёта. Нужно уметь приближённо оценивать аэродинамические

15

характеристики сверхзвукового самолёта по линейной теории и знать вид этих характеристик во всём диапазоне крейсерского числа М.

 Вопросы и задания

 1. Как определяются коэффициенты подъёмной силы, момента тангажа в дозвуковом потоке с учётом сжимаемости, если известна их величина в несжимаемом потоке?

 2. Что представляет собой явление волнового кризиса?

 3. Что называется критическим числом М?

 4. От каких факторов зависит число М?

 5. Как и где развиваются сверхзвуковые зоны на крыле в условиях трансзвукового обтекания?

 6. Изобразите графически изменение аэродинамических коэффициентов с увеличением числа М.

 7. Чем объясняется падение коэффициента подъёмной силы CY крыла после достижения Мкр?

 8. Объясните причину возрастания коэффициента CX после достижения Мкр?

 9. Какие Вы знаете средства «отодвигания» и «преодоления» волнового кризиса?

 10. Как (приближённо) определяют Мкр для стреловидного крыла?

 11. Какова форма профилей крыльев для самолётов, летающих с околозвуковыми скоростями?

 12. Чем объясняется возрастание Мкр крыльев малых удлинений?

 13. В чем состоит явление «затягивания в пикирование», чем оно объясняется и как с ним бороться?

 14. В чём состоит явление «обратной реакции по крену»?

 15. Какие требования предъявляют к сверхзвуковым профилям?

 16. Как влияет толщина профиля на коэффициент волнового сопротивления при сверхзвуковых скоростях?

 17. Как влияют концы сверхзвукового крыла на его аэродинамические коэффициенты?

 18. Что понимают под термином «дозвуковая передняя кромка» крыла сверхзвукового самолёта?

 19. Куда смещается центр давления и фокус прямоугольного крыла (профиль) при переходе на сверхзвуковые режимы?

 20. Из каких переменных (зависящих от угла атаки) и постоянных (не зависящих от угла атаки) частей складывается коэффициент сопротивления самолёта?

 21. Как учитывается интерференция (взаимное аэродинамическое влияние) частей самолёта при расчёте его поляры?

 22. Какими способами можно уменьшить вредное сопротивление?

 16

 23. Определите величину CX0 по техническому описанию самолёта, на котором Вы летаете.

1.8 Аэродинамика особых случаев полёта

 К числу особых случаев полёта можно отнести: выход самолёта на большие углы атаки, скорости и числа М полёта, попадание в условия сильной атмосферной турбулентности, в условия сдвига ветра, в зону спутного следа, обледенение; полёт при отказах авиационной техники (отказ одного или нескольких двигателей, механизма управления поворотным стабилизатором, несимметричный выпуск закрылков и т.п.)

 Безопасность полёта в указанных случаях во многом зависит от своевременных действий экипажа, знания особенностей аэродинамики самолёта при попадании в эти условия. Существенные изменения аэродинамических характеристик самолёта в большинстве перечисленных случаев приводят к значительному изменению аэродинамических сил и моментов, действующих на самолёт, а следовательно и его поведения, устойчивости и управляемости.

 Изучение особенностей аэродинамических характеристик самолёта при попадании в особые ситуации и является основной задачей данной темы.

 Вопросы и задания

 1. Что Вы понимаете под безопасностью полёта, под уровнем безопасности полёта?

 2. Назовите виды особых ситуаций.

 3. Что подразумевается под ожидаемыми условиями эксплуатации?

 4. Назовите возможные причины Выхода самолёта на большие углы атаки?

 5. Каковы особенности срыва потока на больших углах атаки у самолётов с прямым и стреловидным крылом?

 6. Поясните особенности сваливания указанных самолётов, своего самолёта.

 7. Каковы требования норм лётной годности (НЛГС) к аэродинамическим характеристикам самолёта на больших углах атаки?

 8. Поясните характер влияния сжимаемости воздуха на коэффициенты CY, CX, положение центра давления, фокуса крыла и самолёта на характер изменения аэродинамических сил.

 9. Как изменяется αдоп, CY доп с увеличением числа М? Возможно ли сваливание самолёта на больших скоростях (числах М) полёта?

 10. Каковы особенности обтекания стреловидного крыла на больших числах М при наличии скольжения и их возможные последствия?

17

 11. Каковы требования НЛГС к аэродинамическим характеристикам самолёта на больших скоростях и числах М полёта?

 12. Каковы особенности аэродинамики самолёта при попадании в условия атмосферной турбулентности?

 13. Поясните дополнительные ограничения аэродинамических параметров α, CY, nY, V при полёте в турбулентной атмосфере.

 14. Что представляет собой спутный след?

 15. От каких факторов зависит интенсивность (мощность) и время существования спутного следа?

 16. В чём опасность попадания в спутный след?

 17. Что понимается под сдвигом ветра? В чём опасность попадания самолёта в условия сдвига ветра?

 18. Поясните физику влияния режима работы двигателей, отказа одного или нескольких двигателей (ТВД, ТРД) на аэродинамические характеристики самолёта.

 19. В чём опасность несимметричного выпуска механизации крыла, механизма управления поворотным стабилизатором?

 20. Каким образом изменяются аэродинамические характеристики самолёта при обледенении крыла, оперения и др.? В чём опасность обледенения?

**Раздел 2. Динамика полёта. Траекторные задачи**

 **(лётно – технические характеристики ВС)**

2.1. Уравнения движения воздушных судов

 Прежде всего необходимо вспомнить такие понятия и положения теоретической механики, как материальная точка, система материальных точек и твёрдое тело, основные законы, задачи и теоремы динамики материальной точки и системы материальных точек.

 При этом следует акцентировать внимание на двух основных задачах динамики (расчёт движения под действием известных сил; движение задано в некоторой системе отсчёта – требуется определить силы, под действием которых происходит это движение), а также на законах Ньютона и теоремах об изменении количества движения и момента количества движения. Затем нужно уяснить возможность применения основных методов теоретической механики в задачах динамики полёта летательных аппаратов.

 При изучении темы необходимо обратить внимание на способы задания положения ВС в пространстве, определение траектории полёта, кинематические параметры, характеризующие его движение во времени (скорость, высота и т.д.), и зависимость траектории и кинематических параметров движения от внешних сил.

 Следует иметь в виду, что при расчёте траекторий движения самолёта особый интерес представляет определение наивыгоднейших (оптимальных) с той или иной точки зрения траекторий. Например, если движение происходит из одной заданной точки пространства в другую, то оно может осуществляться

18

по различным траекториям, определяемым действующими на ВС внешними силами. При этом для каждой траектории будут различными время полёта, минимальный расход топлива, скорость и так далее. Среди этих траекторий существуют такие, которым соответствует минимальное время полёта, минимальный расход топлива и так далее, поэтому задачей динамики полёта при расчёте траекторий самолёта является определение возможных и наивыгоднейших (оптимальных) траекторий.

 В процессе работы двигателя масса воздушного судна непрерывно изменяется, поэтому в общем случае самолёт следует рассматривать как тело переменной массы.

 При изучении темы необходимо уяснить основное отличие уравнений ВС как тела переменной массы от уравнений его движения как твердого тела, а также уметь:

 -записать уравнения движения центра масс самолёта и уравнения вращательного движения ВС вокруг его центра масс в векторной форме;

 - обосновать возможность разделения общего движения самолёта на движение его центра масс и вращательное движение вокруг центра масс;

 - записать уравнение движения ВС в проекциях на оси земной, скоростной (поточной), полускоростной и связанной систем координат. При этом необходимо чётко уяснить, когда, в каких случаях удобно применять ту или иную систему координат.

 Уравнения движения центра масс самолёта являются нелинейными и точное аналитическое решение их в общем случае невозможно. Для их решения используются чаще всего специальные моделирующие и цифровые вычислительные машины.

 В ряде частных случаев уравнения движения центра масс самолёта имеют довольно простой вид и могут быть решены либо точно, либо с помощью приближенных методов. Примером служат различные случаи прямолинейного установившегося и неустановившегося полёта (набор, снижение, горизонтальный полёт), вираж, вертикальный манёвр и так далее.

 Усвоение материала темы является необходимым условием для успешного изучения всего последующего курса.

 Вопросы и задания

 1. Как задать положение ВС в пространстве?

 2.Охарактеризуйте взаимосвязь между внешними силами, действующими на самолёт, и траекторией его движения.

 3.Перечислите кинематические параметры, характеризующие движение ВС.

 4.Возможно ли приложение теорем об изменении количества движения и момента количества движения к воздушным судам?

19

 5. Как Вы понимаете возможные и наивыгоднейшие (оптимальные) траектории полёта?

 6. Каковы особенности применения к самолёту переменной массы теорем об изменении количества движения и момента количества движения?

 7. В чём отличие уравнений движения ВС как твёрдого тела от уравнений его движения как тела переменной массы?

 8. Написать уравнения движения самолёта переменной массы в векторной форме.

 9. Какие дополнительные силы и моменты действуют на ВС как тело переменной массы?

 10. В чём заключается принцип затвердения?

 11. Какие системы координат применяются при рассмотрении динамики полёта ВС?

 12. Записать уравнения движения самолёта в проекциях на оси скоростной и связанной систем координат. В чём их отличие?

 13. В каких системах координат целесообразно рассматривать движение центра масс самолета и почему?

 14. В каких системах координат удобнее рассматривать вращательное движение ВС и почему?

 15. В чём заключается трудность решения уравнений движения ВС в общем случае?

 16. Какие Вы знаете способы упрощения уравнений движения центра масс ВС?

 17. Какой вид примут уравнения движения центра масс самолёта в случае его прямолинейного неустановившегося и установившегося (с постоянной скоростью) движения?

 18. Какие Вы знаете численные методы решения уравнения?

 19. Как Вы понимаете задачу об оптимизации траектории полёта?

2.2 Прямолинейное движение самолёта

 Необходимо иметь в виду, что уравнения прямолинейного движения самолёта являются частным случаем общих уравнений движения центра масс и могут быть получены из последних путём соответствующего их упрощения. Используются они при исследовании горизонтального полёта, набора и снижения. Отличие заключается лишь в значении и знаке угла наклона траектории.

 При рассмотрении неустановившегося прямолинейного полёта необходимо получить формулы для расчёта времени и дистанции, необходимых для разгона (торможения) самолёта от скорости V1 до скорости V2 в любом режиме полёта.

20

При изучении установившихся режимов полёта необходимо добиться ясного представления о силах, действующих на самолёт, об условиях их равновесия, о кривых потребных и располагаемых тяг и мощностей, о характерных скоростях полёта и их определении на кривых потребных и располагаемых тяг (мощностей), а также об изменении тех и других в зависимости от высоты полёта, полётного веса и температуры воздуха.

 Так как большинство режимов полёта задаются с помощью приборной скорости, то необходимо чётко представлять себе её роль и определение. Следует обратить внимание на отличие режимов набора с максимальным углом набора и максимальной скороподъёмностью, а также на особенности набора высоты сверхзвуковым самолётом. Необходимо знать и понимать все ограничения, налагаемые на скорость в каждом режиме полёта.

 Вопросы и задания

 1. Нарисовать схему сил, действующих на самолёт при наборе высоты, в горизонтальном полёте и при снижении.

 2. Написать уравнения неустановившегося и установившегося движения самолёта при наборе высоты, в горизонтальном полёте и при снижении.

 3. Чем определяется время и дистанция разгона (торможения)?

 4. От каких факторов зависит потребная тяга самолёта?

 5. Напишите формулу, связывающую тягу и мощность.

 6. Нарисуйте кривые потребных и располагаемых тяг и мощностей для самолётов с ТРД и с ТВД, покажите на них характерные режимы горизонтального полёта.

 7. Изобразите графически кривые потребной и располагаемых тяг сверхзвукового самолёта.

 8. Объясните характер изменения кривых потребных и располагаемых тяг и мощностей с изменением высоты полёта.

 9. Нарисуйте график изменения характерных скоростей горизонтального полёта с изменением высоты полёта.

 10. Объясните ограничения минимальной и максимальной скорости горизонтального полёта самолёта на различных высотах и покажите эти ограничения на графике характерных скоростей горизонтального полёта.

 11. Что такое индикаторная и приборная скорости полёта и в чём удобство их использования по сравнению с истинной скоростью полёта?

 12. Покажите на рисунке изменения характерных индикаторных или приборных скоростей горизонтального полёта и ограничений на них с изменением высоты полёта.

 13. Как изменяются кривые потребных и располагаемых тяг (мощностей) с изменением полётного веса, температуры воздуха?

 14. Как при этом применяются характерные скорости горизонтального полёта?

21

 15. Можно ли при расчёте характеристик набора пользоваться кривыми потребных и располагаемых тяг и мощностей, построенных для горизонтального полёта? Если можно, то почему?

 16. Запишите формулу для угла набора; как он изменяется с высотой и скоростью полёта?

 17. Чем определяется скороподъёмность самолёта и как она изменяется с высотой и скоростью полёта?

 18. Какой из режимов набора (с максимальным углом набора или с максимальной скороподъёмностью) является более скоростным?

 19. Как влияет полётный вес на угол набора и скороподъёмность самолёта?

 20. Как выбирается режим полёта при снижении?

 21. Нарисуйте поляру планирования и покажите на ней характерные точки.

 22. Для какого режима свойственна максимальная дальность снижения (планирования) и влияет ли на неё полётный вес самолёта?

 23. В чём назначение экстренного снижения? С помощью каких мер увеличивают скорость вертикального снижения в этом случае?

 24. Объясните ограничения при экстренном снижении и возможные последствия при их нарушении.

2.3. Дальность и продолжительность полёта самолёта

 Техническая и практическая дальность полёта. Продолжительность полёта. Километровый и часовой расход топлива. Влияние скорости и высоты полёта на километровый и часовой расход топлива. Наивыгоднейшие крейсерские режимы и профиль полёта. Дальность полёта с отказавшим двигателем. Режим полёта на наибольшую дальность и продолжительность. Дальность полёта самолёта с ТРД, ТВД. Влияние различных факторов и условий эксплуатации на дальность и продолжительность полёта. Крейсерские графики самолётов гражданской авиации и их использование. Характеристики дальности и продолжительности полёта ВС гражданской авиации.

 Вопросы и задания

 1. Что такое часовой расход топлива и как он связан с удельным расходом и тягой (мощностью) двигателя?

 2. Что такое километровый расход топлива и как он связан с часовым расходом?

 3. Как удельный расход топлива зависит от скорости, высоты полёта и режима работы двигателя?

 4. Нарисуйте кривую потребной тяги для самолёта с ТРД и укажите на ней режимы максимальной дальности и продолжительности полёта.

22

 5. Нарисуйте кривую потребной мощности для самолёта с ТВД и укажите на ней режимы максимальной продолжительности и дальности полёта.

 6. Как выбирается крейсерская скорость полёта транспортного самолёта?

 7. Как влияет изменение температуры воздуха на часовой и километровый расход топлива?

 8. Как изменяется скорость полёта, соответствующая минимальному километровому расходу топлива, при встречном и попутном ветре?

 9. Как Вы понимаете «полёт по потолкам»?

2.4. Криволинейное движение самолёта

 Условием возникновения криволинейного движения центра масс самолёта является несовпадение линии действия вектора ускорения центра его масс с направлением вектора скорости. В этом случае искривление траектории движения центра масс самолёта происходит за счёт нормальной составляющей ускорения или, другими словами, за счёт нормального ускорения (направленного по нормали траектории). Другая составляющая ускорения (так называемое тангенциальное ускорение), направленная по касательной к траектории, определяет характер движения центра масс по траектории полёта. Поэтому при рассмотрении криволинейных манёвров самолёта нужно обратить внимание сначала на способы создания нормального ускорения. В соответствии с ним и следует рассмотреть горизонтальные маневры самолёта со скольжением без крена, с креном без скольжения, вертикальный манёвр.

 Особое внимание должно быть обращено на схему сил, действующих на самолёт в каждом случае его движения, и на уравнение движения.

 Более подробно следует изучить установившиеся горизонтальные и вертикальные манёвры. При этом необходимо добиться чёткого представления о скорости, тяге и мощности, потребных для виража, о перегрузке, радиусе и времени, границах виража, высоте, необходимой для совершения вертикального манёвра, об особенностях этих манёвров на больших и малых высотах, а также о мерах по обеспечению безопасности полёта при манёвре. Рассматривая уход самолёта на второй круг, нужно уметь оценить посадку самолёта, имея в виду, что её расчёт является примером рассмотренного ранее вертикального манёвра.

 Вопросы и задания

 1. Что требуется для искривления траектории движения самолёта?
 2. Нарисуйте схему сил, действующих на самолёт, совершающий вираж со скольжением. За счёт каких сил при этом происходит искривление траектории движения самолёта?

23

 3. Изобразите графически схему сил, действующих на самолёт, совершающий правильный вираж. Какие силы вызывают искривление траектории движения самолёта при этом?

 4. Напишите уравнение движения самолёта при установившемся правильном вираже и вираже со скольжением.

 5. Напишите формулу для перегрузки при правильном вираже и объясните, как она получается.

 6. Как отличаются перегрузка, потребная скорость, тяга и мощность самолёта, совершающего правильный вираж с креном 300, от их значений в горизонтальном установившемся полёте?

 7. Покажите на кривых потребных и располагаемых тяг самолёта границы виража; от каких факторов зависят радиус и время правильного виража?

 8. Нарисуйте схему сил, действующих на самолёт при вертикальном манёвре, и покажите, какие силы вызывают искривление траектории полёта самолёта.

 9. Рассчитайте безопасную высоту ухода на второй круг самолёта, на котором летаете.

2.5. Взлёт и посадка самолёта

 Взлёт и посадка – наиболее сложные этапы полёта, на которых все параметры движения непрерывно изменяются, так как движение самолёта является соответственно ускоренным или замедленным. Поэтому важно разобраться в схеме сил, действующих на самолёт в процессе взлёта и посадки, научиться составлять и решать уравнения движения самолёта в этих режимах полёта.

 При интегрировании уравнений движения самолёта следует обратить внимание на получение следующих простейших формул для определения времени и длины разбега и пробега:

24

$L\_{p}=\frac{V\_{отр }^{2}}{2 j\_{ср}}$; $t\_{p}=\frac{V\_{отр}}{j\_{ср}}$; $L\_{отр}=\frac{V\_{отр}^{2}}{2\_{g}( \frac{P\_{ср}}{G} - f\_{cр} )}$; $t\_{р}=\frac{V\_{отр}}{g ( \frac{P\_{ср}}{G} -f\_{отр } )}$;

$L\_{пр}=\frac{V\_{пос }^{2}}{-2 j\_{ср}}$; $t\_{пр}=\frac{V\_{пос}}{-j\_{ср}}$; $L\_{пр}=\frac{V\_{пос}^{2}}{g( \frac{1}{K\_{пос}}+ f\_{пр} )}$; $t\_{пр}= \frac{2V\_{пос}}{g( \frac{1}{K\_{пос}}\mp f\_{пр} )}$;

$L\_{пр}=\frac{V\_{пос}^{2}}{g\left[\frac{C\_{x пр}}{С\_{y пос}} +f\_{пр}( 2-\frac{C\_{y пр}}{C\_{y пос}})\right]}$;

$t\_{пр}=\frac{2V\_{пос}}{g\left[\frac{C\_{x пр}}{С\_{y пос}} +f\_{пр}( 2-\frac{C\_{y пр}}{C\_{y пос}})\right]}$ ,

где

Vотр – скорость отрыва;

jср – среднее ускорение на разбеге или пробеге;

g – ускорение силы тяжести;

Pср/G – средняя тяговооруженность самолёта;

fпр – приведённый коэффициент трения;

Kпос  - «посадочное» качество самолёта;

CXпр – значение коэффициента лобового сопротивления самолёта при пробеге;

CYпос – значение коэффициента подъёмной силы самолёта при посадочном угле атаки для посадочной конфигурации самолёта;

CYпр – значение CY при пробеге.

 Следует обратить особое внимание на выбор угла атаки при разбеге и на изменение аэродинамических характеристик самолёта при движении его вблизи земли (уменьшение индуктивного сопротивления, максимального значения коэффициента подъёмной силы и критического угла атаки).

 Расчёт воздушных участков взлётной и посадочной дистанции рекомендуется производить с помощью энергетического метода. На основании полученных расчётных формул необходимо проанализировать факторы, которые оказывают влияние на длину разбега и пробега, взлётной и посадочной дистанции, и пути улучшения взлётно-посадочных характеристик самолётов гражданской авиации.

25

Вопросы и задания

 1. Какова схема взлёта и посадки самолёта, на котором Вы летаете?

 2. Нарисовать схему сил, действующих на самолёт при разбеге и пробеге. В чём их отличие?

 3. Написать уравнения движения самолёта при разбеге и пробеге и пояснить их отличие друг от друга.

 4. Какие методы решения этих уравнений вам известны?

 5. В чём проявляется влияние близости земли при взлёте и посадке?

 6. В чём заключается физический смысл энергетического метода расчёта?

 7. Рассчитайте длину разбега и пробега с помощью энергетического метода.

 8. От каких факторов зависит длина разбега и пробега?

 9. Какие Вы знаете пути уменьшения длины разбега и пробега самолёта?

 10. Почему взлётный угол отклонения закрылков отличается от посадочного?

 11. Из каких соображений выбираются скорость подъёма носового колеса, скорость отрыва, посадочная скорость?

 12. Какие средства аэродинамического торможения самолёта при посадке Вы знаете и как они используются на практике?

 13. Назовите характерные ошибки в пилотировании самолёта при взлёте и посадке и дайте обоснование их возможных последствий.

 14. Каковы особенности взлётно-посадочных характеристик самолётов вертикального взлёта и посадки?

2.6. Основы траекторных задач динамики вертолёта

 Анализируя основные режимы полёта вертолёта, следует прежде всего рассмотреть схему сил, действующих на вертолёт в данном режиме, выбрать систему координат и составить уравнение движения.

 Затем выяснить вопрос о величине индуктивной скорости несущего винта и далее рассматривать величину потребной мощностей на данном режиме. На основании кривой потребной и располагаемой мощностей делается вывод о лётно-технических характеристиках вертолёта.

 Режим вихревого кольца рассматривается только качественно. При изучении неустановившихся режимов полёта – взлёт и посадка – необходимо на основании ограничений по высоте и скорости из соображений безопасности посадки проанализировать схему взлёта и посадки вертолёта, длину взлётной и посадочной дистанции.

 При изучении вопроса об изменении аэродинамических характеристик вертолёта вблизи земли следует проанализировать изменение эффекта воздушной подушки в зависимости от профиля земной поверхности, характера её покрытия и влияния косой обдувки несущего винта.

26

Следует учитывать, что при висении над ямами или лесными полянами эффект воздушной подушки может не только уменьшаться, но и стать отрицательным вследствие образования режима работы винта, близкого к режиму вихревого кольца.

 Вопросы и задания

 1. Какова схема сил, действующих на вертолёт на различных режимах его полёта? Напишите уравнение движения для этих режимов.

 2. Как влияет высотность двигателя на потолок висения вертолёта?

 3. На основании каких соображений определяется максимальная загрузка вертолёта?

 4. В чём причина возрастания тяги несущего винта вблизи земли?

 5. Как изменяется эффект воздушной подушки при висении над холмами, склонами?

 6. Объясните, что происходит при висении вертолёта над ямами различной конфигурации, лесными полянами?

 7. На какой скорости вертикального снижения может возникнуть вихревое кольцо? Какими способами можно бороться с его возникновением?

 8. Как приближенно определить скорость вертикального снижения в режиме авторотации?

 9. Перечислите факторы, от которых зависит угол атаки вертолёта в горизонтальном полёте (приближённо угол атаки вертолёта совпадает с углом качества) ?

 10. Какой знак имеет угол качества вертолёта в режиме горизонтального полёта и в режиме планирования?

 11. Из каких составляющих складывается мощность, потребляемая для горизонтального полёта вертолёта, и как изменяется с увеличением высоты полёта соотношение между этими составляющими?

 12. Как изменяются воздушная и приборная экономическая и наивыгоднейшая скорости вертолёта с высотой?

 13. Расскажите об изменении кривых потребных мощностей вертолёта в горизонтальном полёте с изменением высоты, веса вертолёта, оборотов несущего винта, вредного сопротивления (вследствие подвески каких-либо грузов)? Как при этом изменяются характерные скорости полёта?

 14. Как изменяется скороподъёмность вертолёта с высотой? Чем ограничивается максимальная высота полёта вертолёта?

 15. В чём отличие режимов планирования вертолёта и самолёта?

 16. Как изменяются характерные скорости планирования вертолёта при подвеске каких-либо грузов?

 17. Перечислите факторы, ограничивающие безопасную высоту полёта вертолёта.

27

 18. Какие режимы течения воздуха в струе от винта наблюдаются при полёте вертолёта вблизи земли? Как изменяется при этом эффект воздушной подушки вертолёта?

 19. Чем ограничивается ускорение при разгоне и торможении вертолёта?

 20. Какие факторы влияют на дальность и продолжительность полёта вертолёта?

**Раздел 3. Динамика полёта. Устойчивость и управляемость**

3.1. Методы динамики полёта в задачах устойчивости и управляемости

 В результате изучения темы необходимо получить общее представление о балансировке, устойчивости и управляемости ВС, их роли в обеспечении безопасности полёта, об основных требованиях, предъявляемых к этим качествам современных самолётов (вертолётов), и основных задачах динамики полёта по устойчивости и управляемости, их взаимосвязи с траекторными задачами, изученными ранее (в первой части курса).

 Следует иметь в виду, что в задачах динамики полёта по устойчивости и управляемости нас интересует не сама траектория движения ВС, а процесс управления им и устойчивость его движения по той или иной траектории, то есть возможность осуществления полёта по какой-либо траектории.

 Следует определить, какие системы координат целесообразно применять при рассмотрении задач устойчивости и управляемости; установить особенности управляемого движения самолёта и проанализировать возможность использования полученных ранее уравнений движения самолёта в задачах устойчивости. При этом нужно уяснить, в чём заключается особенность составления уравнений управляемого движения и чем эти уравнения отличаются от полученных ранее.

 Уравнения управляемого движения самолёта, как и уравнения, использованные при рассмотрении траекторных задач, являются нелинейными дифференциальными уравнениями с переменными в общем случае коэффициентами. Поэтому необходимо обратить внимание на вероятные методы их решения и в первую очередь на возможные упрощения этих уравнений: метод замораживания коэффициентов; метод малых возмущений, позволяющий от исходных нелинейных уравнений движения перейти к линейным уравнениям воздушного движения; метод разделения общего возмущённого движения ВС на продольное и боковое; различные частные случаи движения, например, прямолинейный полёт и т.д.

 Методы исследования устойчивости и управляемости базируются на анализе решения уравнений возмущённого движения самолёта (вертолёта), поэтому, кроме умения решать систему линейных однородных или

28

неоднородных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами, требуется навык анализа характера изменения решения уравнений, описывающих возмущённое движение ВС и знание его зависимости от коэффициентов и вида правых частей уравнений движения.

 Кроме классических методов решений указанных дифференциальных уравнений, необходимо иметь представление об операционных и статистических методах решения. Особое внимание следует обратить на условия устойчивости движения ВС, на существующие упрощенные методы исследования управляемости самолёта (вертолёта) и критерии управляемости. При этом необходимо уяснить физический смысл коэффициентов уравнений и условий устойчивости и управляемости, роль восстанавливающих и демпфирующих моментов в их обеспечении, а также необходимость совместного рассмотрения условий равновесия сил и моментов при анализе этих характеристик ВС.

 Вопросы и задания

 1. Что Вы понимаете под балансировкой самолёта?

 2. Как Вы понимаете устойчивость ВС?

 3. Что такое управляемость самолёта (вертолёта)?

 4. Как Вы представляете себе роль характеристик устойчивости и управляемости в обеспечении безопасности полёта?

 5. Перечислите задачи динамики полёта по устойчивости и управляемости ВС.

 6. Какова взаимосвязь этих задач с траекторными задачами динамики полёта?

 7. Какие системы координат целесообразно использовать при рассмотрении задач устойчивости и управляемости самолёта (вертолёта)?

 8. В чём заключаются особенности составления уравнений управляемого движения ВС?

 9. Возможно ли использование уравнений движения самолёта, полученных при решении траекторных задач, при составлении уравнений управляемого движения; в чём отличие этих уравнений друг от друга?

 10. В чём заключается метод замораживания коэффициентов и что даёт его применение?

 11. Объясните, в чём заключается метод малых возмущений и каковы его возможности?

 12. В каких случаях и почему возможно разделение общего возмущенного движения самолёта на продольное и боковое?

 13. Какие Вы знаете методы решения линейных дифференциальных уравнений возмущенного движения самолёта?

 14. Чем определяется характер возмущённого движения?

 15. При каких корнях характеристического уравнения воздушное судно устойчиво?

29

 16. Можно ли, не решая характеристического уравнения, определить устойчив самолёт или нет?

 17. Раскройте физический смысл устойчивости и управляемости ВС.

 18. Как Вы понимаете роль восстанавливающих и демпфирующих моментов в обеспечении устойчивости и управляемости?

 19. От каких факторов зависит статическая устойчивость самолёта и какова роль этой величины в его динамической устойчивости?

 20. Какие критерии управляемости Вы знаете?

 21. Каков физический смысл критериев управляемости ВС?

 22. Какие приближённые методы исследования управляемости Вы знаете?

3.2. Продольная устойчивость самолёта

 После изучения тем 2.2 и 2.3, необходимо составить уравнения продольного возмущенного движения ВС, проанализировать характер возмущенного движения самолёта и сформулировать условия его продольной устойчивости. При этом следует обратить внимание на существование двух типов продольного возмущенного движения (короткопериодического и длиннопериодического) и на возможность раздельного рассмотрения продольной устойчивости по перегрузке и по скорости.

 Необходимо помнить, что понятие продольной динамической устойчивости является более полным, чем статической устойчивости, так как оно учитывает воздействие на самолёт не только продольного статического момента, но и продольных демпфирующих моментов, обусловленных

вращением самолёта вокруг поперечной оси, а также рассматривает возмущенное движение самолёта под действием всех сил и моментов. Надо понять роль статической устойчивости по перегрузке и по скорости в обеспечении продольной динамической устойчивости самолёта, их влияние на характеристики (показатели) динамической устойчивости самолёта и обосновать выбор предельной задней центровки самолёта.

 Следует обратить внимание на особенности продольной устойчивости самолёта со «свободным управлением», на неустойчивость его по высоте полёта и особенности продольной устойчивости при взлёте и посадке, обусловленных дополнительным воздействием на самолёт опорных реакций со стороны колёс шасси.

 Вопросы и задания

 1. Что называется продольной устойчивостью самолёта?

 2. Чем определяется характер продольного возмущенного движения ВС?

 3. Каковы условия продольной устойчивости самолёта?

30

 4. Чем объясняется возможность раздельного рассмотрения устойчивости самолёта по перегрузке и по скорости?

 5. Дайте определение устойчивости по перегрузке.

 6. Что такое устойчивость по скорости?

 7. Что называется статической устойчивостью по перегрузке и по скорости?

 8. Какие условия статической устойчивости по перегрузке и по скорости Вы знаете?

 9. Какова роль продольной статической устойчивости в обеспечении продольной динамической устойчивости самолёта?

 10. Каково влияние центровки самолёта на продольную статическую устойчивость и на характеристики динамической устойчивости самолёта?

 11. Какую роль играет продольный статический момент и демпфирующие моменты в обеспечении продольной устойчивости самолёта?

 12. Из каких условий выбирается предельная задняя центровка самолёта?

 13. Как связана продольная статическая устойчивость по перегрузке и по скорости с характером балансировочной кривой?

 14. Расскажите об изменении критериев продольной устойчивости самолёта при «освобождении» руля высоты?

 15. В чём заключаются причины неустойчивости самолёта по высоте?

 16. Каковы основные особенности продольной устойчивости самолёта с хвостовым колесом при разбеге и пробеге?

 17. Назовите особенности продольной устойчивости самолёта с носовым колесом при разбеге и пробеге.

 18. Чем опасно нарушение предельных центровок при взлёте и посадке?

 19. В чём заключается влияние упругости конструкции на продольную устойчивость самолёта?

3.3. Боковая устойчивость самолёта

 Изучение материала данной темы целесообразно производить в следующем порядке:

 - составить уравнения бокового возмущенного движения и соответствующее им характеристическое уравнение;

 - проанализировать характер бокового возмущенного движения самолёта в зависимости от вида корней характеристического уравнения и сформулировать условия боковой устойчивости самолёта;

 - выяснить значение боковой статической устойчивости, а также стабилизирующих моментов рысканья и крена и динамических демпфирующих моментов в обеспечении боковой устойчивости самолёта.

 Боковая устойчивость – это совокупность поперечной устойчивости самолёта и путевой устойчивости, которые должны находиться в определённом соотношении друг с другом. В подтверждение сказанного

31

следует рассмотреть два типа боковой неустойчивости (колебательной и спиральной) и границы боковой устойчивости самолёта.

 Необходимо также выяснить особенности устойчивости самолёта на больших углах атаки, на больших высотах, при взлёте и посадке и назначение демпферов рыскания и крена.

 Вопросы и задания

 1. Что такое путевая устойчивость самолёта и чем она обеспечивается?

 2. Дайте определение поперечной устойчивости самолёта. Объясните, чем она обеспечивается.

 3. Что называется боковой устойчивостью самолёта?

 4. Чем определяется характер бокового возмущенного движения?

 5. Каковы условия боковой устойчивости самолёта?

 6. Напишите формулу для статического момента рысканья и его коэффициента.

 7. Напишите формулу для статического момента крена и его коэффициента.

 8. Охарактеризуйте взаимосвязь движений рысканья и крена.

 9. Какова роль статической устойчивости в обеспечении боковой устойчивости самолёта?

 10. Дайте определение демпфирующего момента рысканья. Расскажите, как он образуется.

 11. Что называется демпфирующим моментом крена и как он образуется?

 12. Какие спиральные боковые моменты Вам известны и как они образуются?

 13. Что такое колебательная неустойчивость самолёта? Какие самолёты склонны к этой неустойчивости?

 14. Дайте определение спиральной неустойчивости самолёта. Когда она проявляется?

 15. В чём заключается влияние высоты полёта на характеристики боковой устойчивости самолёта?

 16. Каковы особенности боковой устойчивости самолёта на больших углах атаки, на взлёте и посадке?

3.4. Продольная управляемость самолёта

 Управляемость является свойством более сложным и многосторонним по сравнению с устойчивостью и поэтому оценивается целым рядом частных критериев, каждый из которых характеризует управляемость с определённой стороны. Управляемое движение самолёта определяется как характеристиками

32

собственного возмущенного движения, так и характером и величиной управляющего воздействия.

 Структурную схему большинства показателей статической управляемости можно представить в следующем виде:

 Величина, характеризующая

 управляющее воздействие

Показатель = .

управляемости Величина, характеризующая реакцию

 самолёта на управляющее воздействие

 Свойства динамической управляемости самолёта оцениваются характеристиками переходных процессов при реакции самолёта на управляющее воздействие.

 При изучении статической управляемости самолёта необходимо обратить внимание на балансировочные диаграммы отклонений руля высоты и усилий на штурвале, их зависимость от продольной статической устойчивости и от скорости полёта, а так же на назначение автоматов балансировки и на способы уменьшения усилий на штурвале.

 При изучении динамической управляемости самолёта основное внимание следует уделить анализу характеристик переходного процесса при ступенчатом отклонении руля высоты и возмущенного движения самолёта при гармоническом законе изменения угла отклонения руля высоты.

 В обоих случаях необходимо уяснить взаимосвязь характеристик устойчивости и управляемости самолёта.

 Вопросы и задания

 1. Что понимают под балансировкой самолёта?

 2. Нарисуйте схему сил и моментов, действующих на самолёт в прямолинейном установившемся полёте без крена и скольжения, и напишите условия продольной балансировки самолёта при этом.

 3. Напишите формулу для коэффициента продольного статического момента самолёта.

 4. Как зависит продольный момент самолёта от режима работы двигателей?

 5. Отличается ли угол атаки горизонтального оперения от угла атаки крыла?

 6. Как влияет угол установки стабилизатора на продольный момент самолёта?
 7. Из какого условия можно определить потребное для продольной балансировки самолёта отклонение руля высоты?

 8. Как влияет число М полёта на коэффициент продольного момента самолёта?

33

 9. В чём заключается влияние центровки самолёта на характер балансировочной кривой δв = f(M)?

 10. Как влияет режим работы двигателей на характер этой же балансировочной кривой?

 11. Из каких условий выбирается предельная передняя центровка самолёта?

 12. Какими показателями (критериями) оценивается продольная статическая управляемость самолёта?

 13. С учётом какого условия определяется балансировочный угол отклонения руля высоты в прямолинейном полёте?

 14. Как изменяются необходимые для балансировки самолёта в прямолинейном полёте углы отклонения руля высоты и усилия на штурвале с изменением скорости полёта?

 15. От каких факторов зависит величина усилий на штурвале?
 16. Объясните назначение аэродинамической компенсации рулей. Какие существуют виды аэродинамической компенсации?
 17. Каково назначение пружинного сервокомпенсатора?

 18. В чём заключается отличие обратимой бустерной системы от необратимой?

 19. Какими характеристиками оценивается продольная динамическая управляемость самолёта?

 20. Какова взаимосвязь характеристик продольной устойчивости и управляемости самолёта?

 21. Назовите особенности продольной управляемости самолёта при взлёте и посадке.

 22. Каковы ограничения и их причины при полёте в турбулентной атмосфере?

 23. В чём заключается опасность взлёта с обледеневшим горизонтальным оперением?

 24.Чем опасно обледенение горизонтального оперения самолёта при посадке?

 25. В чём заключается влияние упругости конструкции крыла на продольную устойчивость и управляемость самолёта?

3.5. Боковая управляемость самолёта

 Боковая управляемость самолёта, как и продольная, оценивается с помощью целого ряда частных критериев (показателей), каждый из которых характеризует её с определённой стороны. Среди них можно выделить критерий статической и динамической боковой управляемости, аналогичные рассмотренным в предыдущей теме.

 Изучению и характеру этих критериев, их взаимосвязи с боковой устойчивостью следует уделить основное внимание. При этом необходимо уяснить взаимосвязь характеристик путевого и поперечного управления, а

34

исследование характеристик динамической управляемости провести на примере упрощённых случаев бокового движения самолёта (быстроуправляемые движения рысканья и крена, анализ которых аналогичен анализу быстроуправляемого продольного движения самолёта).

 Вопросы и задания

 1. Нарисуйте схему сил и моментов, действующих на самолёт в прямолинейном установившемся полёте с креном и скольжением, и напишите условия боковой балансировки самолёта при этом.

 2. Напишите условия для определения балансировочных углов отклонений руля направления и элеронов в прямолинейном установившемся полёте с креном и скольжением.

 3. Нарисуйте балансировочные кривые самолёта при полёте с креном и скольжением.

 4. Что такое боковая управляемость самолёта?

 5. С помощью каких критериев оценивается боковая статическая и динамическая управляемость самолёта?

 6. Как путевая и поперечная статические устойчивости влияют на характер бокового управляемого движения самолёта?

 7. В чём заключается смысл координированного отклонения органов бокового управления самолёта при выполнении бокового манёвра?

 8. Охарактеризуйте особенности управляемости при взлёте и посадке.

 9. Какие существуют способы балансировки самолёта при отказе одного из двигателей?

 10. Что такое реверс элеронов и какие существуют меры борьбы с ним?

 11. Каковы причины самопроизвольного кренения самолёта?

 12. Что такое обратная реакция самолёта по крену на отклонение руля высоты и когда она наблюдается?

 13. Приведите примеры возможных лётных происшествий при наборе и снижении для самолётов, на которых Вы летаете.

3.6. Основы устойчивости и управляемости вертолёта

 При изучении вопросов балансировки и центровки вертолёта необходимо уделить особое внимание механике возникновения управляющего момента вертолёта. Суммируя продольные и поперечные моменты, установить потребную величину балансировочного угла вертолёта и на основании этого рассмотреть балансировочные кривые вертолёта.

 Выяснить, в чём заключается различие в определении центровки самолёта и вертолёта и в ограничении по задним центровкам.

 Вопросы управляемости вертолёта рассматриваются качественно. При изучении статической устойчивости вертолёта обратить внимание на

35

различие в устойчивости по скорости и по углу атаки. Для самолёта это различие проявляется только при больших числах М полёта. Анализируя динамическую устойчивость вертолёта, необходимо представить себе механизм возникновения колебаний вертолёта на висении и в горизонтальном полёте.

 Рассматривая явление земного резонанса, следует разобраться в причинах возникновения боковых сил на несущем винте в условиях периодического движения лопастей относительно вертикального шарнира. Выяснить, как влияют демпферы, установленные на вертикальных шарнирах, на колебания лопастей в плоскости вращения.

 Вопросы и задания

 1. В чём различие в определении положения центра тяжести на вертолёте и самолёте?

 2. Из каких составляющих складывается балансировочный угол?

 3. В чём различие между моментами, действующими на вертолёт соосной схемы и на одновинтовой вертолёт с хвостовым винтом?

 4. Что произойдёт с вертолётом при нарушении предельных центровок?

 5. Почему одновинтовой вертолёт в горизонтальном полёте должен иметь крен?

 6. У какого вертолёта запаздывание в управляемости больше (у тяжелого или лёгкого)? Объясните причину.

 7. Имеется ли различие в статической устойчивости самолёта и вертолёта и в чём оно заключается?

 8. Каковы меры борьбы с земным резонансом, воздушным резонансом?

**Раздел 4. Особые случаи полёта ВС**

 К особым случаям следует отнести такие ситуации, когда вследствие какой-либо причины происходит резкое усложнение условий полёта, обеспечение безопасности в которых во многом зависит от правильных (обоснованных) и своевременных действий пилота (экипажа ВС), знание ими законов аэродинамики, устойчивости, управляемости, манёвренных возможностей и особенностей пилотирования ВС в создавшихся условиях. К числу таких случаев можно отнести выход самолёта на «запредельные» режимы полёта (по α, V, M), отказы в системы управления рулями, стабилизатором и т.д., отказы двигателей, разгерметизация или пожар на ВС, попадание в сильную турбулентность, сдвиг ветра, спутный след, ливневые осадки, обледенение и т.д.

 Для правильных и своевременных действий пилота при попадании в указанные ситуации важнейшим фактором является понимание пилотом

36

физики происходящих процессов, знание имеющихся требований и рекомендаций по пилотированию ВС в сложившихся условиях.

4.1. Особенности аэродинамики и динамики полёта самолёта при полёте на больших углах атаки

 При изучении этой темы прежде всего необходимо уточнить, какие углы атаки можно отнести к «большим», обратить внимание на особенности обтекания воздушным потоком несущих поверхностей и других частей самолёта, на изменение их аэродинамических характеристик на углах атаки, близких к критическим и больше критических, на возникновение и развитие срыва потока на несущих поверхностях различной формы в плане (прямых, стреловидных крыльев, крыльев малых удлинений и др.), на ухудшения условий работы силовых установок при выходе на большие углы атаки.

 Необходимо увязать указанные особенности аэродинамики с особенностями поведения самолёта, его устойчивости и управляемости на больших углах атаки, выяснить физическую сущность и опасность так называемого «сваливания» самолёта, особенности сваливания самолётов различной компоновки и методов выведения их из режима сваливания, характерные признаки сваливания самолётов на различных режимах полёта, в различных конфигурациях.

 Особое внимание следует обратить на возможные причины и последствия выхода самолёта на большие углы атаки, на возможность сваливания, глубокого срыва (подхвата) самолёта или попадания его в штопор и методы выхода из них. Необходимо обратить внимание на основные положения и требования ЕНЛГС к аэродинамическим и динамическим

 характеристикам современных самолётов по обеспечению безопасности полёта в случае выхода их на большие углы атаки.

4.2. Особенности аэродинамики и динамики полёта на больших скоростях и числах М

 При изучении этой темы необходимо в первую очередь выяснить физическую сущность ограничений максимальной скорости полёта по скоростному напору и числу М, особенности аэродинамики, устойчивости и управляемости ВС при полёте на больших скоростях и числах М, при выходе за установленные ограничения (всплывание и реверс элеронов, самопроизвольное кренение, затягивание в пикирование, обратная реакция самолёта по крену на отклонения руля направления и т. п.) и требование ЕНЛГС к характеристикам устойчивости и управляемости самолёта в рассматриваемых случаях.

 Особое внимание необходимо уделить рассмотрению случая экстренного (аварийного) снижения: выяснить, в каких случаях, когда, с какой

37

целью и каким образом оно выполняется; особенности устойчивости, управляемости, пилотирования ВС и суть ограничений на различных этапах экстренного снижения; понять физику рекомендаций и требований по выполнению этого манёвра и обеспечению безопасности полёта в процессе его выполнения.

4.3. Особенности аэродинамики и динамики полёта в сложных метеоусловиях

 При изучении материала данной темы необходимо акцентировать внимание на то, как рассматриваемые внешние условия (турбулентность атмосферы, сдвиг ветра, спутный след, ливневые осадки, обледенение и т.п.) влияют на аэродинамику ВС, его устойчивость и управляемость, в чём их опасность и чем вызваны и обусловлены те или иные ограничения и рекомендации РЛЭ и других руководящих документов по пилотированию ВС в рассматриваемых случаях.

4.4. Особенности аэродинамики и динамики полёта ВС при отказах авиационной техники

 Необходимо в первую очередь обратить внимание на изменение аэродинамических и динамических свойств ВС при отказах одного или нескольких двигателей, механизма управления поворотным стабилизатором или рулями, механизации крыла на различных этапах полёта (в процессе взлёта, набора высоты, в крейсерском полёте, при снижении, посадке и уходе на второй круг и т.д.). Знать характерные признаки отказа и физику действующих рекомендаций по пилотированию ВС в указанных случаях.

38

**Литература**

Основная

 1. Аэродинамика/ Под ред. Мхитаряна А.М. - М.: Машиностроение, 1976.

 2. Динамика полёта/ под ред. Мхитаряна А.М.- М.: Машиностроение, 1978.

 3. Матвеев Ю.И. Аэродинамика и динамика полёта. Ч.1. Аэродинамика гражданских ВС. Ч.2. Динамика полёта. Лётно-технические характеристики ВС ГА: Учебное пособие Академия ГА, СПб, 2001; 1998.

 4. Супрун В.М.; Матвеев. Ю.И. Аэродинамические характеристики самолётов ГА.- Л., ОЛАГА., 1980.

 5. Матвеев. Ю.И. Траекторные задачи динамики полёта гражданских ВС.- Л., ОЛАГА., 1981.

 6. Матвеев Ю.И.; Пуленкова. Г.С. Аэродинамика и динамика полёта, характеристики самолёта при посадке: Учебное пособие.- Л., ОЛАГА, 1988.

 7. Матвеев Ю.И.; Опара Ю.С.. Аэродинамика и динамика полёта: методические указания по изучению раздела «Лётно-технические характеристики ВС» и Выполнению КУП по теме «Расчёты лётно-технических характеристик гражданских ВС. Университет ГА. С.-Петеребург,2011.

 8. Матвеев Ю.И.; Опара Ю.С. Аэродинамика и динамика полёта. методические указания по изучению раздела «Устойчивость и управляемость ВС» и Выполнению контрольной работы по теме «Проверочный расчёт статической устойчивости и управляемости ВС». Университет ГА. С.-Петеребург,2011.

 9. Матвеев Ю.И.; Опара. Ю.С. Аэродинамика и динамика полёта. методические указания по изучению раздела «Аэродинамика» и Выполнению контрольной работы по теме «Расчёт и построение аэродинамических характеристик профилей. Университет ГА. С.-Петеребург,2011.

Дополнительная

 10. Динамика полёта транспортных ЛА./ Под ред. Жукова А.Я. -М., Транспорт, 1996.

 11. Гарбузов В.М., Ермаков А.Л., Кублланов М.С., Ципенко В.Г.. Аэромеханика.-М.; Транспорт, 1996.

 12. Аэромеханика самолёта. Динамика полёта./ Под ред. Бочкарёва А.Ф. и Андреевского. В.В.-М.; Машиностроение, 1985.

38

 13. Матвеев. Ю.И. Аэродинамика и динамика полёта: Методические указания к КУП «Лётно-технически характеристики ВС» /Академия ГА, СПб, 1994.

 14. Аристидов Ю.Б., Матвеев. Ю.И. Аэродинамика и динамика полёта: Задания и исходные данные к курсовой работе «Лётно-технические характеристики ВС».-Л., ОЛАГА, 1987.

 15. Матвеев. Ю.И. Аэродинамика и динамика полёта: Методические указания по выполнению КР по разделу «Характеристики устойчивости и управляемости самолёта» /Академия ГА. СПб, 1994.