

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
(РОСАВИАЦИЯ)

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

Кафедра аэродинамики, конструкции и прочности
летательных аппаратов

С.Ф. Бородкин, М.А. Киселев

ДИНАМИКА ПОЛЕТА

Учебное пособие

*Утверждено редакционно-
издательским советом МГТУ ГА
в качестве учебного пособия*

Москва
ИД Академии Жуковского
2023

УДК 629.7.015+533.6.013
ББК 052-015
Б83

Печатается по решению редакционно-издательского совета
Московского государственного технического университета ГА

Рецензенты:

Петров Ю.В. (МГТУ ГА) – д-р техн. наук, профессор;
Овчинников В.В. (МГТУ им. Н.Э. Баумана) – д-р техн. наук, профессор

Бородкин С.Ф.

Б83 Динамика полета [Текст] : учебное пособие / С.Ф. Бородкин, М.А. Киселев. – М. : ИД Академии Жуковского, 2023. – 140 с.

ISBN 978-5-907699-79-3

В учебном пособии «Динамика полета» рассматриваются теоретические основы дисциплины «Динамика полета», вопросы расчета и анализа траекторий движения БВС, летно-технических характеристик, балансировки, устойчивости, управляемости, динамических свойств БВС различного конструктивного исполнения.

Изложение материала имеет эксплуатационную направленность, особое внимание уделено разъяснению физической сущности эксплуатационных ограничений, влиянию ограничений на летные характеристики БВС и безопасность полета.

Учебное пособие предназначено для обучающихся по направлению подготовки 25.03.03 «Аэронавигация» при изучении дисциплины «Динамика полета».

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 07.10.2023 г. и методического совета 12.10.2023 г.

УДК 629.7.015+533.6.013

ББК 052-015

Св. тем. план 2023 г.

поз. 8

БОРОДКИН Сергей Филиппович, КИСЕЛЕВ Михаил Анатольевич

ДИНАМИКА ПОЛЕТА

Учебное пособие

В авторской редакции

Подписано в печать 11.12.2023 г.

Формат 60x84/16 Печ. л. 8,75 Усл. печ. л. 8,14

Заказ № 996/1020-УП106 Тираж 30 экз.

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

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

ISBN 978-5-907699-79-3

© Московский государственный технический
университет гражданской авиации, 2023

ОГЛАВЛЕНИЕ

СПИСОК ПРИНЯТЫХ СОКРАЩЕНИЙ	6
ВВЕДЕНИЕ	7
1. ПАРАМЕТРЫ, ХАРАКТЕРИЗУЮЩИЕ ПОЛОЖЕНИЕ И ДВИЖЕНИЕ	
БВС. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ	9
1.1. Скорости полета	9
1.2. Системы координат	10
2. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА БВС В ПОЛЕТЕ	14
3. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ БВС КАК МАТЕРИАЛЬНОЙ ТОЧКИ	27
4. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЙ ДИАПАЗОН ВЫСОТ И СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА	30
4.1. Содержание эксплуатационного диапазона высот и скоростей полета	30
4.2. Схема сил, уравнения и условия движения БВС в прямолинейном горизонтальном полете	30
4.3. Коэффициента подъемной силы в прямолинейном горизонтальном полете	31
4.4. Эксплуатационные ограничения минимальной скорости прямолинейного горизонтального полета	32
4.5. Эксплуатационные ограничения максимальной скорости прямолинейного горизонтального полета	33
4.6. Лобовое сопротивление (потребная тяга) в прямолинейном горизонтальном полете	33
4.7. Располагаемая тяга силовой установки на базе турбореактивного двигателя	36
4.8. Располагаемая тяга (мощность) силовой установки на базе двигателя внутреннего сгорания и винта	37
4.9. Согласование характеристик воздушного винта и двигателя (подбор винта)	44
4.10. Диаграмма потребных и располагаемых тяг БВС с турбореактивным двигателем. Первые и вторые режимы полета. Теоретический (статический) и практический потолок	44
4.11. Особенности диаграммы потребных и располагаемых тяг (мощностей) БВС с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта	48
4.12. Эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета и влияние на него эксплуатационных факторов	50
4.13. Особенности эксплуатационного диапазона высот и скоростей полета БВС с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта	53
5. НАБОР ВЫСОТЫ И СНИЖЕНИЕ	55
5.1. Схема сил, уравнения и условия движения в прямолинейном наклонном полете	55
5.2. Лобовое сопротивление в прямолинейном наклонном полете	56
5.3. Диаграмма потребных и располагаемых тяг в прямолинейном наклонном установившемся полете	57

5.4. Полярная диаграмма скоростей. Режимы набора высоты в прямолинейном наклонном установившемся полете.....	58
5.5. Планирование БВС.....	61
6. ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА.....	64
6.1. Часовой и километровой расходы топлива.....	64
6.2. Режим прямолинейного горизонтального установившегося полета на максимальную продолжительность.....	65
6.3. Режим прямолинейного горизонтального установившегося полета на максимальную дальность. Полет по потолкам.....	66
6.4. Особенности характеристик дальности и продолжительности БВС с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта.....	67
7. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.....	69
7.1. Основные этапы и параметры взлета.....	69
7.2. Схема сил, уравнения движения на взлете.....	71
7.3. Прерванный и продолженный взлет.....	72
7.4. Основные этапы и параметры посадки.....	74
7.5. Схема сил, уравнения движения на посадке.....	75
7.6. Влияние эксплуатационных факторов на посадочные характеристики.....	77
7.7. Особенности взлетно-посадочных характеристик БВС с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта.....	78
8. КРИВОЛИНЕЙНОЕ ДВИЖЕНИЕ.....	79
8.1. Схема сил, уравнения и условия криволинейного движения в горизонтальной плоскости.....	79
8.2. Диаграмма располагаемых перегрузок.....	80
8.3. Вираж.....	81
8.4. Характеристики предельного по перегрузке виража.....	82
8.5. Характеристики установившихся виражей.....	84
8.6. Основные маневры в вертикальной плоскости.....	86
9. ПОНЯТИЕ О РАВНОВЕСИИ, БАЛАНСИРОВКЕ, УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ.....	90
9.1. Параметры, характеризующие положение и движение БВС как твердого тела.....	90
9.2. Моменты, действующие на БВС.....	90
9.3. Правила знаков действия моментов и отклонения рулей.....	91
9.4. Уравнения движения с учетом вращения вокруг центра масс.....	93
9.5. Управление траекторией полета.....	94
9.6. Разделение движения на продольное и боковое, малое и большое.....	94
9.7. Понятие о равновесии, балансировке, устойчивости и управляемости.....	95
10. ПРОДОЛЬНАЯ СТАТИЧЕСКАЯ БАЛАНСИРОВКА.....	98
10.1. Статический и управляющий моменты тангажа.....	98
10.2. Критерий продольной статической устойчивости по углу атаки (перегрузке).....	99
10.3. Балансировочная диаграмма. Потери на балансировку.....	101
10.4. Диапазон допустимых эксплуатационных центровок.....	106

10.5. Особенности продольной балансировки БВС с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта	107
11. ДИНАМИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ В ПРОДОЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ. 108	
11.1. Виды и характеристики переходных процессов	108
11.2. Собственные свойства в малом продольном движении	110
11.3. Реакция БВС на отклонение руля высоты	114
11.4. Улучшение динамических свойств в продольном движении с помощью автоматических устройств	114
12. БОКОВАЯ СТАТИЧЕСКАЯ БАЛАНСИРОВКА	116
12.1. Балансировка в установившемся прямолинейном полете со скольжением	116
12.2. Балансировка при несимметричной тяге силовой установки	118
13. БОКОВАЯ СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ	121
13.1. Путевая (флюгерная) статическая устойчивость	121
13.2. Особенности путевой статической устойчивости БВС с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта	122
13.3. Поперечная статическая устойчивость	122
13.4. Особенности поперечной статической устойчивости БВС с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта	124
13.5. Собственные свойства в малом боковом движении	125
13.6. Большое боковое (спиральное) движение	128
13.7. Взаимодействие движений рысканья и крена. Улучшение динамических свойств в боковом движении с помощью автоматических устройств	129
14. ПОНЯТИЕ О СВАЛИВАНИИ И ШТОПОРЕ	130
14.1. Перекантовка при вращении по крену. Критические скорости вращения. Аэроинерционное вращение	130
14.2. Сваливание	131
14.3. Самовращение (авторотация) на больших углах атаки	132
14.4. Штопор. Методы вывода из штопора	135
ЛИТЕРАТУРА	140

СПИСОК ПРИНЯТЫХ СОКРАЩЕНИЙ

БВС	– беспилотное воздушное судно;
ВП	– вертикальная плоскость;
ВПП	– взлетно-посадочная полоса;
ВПХ	– взлетно-посадочные характеристики;
ВСХ	– высотно-скоростные характеристики двигателя;
ГП	– горизонтальная плоскость;
ДВС	– двигатель внутреннего сгорания;
ЛА	– летательный аппарат;
ЛТХ	– летно-технические характеристики;
МГП	– местная горизонтальная плоскость;
ПВП	– правила визуальных полетов;
ПГП	– прямолинейный горизонтальный полет;
ПГУП	– прямолинейный горизонтальный установившейся полет;
ПНП	– прямолинейный наклонный полет;
ППП	– правила полетов по приборам;
РУД	– рычаг управления двигателем;
САУ	– система автоматического управления;
СГФ	– строительная горизонталь фюзеляжа;
СК	– система координат;
ТРД	– турбореактивный двигатель;
ТРДД	– турбореактивный двухконтурный двигатель;
ЦД	– центр давления;
ЦМ	– центр масс.

ВВЕДЕНИЕ

Динамика полета - наука о законах движения и управления летательными аппаратами (ЛА).

Родоначальником динамики полета как науки является «отец русской авиации», основатель Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ) (1918) и первого в России авиационного высшего учебного заведения – Военно-воздушной инженерной академии (1919) профессор Николай Егорович Жуковский (1847-1921). В 1891 году в труде «О парении птиц» Н.Е. Жуковский проанализировал установившийся полет птиц с неподвижным крылом (т.е. по существу полет самолета), теоретически обосновал возможность петлеобразного маневра в вертикальной плоскости, который первым выполнил русский летчик Петр Николаевич Нестеров в 1913 году. В работах «Динамика аэропланов в элементарном изложении» (1913-1917) описал метод расчета летных характеристик с помощью кривых потребных и располагаемых тяг, названных «кривыми Жуковского».

Первые учебники по динамике полета («Динамика полетов» (1927) и «Динамика самолетов» (1933)) создал ученик Н.Е. Жуковского Владимир Петрович Ветчинкин (1888 – 1950).

К задачам динамики полета относятся:

- расчет траекторий полета и параметров движения ЛА при заданном управлении (прямая задача);
- синтез потребного управления ЛА при заданных параметрах траектории полета (обратная задача).

Кроме того, к задачам ДП относятся:

- расчет летно-технических характеристик (ЛТХ) ЛА, исследование влияния на них технических характеристик ЛА и эксплуатационных факторов;
- поиск оптимальных траекторий полета и законов управления ЛА.

Задачи динамики полета решаются с помощью математических моделей движения ЛА, среди которых наиболее часто используют:

- математическую модель ЛА как материальной точки, описывающую:
 - положение ЛА как точки в пространстве (три параметра);
 - движение ЛА в пространстве (три параметра, определяющие величину и направление вектора скорости);
- математическую модель ЛА как твердого тела, описывающую в дополнение к параметрам математической модели ЛА как материальной точки угловое положение ЛА в пространстве (три параметра).

Под полетом ЛА будем понимать его движение с начала взлета до окончания посадки. Полет можно разбить на следующие этапы:

- взлет;
- набор заданной высоты и скорости;
- полет по маршруту;
- снижение и посадка.

Траектория полета – множество точек пространства, определяющих местоположение ЛА во время полета. В каждой точке траектории полета вектор скорости ЛА направлен по касательной к траектории.

Маневрирование ЛА т.е. изменение скорости ЛА по величине или направлению происходит под действием сил: полной аэродинамической силы R_a , силы тяги P , силы тяжести G , а также (при движении по земле) силы реакции опор N и силы трения F .

Для искривления траектории создают ускорение, прикладывая силу, перпендикулярную траектории полета в заданном направлении (обычно для этого используют R_a). Величина R_a зависит от положения ЛА относительно набегающего потока т.е. от углового положения ЛА, которое изменяется под действием моментов.

Для разгона (торможения) ЛА создают ускорение, прикладывая силу, в направлении вектора скорости.

О совершенстве ЛА судят по значениям ряда специальных параметров, называемых летно-техническими характеристиками (ЛТХ) ЛА.

ЛТХ ЛА – комплекс количественных показателей, определяющих возможности ЛА выполнять своё целевое назначения. К основным ЛТХ относятся грузоподъемность, крейсерская и максимальная скорости полета, дальность полета и др.

ЛТХ можно разделить на:

- 1) летные характеристики:
 - скоростные и высотные;
 - маневренные;
 - взлетно-посадочные;
 - характеристики дальности и продолжительности полета, а также:
 - характеристики устойчивости и управляемости.
- 2) технические характеристики: весовые, аэродинамические, геометрические и эксплуатационные.

В пособии основное внимание уделено летным характеристикам беспилотных воздушных судов (БВС) самолетного типа с турбореактивным двигателем. Под БВС понимается ЛА многоцелевого применения, не имеющий на борту экипажа, использующий силу тяги двигателей и аэродинамические силы для движения в атмосфере, имеющий целевую нагрузку, определяющую его назначение, и осуществляющий полет как по заранее заданной программе, так и, при необходимости, с использованием дистанционного (радиокомандного) управления [2]. Также в пособии даны особенности динамики полета БВС, использующего в качестве движителя винт, а в качестве двигателя – двигатель внутреннего сгорания (ДВС), под которым в пособии понимается авиационный поршневой (роторно-поршневой) двигатель.

Авторы выражают глубокую признательность Пучковой Наталье Владимировне за помощь в подготовке рисунков для учебного пособия.

1. ПАРАМЕТРЫ, ХАРАКТЕРИЗУЮЩИЕ ПОЛОЖЕНИЕ И ДВИЖЕНИЕ БВС. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

1.1. Скорости полета

В динамике полета используют следующую номенклатуру скоростей:

- 1) абсолютная скорость \vec{V} – скорость ЛА относительно Земли;
- 2) путевая скорость – проекция абсолютной скорости на поверхность земли (GS – Ground speed);
- 3) воздушная скорость \vec{V}_a (или истинная $\vec{V}_{ист}$) – скорость ЛА относительно воздуха (TAS – True Airspeed):

$$\vec{V} = \vec{V}_a + \vec{V}_w$$

где \vec{V}_w – скорость ветра (Wind Speed Vector).

Для измерения воздушной скорости в полете используют трубку Пито-Прандтля или приемники воздушного давления (ПВД) (рис. 1.1).

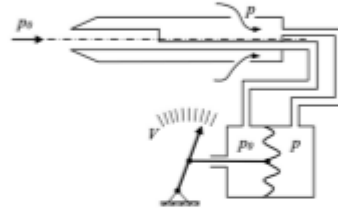


Рис. 1.1. Схема трубки Пито-Прандтля

Расчет воздушной скорости базируется на уравнении Бернулли при допущении о постоянстве высоты ($H = const$):

$$p_0 = p + \frac{\rho_H V_a^2}{2} = const, \text{ где}$$

- p_0 – полное давление (давление заторможенного потока);
- p – статическое давление (давление движущегося потока);
- ρ_H – плотность на высоте полета H ;

$$\frac{\rho_H V^2}{2} \text{ – динамическое давление (скоростной напор } q \text{).}$$

Тогда разность давлений в полостях 1 и 2, измеряемая с помощью манометра, будет равна скоростному напору:

$$\frac{\rho V^2}{2} = p_0 - p.$$

Откуда:

$$V_a = \sqrt{\frac{2(p_0 - p)}{\rho_H}}$$

- 4) индикаторная \vec{V}_i – скорость, замеренная идеальным анероидно-мембранным прибором при условии, что плотность воздуха принята равной плотности у земли (CAS - Calibrated airspeed):

$$V_i = \sqrt{\frac{2q}{\rho_{H=0\text{м}}}}$$

С увеличением высоты полета при постоянной индикаторной скорости воздушная скорость растет из-за уменьшения плотности воздуха (рис.1.2):

$$V_a = V_i \sqrt{\frac{\rho_{H=0\text{м}}}{\rho_H}}$$

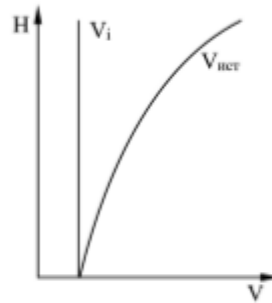


Рис.1.2. Изменение воздушной скорости полета от высоты при постоянной индикаторной

- 5) приборная V_{sp} – скорость, замеренная реальным анероидно-мембранным прибором с учетом инструментальной, аэродинамической и учитывающей сжимаемость воздуха поправок (IAS – Indicated Airspeed):

$$V_i = V_{sp} + \delta V_{инс} + \delta V_{аэп} + \delta V_{см}$$

где $\delta V_{инс}$ – инструментальная поправка, $\delta V_{аэп}$ – аэродинамическая поправка, $\delta V_{см}$ – поправка на сжимаемость воздуха.

1.2. Системы координат

Положение и движение ЛА описывается относительно выбранных систем координат (СК). Используемые в динамике полета СК делятся на неподвижные (нормальная земная система координат) и подвижные (все остальные СК). Начало подвижных СК будем обозначать буквой O и помещать в центре масс (ЦМ) ЛА.

Нормальная земная система координат $O_g X_g Y_g Z_g$ (неподвижная)

Применяется для определения положения ЦМ ЛА в пространстве, построения траектории полета ЛА.

Начало координат O_g размещается в выбранной точке в местной горизонтальной плоскости (МГП).

Ось $O_g X_g$ – в МГП, направление произвольное – в соответствии с решаемой задачей.

Ось $O_g Y_g$ – вверх от центра Земли по нормали к МГП.

Ось $O_g Z_g$ – в МГП, нормальна к осям $O_g X_g$, $O_g Y_g$ и составляет с ними правую прямоугольную систему координат (рис.1.3).

Нормальная система координат $O X_g Y_g Z_g$ (подвижная)

Исходная СК для определения углового положения ЛА и ориентации его вектора скорости. Оси параллельны соответствующим осям нормальной земной СК (рис.1.3).

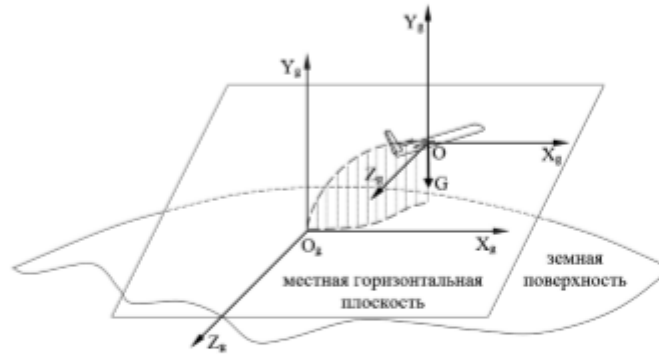


Рис.1.3. Нормальная земная (неподвижная) $O_g X_g Y_g Z_g$ и нормальная $O X_g Y_g Z_g$ (подвижная) системы координат

Связанная система координат $OXYZ$ (подвижная)

Схематично заменяет ЛА в пространстве.

Ось OX направлена вперед вдоль стрелочной оси фюзеляжа или средней аэродинамической хорды (САХ).

Ось OY – вверх от верхней части ЛА в вертикальной плоскости симметрии ЛА по перпендикуляру к оси OX .

Ось OZ – перпендикулярна плоскости OXY в направлении правой консоли.

Угловое положение ЛА в пространстве определяют углы:

- тангаж θ – угол между осью OX и МГП. Изменяется от -90° до $+90^\circ$ (рис.1.4).
- рысканья ψ – угол между проекцией оси OX на МГП и осью $O_g X_g$ земной СК. Изменяется от -180° до $+180^\circ$ (рис.1.5).
- крена γ – угол между OY и вертикальной плоскостью, проходящей через ось OX . Изменяется от -180° до $+180^\circ$ (рис.1.6).

Углы крена и рысканья не определены при $\vartheta = \pm 90^\circ$.

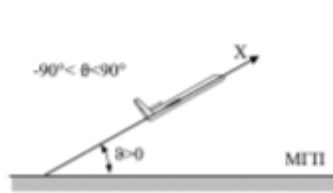


Рис.1.4. К определению угла тангажа

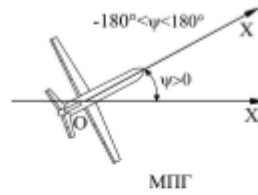


Рис.1.5. К определению угла рысканья

Скоростная система координат $OX_a Y_a Z_a$ (подвижная)

Используется при анализе полной аэродинамической силы R_a , действующей на ЛА.

Ось OX_a направлена вдоль вектора воздушной скорости ЛА \vec{V}_a .

Ось OY_a – вверх от верхней части ЛА в вертикальной плоскости симметрии ЛА по перпендикуляру к оси OX_a .

Ось OZ_a – перпендикулярна плоскости $OX_a Y_a$ в направлении правой консоли.

Положение ЛА относительно набегающего потока определяют углы:

- атаки α – угол между проекцией вектора воздушной скорости \vec{V}_a на вертикальную плоскость симметрии ЛА и осью OX связанной СК (рис.1.7. К определению угла атаки). Изменяется от -180° до $+180^\circ$;
- скольжения β – угол между проекцией вектора воздушной скорости \vec{V}_a на горизонтальную плоскость симметрии ЛА и осью OX связанной СК (рис.1.8. К определению угла скольжения). Изменяется от -180° до $+180^\circ$.

Траекторная система координат $OX_k Y_k Z_k$ (подвижная)

Используется для построения уравнений движения ЛА как материальной точки в части изменения вектора скорости по величине и направлению.

Ось OX_k направлена по вектору абсолютной скорости \vec{V} .

Ось OY_k – всегда направлена вверх от поверхности Земли в вертикальной плоскости, проходящей через ось OX_k . Заметим, что ось OY_k в отличии от оси OY_a скоростной СК не «наклоняется» вместе с ЛА.

Ось OZ_k – всегда направлена по горизонтали вправо.

Направление вектора абсолютной скорости определяют углы (рис.1.9):

- наклона траектории Θ – угол между вектором абсолютной скорости ЛА и МПГ. Изменяется от -90° до $+90^\circ$.
- пути Ψ – угол между проекцией вектора абсолютной скорости на МПГ и осью $O_x X_a$. Изменяется от -180° до $+180^\circ$. Угол пути Ψ не определен при $\Theta = \pm 90^\circ$.

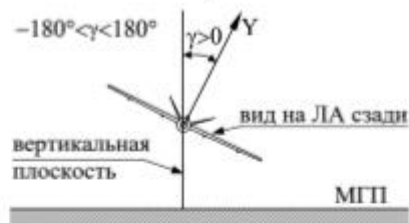


Рис.1.6. К определению угла крена (вид с хвоста)

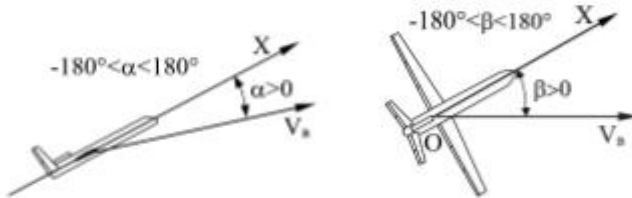


Рис.1.7. К определению угла атаки

Рис.1.8. К определению угла скольжения

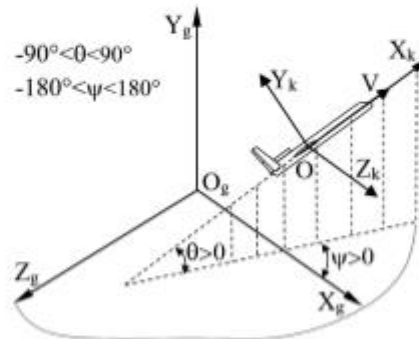


Рис.1.9. К определению траекторной системы координат

2. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА БВС В ПОЛЕТЕ

На ЛА в полете действуют следующие силы (рис.2.1):

- полная аэродинамическая сила R_a ;
 - сила тяги P ;
 - сила тяжести G ,
- а также (при движении по земле):
- сила реакции основных $N_{осн}$ и передней $N_{пер}$ опор;
 - сила трения основных $F_{осн}$ и передней $F_{пер}$ опор.

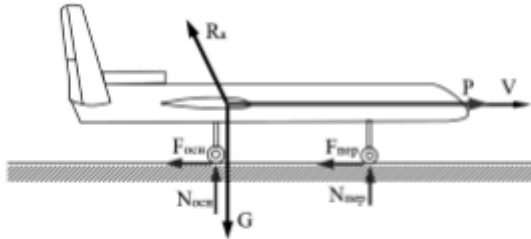


Рис.2.1. Силы, действующие на ЛА

Проекции \vec{R}_a на соответствующие оси скоростной СК называются (рис.2.2):

- X_a – сила лобового сопротивления;
- Y_a – подъемная сила;
- Z_a – боковая сила.

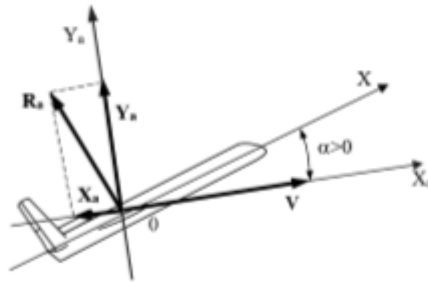


Рис.2.2. Подъемная сила и сила лобового сопротивления

Проекции \vec{R}_a на соответствующие оси связанной СК называются:

- X – продольная сила;
- Y – нормальная сила;
- Z – поперечная сила.

Точка приложения силы \vec{R}_a называется центром давления (ЦД). ЦД обычно не совпадает с ЦМ, поэтому \vec{R}_a создает аэродинамический момент $\vec{M}_a = \vec{R}_a \Delta l$, где Δl – расстояние между центром давления и центром масс. Проекции вектора главного аэродинамического момента \vec{M}_a на соответствующие оси связанной СК называются:

- M_x – момент крена;
- M_y – момент рысканья;
- M_z – момент тангажа.

Аэродинамические силы и моменты принято выражать через безразмерные величины – аэродинамические коэффициенты:

- 1) коэффициент лобового сопротивления, подъемной силы, боковой силы:

$$c_{xa} = \frac{X_a}{qS}; \quad c_{ya} = \frac{Y_a}{qS}; \quad c_{za} = \frac{Z_a}{qS},$$

где S – площадь крыла.

- 2) коэффициент момента крена, рысканья, тангажа:

$$m_x = \frac{M_x}{qSl}; \quad m_y = \frac{M_y}{qSl}; \quad m_z = \frac{M_z}{qSb_a},$$

где l – размах крыла, b_a – длина средней аэродинамической хорды (САХ).

Аэродинамические коэффициенты получают в результате продувок в аэродинамических трубах уменьшенных моделей ЛА или рассчитывают численными методами.

Понятие перегрузки

На все предметы на Земле действует сила тяжести. Именно к этой нагрузке «привычны» все существующие конструкции живых и неживых предметов. Чтобы оценить степень отличия действующих на ЛА нагрузок от «обычных» условий вводят понятие перегрузки.

Перегрузка n – это векторная величина, равная отношению суммы всех поверхностных сил, действующих на ЛА к модулю силы тяжести.

В полете:

$$\vec{n} = \frac{\vec{R}_a + \vec{P}}{G},$$

При движении по земле:

$$\vec{n} = \frac{\vec{R}_a + \vec{P} + \vec{N} + \vec{F}_{тр}}{G},$$

При «обычной» нагрузке (ЛА находится на стоянке, ЛА совершает прямолинейный горизонтальный полет, человек сидит на стуле) перегрузка равна 1.

Проекция перегрузки на соответствующие оси скоростной СК называют:

- n_{xa} – тангенциальная перегрузка;
- n_{ya} – нормальная скоростная перегрузка;
- n_{za} – боковая перегрузка.

Проекция перегрузки на соответствующие оси связанной СК называют:

- n_x – продольная перегрузка;
- n_y – нормальная перегрузка;
- n_z – поперечная перегрузка.

Подставив проекции поверхностных сил на оси скоростной СК получим:

$$n_{xa} = \frac{P \cos(\alpha + \varphi_p) - X_a - F_{тp}}{mg} \cong \frac{P - X_a - F_{тp}}{mg},$$

$$n_{ya} = \frac{P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a + N}{mg} \cong \frac{Y_a + N}{mg},$$

$$n_{za} = \frac{Z}{mg}.$$

Коэффициент подъемной силы c_{ya}

Коэффициент подъемной силы определяется профилем и удлинением крыла и зависит от угла атаки.

Наибольшее влияние на c_{ya} оказывают толщина и кривизна профиля (рис.2.3).

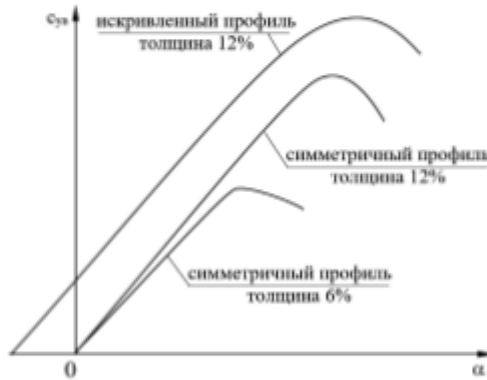


Рис.2.3. Влияние толщины и кривизны профиля на коэффициент подъемной силы

Увеличение толщины профиля обеспечивает рост c_{ya} из-за большего разряжения между нижней и верхней поверхностью профиля, но в тоже время возрастает и коэффициент лобового сопротивления, в частности, на больших скоростях из-за роста волнового сопротивления [7].

Увеличение кривизны профиля обеспечивает плавное обтекание профиля на больших углах атаки, что приводит к росту максимальных значений c_{ya} . На ЛА изменение кривизны профиля обеспечивается выпуском/уборкой взлетно-посадочной механизации (предкрылков и закрылков).

Увеличение удлинения крыла обеспечивает рост $c_{y\alpha}$ (рис.2.4) за счет уменьшения площади концевых областей крыла, на которых происходит снижение перепада давления вследствие перетекания воздуха из нижней части крыла (области высокого давления) на верхнюю (область низкого давления).

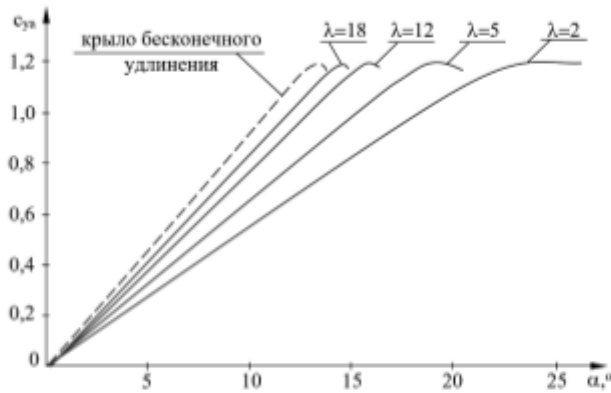


Рис.2.4. Влияние удлинения крыла на коэффициент подъемной силы

Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки (рис.2.5) можно разделить на линейную (1) и нелинейную области (2).

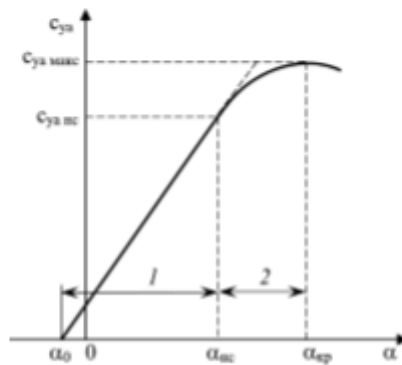


Рис.2.5. Типовая зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки

В линейной области $c_{y\alpha} = c_{y\alpha}^{\pi}(\alpha - \alpha_0)$, где $c_{y\alpha}^{\pi}$ — частная производная коэффициента $c_{y\alpha}$ по углу атаки; α_0 — угол нулевой подъемной силы.

В нелинейной области т.е. при $\alpha > \alpha_{кр}$ рост $c_{y,z}$ с увеличением α замедляется из-за начала срыва (нс) потока и прекращается при достижении критического угла атаки $\alpha_{кр}$, соответствующего максимальному коэффициенту подъемной силы $c_{y,z \max}$. При дальнейшем увеличении угла атаки $c_{y,z}$ снижается.

Коэффициент лобового сопротивления $c_{xл}$

Сопротивление ЛА разделяют на (рис.2.6):

-) профильное сопротивление, которое состоит из:
 - сопротивления трения, которое тем выше, чем выше неровность, шероховатость поверхности и турбулентность потока;
 - сопротивления давления (рис.2.7), которое обусловлено тем, что давление потока в передней части профиля p_1 , где поток тормозится больше, чем в задней p_2 : $p_1 > p_2$;
-) волновое сопротивление, которое обусловлено появлением скачков уплотнения (рис.2.8) при полетах с $M > M_{кр}$ ($M_{кр}$ – это критическое число Маха т.е. число Маха при котором появляются первые скачки уплотнения) и связано с переходом части механической энергии потока воздуха в тепловую энергию на скачке уплотнения и возможном последующем отделении пограничного слоя.
-) индуктивное сопротивление, которое связано с затратами энергии на создание вихрей, сходящих с концов консолей крыла (рис.2.9). Над верхней частью крыла воздух разрежен, под крылом воздух сжат по сравнению с невозмущенным потоком. Поэтому на концах крыла возникает перетекание воздуха с нижней части на верхнюю, которое сносится набегающим потоком. В итоге за ЛА формируется вихревой (спутный) след. Чем больше разность давлений между верхней и нижней поверхностями крыла, тем больше подъемная сила и тем больше индуктивное сопротивление.

Коэффициент лобового сопротивления обычно записывают в виде двух составляющих: $c_{xл} = c_{xл0} + c_{xлi}$; где $c_{xл0}$ объединяет профильную и волновую составляющие, а $c_{xлi}$ – индуктивную.



Рис.2.6. Составляющие лобового сопротивления

Поляра и аэродинамическое качество БВС

Совершенство аэродинамической компоновки ЛА оценивается по затратам сопротивления X_d), приходящимся на создание единицы подъемной силы Y_d

т.е. по величине аэродинамического качества K , равного отношению подъемной силы к силе лобового сопротивления:

$$K = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{c_{y,a}}{c_{x,a}}$$

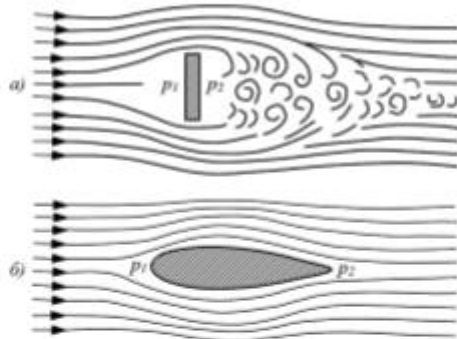


Рис.2.7. К образованию сопротивления давления

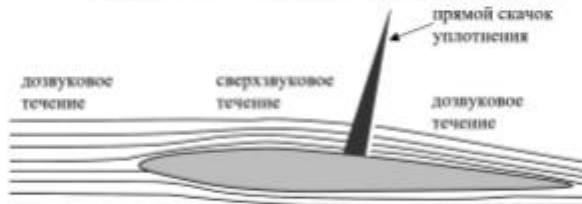


Рис.2.8. Пример появления скачка уплотнения при полете с дозвуковой скоростью

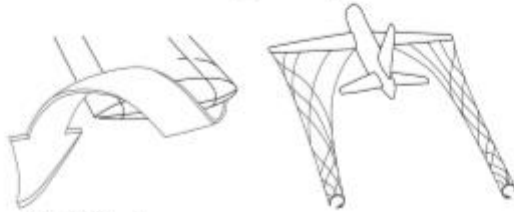


Рис.2.9. К образованию индуктивного сопротивления (вихревого или спутной следа)

Зависимость коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъемной силы $c_{xx} = f(c_{y\alpha})$ называется полярной. Обычно полярна изображается как обратная зависимость т.е. как $c_{y\alpha} = f(c_{xx})$ (рис.2.10).

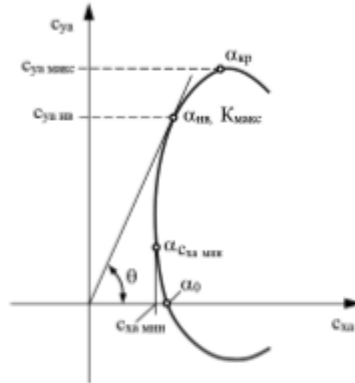


Рис. 2.10. Пример полярны

Для большинства ЛА полярну с достаточной точностью можно представить в виде квадратичной зависимости:

$$c_{xx} = c_{xx0} + A c_{y\alpha}^2,$$

где A — коэффициент отвала полярны.

Для такой полярны выражение для максимального значения аэродинамического качества K может быть записано аналитически:

$$K_{\text{макс}} = \frac{1}{2\sqrt{c_{xx0}A}}.$$

Угол атаки, соответствующий максимальной величине аэродинамического качества $K_{\text{макс}}$, называется наивыгоднейшим $\alpha_{\text{нв}}$.

Влияние механизации крыла на аэродинамические характеристики

На ЛА со стреловидным крылом появление первых скачков уплотнения, а значит и рост волнового сопротивления возникает на больших скоростях, чем на прямом крыле. Другими словами, критическое число Маха ЛА со стреловидным крылом больше чем $M_{\text{кр}}$ ЛА с прямым крылом, что позволяет увеличить крейсерскую скорость полета ЛА. В тоже время несущие свойства стреловидного крыла хуже, чем прямого¹ и недостаточны для обеспечения приемлемого уровня взлетно-посадочных характеристик ЛА. Как уже

¹ Подъемную силу создает перпендикулярная к передней кромки крыла составляющая набегающего потока, которая уменьшается с увеличением угла стреловидности крыла

отмечалось ранее, один из способов увеличения несущих свойств ЛА – это увеличение кривизны профиля. Для этих целей ЛА оборудуют взлетно-посадочной механизацией, включающей закрылки (рис.2.11), предкрылки (рис.2.12) и интерцепторы.

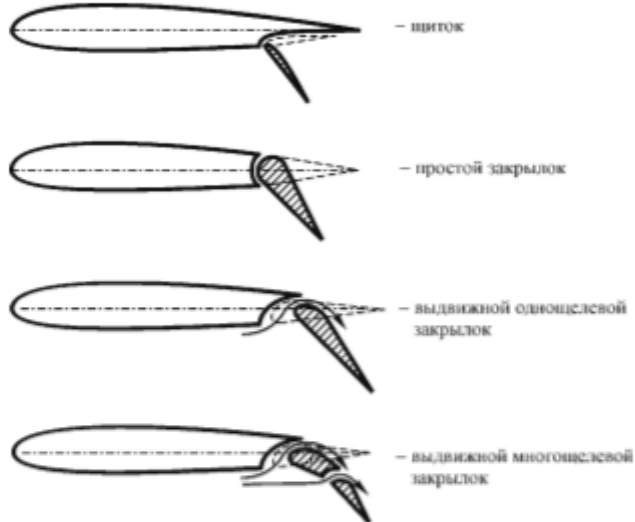


Рис.2.11. Виды закрылков

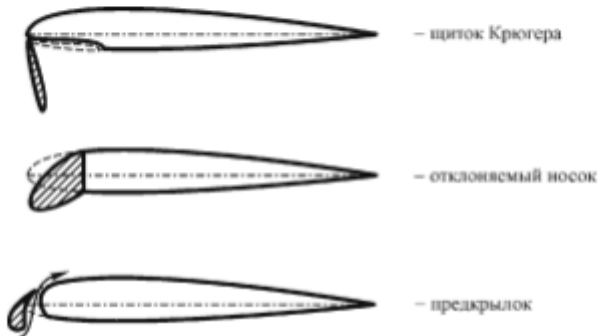


Рис.2.12. Виды предкрылков

Отклонение предкрылков обеспечивает безударное обтекание потоком крыла, увеличивая критический угол атаки. При этом на линейном участке $c_{y,d}$ практически не изменяется. Отклонение закрылков увеличивает коэффициент подъемной силы (рис.2.13). Выдвижные закрылки, кроме того, увеличивают площадь крыла. В тоже время, отклонение механизации крыла приводит к росту лобового сопротивления и этот рост больше, чем рост несущих свойств крыла т.е. аэродинамическое качество крыла при отклонении механизации падает (рис.2.14). Поэтому на режиме взлета, где важно быстро разогнать ЛА предкрылки и закрылки отклоняются обычно на меньшие углы, чем при посадке, когда важно быстрее затормозить ЛА.

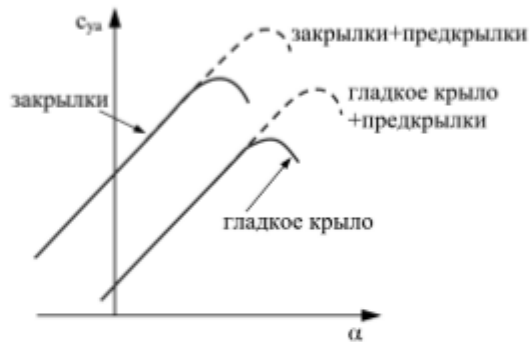


Рис.2.13. Влияние механизации на несущие свойства крыла

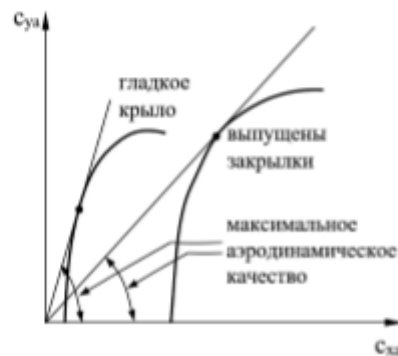


Рис.2.14. Влияние механизации на поляр

Интерцепторы обеспечивают торможение потока над верхней поверхностью крыла, что, помимо роста лобового сопротивления, приводит к росту давления над верхней поверхностью крыла, а значит к уменьшению перепада давления между верхней и нижней поверхностью крыла и уменьшению c_{ya} .

Влияние состояния поверхности на несущие свойства крыла

Неровности поверхности, особенно вблизи передней кромки, существенно уменьшают $c_{ya \max}$. Неровности, расположенные на крыле далее 20% хорды от передней кромки, мало влияют на $c_{ya \max}$.

Обледенение особенно опасно уменьшением критического угла атаки до значений, реализуемых на взлете и посадке (рис.2.15).



Рис.2.15. Влияние состояния поверхности на несущие свойства крыла

Особенности аэродинамических характеристик БВС с поршневым двигателем и воздушным винтом

На однодвигательном ЛА с поршневым двигателем и воздушным винтом около 30%, а на двухдвигательном до 50% поверхности крыла находится в зоне влияния обдува винта. На этой площади местная скорость воздушного потока увеличивается, что приводит к росту разрежения и, как следствие, к увеличению коэффициента подъемной силы c_{ya} . Лобовое сопротивление ЛА также растет вследствие роста потерь на вихреобразование, интерференцию в струе и увеличения трения. Эффект обдува проявляется сильнее на меньших скоростях полета и при более интенсивных режимах работы двигателя, что характерно, например, для этапов взлета и ухода на второй круг [6].

Интенсивность обдува струей воздуха от винта B определяется тягой винта P , скоростным напором q и ометаемой площадью F :

$$B = \frac{P}{qF}$$

Пример зависимости интенсивности обдува от индикаторной скорости $B(V_i)$ для разных режимов работы двигателя показан на рис.2.16. Из представленных кривых следует:

- 1) с увеличением скорости полета интенсивность обдува быстро снижается. Так, например, при увеличении скорости от 200 км/ч до 400 км/ч интенсивность обдува B уменьшается примерно в 5 раз.
- 2) снижение мощности двигателя также оказывает существенное влияние на интенсивность обдува. Так, например, при уменьшении мощности двигателя на 15% от номинального режима, интенсивность обдува падает более чем в два раза.

Пример влияния интенсивности обдува на коэффициенты подъемной силы и силы лобового сопротивления показан соответственно на рис.2.17 и рис.2.18. Из представленных кривых следует:

- 1) обдув винта увеличивает коэффициенты подъемной силы и силы лобового сопротивления и тем сильнее, чем больше интенсивность обдува и угол атаки;
- 2) сопротивление при обдуве растет сильнее, чем увеличиваются несущие свойства т.е. $\Delta c_{y,z}(B) < \Delta c_{xx}(B)$. Следовательно, с ростом интенсивности обдува аэродинамическое качество уменьшается.

Последний вывод хорошо иллюстрирует рис.2.19, на котором показано влияние обдува на аэродинамическое качество при отклоненных и не отклоненных закрылках.

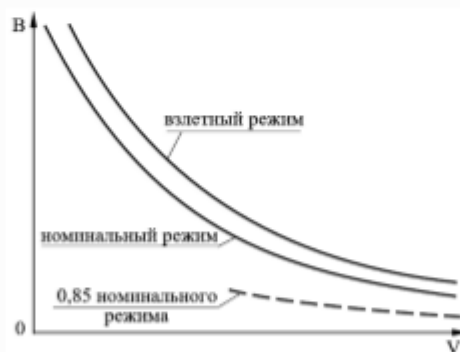


Рис.2.16. Зависимость интенсивности обдувки от индикаторной скорости для разных режимов работы двигателя

Обдув увеличивает и максимальные значения коэффициента подъемной силы (рис.2.20). При этом, как это следует из рис.2.20, критический угол атаки незначительно уменьшается.

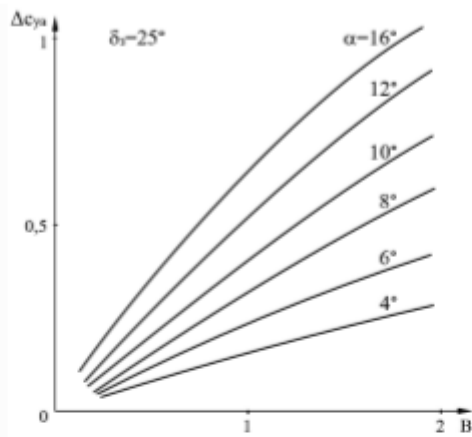


Рис. 2.17. Пример влияния интенсивности обдувки на коэффициент подъемной силы

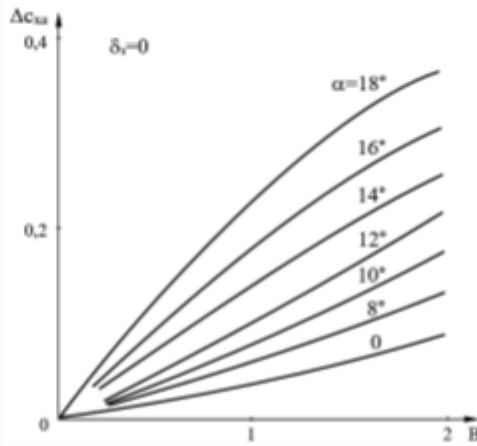


Рис. 2.18. Пример влияния интенсивности обдувки на коэффициент лобового сопротивления

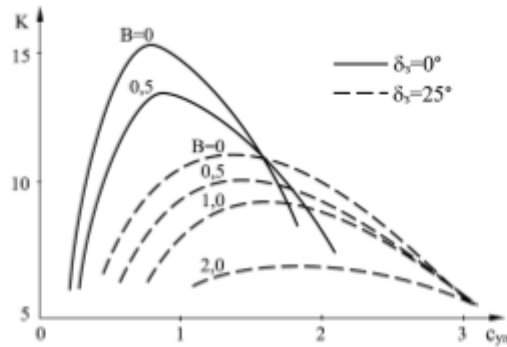


Рис.2.19. Пример влияния обдувки на аэродинамическое качество ЛА при отклоненных и не отклоненных закрылках

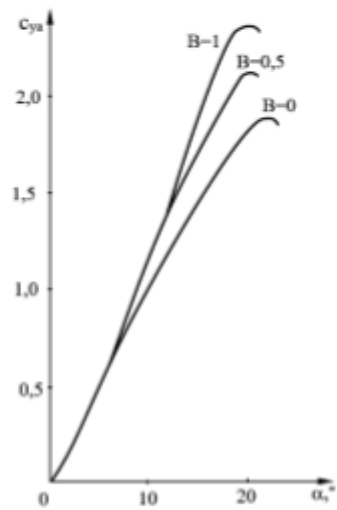


Рис.2.20. Пример влияния обдува на зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки

Интенсивность обдувки может быть отрицательна, например, на режиме обратной тяги винта. Влияние отрицательной обдувки количественно больше, чем положительной при прочих равных условиях.

3. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ БВС КАК МАТЕРИАЛЬНОЙ ТОЧКИ

Уравнения движение ЛА как материальной точки описывают изменения координат центра масс (ЦМ) ЛА, величины и ориентации вектора скорости под действием сил (рис.3.1), а также изменение массы ЛА с течением времени.

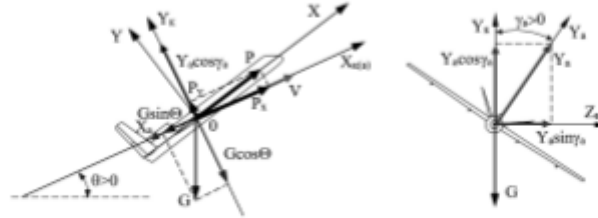


Рис.3.1. Схема сил, действующих на ЛА в полете

Получим уравнения движение ЛА как материальной точки при следующих допущениях:

1) угол скольжения β мал т.е. боковая сила:

$$Z_a = 0;$$

2) угол атаки α и угол установки двигателя φ_p малы т.е.:

$$P_y = P \cos(\alpha + \varphi_p) \approx P; P_x = P \sin(\alpha + \varphi_p) \approx 0.$$

Согласно второму закону Ньютона ускорение ЛА пропорционально величине действующих на ЛА сил:

$$m\vec{a} = \sum \vec{F}.$$

Ускорение ЛА можно разделить на:

- тангенциальное, определяющее изменение скорости по величине:

$$a_t = dV/dt;$$

- нормальное, определяющее изменение скорости по направлению:

$$a_n = \frac{V^2}{R} = V\omega,$$

где R – радиус кривизны; ω – угловая скорость.

Поскольку направление вектора абсолютной скорости ЛА задается углами наклона траектории и пути Θ и Ψ , разделим нормальное ускорение на две составляющие $a_{n\Theta}$ и $a_{n\Psi}$, определяемые угловыми скоростями изменения углов наклона траектории ω_Θ и пути ω_Ψ :

$$a_{n\Theta} = V\omega_\Theta = V \frac{d\Theta}{dt};$$

$$a_{n\Psi} = V \cos \Theta \omega_\Psi = V \cos \Theta \frac{d\Psi}{dt}.$$

Заметим, что поскольку Ψ это угол между проекцией скорости на МГП $V \cos \Theta$ и OX_0 , то в выражение для $a_{n\Psi}$ входит проекция вектора абсолютной скорости $V \cos \Theta$.

Изменение скорости по величине происходит под действием сил, направленных вдоль вектора абсолютной скорости т.е. вдоль оси OX_k :

$$m \frac{dV}{dt} = \sum \dot{F}_{x_k} = P - X_a - G \sin \theta.$$

Изменение угла наклона траектории θ (искривление траектории в вертикальной плоскости (ВП)) происходит за счет сил, действующих в ВП перпендикулярно вектору абсолютной скорости т.е. вдоль оси OY_k :

$$mV \frac{d\theta}{dt} = \sum \dot{F}_{y_k} = Y_a \cos \gamma_a - G \cos \theta.$$

Изменение угла пути Ψ (искривление траектории в горизонтальной плоскости (ГП)) происходит за счет сил, действующих в ГП перпендикулярно вектору абсолютной скорости т.е. вдоль оси OZ_k .

$$-mV \cos \theta \frac{d\Psi}{dt} = \sum \dot{F}_{z_k} = Y_a \sin \gamma_a,$$

где знак минус указывает на то, что действие положительно проекции подъемной силы на ось OZ_k ($Y_a \sin \gamma_a > 0$) приводит к уменьшению угла пути.

Спроектировав вектор скорости на оси НЗСК (рис.3.2), запишем кинематические уравнения движения ЦМ ЛА:

$$\frac{dx_g}{dt} = V \cos \theta \cos \Psi; \quad \frac{dy_g}{dt} = V \sin \theta; \quad \frac{dz_g}{dt} = -V \cos \theta \sin \Psi.$$

Уравнения изменения массы ЛА имеет вид:

$$\frac{dm}{dt} = -c_2,$$

где c_2 – это секундный расход топлива.

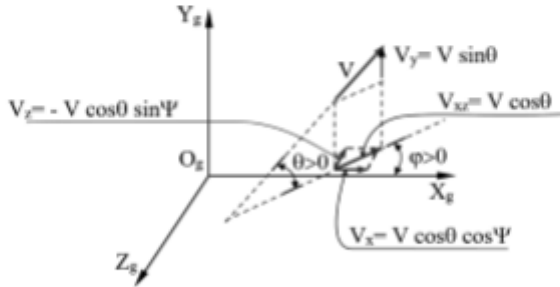


Рис.3.2. Проекция вектора скорости на оси НЗСК

Записанные выше выражения и образуют систему уравнений движения ЛА как материальной точки, которая описывает изменение с течением времени:

– величины и направления вектора скорости ЛА (уравнения 1-3);

$$m \frac{dV}{dt} = \sum \dot{F}_{x_k} = P - X_a - G \sin \theta; \quad (1)$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = \sum \dot{F}_{y_n} = Y_n \cos \gamma_n - G \cos \theta; \quad (2)$$

$$mV \cos \theta \frac{d\psi}{dt} = \sum \dot{F}_{x_n} = -Y_n \sin \gamma_n; \quad (3)$$

– координат ЦМ ЛА (уравнения 4-6):

$$\frac{dx_a}{dt} = V \cos \theta \cos \psi; \quad (4)$$

$$\frac{dy_a}{dt} = V \sin \theta; \quad (5)$$

$$\frac{dz_a}{dt} = -V \cos \theta \sin \psi; \quad (6)$$

– массы ЛА (уравнение 7):

$$\frac{dm}{dt} = -c_m; \quad (7)$$

Уравнения (1-3) можно записать, используя проекции вектора перегрузки на оси скоростной СК:

$$\frac{dV}{dt} = g(n_{x_a} - \sin \theta); \quad (1)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{V}(n_{y_a} \cos \gamma_n - \cos \theta); \quad (2)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = -\frac{g}{V \cos \theta} n_{y_a} \sin \gamma_n. \quad (3)$$

Из представленных уравнений следует:

- 1) Разгон ЛА происходит под действием силы тяги P , а также, в случае полета по нисходящей траектории ($\theta < 0$), под действием составляющей силы тяжести $G \sin \theta$.
- 2) Торможение ЛА происходит под действием силы лобового сопротивления X_a , а также, в случае полета по восходящей траектории ($\theta > 0$), под действием составляющей силы тяжести $G \sin \theta$.
- 3) Действие составляющей силы тяжести $G \cos \theta$ всегда направлено на искривление траектории вниз. Составляющая подъемной силы $Y_n \cos \gamma_n$ действует против составляющей $G \cos \theta$ т.е. работает на искривление траектории вверх при углах крена $|\gamma_n| < 90^\circ$. При $|\gamma_n| > 90^\circ$ направление действия составляющей подъемной $Y_n \cos \gamma_n$ совпадает с направлением действия составляющей силы тяжести $G \cos \theta$ и направлено на искривление траектории вниз.
- 4) Искривление траектории в горизонтальной плоскости (маневрирование в ГП) возможно только при накренивании ЛА (при условии $\beta = 0$). Искривление траектории в ГП происходит только за счет действия составляющей подъемной силы $Y_n \sin \gamma_n$.

4. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЙ ДИАПАЗОН ВЫСОТ И СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

4.1. Содержание эксплуатационного диапазона высот и скоростей полета

Эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета определяет область допустимых в условиях массовой эксплуатации ЛА режимов прямолинейного горизонтального полета (ПГП).

Эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета формируется посредством расчета:

- диапазона высот и скоростей прямолинейного горизонтального установившегося полета (ПГУП);
- эксплуатационных ограничений минимальной скорости полета;
- эксплуатационных ограничений максимальной скорости полета;
- эксплуатационных ограничений высоты полета.

Диапазон высот и скоростей ПГУП строится на основе диаграммы потребных и располагаемых тяг (мощностей в случае силовой установки на базе двигателя внутреннего сгорания и винта) или кривых Н.Е. Жуковского, где под потребной тягой понимается тяга, равная лобовому сопротивлению ЛА в ПГП, а под располагаемой – максимальная тяга силовой установки ЛА.

Лобовое сопротивление ЛА включает профильную, волновую и индуктивную составляющие. Индуктивная составляющая зависит от коэффициента подъемной силы. Проанализируем влияние высоты и скорости полета на коэффициент подъемной силы в ПГП $C_{y_{з.гп}}$, для чего рассмотрим уравнения движения и схему сил, действующих на ЛА в ПГП.

4.2. Схема сил, уравнения и условия движения БВС в прямолинейном горизонтальном полете

Кинематические условия ПГУП выглядят так:

- условие полета в горизонтальной плоскости:
 $\Theta = 0;$
- условие прямолинейного полета (не искривления траектории в ВП и ГП соответственно):

$$\frac{d\theta}{dt} = 0; \quad \frac{d\psi}{dt} = 0;$$

- условие установившегося полета:

$$\frac{dV}{dt} = 0.$$

С учетом указанных условий уравнения динамики материальной точки, определяющие величину и направление вектора абсолютной скорости, трансформируются в соотношения сил, обеспечивающих ПГУП:

- условие установившегося ГП:

$$m \frac{dV}{dt} = 0 = P - X_a - G \sin 0 \rightarrow P = X_a;$$

– условие *прямолинейного горизонтального* полета:

$$mV \cos \Theta \frac{d\Psi}{dt} = 0 = -Y_a \sin \gamma_a \rightarrow \sin \gamma_a = 0 \rightarrow \gamma_a = 0^\circ \text{ (или } 180^\circ \text{);}$$

$$mV \frac{d\Theta}{dt} = 0 = Y_a \cos 0 - G \cos 0 \rightarrow Y_a = G;$$

Таким образом, соотношение $Y_a = G$ обеспечивает полет в ГП, а соотношение $P = X_a$ обеспечивает условие установившегося полета т.е. полета с постоянной скоростью $V = const$.

ПГП выполняется без крена в нормальном ($\gamma_a = 0^\circ$) или перевернутом ($\gamma_a = 180^\circ$) полете.

Схема сил в ПГУП представлена на рис. 4.1.

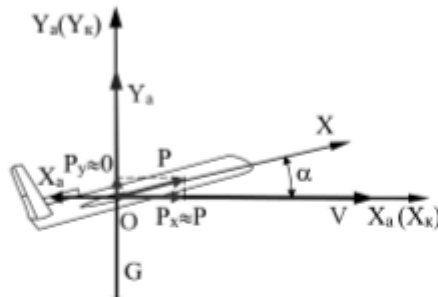


Рис. 4.1. Схема сил в ПГУП

4.3. Коэффициент подъемной силы в прямолинейном горизонтальном полете

Используя полученное условие ГП, получим взаимосвязь коэффициента подъемной силы и скорости ЛА в ПГП:

$$Y_a = c_{y_{a, \text{тр}}} \frac{\rho V^2}{2} S = G \rightarrow c_{y_{a, \text{тр}}} = \frac{2mg}{\rho V^2 S} = \frac{mg}{qS},$$

где $c_{y_{a, \text{тр}}}$ – коэффициент подъемной силы, необходимый для совершения ПГП.

Из полученного соотношения следует (рис. 4.2):

- 1) с уменьшением скорости полета и ростом массы ЛА потребный для ПГП коэффициент подъемной силы $c_{y_{a, \text{тр}}}$ и угол атаки $\alpha_{\text{тр}}$ растет;
- 2) поскольку максимальная величина коэффициента подъемной силы $c_{y_{a, \text{тр}}}$ не может превышать величину $c_{y_{a, \text{макс}}}$, соответствующую критическому углу атаки $\alpha_{\text{кр}}$, минимальная скорость ПГП ограничена.

Рассмотрим подробнее возможные эксплуатационные ограничения минимальной и максимальной скорости полета ЛА.

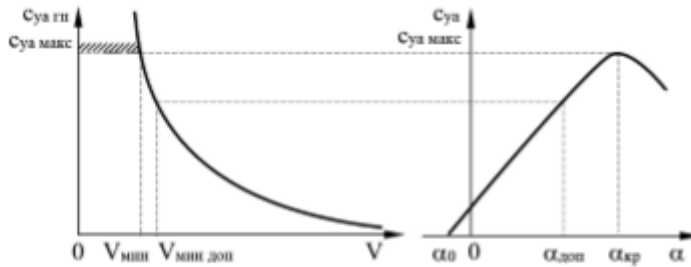


Рис. 4.2. Коэффициент подъемной силы в ППТ и $V_{\text{мин доп}}$

4.4. Эксплуатационные ограничения минимальной скорости прямолинейного горизонтального полета

Скорость ППТ с $c_{y\alpha \text{ гр}} = c_{y\alpha \text{ макс}}$ и $\alpha_{\text{гр}} = \alpha_{\text{кр}}$ называется минимальной скоростью горизонтального полета $V_{\text{мин}}$. Эту скорость еще называют теоретически минимальной скоростью полета $V_{\text{т.мин}}$, поскольку летать с указанной скоростью практически нельзя, так как даже небольшая ошибка в пилотировании или попадание ЛА в восходящий поток (при этом увеличивается угол атаки) могут привести к сваливанию ЛА. Под сваливанием понимается критический режим полета, происходящий на углах атаки больше допустимых, и представляющий собой произвольное аperiodическое или колебательное движение относительно любой из трех осей ЛА со сравнительно большими угловыми скоростями и не парируемые без уменьшения угла атаки. Поэтому $V_{\text{т.мин}}$ также называют скоростью сваливания, обозначая $V_{\text{св}}$ или $V_{\text{с}}$:

$$V_{\text{т.мин}} = V_{\text{св}} = V_{\text{с}} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{y\alpha \text{ макс}} \rho S}}$$

Поскольку величина максимального коэффициента подъемной силы $c_{y\alpha \text{ макс}}$ определяется конфигурацией ЛА (взлетная, посадочная, крейсерская), минимальные скорости полета устанавливаются для каждой конфигурации и полетного веса. Так, например, скорость сваливания в посадочной конфигурации может обозначаться как $V_{\text{с0}}$, скорость сваливания при взлетной конфигурации – $V_{\text{с1}}$.

На ЛА в целях обеспечения безопасности полета угол атаки в ППТ $\alpha_{\text{гр}}$ ограничивается величиной допустимого угла атаки, меньше критического угла $\alpha_{\text{доп}} < \alpha_{\text{кр}}$, с целью обеспечения запаса до скорости сваливания, как правило, в 30-35%. Скорость ППТ с $\alpha_{\text{доп}}$ обозначается $V_{\text{мин доп}}$ или $V_{\text{мин}}^2$:

$$V_{\text{мин доп}} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{y\alpha \text{ доп}} \rho S}}$$

Кроме минимальной скорости ППП используют понятие эволютивной скорости – минимальной разрешенной скорости полета с заданной перегрузкой $n_{y,э}$ (например, 1,5):

$$V_{э} = V_{\text{мин доп}} \sqrt{n_{y,э}}.$$

4.5. Эксплуатационные ограничения максимальной скорости прямолинейного горизонтального полета

Максимальная скорость ППП может быть ограничена исходя из:

- 1) обеспечения прочности и жесткости конструкции ЛА. Достигается ограничением максимально-допустимого скоростного напора $q_{\text{макс доп}}$ [Па] (по существу, величины предельного давления на обшивку ЛА), при превышении которого возникают остаточные деформации конструкции ЛА:

$$V_{\text{макс доп}} = \sqrt{\frac{2q_{\text{макс доп}}}{\rho(H)}}.$$

На практике в целях сохранения жесткости и прочности конструкции ЛА скорость полета ограничивают скоростью, меньшей максимально-допустимой скорости. Максимальную скорость, разрешенную в эксплуатации обозначают $V_{\text{макс}}^2$ или $V_{\text{МО}}$.

Заметим, что с увеличением высоты полета из-за уменьшения плотности воздуха величина истинной скорости $V_{\text{макс доп}}$ растет, а величина приборной скорости $V_{\text{пр макс доп}}$ остается постоянной.

- 2) обеспечения устойчивости и управляемости (продольной или (для сверхзвуковых ЛА) поперечной). Соответствующая скорость полета и число Маха может обозначаться как $V_{\text{рц}}$ и $M_{\text{рц}}$ соответственно;
- 3) устойчивой работы силовой установки. Достигается ограничением максимально-допустимого числа Маха полета $M_{\text{макс доп}}$.
На высотах от 0 до 11 км скорость звука уменьшается от 340 м/с до 295 м/с. Значит, например, при $M_{\text{рц}} = \text{const}$, $V_{\text{рц}}$ также будет уменьшаться. На высотах от 11 до 20 км скорость звука постоянна, значит при $M_{\text{рц}} = \text{const}$ и $V_{\text{рц}} = \text{const}$.

4.6. Лобовое сопротивление (потребная тяга) в прямолинейном горизонтальном полете

В силу условия $P = X_{\text{лр}}$, потребная для совершения ПГУП тяга (потребная тяга) есть лобовое сопротивление ЛА в ППП.

Будем рассматривать ЛА с квадратичной полярной т.е. с полярной, которую можно представить в виде:

$$c_x = c_{x0} + Ac_{y_{\text{лр}}}^2,$$

где A – это коэффициент отвала полярной.

Учитывая, что

$$c_{y_{a_{rn}}} = \frac{2mg}{\rho V^2 S} = \frac{mg}{qS},$$

лобовое сопротивление в ПГП ЛА с квадратичной полярой запишется так:

$$\begin{aligned} X_{a_{rn}} &= X_{a_{\alpha}} + X_{a_i} = (c_{x_{\alpha}} + A c_{y_{a_{rn}}}^2) qS = \left(c_{x_{\alpha}} + A \left(\frac{mg}{qS} \right)^2 \right) qS \\ &= \frac{c_{x_{\alpha}} \rho S}{2} V^2 + \frac{2A(mg)^2}{\rho S} \frac{1}{V^2}. \end{aligned}$$

Из полученного выражение следует:

- 1) первое слагаемое $X_{a_{\alpha}}$ включает в себя профильное и волновое сопротивление и растет с ростом скорости полета пропорционально ее квадрату;
- 2) второе слагаемое X_{a_i} (индуктивное сопротивление) уменьшается из-за падения $c_{y_{a_{rn}}}$ с ростом скорости обратно пропорционально ее квадрату.

Разнонаправленное движение составляющих лобового сопротивления в ПГП приводит к появлению скорости, на которой лобовое сопротивление $X_{a_{rn}}$ минимально (рис. 4.3).

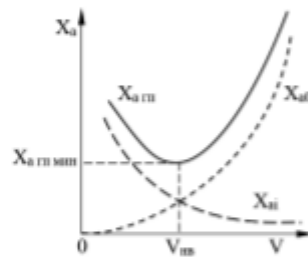


Рис. 4.3. Потребная для совершения ПГУП тяга или зависимость лобового сопротивления в ПГП

Поскольку в ПГП:

$$K = \frac{Y_{a_{rn}}}{X_{a_{rn}}} = \frac{G}{X_{a_{rn}}},$$

то, при минимальном величине лобового сопротивления в ПГП $X_{a_{rn}} = X_{a_{rn min}}$ аэродинамическое качество будет максимальным: $K = K_{max}$. Скорость и угол атаки при которых в ПГП реализуется $K = K_{max}$, называют наивыгоднейшими и обозначают, соответственно, V_{min} и α_{min} .

Используя величину аэродинамического качества K выражение для лобового сопротивления в ПГП (потребной тяги для ПГУП) можно представить в виде:

$$X_{a_{rn}} = P_n = \frac{mg}{K}.$$

С увеличением высоты полета зависимость лобового сопротивления от:

- 1) истинной скорости $X_{arr}(V)$ будет сдвигаться параллельно самой себе вправо в сторону больших скоростей при неизменных минимальных значениях при $M < M_{кр}$ (рис. 4.4) и вправо и вверх при $M > M_{кр}$ из-за появления волнового сопротивления (рис. 4.5);
- 2) приборной скорости $X_{arr}(V_{np})$ будет оставаться неизменной при неизменных минимальных значениях при $M < M_{кр}$ и сдвигаться вверх при $M > M_{кр}$ из-за появления волнового сопротивления (рис. 4.6).

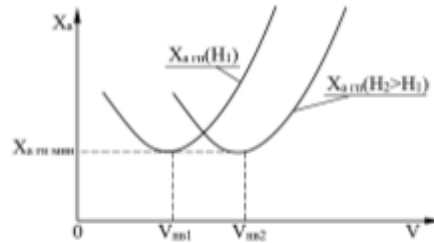


Рис. 4.4. Влияние высоты на требуемую для совершения ПГУП тягу ($M < M_{кр}$)

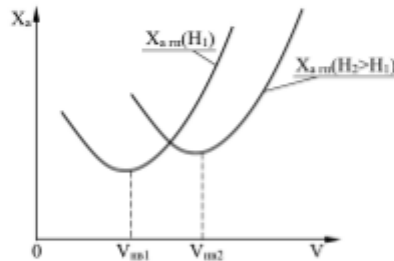


Рис. 4.5. Влияние высоты на требуемую для совершения ПГУП тягу ($M > M_{кр}$)

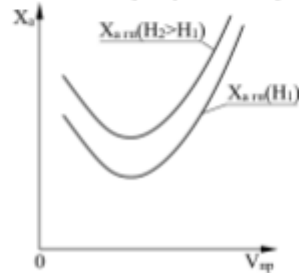


Рис. 4.6. Влияние высоты на требуемую для совершения ПГУП тягу ($M > M_{кр}$)

4.7. Располагаемая тяга силовой установки на базе турбореактивного двигателя

Располагаемая тяга турбореактивного двигателя зависит от:

- 1) режима полета, определяемого скоростью и высотой полета;
- 2) от режима работы двигателя (малый газ, номинальный, крейсерский, максимальный), определяемого положением рычага управления двигателем (РУД) (частотой вращения двигателя n).

Зависимости располагаемой тяги от высоты и скорости полета называются высотно-скоростными характеристиками двигателя (ВСХ).

С увеличением высоты полета тяга турбореактивного двигателя уменьшается.

Характер протекания зависимости тяги турбореактивного двигателя зависит от степени его двухконтурности и программы регулирования двигателя. Для двигателей с большой степенью двухконтурности с увеличением скорости полета тяга уменьшается. Для двигателей с малой степенью двухконтурности могут быть участки, на которой тяга с увеличением скорости полета увеличивается. С увеличением высоты полета зависимость тяги двигателя от скорости снижается, кривая $P = f(V)$ выполаживается [7].

Пример ВСХ турбореактивного двухконтурного двигателя с большой степенью двухконтурности показан на рис. 4.7.

Зависимости располагаемой тяги от режима работы двигателя (частоты вращения двигателя n) называется дроссельной характеристикой. С уменьшением частотой вращения тяга двигателя падает. Пример дроссельной характеристики ТРДД представлен на рис. 4.8.

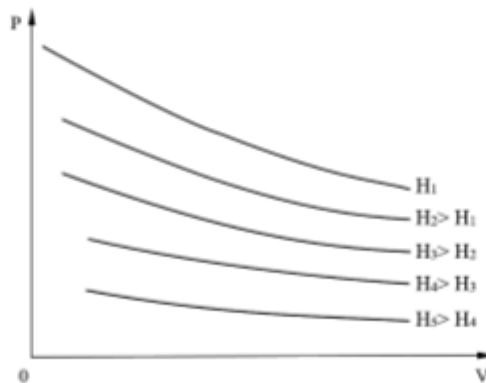


Рис. 4.7. Пример ВСХ ТРДД

Заметим, что время непрерывной работы на отдельных режимах работы турбореактивного двигателя может быть ограничено в силу недостаточного

охлаждения лопаток турбины из-за малого расхода воздуха (режим малого газа) или в силу высоких нагрузок на лопатки турбины (максимальный взлетный режим) (таблица 4.1).

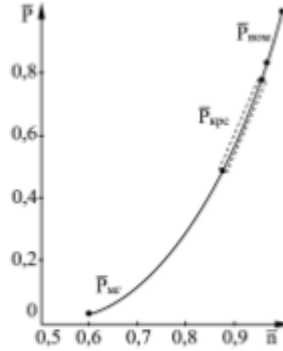


Рис. 4.8. Пример дроссельной характеристики ТРДД

Таблица 4.1. Дроссельные режимы работы ТРДД

№ п/п	Режимы работы двигателя	Тяга двигателя	Частота вращения	Ограничения
1	Максимальный (взлетный)	$P_{\text{взл}}=1,0$	$n_{\text{взл}}=1,0$	Ограничено время непрерывной работы
2	Номинальный	$P_{\text{ном}} \approx 0,8 \dots 0,85$	$n_{\text{ном}} \approx 0,95$	Время непрерывной работы не ограничено
3	Крейсерский	$P_{\text{крс}} \approx 0,5 \dots 0,8$	$n_{\text{крс}} \approx 0,86 \dots 0,95$	Основной режим полета по маршруту (требования экономичности)
4	Режим малого газа	$P_{\text{мг}} \approx 0,03 \dots 0,05$	$n_{\text{мг}} \approx 0,4 \dots 0,6$	Ограничено время непрерывной работы

4.8. Располагаемая тяга (мощность) силовой установки на базе двигателя внутреннего сгорания и винта

Силовая установка на базе двигателя внутреннего сгорания и винта включает:

- авиационный поршневой двигатель внутреннего сгорания (роторно-поршневой двигатель);
- воздушный винт в качестве движителя;
- агрегаты и системы, обеспечивающие совместную работу двигателя и винта.

Поршневой двигатель преобразует тепловую энергию, получаемую в результате сгорания топливоздушную смесь в цилиндрах, в механическую энергию в виде крутящего момента на валу двигателя. При этом эффективность преобразования тепловой энергии в механическую не превышает 30-35%. Остальная тепловая энергия распределяется между теплом выхлопных газов и нагревом конструкции двигателя.

Механическая мощность, развиваемая двигателем, называется индикаторной N_i . Индикаторная мощность поршневого двигателя N_i зависит главным образом от массы воздуха m_c , подводимого к цилиндрам за 1 с. Величину m_c приближенно можно оценить по формуле:

$$m_c = V_h n \rho \eta_v / 2,$$

где

- V_h – суммарный объем цилиндров ПД, м³;
- n – частота вращения вала ПД, 1/с;
- ρ – массовая плотность воздуха после нагнетателя, кг/м³;
- η_v – коэффициент наполнения цилиндров. Для поршневого двигателя без нагнетателя $\eta_v = 0,85-0,9$. Для поршневого двигателя с нагнетателем $\eta_v = 1,10-1,12$.
- масштабный коэффициент $\frac{1}{2}$ вводится по причине, что полный цикл всасывания осуществляется за два оборота вала.

Эффективной мощностью двигателя N_e называется часть индикаторной мощности затрачиваемой непосредственно на вращение вала:

$$N_e = N_i - N_r - N_c, \text{ где}$$

- 1) N_r – потери мощности, связанные с потерями на:
 - трение поршней о стенки цилиндров;
 - привод вспомогательных агрегатов;
 - всасывание и выхлоп топливо-воздушной смеси и газов;
- 2) N_c – потери на вращение нагнетателя (при его наличии) [8].

Воздушный винт – лопастной движитель, приводимый во вращение двигателем и предназначенный для создания тяги P , необходимой для полета ЛА [3].

Основными частями винта являются лопасти и втулка. Лопасть винта – это основная рабочая часть винта, создающая тягу при его вращении. По сути лопасть – это тоже крыло. Профилированная часть лопасти называется пером, непрофилированная часть лопасти, служащая для крепления лопасти к втулке, называется комлем. Втулка лопасти – часть винта, служащая для крепления лопастей и передачи крутящего момента от двигателя к винту.

Воздушные винты бывают трех типов:

- 3) винты неизменяемого шага – у таких винтов угол установки лопасти φ не может быть изменен;
- 4) винты фиксированного шага (ВФШ) – у таких винтов угол установки лопасти φ может быть изменен перед полетом, но в процессе полета остается неизменным;

- 5) винты изменяемого шага (ВИШ) – у таких винтов угол установки лопасти φ может меняться в процессе полета, что обеспечивает по сравнению с ВФШ возможности снятия большей мощности с двигателя и больший КПД силовой установки, за счет чего масса полезной нагрузки может быть увеличена на 10-15%, длина разбега уменьшена на 20-30%, практический потолок и скороподъемность увеличены соответственно на 10-15% и на 20-30% [4].

Тяга винта P (располагаемая) может быть рассчитана по следующей формуле:

$$P = \bar{\alpha} \rho n_z^2 D^4, \text{ где}$$

- $\bar{\alpha}$ – коэффициент тяги винта;
- ρ – плотность воздуха, кг/м^3 ;
- n_z – частота вращения винта, $1/\text{с}$;
- D – диаметр винта.

С ростом скорости полета величина тяги винта непрерывно уменьшается, что связано с уменьшением углов атаки лопастей. Поэтому скорость ЛА с движителем в виде воздушных винтов ограничена величинами 700-750 км/ч. Наибольший угол атаки лопасти достигается при работе винта на месте, когда поступательная скорость ЛА $V = 0$. Пример зависимости тяги винта от скорости полета для различных значений частоты вращения представлен на рис. 4.9.

С ростом высоты полета плотность воздуха ρ падает. Поэтому при прочих равных условиях с ростом высоты полета тяга винта P будет уменьшаться.

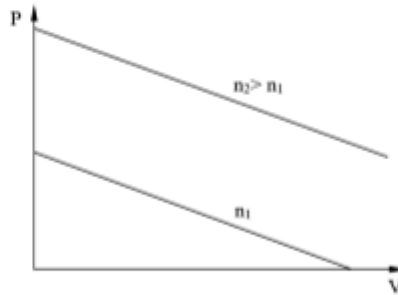


Рис. 4.9. Влияние скорости полета и частоты вращения на тягу винта

Мощность винта N_z – это мощность, необходимая для вращения винта с заданной частотой n_z . Мощность винта может быть оценена по формуле:

$$N_z = \bar{\beta} \rho n_z^3 D^5,$$

где $\bar{\beta}$ – коэффициент мощности или коэффициента тяжести винта – безразмерный коэффициент, который зависит от формы винта (угла установки лопастей φ , числа лопастей, распределения ширины лопасти по радиусу винта) и от условий работы винта, характеризуемых коэффициентом скорости винта (относительной поступью винта) λ :

$$\lambda = \frac{V}{n_e D}$$

Обычно коэффициент $\bar{\beta}$ определяют экспериментально.

На установившихся режимах эффективная мощность двигателя полностью расходуется на вращение винта: $N_e = N_{\Sigma}$.

При увеличении угла установки лопасти φ для поддержания постоянной частоты вращения воздушного винта требуется большая эффективная мощность двигателя N_e .

Увеличение угла установки лопасти φ называется затяжением винта, уменьшение угла установки лопасти φ называется облегчением винта.

Пример зависимости мощности винта от скорости полета для различных значений частоты вращения представлен на рис. 4.10.

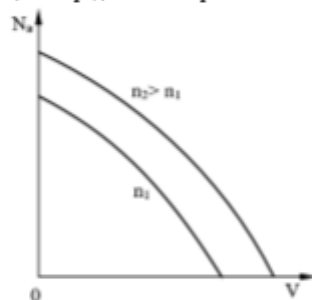


Рис. 4.10. Влияние скорости полета и частоты вращения на мощность винта

Эффективной (располагаемой) мощностью винта $N_{\Sigma\phi}$ называется часть мощности винта N_{Σ} , затрачиваемой непосредственно на создание тяги винта P :

$$N_{\Sigma\phi} = PV.$$

Эффективность преобразования подводимой к винту мощности в тягу винта (определяется величиной потерь на трение лопастей о воздух, на сжимаемость воздуха, на взаимное влияние винта и корпуса ЛА и т.д.), характеризуется коэффициентом полезного действия (КПД) винта η_e :

$$\eta_e = \frac{N_{\Sigma\phi}}{N_{\Sigma}} = \frac{PV}{N_{\Sigma}} = \frac{\bar{\alpha}V}{\bar{\beta}n_e D} = \frac{\bar{\alpha}}{\bar{\beta}} \lambda.$$

Пример зависимостей КПД винта η_e и коэффициентов $\bar{\alpha}$, $\bar{\beta}$ от поступи винта λ при фиксированном положении лопастей винта ($\varphi = const$) представлен на рис. 4.11.

На указанном графике отмечены следующие характерные режимы работы винта:

- 1) режим на месте, при котором скорость полета $V = 0$. На данном режиме:
 - КПД винта $\eta_e = 0$;
 - угол атаки винта наибольший, равный углу установки лопасти φ ;

- коэффициенты тяги $\bar{\alpha}$ и мощности $\bar{\beta}$ в силу наибольшего угла атаки максимальны;
 - Тяга винта на режиме на месте называется статической;
 - 2) режим положительной тяги, при котором тяга винта $P > 0$ (от точки $V = 0$ до точки 1 на рис. 4.11). На этом режиме по мере увеличения коэффициента скорости λ угол атаки винта уменьшается, что приводит к уменьшению коэффициентов $\bar{\alpha}$ и $\bar{\beta}$. КПД винта η_z сначала возрастает, достигая максимальной величины при приближении угла атаки к наилучшей величине $\alpha = \alpha_{opt}$, а затем при уменьшении угла атаки и удалении от $\alpha = \alpha_{opt}$, η_z уменьшается;
 - 3) режим нулевой тяги (точка 1 на рис. 4.11), при котором тяга винта $P = 0$. На данном режиме:
 - вся мощность двигателя расходуется на преодоление момента сопротивления вращению;
 - коэффициент тяги винта $\bar{\alpha} = 0$;
 - КПД винта $\eta_z = 0$;
 - коэффициент $\bar{\beta} > 0$;
 - 4) режим торможения (от точки 1 до точки 2 на рис. 4.11), при котором тяга винта отрицательна $P < 0$;
 - 5) режим авторотации (точка 2 на рис. 4.11), на котором винт для своего вращения не требует подвода мощности от двигателя т.к. вращение винта происходит за счет энергии набегающего потока. На данном режиме $\bar{\beta} = 0$;
 - 6) режим ветряка (от точки 2 и далее в сторону больших λ), на котором набегающий поток начинает раскручивать винт, увеличивая обороты его вращения.
- Скорость, при которой КПД винта максимален $\eta_z = \eta_{z,max}$ и $\alpha = \alpha_{opt}$ называется расчетной $V_{расч}$.

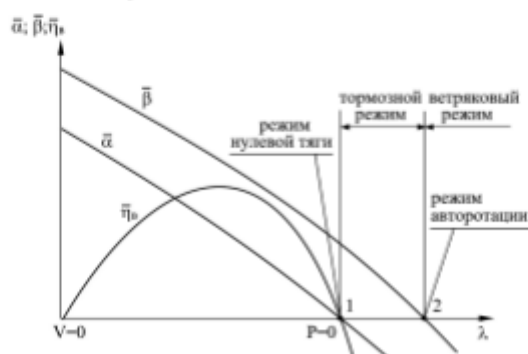


Рис. 4.11. Характерные режимы работы винта

Увеличение угла установки винта φ обеспечивают большие углы атаки лопасти при прочих равных условиях и, следовательно, реализацию $\alpha = \alpha_{opt}$ и максимального КПД винта $\eta_a = \eta_{a \max}$ на больших скоростях полета (рис. 4.12).

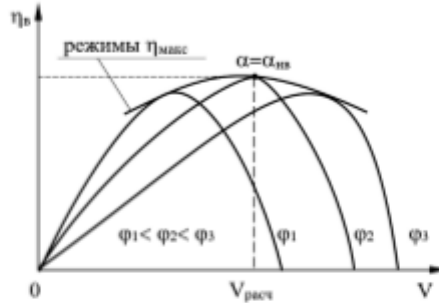


Рис. 4.12. Влияние скорости полета и угла установки лопасти на КПД винта

Представленные выше зависимости КПД винта получены при постоянных оборотах и высоте полета.

Очевидно, что с увеличением оборотов винта эффективная мощность винта будет расти, а режимы реализации $\alpha = \alpha_{opt}$ и максимального КПД винта $\eta_a = \eta_{a \max}$ будут сдвигаться вправо в сторону больших скоростей полета из-за роста угла атаки лопасти при прочих равных условиях с ростом оборотов винта (рис. 4.13).

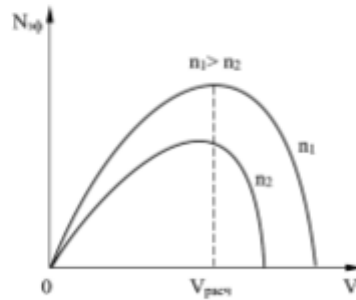


Рис. 4.13. Влияние оборотов винта на эффективную мощность винта

С увеличением высоты полета из-за падения плотности эффективная мощность винта падает.

Наличие влияния угла установки лопасти и оборотов винта на КПД винта позволяет создавать программы регулирования, обеспечивающие максимальную

величину располагаемой тяги и мощности для силовых установок на базе двигателя внутреннего сгорания и винта как фиксированного, так и изменяемого шага. Так, например, с увеличением скорости полета происходит уменьшение углов атаки лопастей, а значит и уменьшение мощности, потребной для вращения винта N_n . Мощность же самого двигателя при этом практически не меняется. Следовательно, с увеличением скорости полета появляется избыток мощности двигателя, который можно использовать для увеличения частоты вращения винта с целью уменьшения темпа падения тяги с ростом скорости.

Изложенный подход проиллюстрирован зависимостями располагаемой тяги (рис. 4.14) и мощности (рис. 4.15) силовой установки на базе двигателя внутреннего сгорания и винта фиксированного шага от скорости полета при разных программах регулирования частоты вращения винта – постоянной $n_n = const$ и изменяемой $n_n = var$. Из представленных зависимостей видно, что изменение частоты вращения винта обеспечивает большую располагаемую тягу и мощность силовой установки, а также более широкий диапазон скоростей полета ЛА с положительной тягой (мощностью) силовой установки.

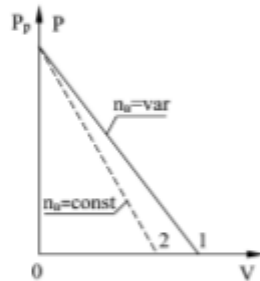


Рис. 4.14. Влияние программы регулирования двигателя на располагаемую тягу силовой установки

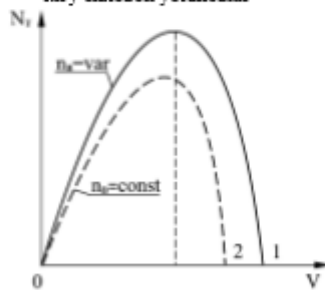


Рис. 4.15. Влияние программы регулирования двигателя на располагаемую мощность силовой установки

4.9. Согласование характеристик воздушного винта и двигателя (подбор винта)

Задача подбора воздушного винта формулируется так: для ЛА с заданными аэродинамическими характеристиками, известными характеристиками силовой установки ЛА на базе двигателя внутреннего сгорания требуется подобрать воздушный винт с известными характеристиками, который в заданных условиях (высота и скорость полета) обеспечит наибольший КПД винта η_z .

Характеристика винта может быть задана в виде серийной диаграммы (рис. 4.16) или получена экспериментально.

Винт подбирается для следующих расчетных случаев [4]:

1. *Режим максимальной скорости полета.* В этом случае винт подбирается так, чтобы обеспечить наибольшую из возможных скоростей горизонтального полета на расчетной высоте.

2. *Режим взлета.* В этом случае винт подбирается так, чтобы при заданной полезной нагрузке (взлетной массе) обеспечить наименьшую длину разбега.

3. *Режим наибольшей дальности полета.* В этом случае винт подбирается из условия обеспечения минимального километрового расхода топлива $q_{км}$.

Подбирая винт на определенный режим, необходимо обеспечить приемлемые характеристики на нерасчетных режимах полета.

Исходными данными для расчета являются:

- расчетная скорость $V_{расч}$;
- заданная высота полета H (плотность воздуха ρ);
- эффективная мощность двигателя N_e ;
- частота вращения винта n_z .

При подборе винта выбирают его тип с соответствующей серийной диаграммой. Затем задаются рядом значений диаметров винта D_i , вычисляют значения коэффициентов скорости и мощности:

$$\lambda_i = \frac{V_{расч}}{n_z D_i}; \quad \bar{\beta}_i = \frac{N_e}{\rho(H) n_z^2 D_i^5}$$

По вычисленным значениям λ_i , $\bar{\beta}_i$ на серийной диаграмме строят зависимости $\bar{\beta} = \bar{\beta}(\lambda)$. Пример такого построения представлен на рис. 4.17 кривыми 1-3. В том случае, если какая-либо (в данном случае кривая 3) проходит через область максимальных КПД, то считается, что винт подобран правильно.

Далее строят график $\eta_z = \eta_z(D)$ для полученных расчетных $\bar{\beta}$ и λ , снимая η_z с серийной диаграммы (рис. 4.18). Диаметр винта, соответствующий $\eta_{z макс}$, принимают за оптимальный.

4.10. Диаграмма потребных и располагаемых тяг БВС с турбореактивным двигателем. Первые и вторые режимы полета. Теоретический (статический) и практический потолок

Если кривую потребной тяги совместить с кривой располагаемой тяги, то получим диаграмму потребных и располагаемых тяг (рис. 4.19). В точках

пересечения указанных кривых выполняется условие ПГУП (равенство тяги и лобового сопротивления):

$$P = X_{\text{л.гр.}}$$

Соответствующие пересечению потребных и располагаемых тяг минимальная и максимальная скорости полета определяют минимальные и максимальные скорости ПГУП и обозначаются $V_{\text{мин } P}$ и $V_{\text{макс } P}$

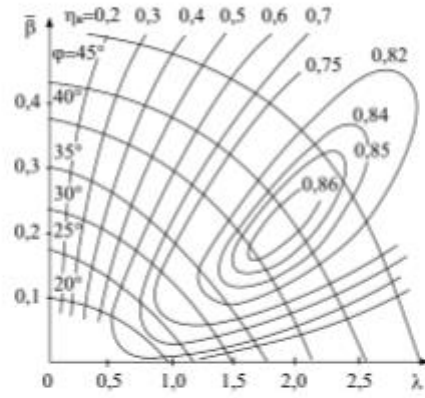


Рис. 4.16. Пример серийной диаграммы винта

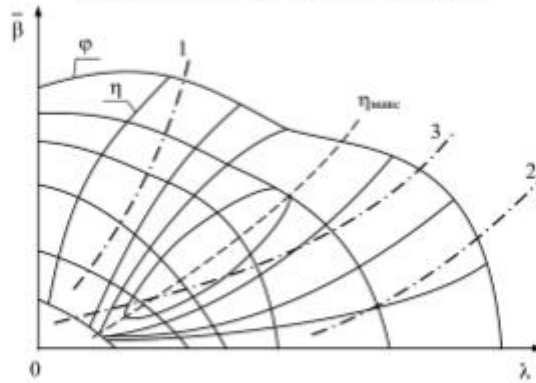


Рис. 4.17. Зависимость коэффициента мощности от коэффициента скорости

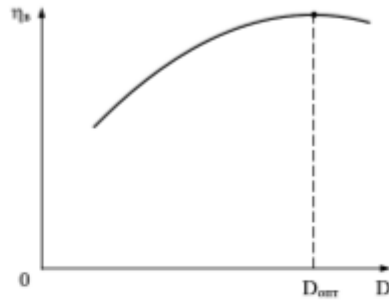
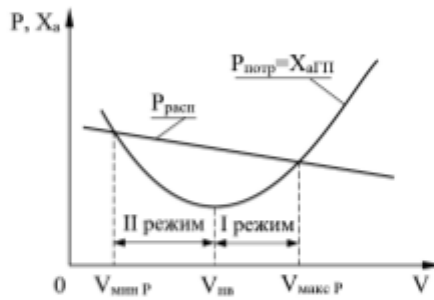
Рис. 4.18. Зависимость η_2 от диаметра винта

Рис. 4.19. Диаграмма потребной и располагаемой тяги (кривые Н.Е. Жуковского)

Диаграмма потребных и располагаемых тяг для заданной высоты полета определяет:

- диапазон скоростей, в котором возможен ППТ с постоянной скоростью (за счет дросселирования двигателей и уменьшения тяги P), с разгоном и торможением:

$$V_{\min P} < V < V_{\max P};$$

- диапазон скоростей, в котором ППТ возможен только с торможением:

$$V < V_{\min P}, V > V_{\max P}.$$

Первые и вторые режимы полета

Условие устойчивости ЛА по скорости записывается так:

$$\frac{\Delta X_{a, \text{тр}}}{\Delta V} > \frac{\Delta P}{\Delta V} \rightarrow X_a^V > P^V.$$

Данное условие показывает, что, например, при случайном увеличении скорости в горизонтальном полете сопротивление будет расти быстрее, чем тяга и появится отрицательное ускорение:

$$\frac{dV}{dt} \approx \frac{P - X_{a, rn}}{m},$$

что приведет к уменьшению скорости т.е. ЛА сам без вмешательства в управление тягой перейдет к исходному режиму полета, которое, следовательно, можно определить как устойчивый по скорости.

Граница, разделяющая устойчивые и неустойчивые по скорости режимы ПГУП, примерно соответствует наимыгоднейшей скорости $V_{на}$. Тогда на диаграмме потребных и располагаемых тяг для заданной высоты полета можно выделить (рис. 4.19):

- первый режим полета – диапазон скоростей при $V > V_{на}$, в котором положение ЛА по скорости устойчиво;
- второй режим полета – диапазон скоростей при $V < V_{на}$, в котором положение ЛА по скорости неустойчиво.

Теоретический (статический) и практический потолок

С увеличением высоты полета располагаемая тяга турбореактивного двигателя уменьшается, а тяга потребная для совершения ПГУП или остается неизменной ($M < M_{кр}$), или растет ($M > M_{кр}$). При этом на больших высотах тяга практически постоянна по скорости полета. На некоторой высоте кривая располагаемой тяги двигателя только касается кривой потребной тяги, не пересекая ее (рис. 4.20). Эта высота называется статическим потолком.

Статический (теоретический) потолок – максимальная высота, на которой ЛА может выполнять ПГУП.

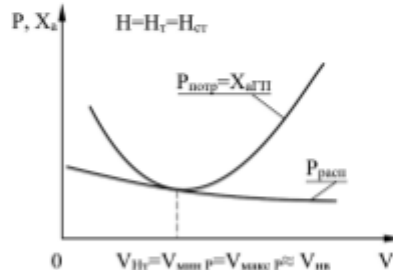


Рис. 4.20. Диаграмма потребной и располагаемой тяг для высоты статического потолка

Совершать устойчивый ПГУП на высоте статического потолка не позволяет отсутствие избытка тяги, необходимое для парирования возникающих возмущений, например, встречного порыва ветра. Поэтому вводят понятие практического потолка. При этом в качестве характеристики избытка тяги принимают располагаемую вертикальную скорость набора высоты (скороподъемность) $V_{y, \text{расп}}$.

Практический потолок – максимальная высота, на которой ЛА может совершать ПГУП и $V_{y, \text{расп}}$ равен заданной величине. Обычно принимают: $V_{y, \text{расп}} =$

0.5 м/с при $M < 1$ и $V_{y, \text{расп}} = 3.5$ м/с при $M > 1$. Заметим, что на высоте статического потолка $V_{y, \text{расп}} = 0$.

4.11. Особенности диаграммы потребных и располагаемых тяг (мощностей) БВС с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта

Для ЛА с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта помимо диаграммы потребных и располагаемых тяг используют диаграммы потребных и располагаемых мощностей.

Под *потребной мощностью* в этом случае также, как и в случае с потребной тягой, понимают мощность, необходимую для совершения прямолинейного горизонтального установившегося полета.

Потребная мощность определяется соотношением:

$$N_n = P_n V = c_{xz} \frac{\rho V^3}{2} S = \frac{GV}{K} = \frac{c_{xz}}{\sqrt{c_{y\alpha}^2}} G \sqrt{\frac{2G}{\rho S}}$$

Величину $c_{xz} / \sqrt{c_{y\alpha}^2}$ называют коэффициентом мощности.

Графическая зависимость потребной мощности от скорости на постоянной высоте называется кривой потребной мощности или кривой Н.Е. Жуковского. Пример такой кривой представлен на рис. 4.21.

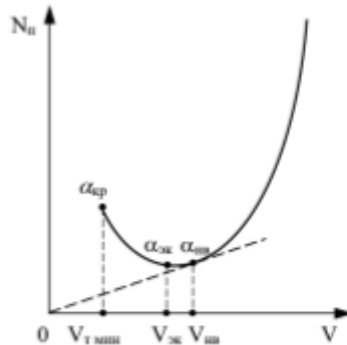


Рис. 4.21. Зависимость потребной мощности от скорости полета

Из рис. 4.21 следует, что характер кривой потребных мощностей в целом аналогичен характеру кривой потребных тяг (рис. 4.3): с увеличением скорости потребная мощность сначала уменьшается, на определенной скорости достигает минимального значения, а затем растет. Наименьшее значение мощности, потребной для горизонтального полета $N_{n, \text{мин}}$ имеет место на скорости и угле атаки, при которых величина коэффициента мощности принимает наименьшее

значение $\left(\frac{c_{xa}}{\sqrt{c_{ya}^2}} \right)_{\text{мин}}$. Указанные угол атаки $\alpha_{\text{эж}}$ и скорость $V_{\text{эж}}$ называются экономическими.

Пример, диаграммы потребных и располагаемых тяг и мощностей представлен на рис. 4.22, где отмечены:

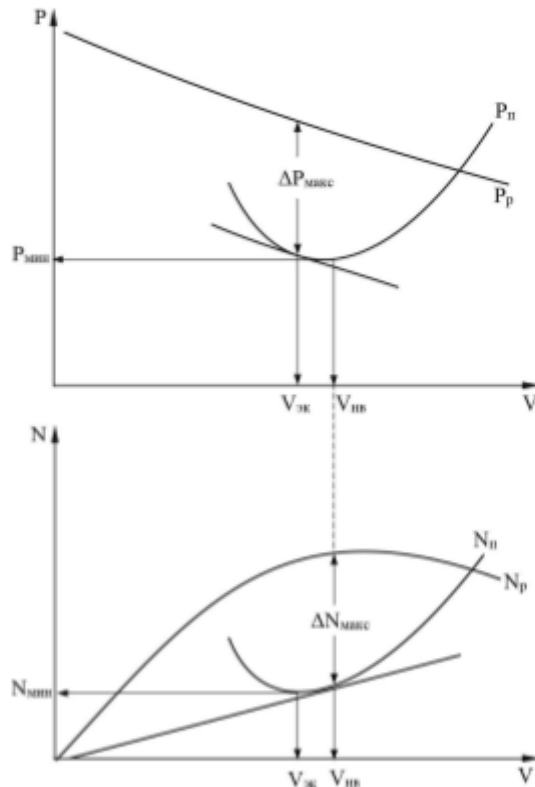


Рис. 4.22. Пример кривых потребных и располагаемых тяг и мощностей

– $V_{\text{эж}}$ – экономическая скорость, соответствующая на диаграмме потребных и располагаемых тяг максимальному избытку тяги ($\Delta P_{\text{макс}}$), а на кривых потребных и располагаемых мощностей – минимальной потребной мощности $N_{\text{мин}}$;

- $V_{на}$ – наимыгоднейшая скорость, соответствующая минимальной потребной тяге $P_{мин}$ на диаграмме потребных и располагаемых тяг и точке на диаграмме потребных и располагаемых мощностей, в которой отношение N/V минимально. Эту точку можно определить, проведя касательную из начала координат к кривой потребной мощности;
- $V_{крс}$ – крейсерская скорость, соответствует точке на диаграмме потребных и располагаемых тяг, в которой отношение P/V минимально. Эту точку можно определить, проведя касательную из начала координат к кривой потребной тяги. При $V = V_{крс}$ километровый расход топлива минимален.

Отметим наличие еще одной характерной скорости полета – практически минимальной скорости $V_{пр мин}$. Практически минимальная скорость $V_{пр мин}$ определяется по точке касания линией располагаемой тяги кривой потребной тяги при дросселировании двигателя (рис. 4.23) и по существу определяет минимальную практически реализуемую скорость горизонтального установившегося полета при минимальной подаче топлива в двигатель. Более глубокое дросселирование двигателя приведет к невозможности осуществления прямолинейного горизонтального установившегося полета в силу нарушения равновесия потребной и располагаемой тяг. Для ЛА с поршневым двигателем и винтом практически минимальная скорость меньше наимыгоднейшей:

$$V_{пр мин} < V_{на}$$

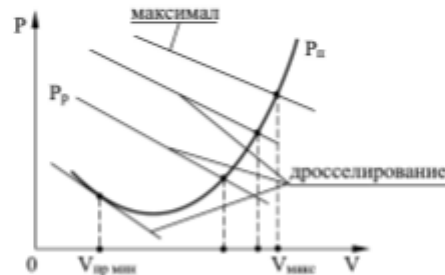


Рис. 4.23. К определению практически минимальной скорости

4.12. Эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета и влияние на него эксплуатационных факторов

Пример эксплуатационного диапазона в координатах высота – число Маха полета представлен на рис. 4.24.

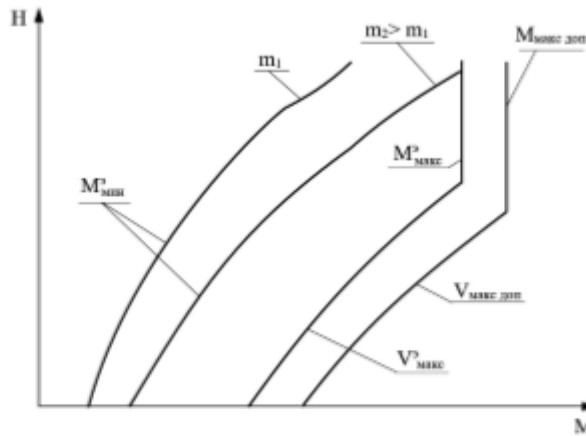


Рис. 4.24. Пример эксплуатационного диапазона высот и скоростей полета ЛА с турбореактивным двигателем

Представленный эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета ограничен:

- слева минимальным разрешенным в эксплуатации числом Маха полета M_{\min}^2 , возрастающим с ростом высоты и массы ЛА;
- справа максимальным разрешенным в эксплуатации числом Маха полета M_{\max}^2 , который на меньших высотах ограничен величиной максимального допустимого в эксплуатации скоростного напора, а на больших высотах – максимально допустимым в эксплуатации числом Маха M_{\max}^2 . На диапазоне показана также зависимость предельного числа Маха полета $M_{\max \text{ деп}}^2$, реализация которого разрешается только в аварийных ситуациях, а в полете при нормальной эксплуатации запрещено.

Видно, что эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета сужается при увеличении массы ЛА. Такое же влияние на эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета оказывает температура наружного воздуха, рост которой уменьшает располагаемую тягу силовой установки ЛА.

Заметим, что часть скоростей эксплуатационного диапазона, в частности, скорость сваливания, скорость, ограниченная величиной максимально допустимого скоростного напора, не изменяются с высотой полета, если указанный диапазон построен в координатах высота – приборная скорость. Так на рис. 4.25 и рис. 4.26 эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета одного и того же ЛА с турбореактивным двигателем показан в виде следующих ограничений истинных и приборных скоростей от высоты полета:

- 1) Ограничение числа Маха M_{\max}^2 по условиям устойчивости и управляемости.

- 2) Максимальная по тяге двигателя (на номинальном режиме) скорость ПУГП.
- 3) $V_{\text{некс макс}}$ – приборная скорость, при превышении которой наблюдается остаточная деформация планера.
- 4) $V_{\text{некс}}^2$ – максимальная приборная скорость, допустимая в эксплуатации.
- 5) $V_{\text{на}}$ – наивыгоднейшая скорость.
- 6) $V_{\text{мин}}^2$ – минимально допустимая в эксплуатации скорость полета.
- 7) $V_{\text{сз}}$ – скорость сваливания.

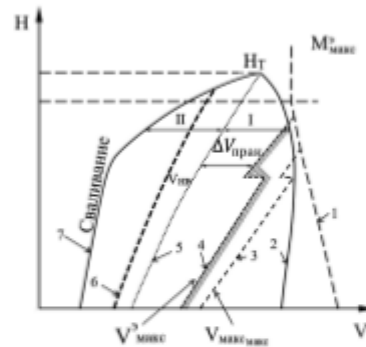


Рис. 4.25. Пример эксплуатационного диапазона высот и скоростей полета ЛА с турбореактивным двигателем

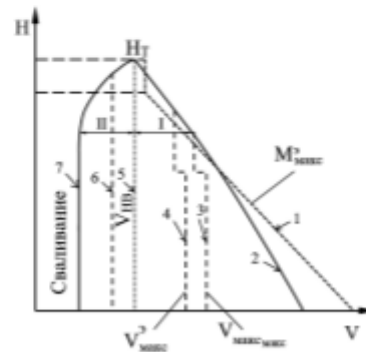


Рис. 4.26. Пример эксплуатационного диапазона высот и скоростей полета ЛА с турбореактивным двигателем

Как следует из на рис. 4.25 и рис. 4.26 все скорости, ограниченные или рассчитываемые исходя из заданных величин угла атаки ($V_{ст}, V_{мин}, V_{ма}$) и скоростного напора ($V_{макс}^2$ и $V_{макс\ минкс}$) в координатах высота – приборная скорость не изменяются с изменением высоты полета.

4.13. Особенности эксплуатационного диапазона высот и скоростей полета БВС с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта

В силу особенностей протекания кривой потребной тяги силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта (рис. 4.23) существуют следующие особенности эксплуатационного диапазона высот и скоростей полета ЛА с такой силовой установкой:

- 1) минимальная допустимая скорость полета ограничивается для такого ЛА не скоростью, связанной с выходом на углы атаки, близкие к критическому как для рассмотренного выше ЛА с турбореактивным двигателем, а практически минимальной скоростью:

$$(V_{мин\ доп} = V_{пр\ мин}) > (V_{ст} = V_{смин}).$$

Таким образом, область вторых режимов т.е. режимов, на которых ЛА неустойчив по скорости, исключается из эксплуатационного диапазона высот и скоростей полета;

- 2) максимальная высота прямолинейного горизонтального установившегося полета (высота статического потолка) реализуется на практически минимальной скорости полета близкой к экономической:

$$V_{пр\ мин} \approx V_{э};$$

В случае использования кривых потребных и располагаемых мощностей максимальную скорость прямолинейного горизонтального установившегося полета можно определить исходя из условия равенства полета потребной и располагаемой мощностей $N_n = N_p$ по следующей формуле:

$$V_{макс} = \sqrt{\frac{2N_{дв}\eta_v}{c_{xa}\rho S}},$$

Откуда следует, что чем больше мощность двигателя $N_{дв}$ и коэффициент полезного действия винта η_v , чем меньше произведение коэффициента лобового сопротивления и площадь крыла $c_{xa}S$, тем максимальная скорость ЛА больше.

Пример эксплуатационного диапазона высот и скоростей полета БВС с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта для двух вариантов двигателя (в невисотном (без нагнетателя) и висотном (с нагнетателем) исполнении) представлен на рис. 4.27.

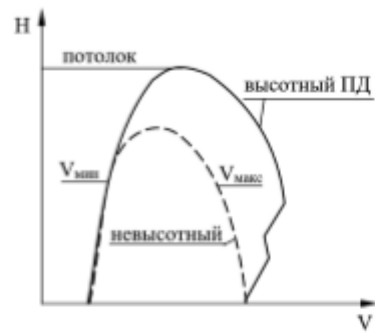


Рис. 4.27. Пример диапазона высот и скоростей ЛА

5. НАБОР ВЫСОТЫ И СНИЖЕНИЕ

5.1. Схема сил, уравнения и условия движения в прямолинейном наклонном полете

Набор высоты и снижение будем рассматривать при условии постоянства угла наклона траектории т.е. как прямолинейный наклонный полет (ПНП).

Кинематические условия ПНП выглядят так:

- условие полета в наклонной плоскости:

$$\theta \neq 0;$$

- условие прямолинейного полета:

$$\frac{d\theta}{dt} = 0; \quad \frac{d\psi}{dt} = 0;$$

- условие установившегося полета:

$$\frac{dV}{dt} = 0.$$

С учетом указанных условий уравнения динамики материальной точки, определяющие величину и направление вектора абсолютной скорости, трансформируются в соотношения сил, обеспечивающих прямолинейный наклонный установившейся полет (ПНУП):

- условие установившегося ПНП:

$$m \frac{dV}{dt} = 0 = P - X_a - G \sin \theta \rightarrow P = X_a + G \sin \theta \rightarrow n_{xa} = \sin \theta;$$

- условия ПНП (не искривления траектории в ГП и ВП соответственно):

$$-mV \cos \theta \frac{d\psi}{dt} = 0 = Y_a \sin \gamma_a \rightarrow \sin \gamma_a = 0^\circ \rightarrow \gamma_a = 0 \text{ или } \gamma_a = 180^\circ;$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = 0 = Y_a \cos \theta - G \cos \theta \rightarrow Y_a = G \cos \theta \rightarrow n_{ya} = \cos \theta.$$

Из полученных соотношений следует, что в ПНП в отличие о ПГП:

- 1) подъемная сила, необходимая для совершения ПНП, меньше подъемной силы, необходимой для совершения ПГП, т.е. меньше силы тяжести;
- 2) нормальная скоростная перегрузка, необходимая для совершения ПНП, меньше нормальной скоростной перегрузки, необходимой для совершения ПГП т.е. меньше 1;
- 3) тяга, потребная для совершения ПНУП, отличается от тяги, потребной для совершения ПГУП на величину составляющей силы тяжести $G \cos \theta$, которая:
 - тормозит ЛА при наборе высоты;
 - разгоняет ЛА при снижении.

Схема сил в ПНУП при наборе высоты представлена на рис. 5.1, при снижении – на рис. 5.2.

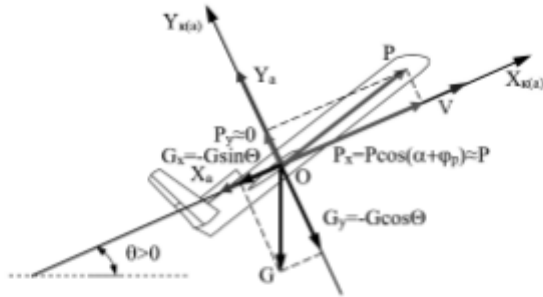


Рис. 5.1. Схема сил в ПГУП при наборе высоты

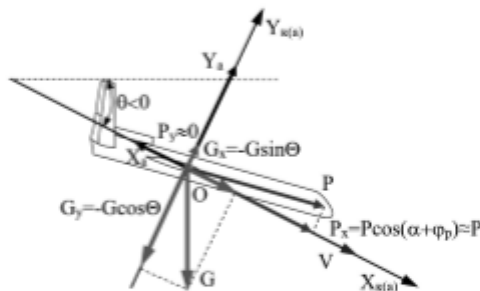


Рис. 5.2. Схема сил в ПГУП при снижении

5.2. Лобовое сопротивление в прямолинейном наклонном полете

Прямолинейный наклонный полет отличается от прямолинейного горизонтального полета меньшей величиной нормальной скоростной перегрузки, для реализации которой требуется меньший коэффициент подъемной силы:

$$(n_{y_{\text{на}}} = \cos\theta) < (n_{y_{\text{гн}}} = 1);$$

$$c_{y_{\text{на}}} = \frac{Y_{\text{на}}}{qS} = \frac{n_{y_{\text{на}}} G}{qS} = n_{y_{\text{на}}} \frac{G}{qS} = n_{y_{\text{на}}} c_{y_{\text{гн}}} = \cos\theta c_{y_{\text{гн}}} < c_{y_{\text{гн}}};$$

Лобовое сопротивление в ПНП, как и в ПГП, включает две составляющие:

$$X_{\text{лпн}} = X_{\text{пропн}} + X_{\text{волпн}}.$$

Составляющая, включающая профильное и волновое сопротивление $X_{\text{пропн}}$ зависит только от высоты и скорости полета и для одного ЛА одинакова в ПНП и в ПГП:

$$X_{\text{пропн}} = X_{\text{прогн}}.$$

Индуктивная составляющая в ПНП $X_{ai\text{ пп}}$ в силу меньшего коэффициента подъемной силы в ПНП меньше, чем в ПГП:

$$X_{ai\text{ пп}} = Ac_{y_{a\text{ пп}}}qS = Ac_{y_{a\text{ рп}}}^2(\cos\theta)^2qS = X_{ai\text{ рп}}(\cos\theta)^2,$$

В итоге:

$$X_{a\text{ пп}} = X_{a\text{ рп}} + X_{ai\text{ рп}}(\cos\theta)^2.$$

Таким образом, в ПНП в отличие о ПГП индуктивное сопротивление в ПНП меньше в $(\cos\theta)^2$ раз индуктивного сопротивления в ПГП.

Оценим возможную погрешность в определении индуктивного сопротивления в ПНП при допущении о его равенстве индуктивному сопротивлению в ПГП (таблица 5.1).

Таблица 5.1. Относительные погрешности

θ	0°	5°	10°	15°	20°	25°	30°
$\cos\theta$	1	0.9962	0.9848	0.9659	0.9397	0.9063	0.8660
Погрешность при допущении $\cos\theta = 1$, %	0	0.4	1.5	3.4	6.0	9.4	13.4
$(\cos\theta)^2$	1	0.9924	0.9698	0.9330	0.8830	0.8214	0.7500
Погрешность при допущении $(\cos\theta)^2 = 1$, %	0	0.8	3.0	6.7	11.7	17.9	25.0
$\sin\theta$	0	0.087	0.174	0.259	0.342	0.423	0.500
Погрешность при допущении $\sin\theta = \theta$, %	0	0.087	0.175	0.262	0.349	0.436	0.524

Как следует из данных таблицы 5.1, при анализе ПНП при углах наклона траектории $|\theta| < 15^\circ$ вместо значений лобового сопротивления $X_{a\text{ пп}}$, подъемной силы $Y_{a\text{ пп}}$, нормальной перегрузки $n_{y_{a\text{ пп}}}$, рассчитанных для ПНП, можно использовать значения лобового сопротивления $X_{a\text{ рп}}$, подъемной силы $Y_{a\text{ рп}} = G$, нормальной перегрузки $n_{y_{a\text{ рп}}} = 1$, рассчитанные для ПГП. Относительная погрешность при этом не превысит 7%.

5.3. Диаграмма потребных и располагаемых тяг в прямолинейном наклонном установившемся полете

С учетом того, что, тяга, потребная для совершения ПНУП, отличается от тяги, потребной для совершения ПГУП на величину $G\sin\theta$ и лобовое сопротивление в ПНП можно принять при $|\theta| < 15^\circ$ равным лобовому сопротивлению в ПГП:

$$P_{\text{потр пп}} = X_{a\text{ рп}} + G\sin\theta,$$

диаграмму потребных и располагаемых тяг (кривые Н.Е. Жуковского) ПНУП можно получить из диаграммы потребных и располагаемых тяг ПГУП перемещением кривой потребной тяги вверх при наборе высоты и вниз при снижении на величину $G\sin\theta$ (рис. 5.3).

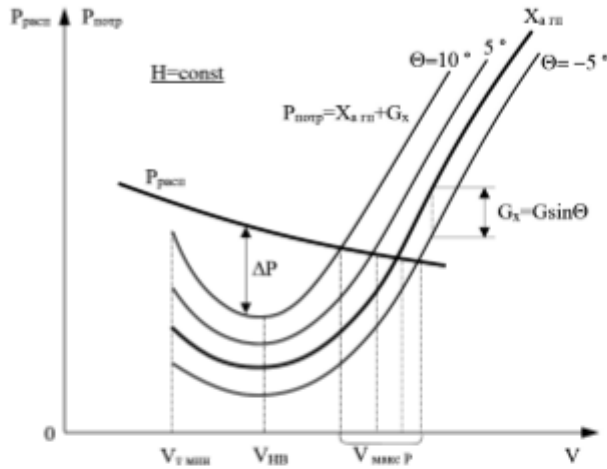


Рис. 5.3. Кривые Н.Е. Жуковского в ПНУП

Из представленной диаграммы в частности следует, что при полете с набором высоты максимальная скорость ПНУП $V_{макс P}$ уменьшается, а при снижении – увеличивается.

5.4. Полярная диаграмма скоростей. Режимы набора высоты в прямолинейном наклонном установившемся полете

Полярная диаграмма скоростей – график в полярных координатах (угол поворота – радиус), устанавливающий зависимость скорости ПНУП от угла наклона траектории.

Порядок построения полярной диаграммы:

- 1) Для заданного угла наклона траектории из диаграммы потребных и располагаемых тяг определим минимальные и максимальные скорости ПНУП (с учетом эксплуатационных ограничений).
- 2) На луче, повернутом относительно горизонтальной оси на угол набора высоты, откладываем полученные скорости.

По полярной диаграмме легко определить характерные режимы набора высоты в ПНУП:

- 1) наиболее крутой набор высоты т.е. ПНУП с $\Theta_{макс}$;
- 2) наиболее быстрый набор высоты т.е. ПНУП с $V_{у макс}$.

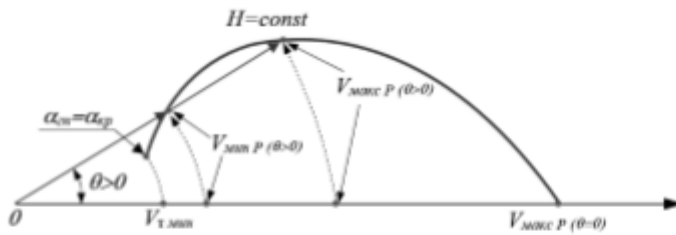


Рис. 5.4. Полярная диаграмма набора высоты в ПНУП

Режим набора высоты в ПНУП с максимальным углом наклона траектории

Параметры наиболее крутого набора высоты (θ_{\max} ; $V_{\theta_{\max}}$) соответствуют точке, в которой касательная, проведенная из начала координат, касается полярной диаграммы (рис. 5.5).

Заметим, что поскольку:

$$\sin \theta \approx \theta = \frac{P - X_a}{G},$$

то максимальный угол ПНУП будет достигаться при максимальном избытке тяги:

$$\theta_{\max} = \frac{(P - X_a)_{\max}}{G} = \frac{\Delta P_{\max}}{G}.$$

Максимальный избыток тяги для ТРДД реализуется на скоростях, близких к наимыгоднейшей:

$$V_{\theta_{\max}} \approx V_{\text{из}}.$$

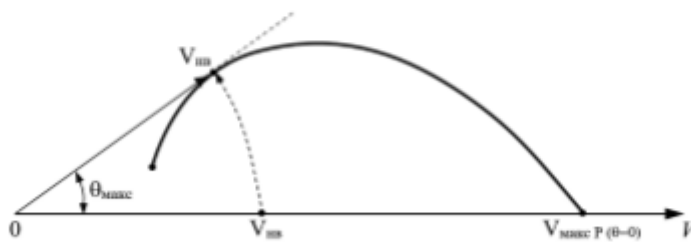


Рис. 5.5. К определению максимально возможного угла набора высоты с постоянной скоростью в ПНУ

Режим набора высоты в ПНУП с максимальной вертикальной скоростью

Если спроектировать вектор скорости из любой точки полярной диаграммы на вертикальную ось, то получим значение вертикальной скорости или скороподъемности в ПНУП:

$$V_y = V \sin \theta = V \left(\frac{P - X_a}{G} \right) = \frac{PV - X_a V}{G} = \frac{\Delta N_{изб}}{G}$$

Из полученного выражения следует:

- 1) параметры наиболее быстрого набора высоты ($\theta_{V_{y_{\max}}}$; $V_{y_{\max}}$) соответствуют точке, в которой касательная, проведенная параллельно горизонтальной оси, касается полярной диаграммы (рис. 5.6);
- 2) скорость полета с $V_{y_{\max}}$ соответствует максимальному избытку мощности:

$$\Delta N_{изб_{\max}} = (PV - X_a)_{\max}$$

Скорость полета с $V_{y_{\max}}$ обозначается как $V_{изб}$. Для ЛА с турбореактивным двигателем $V_{изб} > V_{на}$.

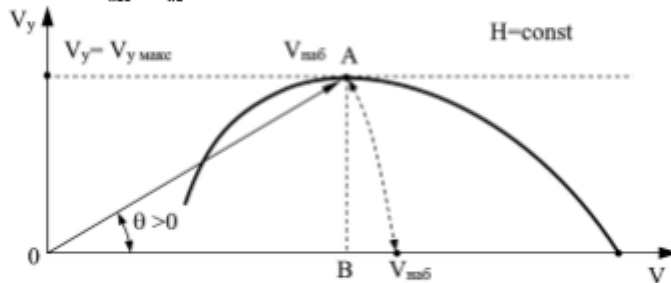


Рис. 5.6. К определению режима максимально быстрого набора высоты с постоянной скоростью в ПНУП

С увеличением высоты полета располагаемая тяга уменьшается, а тяга, потребная для совершения ПГУП или остается постоянной (если $M < M_{кр}$), смещаясь вправо (рис. 4.4), или растет (если $M > M_{кр}$) (рис. 4.5). Поэтому избыток тяги и избыток мощности, а значит и скороподъемность ЛА будут падать с увеличением высоты полета, уменьшаясь до нуля на высоте статического потолка (рис. 5.7).

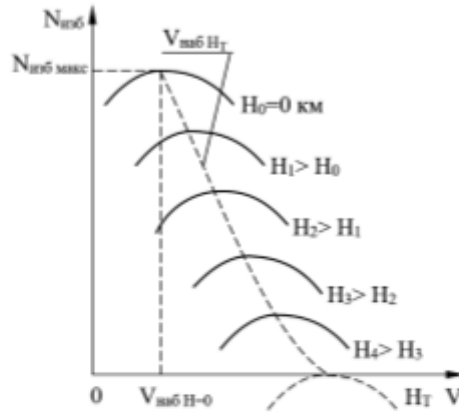


Рис. 5.7. Влияние высоты полета на избыток мощности

5.5. Планирование БВС

Как было показано выше, при снижении в ПНУП:

$$\sin \Theta = \frac{P - X_a}{G} = \frac{P}{G} - \frac{X_{a, \text{rn}}}{G}$$

При углах наклона траектории $|\Theta| < 15^\circ$ $\sin \Theta \approx \Theta$ и с учетом того, что:

$$\frac{X_{a, \text{rn}}}{G} = \frac{1}{K'}$$

Получаем:

$$\Theta = \mu - \frac{1}{K'}$$

где $\mu = \frac{P}{G}$ – тяговооруженность ЛА.

Планирование – это снижение ЛА при отсутствии тяги т.е. при

$$\mu = \frac{P}{G} = 0.$$

Тогда угол снижения при планировании:

$$\Theta = -\frac{1}{K'}$$

Дальность полета при планировании с постоянной скоростью можно определить так (рис. 5.8):

$$L = -\frac{H}{\text{tg} \Theta}$$

При углах снижения до 15° :

$$\Theta \approx \operatorname{tg} \theta = -\frac{1}{K}$$

Откуда получаем выражение для дальности полета при планировании с постоянной скоростью:

$$L = HK.$$

Из полученного соотношения следует, что максимальная дальность планирования будет достигаться при полете с максимальным аэродинамическим качеством $K = K_{\max}$, которое реализуется при полете с наивыгоднейшей скоростью и с наивыгоднейшим углом атаки:

$$V = V_{\max}; \alpha = \alpha_{\max}.$$

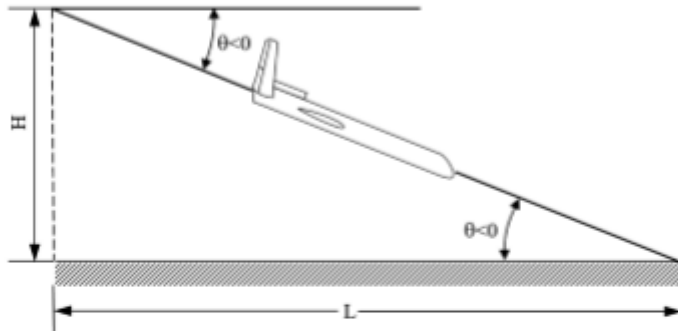


Рис. 5.8. К определению дальности планирования

Пример полярной диаграммы планирования представлен на рис. 5.9. Из указанной диаграммы, по аналогии с рассмотренной ранее полярной диаграммой набора высоты в ПНУП, можно определить два режима планирования с постоянной скоростью:

- 1) режим максимальной дальности планирования;
- 2) режим максимальной продолжительности планирования.

Поскольку

$$L = -\frac{H}{\operatorname{tg} \theta},$$

то параметры полета с максимальной дальностью планирования ($\theta_{L_{\max}}; V_{L_{\max}}$) реализуются при планировании с минимальным по абсолютной величине углом наклона траектории $|\theta|_{\min}$ и соответствуют точке, в которой касательная, проведенная из начала координат, касается полярной диаграммы (рис. 5.9). Как было показано выше максимальная дальность планирования достигается при полете с $K = K_{\max}; V = V_{\max}; \alpha = \alpha_{\max}$.

Максимальная продолжительность планирования очевидно реализуется при полете с наиболее медленной потерей высоты т.е. при $V_{\gamma_{\min}}$. Параметры наиболее медленного снижения при планировании ($\theta_{V_{\gamma_{\min}}}; V_{\gamma_{\min}}$)

соответствуют точке, в которой касательная, проведенная параллельно горизонтальной оси, касается полярной диаграммы (рис. 5.9).

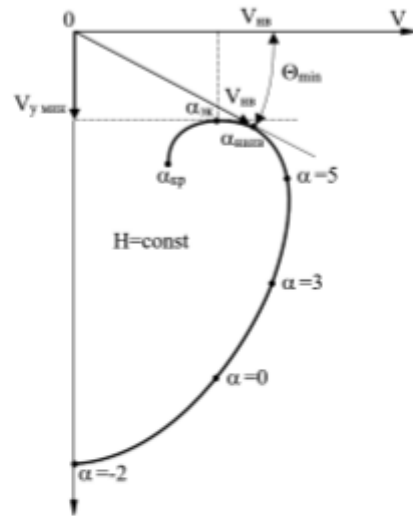


Рис. 5.9. Полярная диаграмма планирования

6. ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

6.1. Часовой и километровый расходы топлива

Дальностью полета называется расстояние, измеренное по земной поверхности, которое может пролететь ЛА, расходуя определенный запас топлива.

Техническая дальность полета – максимальная дальность полета ЛА в стандартных атмосферных условиях при безветрии с полным расходом топлива.

Практическая дальность полета – дальность полета ЛА с заданной полезной нагрузкой по указанному профилю полета в реальных метеоусловиях с учетом расхода топлива на земле, невырабатываемого остатка, а также иных, требуемых нормативной документацией, запасов топлива.

Продолжительность полета – время от момента начала разбега на взлете до момента окончания пробега при посадке.

Дальность и продолжительность полета определяются величиной располагаемого запаса топлива, выбором режима полета ЛА, а также часовым и километровым расходами топлива.

Часовой расход топлива – количество топлива в кг, расходуемое за 1 час полета q_v (кг/ч):

$$q_v = \frac{\Delta m_r}{\Delta t_v} = c_{y2} P,$$

где

$$c_{y2} \left[\frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}} \right]$$

есть удельный расход топлива т.е. количество топлива в кг, расходуемое на создание 1Н тяги в час.

Продолжительность полета t_n при изменении массы ЛА от m_n до m_k рассчитывается так:

$$t_n = - \int_{m_n}^{m_k} \frac{dm}{q_v} = \int_{m_k}^{m_n} \frac{dm}{q_v} = \int_{m_k}^{m_n} \frac{dm}{c_{y2} P}.$$

Километровый расход топлива – количество топлива в кг расходуемое на 1 км пути $q_{км}$ (кг/км):

$$q_{км} = \frac{\Delta m_r}{\Delta L} = \frac{\Delta m_r}{\Delta L \frac{\Delta t_v}{\Delta L}} = \frac{\Delta m_r}{\Delta t_v \frac{\Delta L}{\Delta t_v}} = \frac{q_v}{V[\text{км/ч}]} = \frac{c_{y2} P}{V[\text{км/ч}]} = \frac{c_{y2} P}{3,6 V[\text{м/с}]} \left[\frac{\text{кг}}{\text{км}} \right].$$

Дальность полета L_n при изменении массы ЛА от начальной m_n до конечной m_k рассчитывается так:

$$L_n = - \int_{m_n}^{m_k} \frac{dm}{q_{км}} = \int_{m_k}^{m_n} \frac{dm}{q_{км}} = \int_{m_k}^{m_n} \frac{3,6 V}{c_{y2} P} dm.$$

6.2. Режим прямолинейного горизонтального установившегося полета на максимальную продолжительность

Будем рассматривать режим прямолинейного горизонтального установившегося полета (ПГУП). В этом случае:

- 1) $P = X_a$ – условие установившегося полета.
- 2) $Y_a = mg$ – условие горизонтального полета.

Тогда

$$K = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{mg}{P} \rightarrow P = \frac{mg}{K}$$

Откуда:

$$q_* = c_{ya} P = c_{ya} \frac{mg}{K}$$

Следовательно, часовой расход топлива в ПГУП будет минимален при минимальном удельном расходе топлива и максимальном аэродинамическом качестве.

Максимальное аэродинамическое качество в ПГУП реализуется при полете с наимыгоднейшей скоростью.

Минимальный удельный расход турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) реализуется на крейсерском режиме его работы (рис. 6.1) на высотах более 11 км (до 11 км температура воздуха падает, что уменьшает c_{ya}) (рис. 6.2).

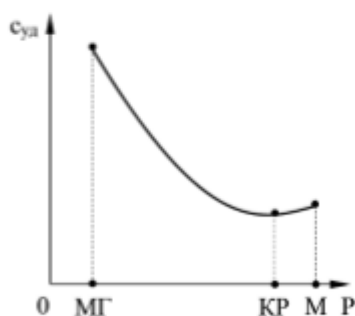


Рис. 6.1. Влияние режима работы турбореактивного двигателя на удельный расход

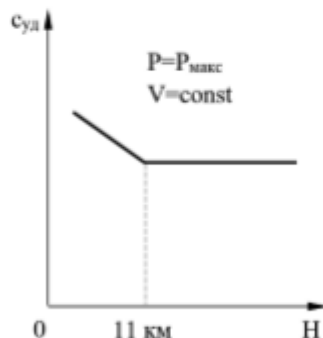


Рис. 6.2. Влияние высоты полета на удельный расход турбореактивного двигателя

При полете на высоте статического потолка и скорости $V = V_{\max}$ ЛА реализует максимальную располагаемую тягу. Минимальное лобовое сопротивление реализуется в ПГУП также на наимыгоднейшей скорости и или падает с уменьшением высоты полета (при $M > M_{kp}$), или остается постоянным

(при $M < M_{sp}$). Поэтому минимальный часовой расход топлива будет достигаться при полете с $V = V_{sp}$ на высоте несколько ниже высоты статического потолка с тем, чтобы рост располагаемой тяги при уменьшении высоты обеспечил возможность дросселирования двигателя до крейсерского режима с учетом обеспечения условия $P = X_a$.

Экономия топлива при полете на режиме максимальной продолжительности для ЛА с турбореактивным двигателем может достигать 15...20% по сравнению с полетом у земли.

6.3. Режим прямолинейного горизонтального установившегося полета на максимальную дальность. Полет по потолкам

Запишем выражение для километрового расхода топлива в ПГУП, используя условие установившегося горизонтального полета $P = X_{a,cr}$:

$$q_{км} = \frac{c_{ya} P}{3,6 V [м/с]} = c_{ya} \frac{X_{a,cr}}{3,6 V}$$

Из полученного выражения следует, что километровый расход топлива, как и часовой расход, в ПГУП будет минимален при минимальном удельном расходе топлива. Однако, в отличие от часового расхода, не при максимальном аэродинамическом качестве, а при минимальном отношении:

$$\frac{X_{a,cr}}{V} \rightarrow \min.$$

Скорость, при которой указанное отношение минимально называется крейсерской V_{cr} . Крейсерскую скорость можно получить, проведя касательную из начал координат к кривой потребной тяги (рис. 6.3). Как следует из рис. 6.3 крейсерская скорость больше невыгоднейшей.

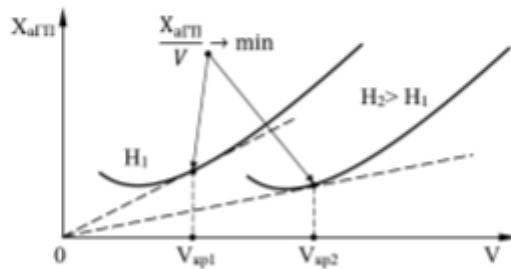


Рис. 6.3. К определению крейсерской скорости полета

Таким образом, минимальный километровый расход топлива будет достигаться при полете с $V = V_{sp}$ на высоте несколько ниже высоты статического потолка с тем, чтобы рост располагаемой тяги при уменьшении высоты обеспечил возможность дросселирования двигателя до крейсерского режима с учетом обеспечения условия $P = X_a$.

Экономия топлива при полете на режиме максимальной продолжительности может достигать 100...150% по сравнению с полетом у земли.

Полет по потолкам

По мере выгорания топлива и уменьшения веса ЛА высота статического потолка увеличивается. Следовательно, увеличивается и оптимальная высота полета на дальность. В итоге лучшим при полете на дальность будет профиль полета с постепенным набором высоты. Такой полет называют полетом по потолкам. Для его реализации необходимо во время полета выдерживать неизменными угол атаки, число Маха и режим работы двигателя.

6.4. Особенности характеристик дальности и продолжительности БВС с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта

При расчете часовых и километровых расходов топлива ЛА с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта как правило используют величины отнесенные не к тяге, а к мощности двигателя $N_{з\phi}$. В этом случае:

1) часовой расход топлива определяется по формуле:

$$q_v = \frac{\Delta m_\tau}{\Delta t_v} = c_c N_z,$$

где

$$c_c \left[\frac{\text{кг}}{\text{Вт} \cdot \text{ч}} \right]$$

есть удельный расход топлива т.е. количество топлива в кг, расходуемое на создание 1Вт мощности винта в час.

В прямолинейном горизонтальном установившемся полете потребная мощность определяется так (см. п.4.11):

$$N_z = X_z V = \frac{G}{K} V = N_{з\phi} = N_z \eta_z.$$

Откуда

$$q_v = c_c N_z = c_c \frac{N_z}{\eta_z} = V \frac{G c_c}{K \eta_z}.$$

2) Километровый расход топлива определяется по формуле:

$$q_{км} = \frac{q_v}{3,6 V} \left[\frac{\text{кг}}{\text{км}} \right]$$

В прямолинейном горизонтальном установившемся полете:

$$q_{км} = \frac{1}{3,6} \frac{G c_c}{K \eta_z}.$$

Из полученных выражений следует, что часовые и километровые расходы топлива ЛА с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта зависят от:

- режима полета (скорости и высоты полета);
- веса ЛА G ;
- КПД винта η_z ;

- экономичности двигателя c_c ;
- аэродинамического качества ЛА.

По аналогии с рассмотренными выше для ЛА с турбореактивным двигателем режимами полета на максимальную дальность и максимальную продолжительность можно показать, что для с ЛА с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта:

- 3) максимальная продолжительностью полета с учетом влияния отношения c_c/η_e реализуется на скорости, несколько большей экономической $V_{эк}$ и высоте несколько ниже высоты статического потолка $H_{ст}$;
- 4) максимальная дальность полета с учетом влияния отношения c_c/η_e реализуется на скорости, несколько большей наимыгоднейшей $V_{нм}$ и высоте несколько ниже высоты статического потолка $H_{ст}$.

7. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

7.1. Основные этапы и параметры взлета

Под взлетом по самолетному БВС самолетного типа будем понимать этап полета от момента старта ЛА во взлетной конфигурации на взлетно-посадочной полосе (ВПП) до момента, когда:

- 1) достигнута заданная высота полета;
- 2) достигнута заданная скорость полета;
- 3) ЛА перешел в крейсерскую конфигурацию.

Основные этапы взлета (рис. 7.1):

- 1) набор высоты стандартного препятствия:
 - разбег на всех опорах;
 - разбег на основных опорах с последовательным:
 - отрывом передней опоры на скорости $V > V_R$;
 - отрывом ЛА на скорости $V \geq V_{отр}$. После отрыва ЛА, как правило, начинается уборка шасси;
 - набор высоты стандартного препятствия $H_{ст}$ с разгоном до заданной скорости $V \geq V_2$;
- 2) набор высоты начала уборки механизации $H_{мех}$ со скоростью не менее заданной $V \geq V_2$;
- 3) набор безопасной высоты и безопасной скорости (например, обеспечивающей дальнейший набор высоты с минимальным заданным градиентом при отказе критического двигателя) с уборкой механизации.

Конкретные числовые значения указанных выше характерных скоростей и высот полета, градиентов набора высоты, а также наличие или отсутствие каждого из обозначенных выше этапов взлета зависит от облика ЛА (количества двигателей, наличие механизации, взлетной массы ЛА и т.п.) и указывается в летном руководстве конкретного БВС.

Основные параметры взлета [1]:

- 1) Длина разбега – расстояние от точки старта до точки отрыва ЛА от ВПП.
- 2) Дистанция взлета – расстояние от точки старта до точки прохождения ЛА высоты стандартного препятствия $H_{ст}$.
- 3) V_R – скорость подъема передней опоры.
- 4) $V_{отр}$ – скорость отрыва ЛА.
- 5) $V_{эф}$ – скорость отказа критического двигателя на взлете.
- 6) V_1 – скорость принятия решения т.е. максимальная скорость при взлете, на которой необходимо предпринять первое действие (например, применить тормоза, уменьшить тягу, отклонить тормозные щитки) для остановки ЛА в пределах дистанции прерванного взлета. Скорость V_1 также является минимальной скоростью на взлете при которой еще можно продолжить взлет после отказа критического двигателя на скорости $V_{эф}$ и достичь заданной высоты над поверхностью взлета в пределах заданной дистанции взлета.
- 7) V_2 – безопасная скорость взлета, которая должна быть достигнута до высоты стандартного препятствия $H_{ст}$.

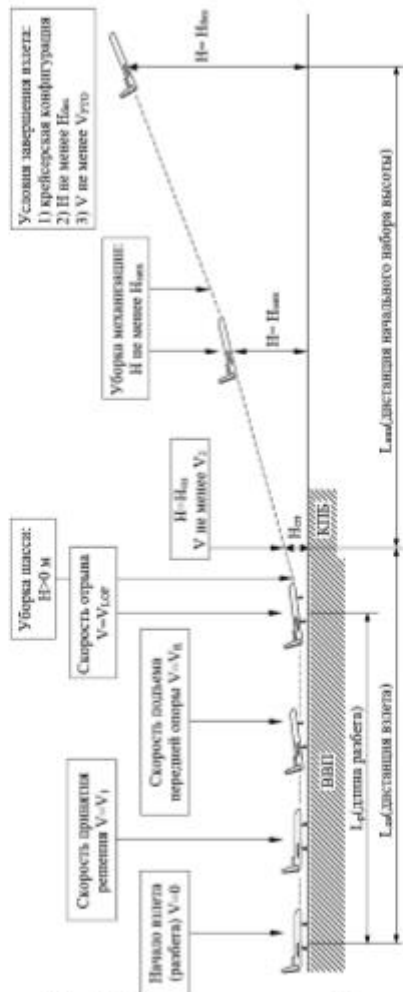


Рис. 7.1. Основные этапы взлета ЛА

- 8) V_{FTO} (Final Takeoff Speed) – конечная скорость взлета или скорость ЛА в конце траектории взлета при крейсерской конфигурации с одним неработающим двигателем.
 9) Градиент набора высоты $\eta = tg\theta \cdot 100\%$.

7.2. Схема сил, уравнения движения на взлете

Схема сил, действующих на ЛА при разбеге представлена на рис. 7.2.

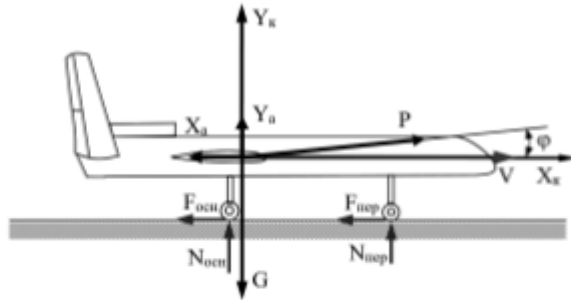


Рис. 7.2. Схема сил, действующих на ЛА при разбеге

Уравнения движения на разбеге имеют вид:

$$mV \frac{d\theta}{dt} = P \sin \alpha + Y_a - G + N \approx Y_a - G + N = 0 \rightarrow N = N_{опр} + N_{хв} = G - Y_a;$$

$$m \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha - X_a - F_{тp} \approx P - X_a - f(G - Y_a);$$

$$\frac{dx_z}{dt} = \frac{dL}{dt} = V,$$

где f – коэффициент трения качения. Значение коэффициентов трения качения для ВПП с различным покрытием представлено в таблице 7.1.

Условие отрыва ЛА от ВПП при взлете соответствует равенству сил:

$$Y_a = G.$$

Откуда можно найти выражение для скорости, обеспечивающей отрыв ЛА от ВПП при взлете:

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{y\alpha отр} \rho S}}$$

Длину разбега можно рассчитать так:

$$\frac{dL}{dt} = V \Rightarrow dL = V dt = \frac{V}{j_x} dV \Rightarrow L_v = \int_0^{V_{отр}} \frac{V}{j_x} dV.$$

Если подставить в полученное выражение для длины разбега усредненное значение ускорения на разбеге $j_{x ср}$, то получим:

$$L_D = \int_0^{V_{\text{отр}}} \frac{V}{j_{x \text{ отр}}} dV = \frac{1}{j_{x \text{ отр}}} \int_0^{V_{\text{отр}}} V dV = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2j_{x \text{ отр}}}$$

Откуда время разбега:

$$dt = \frac{dV}{j_x} \Rightarrow t_D = \int_0^{V_{\text{отр}}} \frac{V}{j_{x \text{ отр}}} dt = \frac{V_{\text{отр}}}{j_{x \text{ отр}}}$$

Таблица 7.1.

Тип покрытия ВПП	f
Сухое бетонное покрытие с заделкой швов или асфальтовое покрытие в хорошем состоянии	0,02
Сухое бетонное покрытие с не заделанными швами и местными неровностями	0,03 – 0,04
Мокрое бетонное покрытие, ровное грунтовое поле с утоптаным травяным покровом, хорошо укатанный снег	0,04 – 0,05
Грунтовое поле с небольшой травой, талый снег толщиной 10 мм – 12 мм на твердом основании	0,05 – 0,06
Грунтовое поле с высокой травой, плохо укатанный снег	0,06 – 0,07
Грунтовое поле с сухими кочками и невысокой травой	0,07 – 0,09
Мягкий грунт (удельная прочность 60 Н/м ² – 100 Н/м ²)	0,07 – 0,10
Хорошо уплотненный снег плотностью 0,45 г/см ³ – 0,60 г/см ³	0,08 – 0,10
Хорошо уплотненный снег плотностью 0,25 г/см ³ – 0,35 г/см ³	0,15 – 0,20
Вязкий грунт (раскисший чернозем или суглинок)	0,15 – 0,20
Ровный мерзлый грунт без дернового покрова	0,05 – 0,15
Ровный мерзлый грунт с оттаявшим верхним слоем	0,15 – 0,30
Твердое покрытие со слоем рыхлого, сухого снега	0,20
Твердое покрытие со слоем рыхлого, влажного и мокрого снега	0,30

Из полученных выражений в частности следует, что уменьшить длину и время разбега можно за счет:

- 1) снижения скорости отрыва – достигается отклонением взлетно-посадочной механизации с целью увеличения $C_{y \text{ на отр}}$, установкой под углом к оси фюзеляжа специальных ускорителей;
- 2) увеличения ускорения на разбеге – достигается за счет установки специальных ускорителей.

7.3.Прерванный и продолженный взлет

Для оценки возможности безопасного взлета на многодвигательном ЛА при отказе критического двигателя на скорости V_{cr} необходимо знать:

- длину пробега в случае прекращения взлета $L_{проба}$;
- длину разбега в случае продолжения взлета $L_{прод}$.

Под прерванным взлетом понимается взлет, протекающий как нормальный до момента отказа двигателя или систем ЛА, влияющих на взлетные характеристики, после чего начинается прекращение взлета с последующим торможением ЛА до полной остановки. При прерванном взлете после отказа

критического двигателя применяется аварийное торможение до полной остановки ЛА.

Под продолженным взлетом понимается взлет, протекающий как нормальный до момента отказа двигателя или систем ЛА, влияющих на взлетные характеристики, после чего взлет продолжается и завершается с отказавшим двигателем или системой.

Критическим называется двигатель, отказ которого вызывает наиболее неблагоприятные изменения в поведении ЛА или его управлении.

Характерные располагаемые дистанции (рис. 7.3)

Располагаемая дистанция разбега (РДР) – длина ВПП, которая объявляется пригодной для разбега ЛА, выполняющего взлет.

Располагаемая дистанция прерванного взлета (РДПВ) – сумма располагаемой дистанции разбега и длины концевой полосы торможения, если она предусмотрена.

Располагаемая дистанция взлета (РДВ) – сумма располагаемой дистанции разбега и длины свободной зоны, если она предусмотрена.

Концевая полоса торможения (КПТ) – специально подготовленный прямоугольный участок в конце располагаемой дистанции разбега, предназначенный для остановки ЛА в случае прерванного взлета.

Свободная зона (СЗ) – прямоугольный участок земной или водной поверхности, примыкающий к концу располагаемой дистанции разбега и пригодный для первоначального набора высоты ЛА до установленного значения высоты стандартного препятствия H_{cr} .

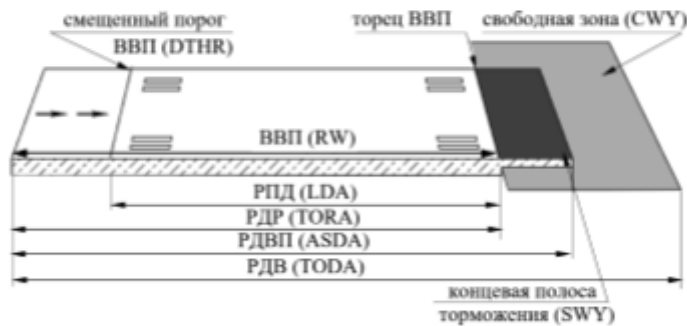


Рис. 7.3. Характерные располагаемые дистанции

С увеличением V_{ZF} длина пробега в случае прекращения взлета $L_{прср}$ увеличивается, а длина пробега в случае продолжения взлета $L_{прод}$ уменьшается. При некоторой скорости будет реализовываться равенство $L_{прср} = L_{прод}$. Очевидно, что безопасный взлет возможен только в том случае, если, во-первых, указанное равенство будет достигаться на скорости $V = V_1$. И, во-вторых,

дистанция $L_{пробег} = L_{пробег}$ не будет превышать располагаемой дистанции прерванного взлета (рис. 7.4).

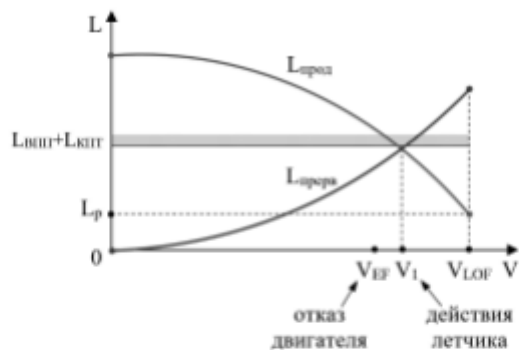


Рис. 7.4. К определению возможности взлета ЛА

7.4. Основные этапы и параметры посадки

Под посадкой по самолетному БВС самолетного типа будем понимать этап полета, с заданной высоты $H_{всп}$ над уровнем торца ВПП до приземления, пробега по ВПП и полной остановки БВС или достижения скорости руления.

Посадка БВС может включать следующие этапы (рис. 7.5):

- снижение;
- выравнивание;
- выдерживание;
- пробег.



Рис. 7.5. Схема посадки БВС с пробегом

Посадка с пробегом является маневром, завершающим полет. В процессе посадки рассеивается кинетическая энергия ЛА, уменьшаются до нуля скорость и высота (относительно ВПП) полета.

На снижении ($H_0 = H_{\text{пов}}; H_0 = 6 \dots 10 \text{ м}$) корректируется направление полета ЛА относительно оси ВПП и определяет возможность посадки. Скорость и угол наклона траектории примерно постоянны. Поскольку угол наклона траектории при снижении невелик (стандартный угол наклона глissады равен $2^\circ 40'$), то для его выдерживания снижение должно выполняться с работающими двигателями.

На выравнивании уменьшается вертикальная скорость снижения V_z до нуля посредством искривления траектории за счет создания перегрузки $n_{y, \text{в}} = 1.1 \dots 1.2$.

На этапе выдерживания скорость ЛА уменьшается до посадочной. Для выдерживания горизонтального полета угол атаки в процессе уменьшения скорости постепенно увеличивается. Когда угол атаки станет равен посадочному $\alpha_{\text{пов}}$, его увеличение прекращается и с этого момента при правильной посадке происходит постепенное уменьшение расстояния до ВПП, и ЛА плавно касается поверхности колесами основных опор шасси на скорости, равной посадочной $V_{\text{пов}}$. Выдерживание может выполняться слитно с выравниванием.

На пробеге (наземном участке посадки) происходит торможение от посадочной скорости до скорости руления или до полной остановки ЛА.

Основные параметры посадки (рис. 7.6):

- 1) Посадочная дистанция $L_{\text{пов}}$ – расстояние по горизонтали от точки на заданной высоте $H_{\text{пов}}$ до полной остановки ЛА.
- 2) Располагаемая посадочная дистанция (РПД/LDA) – длина ВПП, которая объявляется располагаемой и пригодной для посадки и пробега самолета после посадки. Представляет собой длину ВПП, которая может быть использована для выполнения посадки ЛА при условии, что пересечение порога ВПП (смещенного порога ВПП) происходит на заданной высоте $H_{\text{пов}}$.
- 3) Потребная посадочная дистанция (RLD) – потребная посадочная дистанция для сухой ВПП равна фактической посадочной дистанции (ALD), умноженной на коэффициенты:
 - 1,67 - для аэродрома назначения;
 - 1,43 - для запасного аэродрома.
- 4) Фактическая посадочная дистанция (ALD) – расстояние по горизонтали от точки на заданной высоте $H_{\text{пов}}$ относительно уровня порога ВПП, которое проходит ЛА до полной остановки на ровной, сухой ВПП с твердым покрытием.
- 5) Посадочная скорость $V_{\text{пов}}$ – скорость ЛА в момент касания ВПП.

7.5. Схема сил, уравнения движения на посадке

Схема сил, действующих на ЛА при пробеге представлена на рис. 7.7.

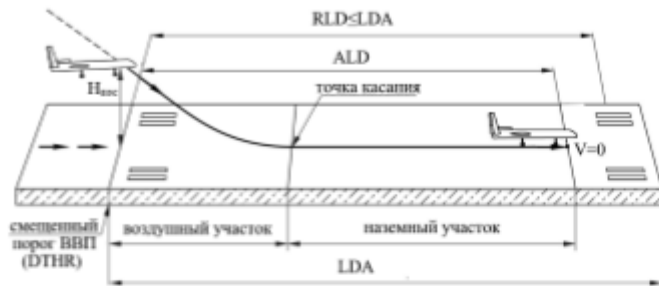


Рис. 7.6. Характерные посадочные дистанции

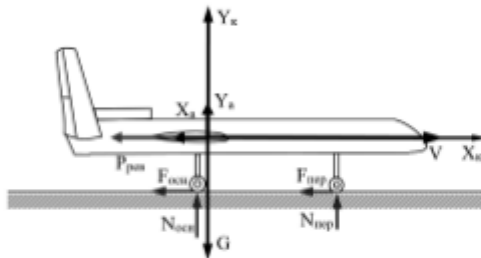


Рис. 7.7. Схема сил, действующих на БВС при пробеге

Уравнения движения на пробеге имеют вид:

$$mV \frac{d\theta}{dt} = Y_a - G + N \approx Y_a - G + N = 0 \rightarrow N = N_{сск} + N_{тр} = G - Y_a;$$

$$m \frac{dV}{dt} = -X_a - F_{тр} - \Delta P_{рса} = -X_a - f(G - Y_a) - \Delta P_{рса};$$

$$\frac{dx_a}{dt} = \frac{dL}{dt} = V,$$

где $\Delta P_{рса}$ – тяга реверса.

Условие приземления ЛА на ВПП при посадке соответствует равенству сил:

$$Y_a = G.$$

Откуда можно найти выражение для посадочной скорости:

$$V_{пос} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{y_{a\text{ пос}}} \rho S}}.$$

По аналогии с взлетом, длину и время пробега можно рассчитать по следующим формулам:

$$L_{np} = -\frac{V_{noc}^2}{2j_{x\text{cp}}}; \quad t_{np} = -\frac{V_{noc}}{j_{x\text{cp}}}.$$

Из полученных выражений в частности следует, что уменьшить длину и время пробега можно за счет:

- 1) отклонения (выпуска) механизации, обеспечивающей уменьшение V_{noc} за счет увеличения $c_{yx\text{noc}}$. Кроме того, выпуск механизации увеличивает S , что также уменьшает V_{noc} , длину и время пробега;
- 2) торможения колес, которое тем эффективнее, чем больше сила реакции опор колес, что обеспечивается уменьшением подъемной силы на пробеге за счет отклонения интерцепторов;
- 3) выпуска тормозных щитков, интерцепторов, тормозного парашюта, обеспечивающих рост лобового сопротивления тем больше, чем больше скорость.

7.6. Влияние эксплуатационных факторов на посадочные характеристики

- 1) Влияние массы ЛА на длину пробега можно оценить по следующей формуле:

$$\frac{L_{np\ m_2}}{L_{np\ m_1}} \cong \frac{m_{noc\ 2}}{m_{noc\ 1}},$$

из которой следует, что при изменении массы ЛА, например, с 95 до 100 кг, длина пробега изменится на $\Delta L_{np} \cong 5\%$.

- 2) Влияние высоты аэродрома на длину пробега можно оценить по следующей формуле:

$$\frac{L_{np\ h}}{L_{np\ h=0}} \cong \frac{\rho_0}{\rho_h},$$

из которой следует, что при изменении высоты аэродрома, например, на 500м длина пробега изменится на $\Delta L_{np} \cong 5\%$.

- 3) Влияние температуры наружного воздуха на длину пробега можно оценить по следующей формуле:

$$\frac{L_{np}}{L_{np\ t}} \cong \frac{T}{T_{ст}},$$

из которой следует, что при изменении температуры наружного воздуха, например, на 15° от стандартной длина пробега изменится на $\Delta L_{np} \cong 5\%$.

- 4) Влияние попутного (встречного) ветра на длину пробега можно оценить по следующей формуле:

$$L_{np} = -\frac{(V_{noc} \pm W)^2}{2j_{x\text{cp}}},$$

из которой следует, что при скорости ЛА, например, в 225км/ч и попутном (встречном) ветре $W = \pm 5$ м/с длина пробега изменится на $\Delta L_{np} \cong \pm 17\%$.

7.7. Особенности взлетно-посадочных характеристик БВС с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта

Использование воздушного винта в качестве движителя обеспечивает большую скорость обтекания потоком крыла, затягивание срыва потока и, следовательно, соответствующий рост коэффициента подъемной силы $c_{y,a}$. Как было показано ранее (рис. 2.17) прирост коэффициента $\Delta c_{y,a}$ может достигать 15-20%. Рост несущих свойств ЛА обеспечивает уменьшение скорости отрыва и посадочной скорости и соответствующее уменьшения длины разбега и пробега.

Длина разбега как было показано выше определяется средним ускорением на разбеге, для увеличения которого необходимо увеличивать тягу винта. Тяга винта зависит от частоты вращения двигателя и диаметра винта:

$$P = \bar{\alpha} \rho n^2 D^4,$$

Скорость на конце лопасти является векторной суммой окружной скорости $n_e D$ и поступательной скорости БВС. При приближении скорости конца лопасти к скорости звука, существенно возрастает волновое сопротивление лопасти, что приводит к резкому падению КПД винта η_v . Поэтому величина окружной скорости ограничена условием не достижения скоростей, близких скорости звука при максимально допустимой скорости полета ЛА. С учетом вышесказанного увеличивать тягу силовой установки целесообразно уменьшая величину оборотов двигателя n_e и увеличивая D с тем, чтобы величина окружной скорости вращения конца лопасти не изменялась $n_e D = const$, а величина $n_e^2 D^4$, а вместе с ней и тяга силовой установки росли. Таким образом, для сокращения длины разбега на взлете выгодно применять силовые установки, имеющие винт максимально возможного диаметра с относительно небольшой частотой вращения.

Для БВС с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта характерен этап выдерживания (рис. 7.8), отсутствующий при рассмотренном выше взлете БВС с турбореактивным двигателем. Выдерживание выполняется в горизонтальном полете или в наборе высоты с небольшим углом наклона траектории $\theta > 0$ с целью разгона БВС до скорости $V > V_{cr}$ для выхода в область первых режимов полета, на которых БВС устойчивы по скорости. Наилучшим является разгон до скорости V_{cr} и перевод БВС в набор высоты.

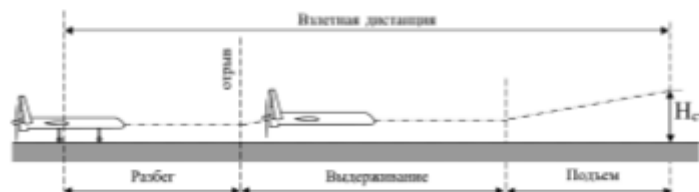


Рис. 7.8. Этапы взлета БВС с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта

8. КРИВОЛИНЕЙНОЕ ДВИЖЕНИЕ

8.1. Схема сил, уравнения и условия криволинейного движения в горизонтальной плоскости

Маневр – это вид управляемого движения, связанный с изменением величины и (или) направления вектора скорости, при котором центр масс ЛА описывает в пространстве траекторию заданной формы

Криволинейное движение – движение с изменением направления вектора скорости (направления полета).

Кинематические условия криволинейного движения ЛА в горизонтальной плоскости выглядят так:

- условие полета в горизонтальной плоскости:

$$\Theta = 0; \frac{d\Theta}{dt} = 0;$$

- условие криволинейного полета:

$$\frac{d\Psi}{dt} \neq 0.$$

С учетом указанных условий уравнения динамики материальной точки, определяющие величину и направление вектора абсолютной скорости, трансформируются в соотношения сил, обеспечивающих маневрирование в горизонтальной плоскости:

$$mV \frac{d\Theta}{dt} = 0 = Y_a \cos \gamma_a - G \cos \Theta \rightarrow Y_a \cos \gamma_a = G \rightarrow n_{ya} = \frac{1}{\cos \gamma_a}.$$

Из полученного соотношения следует, что при маневрировании в горизонтальной плоскости нормальная скоростная перегрузка и крен взаимосвязаны (рис. 8.1).

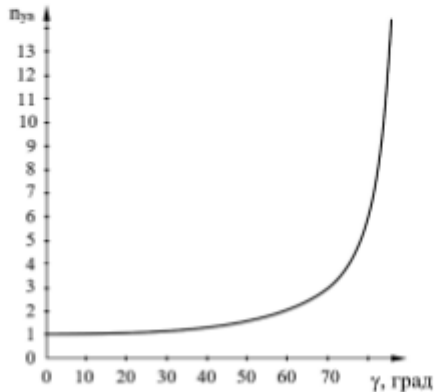


Рис. 8.1. Взаимосвязь перегрузки и крена в ГП

Из рис. 8.1 следует:

- 1) для углов крена до $50-60^\circ$ небольшому изменению перегрузки соответствует большое изменение крена:

$$n_{y_{кр}}(\gamma_a = 30^\circ) = 1,2; n_{y_{кр}}(\gamma_a = 60^\circ) = 2.$$

Поэтому горизонтальность полета при выполнении маневра в ГП с такими углами крена легче поддерживать за счет изменения угла атаки (перегрузки);

- 2) на больших углах крена наоборот – небольшому изменению угла крена соответствует большое изменение перегрузки:

$$n_{y_{кр}}(\gamma_a = 70^\circ) = 2,9; n_{y_{кр}}(\gamma_a = 80^\circ) = 5,6; n_{y_{кр}}(\gamma_a = 85^\circ) = 11,5.$$

Поэтому горизонтальность полета при выполнении маневра в ГП с такими углами крена легче поддерживать за счет изменения угла крена.

Схема сил при криволинейном движении ЛА в горизонтальной плоскости представлена на рис. 8.2.

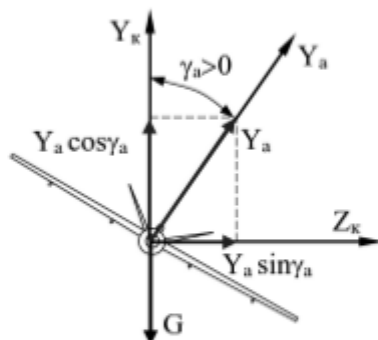


Рис. 8.2. Схема сил при движении ЛА по криволинейным траекториям в горизонтальной плоскости (вид сверху)

Из представленной схемы следует:

- 3) искривление траектории в горизонтальной плоскости происходит только за счет составляющей $Y_a \sin \gamma_a$;
- 4) чем больше необходимо искривить траекторию, тем больше создаваемая величина $Y_a \sin \gamma_a$, тем больше необходимо создавать угол крена, поскольку вертикальная составляющая подъемной силы $Y_a \cos \gamma_a$ всегда должна быть равна силе тяжести.

8.2. Диаграмма располагаемых перегрузок

Диаграмма располагаемых перегрузок – зависимость максимальной перегрузки, которую безопасно может создавать ЛА в полете, от высоты и скорости полета (рис. 8.3).

Перегрузка в полете ограничена:

- максимально-допустимым коэффициентом подъемной силы $c_{y_{a, доп}}$ или углом атаки $\alpha_{доп}$. Такая перегрузка называется максимально-допустимой и рассчитывается так:

$$n_{y_{a, доп}} = \frac{Y_{a, доп}}{mg} = \frac{c_{y_{a, доп}} \frac{\rho_H V^2}{2} S}{mg} = f\left(V^2, \frac{1}{H}, \frac{1}{m}\right),$$

Из представленной зависимости следует, что максимально допустимая перегрузка растет пропорционально квадрату скорости, уменьшается с увеличением высоты (за счет падения плотности воздуха) и массы ЛА;

- прочностью ЛА (максимально-допустимой в эксплуатации подъемной силой $Y_{макс}^2$). Такая перегрузка называется максимальной эксплуатационной и рассчитывается так:

$$n_{y_{макс}}^2 = \frac{Y_{макс}^2}{mg} = f\left(\frac{1}{m}\right),$$

Из представленной зависимости следует, что максимальная эксплуатационная перегрузка уменьшается с увеличением массы ЛА;

- возможностями органов управления создавать перегрузку:

$$n_{y_{a, бвл}} = \frac{Y_{a, бвл}}{mg} = \frac{c_{y_{a, бвл}} \frac{\rho_H V^2}{2} S}{mg} = f(c_{y_{a, бвл}}(V), V^2, H, m),$$

Из представленной зависимости следует, что $n_{y_{a, бвл}}$ зависит от $c_{y_{a, бвл}}(V)$ и уменьшается с увеличением массы ЛА и высоты полета, уменьшением скорости полета;

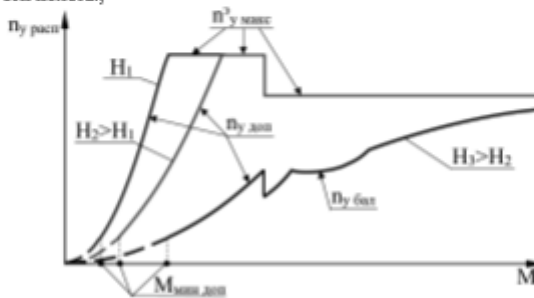


Рис. 8.3. Пример диаграммы располагаемых перегрузок ЛА

8.3. Вираж

Вираж – маневр в горизонтальной плоскости, при выполнении которого вектор скорости ЛА разворачивается на 360° .

Мелкий вираж – вираж с креном $\gamma \leq 45^\circ$.

Глубокий вираж – вираж с креном $\gamma > 45^\circ$.

Координированный вираж – вираж, выполняемый без скольжения.

Установившийся вираж – вираж, выполняемый с постоянной скоростью, перегрузкой и креном.

Правильный вираж – это установившийся и координированный вираж.

Форсированный вираж – вираж, выполняемый с уменьшением скорости и радиуса кривизны траектории.

Предельный по тяге вираж – установившийся вираж, выполняемый с располагаемой тягой.

Предельный по перегрузке вираж – вираж, выполняемый с располагаемой перегрузкой (как правило, форсированный).

Вираж характеризуется:

– угловой скоростью:

$$\omega_r = \frac{d\Psi}{dt} = -\frac{g}{V} n_{ya} \sin \gamma_a = \frac{g}{V} \sqrt{(n_{ya})^2 - 1};$$

– радиусом кривизны:

$$r_c = \frac{V}{\omega_r} = \frac{V^2}{g \sqrt{(n_{ya})^2 - 1}};$$

– временем выполнения маневра:

$$\Delta t_{\text{мв}} = \frac{2\pi}{\omega_{\text{вп}}},$$

Заметим, что выражение для угловой скорости виража получено с учетом взаимосвязи:

– нормальной скоростной перегрузки и угла крена при выполнении виража:

$$n_{ya} = \frac{1}{\cos \gamma_a};$$

– тригонометрических функций \sin и \cos :

$$\sin \gamma_a = \sqrt{1 - (\cos \gamma_a)^2}.$$

Откуда:

$$\sin \gamma_a = \sqrt{1 - \frac{1}{(n_{ya})^2}}.$$

Рассмотрим влияние скорости полета на характеристики предельного по перегрузке виража и характеристики установившегося виража.

8.4. Характеристики предельного по перегрузке виража

Поскольку на малых скоростях располагаемая перегрузка ограничена величиной $n_{ya \text{ деп.}}$, а на больших $n_{ya \text{ макс.}}$ (рис. 8.3) проанализируем характеристики предельного по перегрузке виража сначала при условии $n_{y \text{ деп.}} = n_{ya \text{ деп.}}$, а затем при условии $n_{y \text{ деп.}} = n_{ya \text{ макс.}}$.

- 1) **Характеристики предельного по перегрузке виража при $n_{y \text{ пред}} = n_{y \text{ доп}}$**
 Преобразуем выражения для перегрузки, угловой скорости и радиуса виража с целью получения явных зависимостей указанных параметров от скорости полета:

$$n_{y \text{ доп}} = \frac{c_{y \text{ доп}} \frac{\rho_H S}{2} V^2}{mg} = kV^2;$$

$$|\omega_r(n_{y \text{ доп}})| = \frac{g}{V} \sqrt{(n_{y \text{ доп}})^2 - 1} = \frac{g}{V} \sqrt{(kV^2)^2 - 1} = gk^2 V \sqrt{1 - \frac{1}{k^2 V^4}};$$

$$R_r(n_{y \text{ доп}}) = \frac{V}{|\omega_r|} = \frac{V^2}{g \sqrt{k^2 V^4 - 1}} = \frac{1}{gk^2 \sqrt{1 - \frac{1}{k^2 V^4}}}$$

Из полученных соотношений следует:

- при $V \rightarrow V_{\text{мин. доп}} \rightarrow \begin{cases} |\omega_r(n_{y \text{ доп}})| \rightarrow 0; \\ R_r(n_{y \text{ доп}}) \rightarrow \infty; \end{cases}$
- при $V \rightarrow \infty \rightarrow \begin{cases} |\omega_r(n_{y \text{ доп}})| \rightarrow gk^2 V \sim V; \\ R_r(n_{y \text{ доп}}) \rightarrow R^* = \text{const}, \end{cases}$

$$\text{где } R^* = \frac{2m}{c_{y \text{ доп}} \rho_H S}$$

Таким образом с увеличением скорости полета:

- перегрузка $n_{y \text{ доп}}$ растет пропорционально квадрату скорости;
- угловая скорость с нулевого значения при $V = V_{\text{мин. доп}}$ возрастает, приближаясь к линейной зависимости;
- радиус уменьшается от бесконечности при $V = V_{\text{мин. доп}}$, стремясь к постоянной величине.

- 2) **Характеристики предельного по перегрузке виража при $n_{y \text{ пред}} = n_{y \text{ макс}}^2$**
 Преобразуем выражения для перегрузки, угловой скорости и радиуса виража с целью получения явных зависимостей указанных параметров от скорости полета:

$$|\omega_r(n_{y \text{ макс}}^2)| = \frac{g}{V} \sqrt{(n_{y \text{ макс}}^2)^2 - 1} \sim \frac{1}{V};$$

$$R_r(n_{y \text{ макс}}^2) = \frac{V}{|\omega_r|} = \frac{V^2}{g \sqrt{(n_{y \text{ макс}}^2)^2 - 1}} \sim V^2;$$

Таким образом с увеличением скорости полета:

- перегрузка $n_{y \text{ макс}}^2$ не изменяется;
- угловая скорость ω_r уменьшается обратно пропорционально скорости полета;
- радиус R_r увеличивается пропорционально квадрату скорости полета.

Пример зависимостей характеристик предельного по перегрузке виража от скорости полета представлен на рис. 8.4.

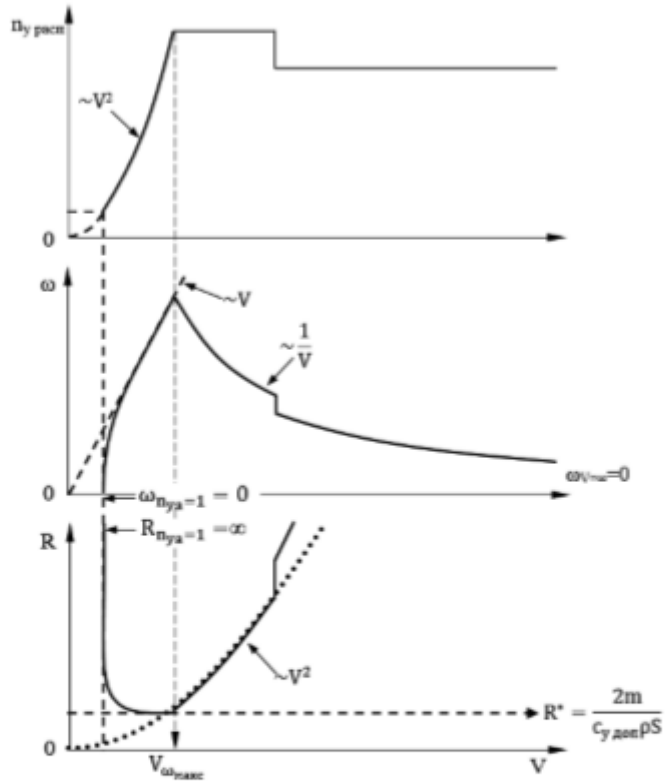


Рис. 8.4. Пример характеристик предельного по перегрузке виража

8.5. Характеристики установившихся виражей

Характеристики (угловая скорость и радиус) установившегося виража определяются величиной установившейся перегрузки.

Установившаяся нормальная скоростная перегрузка $n_{y \text{ пост}}$ - это перегрузка, при которой маневрирование выполняется с постоянной скоростью.

Характер протекания $n_{y \text{ пост}}$ от скорости полета сложный и определяется влиянием скорости на тягу силовой установки ЛА и лобовое сопротивление.

В тоже время при минимальной $V_{\min P}$ и максимальной $V_{\max P}$ по тяге скоростям полета установившаяся перегрузка, а значит угловая скорость и радиус виража имеют вполне определенные значения:

$$n_{y_{уст}} V_{\min P} = n_{y_{уст}} V_{\max P} = 1;$$

$$\omega_r V_{\min P} = \omega_r V_{\max P} = 0;$$

$$R_{n_{y_{уст}}} = R_{r V_{\max P}} = \infty,$$

Пример зависимостей характеристик установившегося виража от скорости полета представлен на рис. 8.5.

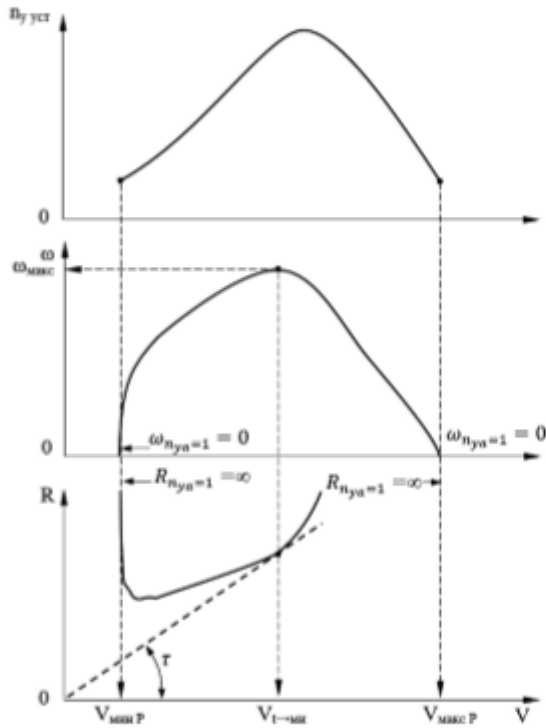


Рис. 8.5. Характеристики установившегося виража

Из представленных зависимостей следует, что существуют режимы, обеспечивающие:

- 1) минимальное время выполнения виража. Поскольку

$$t = \frac{2\pi}{\omega_{\text{вир}}} = \left\{ \omega = \frac{V}{R} \right\} = 2\pi \frac{R}{V},$$

то указанному режиму соответствует максимум в зависимости $\omega_{\text{вир}}(V)$ и точка касания касательной, проведенной из начала координат к графику $R(V)$.

- 2) минимальный радиус виража, который соответствует минимуму зависимости $R(V)$.

3.6. Основные маневры в вертикальной плоскости

Маневры в вертикальной плоскости характеризуются:

- угловой скоростью:

$$\omega_z = \frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{V} (n_{y_z} \cos \gamma_z - \cos \theta);$$

- радиусом кривизны:

$$r_z = \frac{V}{\omega_z} = \frac{V^2}{g(n_{y_z} \cos \gamma_z - \cos \theta)};$$

- временем выполнения маневра:

$$\Delta t_z = \frac{\Delta \theta}{\omega_{\text{вир}}}$$

К основным маневрам в вертикальной плоскости относятся горка, пикирование, петля Нестерова, полупетля и переворот.

Горка – маневр в вертикальной плоскости с набором высоты. Состоит из трех этапов (рис. 8.6):

- 1) этапа ввода;
- 2) прямолинейного участка (может отсутствовать);
- 3) этапа вывода.

Горка с углом наклона траектории θ на прямолинейном участке меньше 30° называется пологой, больше 30° – крутой.

Вывод ЛА из горки в прямолинейный горизонтальный полет может осуществляться:

- «по прямой» (с $\gamma_z = 0$) – используется при завершении пологих горок;
- «двумя полубочками» (с $\gamma_z = 180^\circ$): используется при выполнении крутых горок.

Пикирование – маневр в вертикальной плоскости со снижением. Состоит из трех этапов (рис. 8.7):

- 1) этапа ввода;
- 2) прямолинейного участка (может отсутствовать);
- 3) этапа вывода.

Пикирование с углами наклона траектории θ на прямолинейном участке:

- до -45° называется пологим;
- от -45° ... до -80° называется крутым;
- от -80° ... до -90° называется отвесным.

Ввод ЛА в пикирование из прямолинейного горизонтального полета, может осуществляться:

- «с прямой» ($\gamma_a = 0$): используется при вводе в пологое пикирование;
- «двумя полубочками» ($\gamma_a = 180^\circ$): используется при вводе в крутое или отвесное пикирование.

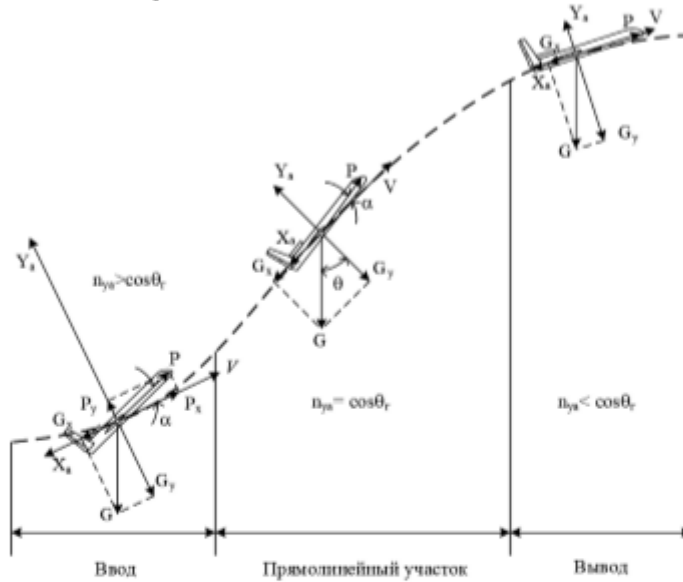


Рис. 3.6. Траектория горки

Петля Нестерова – маневр, при выполнении которого центр масс ЛА описывает в вертикальной плоскости замкнутую кривую, расположенную выше точки начала маневра, а вектор скорости изменяет свое направление на 360° . Состоит из четырех четвертей, на каждой из которых угол наклона траектории изменяется на $\Delta|\theta| = 90^\circ$ (рис. 3.8):

- 1) Первая четверть соответствует изменению θ от 0° до 90° . По мере искривления траектории вверх, составляющая силы тяжести $G \sin \theta$ растет, работая на уменьшение скорости ЛА.
- 2) Вторая четверть соответствует изменению θ от 90° до 0° . При прохождении точки $\theta = 90^\circ$ полет ЛА из нормального становится перевернутым, а углы крена γ_a и пути Ψ скачком изменяются на 180° . В конце второй четверти

петли скорость, и нормальная скоростная перегрузка достигают минимальных значений на маневре.

- 3) Третья четверть соответствует изменению θ от 0° до -90° . Составляющая силы тяжести $G \sin \theta$ растет, работая на увеличение скорости ЛА.
- 4) Четвертая четверть соответствует изменению θ от -90° до 0° . При прохождении точки $\theta = -90^\circ$ полет ЛА из перевернутого становится нормальным, а углы крена и пути скачком изменяются на 180° , угол пути становится равным значению при вводе в маневр, а $\gamma = 0^\circ$.

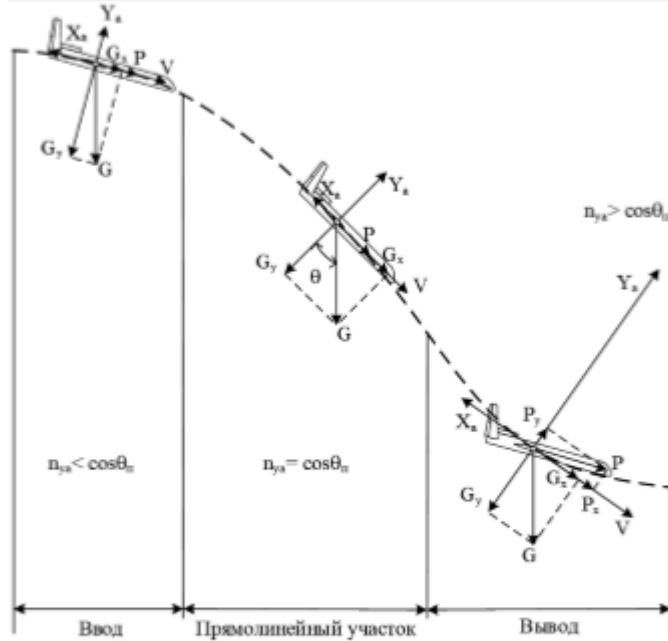


Рис. 8.7. Траектория пикирования

Возможность движения ЛА по петлеобразным траекториям была впервые предсказана Н.Е.Жуковским в работе «О парении птиц» в 1891 году за двенадцать лет до появления первого самолета братьев Райт. Впервые петля, называемая «мертвой», была выполнена 9 сентября 1913 года штабс-капитаном русской армии Петром Николаевичем Нестеровым. Это послужило началом «фигурного летания» и привело впоследствии к созданию целого ряда фигур

простого, сложного и высшего пилотажа, стало одним из основных элементов боевого маневрирования ЛА в годы Первой мировой войны.

Полупетля – маневр в вертикальной плоскости, при выполнении которого ЛА описывает восходящую часть петли Нестерова с последующим поворотом относительно продольной оси на 180° и выводом в горизонтальный полет в направлении, обратном вводу.

Переворот – маневр, при выполнении которого ЛА поворачивается относительно продольной оси на 180° с последующим движением по нисходящей траектории в вертикальной плоскости и выводом в горизонтальный полет в направлении обратном вводу.

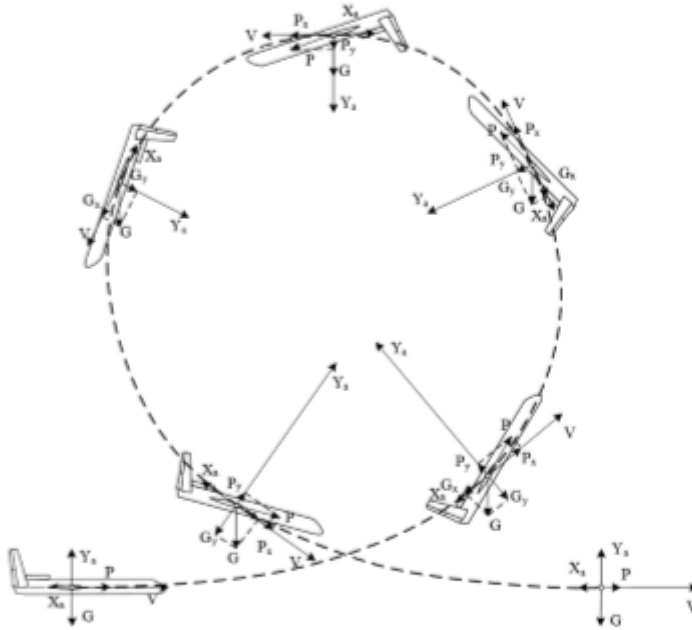


Рис. 8.8. Траектория петли Нестерова

9. ПОНЯТИЕ О РАВНОВЕСИИ, БАЛАНСИРОВКЕ, УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ

9.1. Параметры, характеризующие положение и движение БВС как твердого тела

Положение ЛА как твердого тела в пространстве определяется:

- тремя координатами центра масс ЛА в нормальной земной системе координат: x_D, y_D, z_D ;
- тремя углами: тангажа θ , рысканья ψ , крена γ .

Движение ЛА как твердого тела в пространстве определяется:

- величиной и направлением вектора абсолютной скорости центра масс ЛА в проекциях на оси связанной системы координат: $\vec{V}(V_x, V_y, V_z)$. Изменение величины и направления скорости ЦМ ЛА (поступательное движение ЛА) происходит под действием сил;
- величиной и направлением скорости вращения (угловой скорости) ЛА относительно центра масс ЛА в проекциях на оси связанной системы координат: $\vec{\omega}(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$. Вращение ЛА происходит под действием моментов.

9.2. Моменты, действующие на БВС

Напомним, проекции вектора суммарного момента \vec{M}_a на оси связанной системы координат называются моментами:

- крена $M_x = m_x q S l$, где l – размах крыла;
- рысканья $M_y = m_y q S l$;
- тангажа $M_z = m_z q S b_a$, где b_a – длина средней аэродинамической хорды.

Моменты, действующие на ЛА можно разделить на (рис. 9.1):

- 1) аэродинамические, которые подразделяются на:
 - статические – не зависят от угловой скорости ЛА и скорости изменения угла атаки ЛА. Создаются полной аэродинамической силой \vec{R}_a и обусловлены несовпадением центра масс и центра давления. Выделяют момент продольной статической устойчивости M_x^α от нормальной силы Y и момент поперечной статической устойчивости M_z^β от поперечной силы Z ;
 - динамические – возникают при вращении ЛА или при изменении угла атаки ЛА. К динамическим моментам относятся:
 - o демпфирующие моменты ($M_x^{\omega_x}, M_y^{\omega_y}, M_z^{\omega_z}$), возникающие во время вращения ЛА и препятствующие вращению. Обусловлены изменением местных углов атаки, а значит и подъемных сил у частей ЛА идущих навстречу потоку (угол атаки растет) и уходящих от него (угол атаки уменьшается) при вращении. Так, например, при вращении по крену (рис. 9.2) у опускающейся консоли крыла угол атаки растет, у поднимающейся – уменьшается, что приводит к соответствующему

- изменению подъемных сил консолей крыла и появлению момента $M_x^{\omega_x}$, препятствующего вращению;
- момент от запаздывания скоса потока $M_x^{\dot{\alpha}}$, возникающий из-за того, что изменение угла атаки происходит на горизонтальном оперении по сравнению с изменением угла атаки на крыле не одновременно, а с запаздыванием. Направлен против изменения угла атаки;
 - спиральный момент рысканья $M_y^{\omega_x}$ возникает на дозвуковых скоростях у ЛА с крылом с толстой передней кромкой и связан с тем, что увеличение местных углов атаки у опускающейся консоли вызывает, как правило, увеличение подсосывающей силы. Поэтому обычно момент $M_y^{\omega_x}$ стремится выдвинуть вперед опускающуюся консоль крыла;
 - спиральный момент крена $M_x^{\omega_y}$ обусловлен тем, что у идущей навстречу потоку консоли крыла из-за большей скорости набегающего потока подъемная сила больше, чем у уходящей от потока консоли крыла. Поэтому $M_x^{\omega_y}$ стремится наклонить ЛА в сторону отстающей консоли;
- управляющие – возникают при отклонении управляющих поверхностей ЛА (руля высоты $M_x^{\delta_z}$, руля направления $M_y^{\delta_n}$, элеронов $M_x^{\delta_e}$);
- 2) инерционные моменты – возникают при вращении ЛА под некоторым углом к оси вращения и стремятся развернуть ЛА перпендикулярно оси вращения (рис. 9.3);
- 3) от силовой установки:
- статический – создается силой тяги двигателя P , в случае не прохождения ее через центр масс ЛА;
 - управляющие – возникают при использовании двигателей с отклоняемым вектором тяги или газовых рулей;
 - гироскопические – возникают при вращении ЛА относительно какой-либо оси, в плоскости, перпендикулярной оси вращения (рис. 9.4).

9.3. Правила знаков действия моментов и отклонения рулей

Положительный момент действует против часовой стрелки, если смотреть с конца оси вращения (со стрелки).

Под действием положительного момента нос ЛА поднимается вверх, поворачивается влево, правая консоль крыла опускается, а левая – поднимается.

Положительное направление угловых скоростей совпадает с положительным направлением моментов.

Положительное отклонение органа и рычага управления, положительное усилие на рычаге управления приводят к появлению отрицательного момента.



Рис. 9.1. Моменты, действующие на ЛА

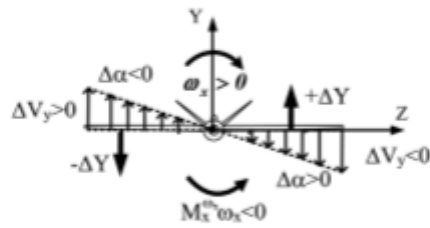


Рис. 9.2. Природа демпфирующего момента крена

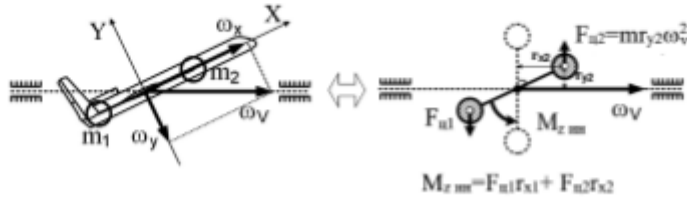


Рис. 9.3. Природа инерционного момента



Рис. 9.4. Пример действия гироскопического момента

9.4. Уравнения движения с учетом вращения вокруг центра масс

Уравнения движения ЛА с учетом вращения вокруг центра масс включают:

- 1) Три уравнения движения центра масс:

$$m \frac{dV}{dt} = P - X_a - G \sin \Theta \quad \text{или} \quad \frac{dV}{dt} = g(n_{xa} - \sin \Theta);$$

$$mV \frac{d\Theta}{dt} = Y_a \cos \gamma_a - G \cos \Theta \quad \text{или} \quad \frac{d\Theta}{dt} = \frac{g}{V} (n_{ya} \cdot \cos \gamma_a - \cos \Theta);$$

$$mV \cos \Theta \frac{d\Psi}{dt} = -Y_a \sin \gamma_a \quad \text{или} \quad \frac{d\Psi}{dt} = -\frac{g}{V} n_{ya} \cdot \sin \gamma_a.$$

- 2) Три уравнения вращения вокруг центра масс:

$$I_x \frac{d\omega_x}{dt} = \sum M_x - (I_x - I_y) \omega_y \omega_z;$$

$$I_y \frac{d\omega_y}{dt} = \sum M_y - (I_x - I_z) \omega_x \omega_z;$$

$$I_z \frac{d\omega_z}{dt} = \sum M_z - (I_y - I_x) \omega_x \omega_y;$$

- 3) Три кинематических уравнения:

$$\frac{dx_B}{dt} = V \cos \Theta \cos \Psi;$$

$$\frac{dy_B}{dt} = V \sin \Theta;$$

$$\frac{dz_B}{dt} = V \cos \Theta \sin \Psi.$$

- 4) Уравнение изменения массы ЛА:

$$\frac{dm}{dt} = -c_s.$$

К этим уравнениям следует добавить три уравнения кинематических связей между углами тангажа θ , рысканья ψ , крена γ и угловыми скоростями ω_x , ω_y , ω_z :

$$\begin{aligned}\frac{d\theta}{dt} &= \omega_x \cos\gamma + \omega_y \sin\gamma; \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma) \operatorname{tg}\theta; \\ \frac{d\psi}{dt} &= \frac{\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma}{\cos\theta}.\end{aligned}$$

9.5. Управление траекторией полета

Управление полетом (траекторией) ЛА осуществляется за счет создания заданных нормальной скоростной и тангенциальной перегрузок, а также угла крена, обеспечивающих выполнение необходимого маневра.

Тангенциальная перегрузка n_{xz} определяет изменение скорости по величине. Управление n_{xz} происходит за счет изменения тяги силовой установки или лобового сопротивления (выпуск тормозных щитков, шасси и др.).

Нормальная скоростная перегрузка n_{yz} определяет изменение скорости по направлению т.е. искривление траектории. Управление n_{yz} (управление подъемной силой Y_z) происходит за счет изменения углового положения ЛА относительно набегающего потока за счет изменения управляющего момента $M_{z_{уп}}$, формируемого отклонением руля высоты.

Угол крена γ_z определяет направление действия подъемной силы т.е. направление искривления траектории. Управление креном происходит за счет отклонения элеронов.

Система автоматического управления (САУ) БВС включает траекторный и пилотажный контуры.

При автоматическом полете траекторный контур САУ рассчитывает необходимые для выполнения требуемого маневра заданные перегрузку и крен, по величинам которых пилотажный контур формирует необходимые для их создания отклонения рулей.

9.6. Разделение движения на продольное и боковое, малое и большое

Для упрощения исследования режимов полета и маневров движение ЛА разделяют на *продольное* и *боковое*. В этом случае значительно сокращается количество дифференциальных уравнений, описывающих движение ЛА.

Продольное движение происходит под действием сил P, X, Y, G и момента M_x .

В продольном движении анализируют изменение параметров:

$$x_p, y_p, V, V_x, V_y, \Theta, \alpha, \theta, \omega_x.$$

При исследовании продольного движения параметры бокового движения считаются неизменными:

$$\frac{d\omega_x}{dt} = \frac{\sum M_x}{I_x}; \omega_x = 0; \omega_y = 0.$$

Боковое движение происходит под действием поперечной силы Z (боковой силы Z_a) и моментов M_x, M_y .

В боковом движении анализируют изменение параметров:

$$z_a, V_x, \psi, \Psi, \gamma, \beta, \omega_x, \omega_y.$$

При исследовании бокового движения параметры продольного движения считаются неизменными.

$$\frac{d\omega_x}{dt} = \frac{\sum M_x}{I_x}; \frac{d\omega_y}{dt} = \frac{\sum M_y}{I_y}; \omega_x = 0.$$

Исследование продольного и бокового движения будем производить при допущении о малости углов атак и скольжения. В этом случае отличие скоростной системы координат от связанной незначительное, а потому проекции полной аэродинамической силы на оси скоростной и связанной систем координат можно считать равными: $X = X_a; Y = Y_a; Z = Z_a$.

Поскольку угловое положение ЛА после возмущающего воздействия (порыва ветра) стабилизируется значительно быстрее (несколько секунд), чем угловое положение вектора скорости (десяти секунд), поэтому выделяют:

- 1) малое движение – процесс изменения углового положения ЛА;
- 2) большое движение – процесс изменения углового положения вектора скорости ЛА.

9.7. Понятие о равновесии, балансировке, устойчивости и управляемости

Различают равновесие тела по:

- 1) силам, когда сумма сил, действующих на тело равна нулю;
- 2) по моментам, когда сумма моментов, действующих на тело, равна нулю.

При этом положение равновесия тела (рис. 9.5), как и устойчивость его движения (рис. 9.6) может быть:

- 1) устойчивым;
- 2) нейтральным;
- 3) неустойчивым.

Положение тела (движение тела) будет устойчивым, если после его отклонения от положения равновесия (от исходной траектории движения) возникают силы:

- 1) стремящиеся вернуть тело в исходное положение (на исходную траекторию движения);
- 2) рассеивающие энергию действующего возмущения.

На примерах, представленных на рис. 9.5 и рис. 9.6, в качестве силы возвращающей тела в исходное положение (исходную траекторию) выступает составляющая силы тяжести, а в качестве силы, рассеивающей энергию действующего возмущения, выступает сила трения.

Процесс приведения тела в положение равновесия по силам и (или) моментам называется балансировкой.

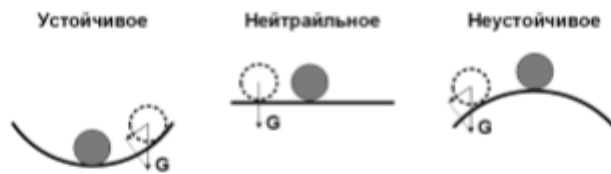


Рис. 9.5. Виды равновесия тела



Рис. 9.6. К понятию устойчивости движения

Под устойчивостью ЛА понимается его способность возвращаться к исходному положению равновесия по окончании действия на него возмущений (например, порыва ветра).

Полет ЛА описывается целым рядом параметров. Не все параметры, определяющие исходный режим полета ЛА, после окончания действия возмущения возвращаются к первоначальным значениям. Поэтому обычно устойчивость ЛА исследуется по некоторому выбранному параметру, например, по углу атаки, скорости.

Различают устойчивость:

- асимптотическую (рис. 9.7);
- общую по А.М. Ляпунову (рис. 9.8);
- техническую.

Система асимптотически устойчива, если возмущение параметра Δx полностью устраняется с течением времени:

- или по колебательному закону – в этом случае говорят, что система по параметру Δx обладает колебательной асимптотической устойчивостью;
- или по аperiodическому закону – в этом случае говорят, что система по параметру Δx обладает аperiodической асимптотической устойчивостью т.е.

$$\Delta x(t \rightarrow \infty) \rightarrow 0.$$

Система обладает общей устойчивостью по А.М. Ляпунову, если возмущение параметра Δx с течением времени уменьшается до некоторого заданного значения:

$$\Delta x(t \rightarrow \infty) < \epsilon_{зад}.$$

Система технически устойчива, если процесс устранения возмущения параметра Δx т.е. зависимость $\Delta x(t)$ или, другими словами переходный процесс $\Delta x(t)$, отвечает заданным требованиям, например, по времени затухания, забросу параметра, времени срабатывания и т.д.

Различают статическую и динамическую устойчивость ЛА.

Статическая устойчивость ЛА определяется начальной реакцией ЛА на действующее возмущение т.е. направлением и величинами сил и моментов в момент начала действия возмущения по параметру x т.е. при $t = 0$ с.

Динамические свойства ЛА определяются параметрами переходного процесса, инициируемого возникшим возмущением по параметру x т.е. видом функции $\Delta x(t)$.

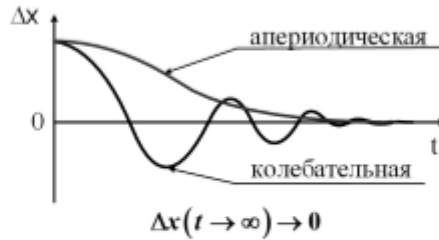


Рис. 9.7. К понятию асимптотической устойчивости по выбранному параметру

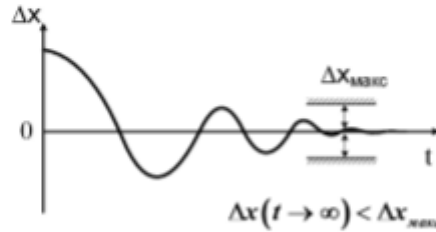


Рис. 9.8. К понятию общей устойчивости по А.М. Ляпунову

Под собственными свойствами ЛА понимают динамические свойства ЛА, проявляющиеся после действия возмущения при невмешательстве в управление ЛА.

Под управляемостью ЛА понимается способность ЛА реагировать на отклонение органов управления.

Понятия устойчивость и управляемость взаимосвязаны. Чем более устойчив ЛА, тем менее он управляем (говорят ЛА «тяжел» в управлении). При малой устойчивости управлять ЛА также тяжело (говорят ЛА «строг» в управлении).

10. ПРОДОЛЬНАЯ СТАТИЧЕСКАЯ БАЛАНСИРОВКА

10.1. Статический и управляющий моменты тангажа

Продольная статическая балансировка ЛА – это процесс приведения ЛА в положение равновесия:

- 1) по силам относительно оси OY . Условие равновесия $Y = G$;
- 2) по моментам относительно оси OZ . Условие равновесия $\sum M_x = 0$.

Продольная статическая балансировка ЛА предполагает наличие статических моментов и отсутствие динамических моментов т.е. отсутствие вращения ЛА и изменения угла атаки:

$$\omega_x = 0; \dot{\alpha} = 0.$$

Продольную статическую балансировку ЛА будем рассматривать при следующих допущениях:

- центр масс ЛА лежит на хорде крыла т.е. $M_x(X) = 0$;
- нормальная сила равна подъемной $Y = Y_n$, что справедливо при $\alpha < 10-15^\circ$.

Напомним, что положительный момент тангажа $M_x > 0$ называется кабрирующим, а отрицательный момент тангажа $M_x < 0$ называется пикрирующим.

При продольной статической балансировке ЛА действие статического момента тангажа от нормальной силы $M_x(Y)$ и от силы тяги двигателя $M_x(P)$ компенсируется действием управляющего момента от руля высоты $M_x^{\delta_{vh}} \Delta \delta_{vh}$ так, чтобы:

$$\sum M_x = M_x(Y) + M_x(P) + M_x^{\delta_{vh}} \Delta \delta_{vh} = 0,$$

где $M_x^{\delta_{vh}} = \partial M_x / \partial \delta_{vh}$ – частная производная момента тангажа по углу отклонения руля высоты, характеризующая эффективность руля высоты.

Момент тангажа $M_x(Y)$ создается нормальной силой Y , приложенной в центре давления с координатой $x_{в.д.}$:

$$M_x(Y) = Y(x_T - x_{в.д.}).$$

При изменении угла атаки положение центра давления изменяется. Поэтому для упрощения анализа нормальную силу Y переместим из центра давления в аэродинамический фокус¹ с координатой x_ϕ , положение которого неизменно при небольших изменениях угла атаки. Изменение баланса моментов после перемещения нормальной силы Y из центра давления в аэродинамический фокус компенсируем добавлением момента тангажа при нулевом угле атаки:

$$M_{x_0}(Y) = M_x(Y_{x=0}).$$

В итоге получим:

$$M_x(Y) = Y(x_T - x_{в.д.}) = M_{x_0} + Y(x_T - x_\phi),$$

¹ *Аэродинамический фокус – точка, расположенная на линии пересечения плоскости XOZ связанной системы координат с плоскостью симметрии, относительно которой аэродинамический момент тангажа остается постоянным при малых изменениях угла атаки (С.А. Чаплыгин, 1922 год).*

Величину $(x_r - x_\phi)$ будем называть запасом центровки.

Момент тангажа от нормальной силы относительно фокуса можно записать по-разному, учитывая, что нормальная сила изменяется при изменении угла атаки или, что эквивалентно, коэффициента подъемной силы:

$$Y(x_r - x_\phi) = M_z^a \Delta\alpha = M_z^{c_y} \Delta c_y = c_y (\bar{x}_r - \bar{x}_\phi) q S b_a,$$

где

$$\bar{x}_r = \frac{x_r}{b_a}, \quad \bar{x}_\phi = \frac{x_\phi}{b_a}.$$

Тогда условие продольной статической балансировки примет вид:

$$\sum M_z = M_{z0} + Y(x_r - x_\phi) + M_z(P) + M_z^{\delta_{pr}} \Delta\delta_{pr} = 0.$$

Рассмотрим сначала продольную статическую балансировку ЛА при допущении о равенстве нулю момента от силы тяги двигателя.

$$M_z(P) = 0.$$

В этом случае условие продольной статической балансировки примет вид (рис. 10.1, где l_{co} – расстояние от центра масс ЛА до горизонтального оперения):

$$\sum M_z = M_{z0} + Y(x_r - x_\phi) + M_z^{\delta_{pr}} \Delta\delta_{pr} = 0.$$

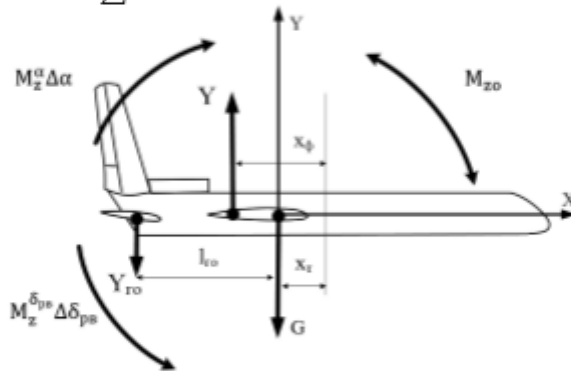


Рис. 10.1. Моменты тангажа при продольной статической балансировке

10.2. Критерий продольной статической устойчивости по углу атаки (перегрузке)

ЛА статически устойчив по углу атаки (перегрузке)¹ (ЛА обладает продольной статической устойчивостью по углу атаки), если при изменении угла

¹ Так как, между углом атаки, коэффициентом подъемной силы и перегрузкой существует однозначная связь на докритических углах атаки, то в этом диапазоне углов атаки понятия статической устойчивости по углу атаки, коэффициенту подъемной силы и перегрузке эквивалентны.

атаки (перегрузки) возникают моменты и (или) силы, действие которых направлено на устранение возникшего изменения при неизменном положении органов управления (рулей).

Поскольку, при изменении угла атаки (для определенности увеличения) $\Delta\alpha > 0$ изменяется только нормальная сила (рис. 10.1) и приращение нормальной силы $\Delta Y > 0$ приложено в фокусе, то тогда, если (рис. 10.2):

- фокус находится позади центра масс ($x_f - x_{cm} < 0$), появится приращение момента тангажа на пикирование $\Delta M_x = \Delta Y(x_f - x_{cm}) < 0$, действие которого направлено на уменьшение возмущения по углу атаки $\Delta\alpha$. Значит в этом случае ЛА будет статически устойчив по углу атаки (перегрузке);
- фокус совпадает с центром масс $x_f = x_{cm}$, момент тангажа не изменится $\Delta M_x = \Delta Y(x_f - x_{cm}) = 0$. В этом случае ЛА будет статически нейтрален по углу атаки (перегрузке);
- фокус находится впереди центра масс ($x_f - x_{cm} > 0$), появится приращение момента тангажа на кабрирование $\Delta M_x = \Delta Y(x_f - x_{cm}) > 0$, действие которого направлено на дальнейшее увеличение возмущения по углу атаки $\Delta\alpha > 0$. Значит в этом случае ЛА будет статически неустойчив по углу атаки (перегрузке).

Зависимость $M_x(\alpha)$ называется моментной диаграммой.

Учитывая, что

$$M_x(\alpha) = M_{x0} + Y(x_f - x_{cm}) + M_x^{\delta_{\alpha}} \Delta\delta_{\alpha},$$

производная момента тангажа по углу атаки имеет вид:

$$M_x^{\alpha} = \frac{\partial M_x}{\partial \alpha} = Y^{\alpha}(x_f - x_{cm}) = c_y^{\alpha}(x_f - x_{cm})qSb_a.$$

Учитывая однозначную взаимосвязь c_y и α на докритических углах атаки, моментная диаграмма может быть представлена в виде зависимости $M_x(c_y)$.

Тогда

$$M_x^{c_y} = \frac{\partial M_x}{\partial c_y} = Y^{c_y}(x_f - x_{cm}) = (x_f - x_{cm})qSb_a.$$

Значит знак как M_x^{α} , так и $M_x^{c_y}$, а также наклон зависимостей $M_x(\alpha)$ и $M_x(c_y)$ определяется знаком запаса центровки ($x_f - x_{cm}$) (рис. 10.3).

Тогда, обобщая вышесказанное, запишем критерии продольной статической устойчивости по углу атаки (перегрузке):

- 1) ЛА статически устойчив по углу атаки (перегрузке), если (любое из условий):
 - $(x_f - x_{cm}) < 0$ (запас центровки отрицательный);
 - $M_x^{\alpha} < 0$;
 - зависимость $M_x(\alpha)$ имеет отрицательный наклон.
- 2) ЛА статически нейтрален по углу атаки (перегрузке), если (любое из условий):
 - $(x_f - x_{cm}) = 0$;
 - $M_x^{\alpha} = 0$;

- зависимость $M_z(\alpha)$ параллельна оси абсцисс.
- 3) ЛА статически не устойчив по углу атаки (перегрузка), если (любое из условий):
 - $(x_r - x_b) > 0$ (запас центровки положительный);
 - $M_z^0 > 0$;
 - зависимость $M_z(\alpha)$ имеет положительный наклон.

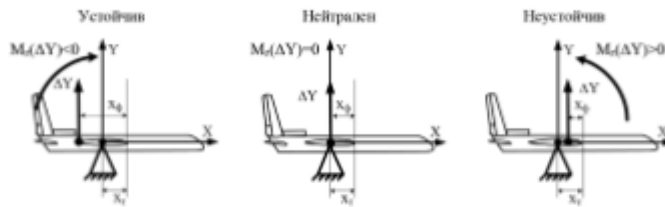


Рис. 10.2. К определению статической устойчивости ЛА

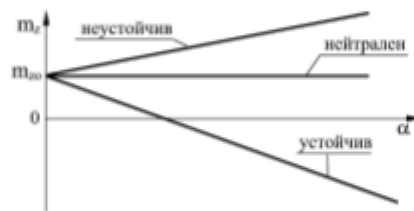


Рис. 10.3. Моментная диаграмма

10.3. Балансировочная диаграмма. Потери на балансировку

Балансировочная диаграмма – это зависимость потребного для балансировки ЛА на заданном режиме полета отклонения руля высоты от выбранного параметра.

Рассмотрим два вида балансировочных диаграмм:

- 1) балансировочную диаграмму при постоянном числе Маха в функции от коэффициента подъемной силы (угла атаки):

$$M_z = f(c_y), M = const;$$

- 2) балансировочную диаграмму в прямолинейном горизонтальном полете в функции скорости полета:

$$M_z = f(V).$$

Балансировочная диаграмма $M_z = f(c_y), M = const$

Используя условие продольной статической балансировки:

$$\sum M_z = M_{z_0} + Y(x_r - x_b) + M_z^{\delta_{\text{руль}}} \Delta \delta_{\text{руль}} = 0$$

получим потребное для балансировки ЛА отклонение РУ:

$$\Delta\delta_{\text{ри}}(c_y) = -\frac{M_{x_{\text{св}}} + Y(x_{\text{т}} - x_{\text{ф}})}{M_x^{\delta_{\text{ри}}}} = -\frac{m_{x_{\text{св}}} + c_y(x_{\text{т}} - x_{\text{ф}})}{m_x^{\delta_{\text{ри}}}}$$

Из полученного выражения следует, что у статически устойчивого (($x_{\text{т}} - x_{\text{ф}} < 0$) ЛА нормальной аэродинамической схемы (руль высоты находится позади центра масс ЛА, $m_x^{\delta_{\text{ри}}} < 0$) увеличение c_y потребует отрицательного приращения отклонения руля высоты. Действительно, у статически устойчивого ЛА аэродинамический фокус находится позади центра масс и приращение нормальной силы ΔY увеличивает момент на пикирование, для компенсации которого требуется дополнительное, в соответствии с правилом знаков, отрицательное отклонение руля высоты для создания управляющего момента на кабрирование (положительного). Таким образом, как и для рассмотренной ранее моментной диаграммы $M_x(\alpha)$, отрицательный наклон балансировочной диаграммы $\Delta\delta_{\text{ри}}(c_y)$ соответствует статически устойчивому ЛА (рис. 10.4), а положительный наклон – статически неустойчивому.

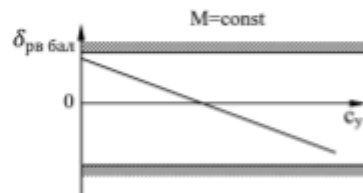


Рис. 10.4. Пример балансировочной диаграммы

При выходе на большие углы атаки ЛА может терять статическую устойчивость по углу атаки. Такому случаю соответствует так называемая «ложка» на балансировочной диаграмме т.е. область в которой балансировочная диаграмма меняет знак наклона с отрицательного на положительный (рис. 10.5). При попадании в такую область ЛА сам резко увеличивает угол атаки. Такое явление получило название «подхват» по углу атаки.



Рис. 10.5. Балансировочная диаграмма с областью неустойчивости по углу атаки

Балансировочная диаграмма БВС в прямолинейном горизонтальном полете

Балансировочная диаграмма ЛА в ПГП – зависимость потребного для приведения ЛА в положения равновесия отклонения руля высоты от числа Маха (скорости) полета $\Delta\delta_{\text{BH}}$ (М).

Для простоты анализа примем сначала, что:

$$M_{x_{\text{cp}}} = 0; Y = Y_{\text{cp}} = G \text{ т.е. } Y_{\text{cp}} = 0; H = \text{const.}$$

Тогда условие балансировки примет вид:

$$M_x^{\delta_{\text{BH}}} \Delta\delta_{\text{BH}} = -G(x_r - x_{\phi}).$$

Откуда:

$$\Delta\delta_{\text{BH}} = -\frac{G(x_r - x_{\phi})}{M_x^{\delta_{\text{BH}}}} = -\frac{2G}{m_x^{\delta_{\text{BH}}} S b_a} (x_r - x_{\phi}) \frac{1}{\rho_H} \frac{1}{V^2}$$

Из полученного выражение следует, что потребное для балансировки ЛА отклонение руля высоты $\Delta\delta_{\text{BH}}$ определяется:

- 1) запасом центровки – чем больше $(x_r - x_{\phi})$, тем больше пикирующий момент создает нормальная сила, всегда равная силе тяжести в ПГП $Y = G$, и тем большее отклонение руля высоты требуется для балансировки ЛА;
- 2) высотой и скоростью полета – чем больше высота и меньше скорость, тем меньше скоростной напор и тем большее отклонение руля высоты требуется для балансировки ЛА;
- 3) эффективностью руля высоты $m_x^{\delta_{\text{BH}}}$.

Влияние скорости полета на балансировочную диаграмму БВС в ПГП

На дозвуковых скоростях с увеличением скорости положение фокуса x_{ϕ} (рис. 10.6) и эффективность руля высоты $m_x^{\delta_{\text{BH}}}$ (рис. 10.7) неизменны. Значит неизменным будет и управляющий момент:

$$M_x^{\delta_{\text{BH}}} \Delta\delta_{\text{BH}} = m_x^{\delta_{\text{BH}}} \Delta\delta_{\text{BH}} \frac{\rho_H V^2}{2} S b_a = -G(x_r - x_{\phi}) = \text{const.}$$

Следовательно, изменение отклонения руля высоты $\Delta\delta_{\text{BH}}$ в этом случае будет определяться только необходимостью обеспечения постоянства управляющего момента $M_x^{\delta_{\text{BH}}} \Delta\delta_{\text{BH}}$ за счет изменения $\Delta\delta_{\text{BH}}$ соразмерно изменению скоростного напора:

$$q = \frac{\rho_H V^2}{2}$$

Поэтому на дозвуковых скоростях с увеличением скорости потребное для балансировки ЛА отклонение руля высоты $\Delta\delta_{\text{BH}}$ будет уменьшаться (по абсолютной величине).

На трансзвуковых скоростях с увеличением скорости фокус существенно сдвигается назад (рис. 10.6), запас центровки $(x_r - x_{\phi})$ растет и растет быстрее, чем увеличивается скоростной напор q и эффективность руля высоты $m_x^{\delta_{\text{BH}}}$ (рис. 10.7). Поэтому на трансзвуковых скоростях с увеличением скорости

потребное для балансировки ЛА отклонение руля высоты $\Delta\delta_{\text{po}}$ будет расти (по абсолютной величине). С указанным ростом $\Delta\delta_{\text{po}}$ связано явление, получившее название «затягивание в пикирование». Это явление наблюдается у ЛА, у которых, руль высоты при увеличении скорости в области трансзвука выходит на упор. В этом случае нарушается равновесие моментов – появляется момент на пикирование, ЛА начинает опускать нос, уменьшая угол тангажа, а значит и угол атаки. С уменьшением угла атаки падает подъемная сила, траектория искривляется вниз т.е. ЛА переходит в пикирование. После чего скорость ЛА под действием проекции силы тяжести $G\sin\theta$ возрастет еще больше, что приводит к еще большему росту запаса центровки, что в итоге может привести к катастрофе.

На *сверхзвуковой скорости* с увеличением скорости положение фокуса изменяется незначительно (рис. 10.6), но эффективность стабилизатора $m_z^{\delta_{\text{po}}}$ (рис. 10.7) уменьшается обратно пропорционально скорости полета:

$$m_z^{\delta_{\text{po}}} \sim \frac{1}{V}$$

Поэтому на сверхзвуковых скоростях с увеличением скорости потребное для балансировки ЛА отклонение руля высоты $\Delta\delta_{\text{po}}$ будет происходить пропорционально росту скорости, а не ее квадрату как в области дозвуковых скоростей.

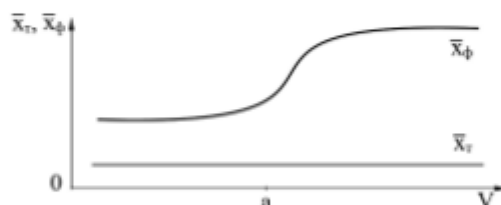


Рис. 10.6. Пример зависимости положения фокуса от скорости полета

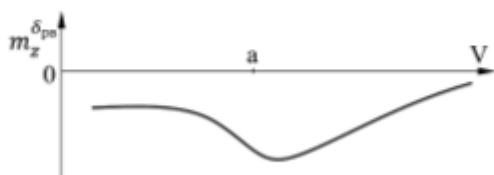


Рис. 10.7. Пример влияние скорости полета на эффективность руля высоты

В итоге балансировочная диаграмма ЛА в ПГП имеет вид, представленный на рис. 10.8. Видно, что максимальные отклонения руля высоты требуются на взлетно-посадочных режимах, что связано с малыми значениями скоростного напора.

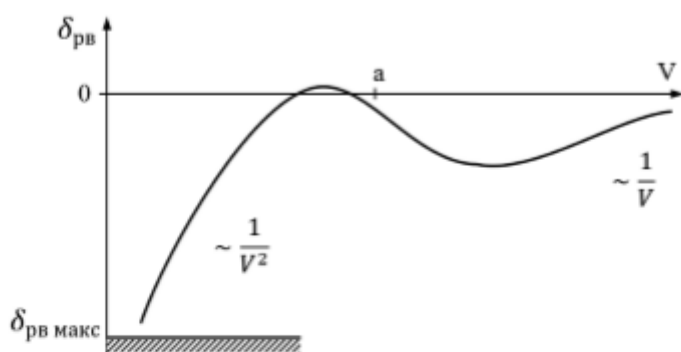


Рис. 10.8. Пример балансировочной диаграммы БВС в ППП

Учтем теперь влияние M_{x_0} , Y_{r_0} , $M_z(P)$, а также массы ЛА и высоты полета, на балансировочную диаграмму ЛА в ППП.

Для ЛА нормальной аэродинамической схемы нормальная сила, создаваемая при балансировке на горизонтальном оперении направлена вниз и уменьшает нормальную (подъемную силу) крыла:

$$Y = Y_{x_0} - Y_{r_0} = G.$$

Следовательно, учет Y_{r_0} для статически устойчивого ЛА приводит к увеличению (по абсолютной величине) балансировочных отклонений руля высоты $\Delta\delta_{rv}$ (кривая балансировочной диаграммы сместится вниз), а для статически неустойчивого – к уменьшению (кривая балансировочной диаграммы сдвигается вверх). Саму величину Y_{r_0} для статически устойчивого ЛА нормальной аэродинамической схемы называют *потерями на балансировку*.

При положительной величине момента тангажа при нулевой подъемной силе ($M_{x_0} > 0$) требуются меньшие (по абсолютной величине) отклонения руля высоты, при $M_{x_0} < 0$ – большие. Пример зависимости $m_{x_0}(V)$ представлен на рис. 10.9

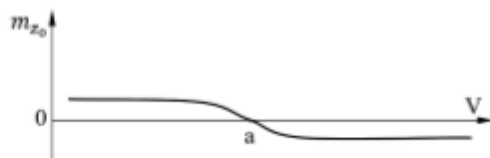


Рис. 10.9. Пример зависимости m_{x_0} от скорости полета

При размещении двигателей ниже центра масс, появляется дополнительный момент на кабрирование. Следовательно, потребные для балансировки ЛА отклонения руля высоты (по абсолютной величине) для

статически устойчивого ЛА нормальной аэродинамической схемы, направленные на компенсацию пикирующего момента от нормальной силы, будут меньшими (кривая балансировочной диаграммы сместится вверх).

Увеличение высоты полета не влияет на пикирующий момент от нормальной (подъемной) силы $M_z(Y) = G(x_T - x_{u.o.})$, но уменьшает управляющий момент $M_z^{\delta_{ра}} \Delta \delta_{ра} = m_z^{\delta_{ра}} \Delta \delta_{ра} \frac{\rho_n V^2}{2} S b_a$ из-за падения плотности, а значит и скоростного напора. Следовательно увеличение высоты полета потребует увеличения (по абсолютной величине) отклонения руля высоты $|\Delta \delta_{ра}|$ (кривая балансировочной диаграммы сместится вверх).

Увеличение массы ЛА увеличивает пикирующий момент от нормальной (подъемной силы) $M_z(Y) = G(x_T - x_{u.o.})$ т.е. требует роста управляющего момента за счет большего отклонения руля высоты (кривая балансировочной диаграммы сместится вниз).

10.4. Диапазон допустимых эксплуатационных центровок

Перемещение центр масс вперед увеличивает запас центровки ($x_T - x_{\phi}$), а значит и пикирующий момент от подъемной силы $M_z(Y) = G(x_T - x_{u.o.})$. И потому требует дополнительного (по абсолютной величине) отклонения руля высоты $\Delta \delta_{ра}$ (кривая балансировочной диаграммы сместится вниз).

Предельно передняя центровка – положение центр масс ЛА, при котором продольное равновесие обеспечивается максимальным допустимым отклонением руля высоты $\Delta \delta_{ра макс}$.

Наибольшее отклонение руля высоты $\Delta \delta_{ра макс}$ требуется при посадке (скорость минимальна, выпуск шасси и закрылков вызывают дополнительный пикирующий момент). Поэтому предельно передняя центровка выбирается из условия балансировки ЛА на режимах взлета и посадки:

$$\bar{x}_{T пред.пос.} = \bar{x}_{\phi} - \frac{m_{xо} + m_z^{\delta_{ра}} \Delta \delta_{ра макс}}{C_{y пок}}$$

Перемещение центр масс ЛА назад уменьшает запас центровки, а значит и запас устойчивости ЛА.

Нейтральная центровка – положение центр масс ЛА, совпадающее с положением фокуса:

$$\bar{x}_{T нейтр} = \bar{x}_{\phi}$$

Предельно задняя центровка – положение центра масс ЛА, при котором обеспечивается минимально допустимый уровень статической устойчивости.

Диапазон центровок, ограниченный слева предельно передней центровкой и справа предельно задней центровкой, образует диапазон допустимых эксплуатационных центровок (рис. 10.10).

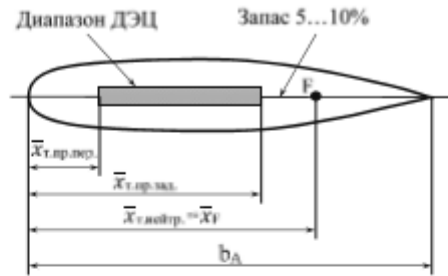


Рис. 10.10. Диапазон допустимых эксплуатационных центровок (ДЭЦ)

10.5. Особенности продольной балансировки БВС с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта

В отличие от ЛА с турбореактивным двигателем вертикальная составляющая тяги винта P_y , возникающая вследствие косої обдувки винта на положительных углах атаки, оказывает заметное влияние на продольную устойчивость ЛА.

Сила P_y зависит от скорости полета, режима работы винта. Поскольку винт расположен как правило впереди центра масс, то P_y создает кабрирующий момент, направленный на увеличение угла атаки. Кроме того, воздушный поток от винта, создавая дополнительный скос потока на горизонтальном оперении, уменьшает подъемную силу горизонтального оперения, а значит и величину управляющего момента $M_z^{\delta_{\text{га}}} \Delta \delta_{\text{га}}$. Указанное влияние работающего винта аналогично смещению положения фокуса ЛА вперед и уменьшению запаса центровки, которое может достигать 6...8% средней аэродинамической хорды.

Следовательно, ЛА с работающим винтом менее устойчив, чем ЛА без винта. Наиболее сильное влияние косої обдувки винта на продольную устойчивость проявляется на режимах взлета, набора высоты, ухода на второй круг, когда скорости полета небольшие (соответственно, большие углы атаки), а тяга винта максимальна. С увеличением скорости полета тяга винта уменьшается, что приводит к уменьшению кабрирующего момента от вертикальной составляющей тяги винта P_y , а значит к увеличению запаса устойчивости ЛА.

11. ДИНАМИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ В ПРОДОЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ

11.1. Виды и характеристики переходных процессов

Как уже отмечалось ранее, динамические свойства ЛА определяются его реакцией на действующие в полете возмущения (например, вертикальный порыв ветра) или отклонения органов управления. Обычно рассматривают реакцию ЛА по некоторому выбранному параметру, например, по углу атаки или по скорости ЛА. Реакция ЛА при этом определяется видом переходного процесса – зависимостью выбранного параметра от времени переходного процесса. Характер переходного процесса может быть:

- колебательным (рис. 11.1) или аperiodическим (рис. 11.2, рис. 11.3);
- устойчивым (затухающим) (рис. 11.1, рис. 11.2) или неустойчивым (рис. 11.3).

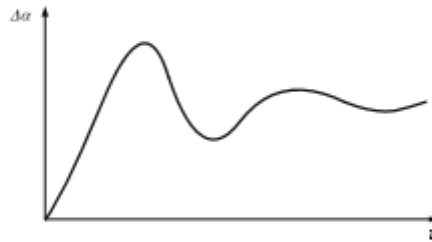


Рис. 11.1. Пример колебательного устойчивого переходного процесса по углу атаки

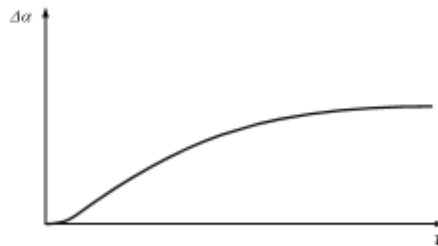


Рис. 11.2. Пример аperiodического устойчивого переходного процесса по углу атаки

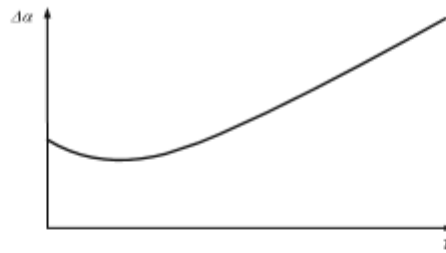


Рис. 11.3. Пример аperiodического неустойчивого переходного процесса по углу атаки

К характеристикам затухающего колебательного переходного процесса относятся (рис. 11.4):

- установившийся угол атаки $\Delta\alpha_{уст}$;
- относительная величина заброса по углу атаки:

$$\Delta\bar{\alpha}_{забр} = \frac{\Delta\alpha_{забр}}{\Delta\alpha_{уст}} = \frac{\Delta\alpha_{макс} - \Delta\alpha_{уст}}{\Delta\alpha_{уст}};$$
- время срабатывания $t_{ср}$ – время первого достижения углом атаки величины $0,7\Delta\alpha_{уст}$;
- время затухания $t_{з}$ – время уменьшения амплитуды колебаний до 5% от установившегося значения $\Delta\alpha_{уст}$;
- период колебаний T_{α} .

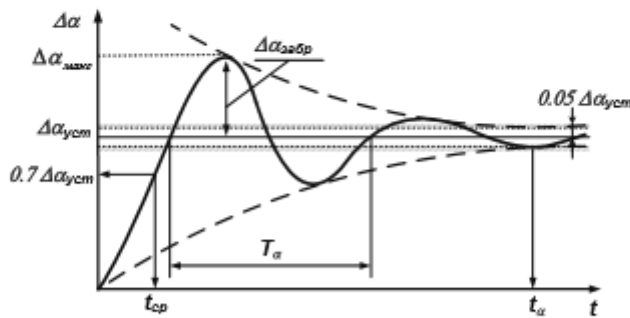


Рис. 11.4. Характеристики колебательного переходного процесса по углу атаки после отклонения руля высоты.

К характеристикам затухающего аperiodического переходного процесса относятся (например, в боковом движении) (Рис. 11.5):

- установившийся угол скольжения $\Delta\beta_{уст}$;
- время срабатывания $t_{ср}$ – время первого достижения углом скольжения величины $0,7\Delta\beta_{уст}$;
- время затухания $t_{зп}$ – время уменьшения достижения углом скольжения величины $0,95\Delta\beta_{уст}$.

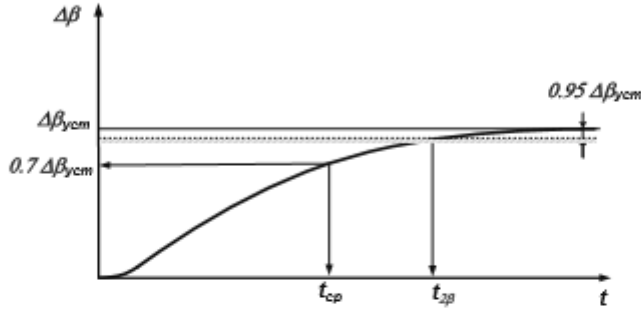


Рис. 11.5. Характеристики аperiodического переходного процесса по углу скольжения после отклонения руля высоты

Малое продольное движение представляет собой:

- реакцию ЛА на возмущение по углу атаки $\Delta\alpha$ при неизменном положении органов управления ЛА, которая характеризует *собственные свойства ЛА*;
- реакцию ЛА на отклонение руля высоты.

Рассмотрим сначала собственные свойства ЛА, а затем реакцию ЛА на отклонение руля высоты.

11.2. Собственные свойства в малом продольном движении

Пусть ЛА при совершении прямолинейного горизонтального установившегося полета со скоростью V в момент времени t_0 попадает в вертикальный, ступенчатый восходящий порыв ветра, скорость которого равна W_z .

Вертикальный восходящий порыв ветра приведет к увеличению угла атаки ЛА и воздушная скорость ЛА, определяющая силы и моменты, действующие на ЛА, повернется на величину:

$$\Delta\alpha = \frac{W_z}{V} > 0.$$

Изменение угла атаки вызовет рост нормальной (подъемной) силы, приращение которой $\Delta Y = Y^* \Delta\alpha$ будет приложено в фокусе летательного аппарата. Появление избытка нормальной (подъемной) силы приведет:

- 1) к росту θ (искривлению траектории вверх):

$$mV \frac{d\theta}{dt} = (Y_a + \Delta Y) - G \cos \theta;$$

2) к вращению ЛА из-за нарушения равновесия моментов:

$$\Delta Y(x_r - x_b) = M_z^a \Delta \alpha = I_z \frac{d\omega_z}{dt} = I_z \frac{d^2 \theta}{dt^2}.$$

Рассмотрим последовательно переходный процесс по углу атаки $\Delta \alpha(t)$ (малое продольное движение) для:

- 1) статически нейтрального ЛА;
- 2) статически устойчивого ЛА;
- 3) статически неустойчивого ЛА.

Малое продольное движение статически нейтрального по углу атаки ЛА

У статически нейтрального ЛА при изменении Y равновесие моментов не нарушается т.к. приращение ΔY приложено в центре масс ЛА (рис. 11.6):

$$\sum M_z = 0 = I_z \frac{d\omega_z}{dt} = I_z \frac{d^2 \theta}{dt^2}.$$

Следовательно, не будет и изменения угла тангажа $\Delta \theta = 0$. А так как углы атаки α , тангажа θ и наклона траектории Θ в отсутствии крена и скольжения связаны соотношением:

$$\theta = \Theta + \alpha,$$

то в этом случае изменение угла наклона траектории $\Delta \Theta$ под действием приращения подъемной силы и будет определять изменение угла атаки:

$$\Delta \alpha = -\Delta \Theta.$$

Значит рост Θ приведет к постепенному уменьшению α до исходного значения. Когда же избытка угла атаки не станет, не будет и избытка подъемной силы и угловое движение вектора скорости прекратится. Следовательно, прекратится и изменение угла атаки. Препятствовать изменению угла атаки будет момент от запаздывания схода потока $M_z^a \dot{\alpha}$. Переходный процесс очевидно в отсутствии вращения ЛА будет аperiodический.

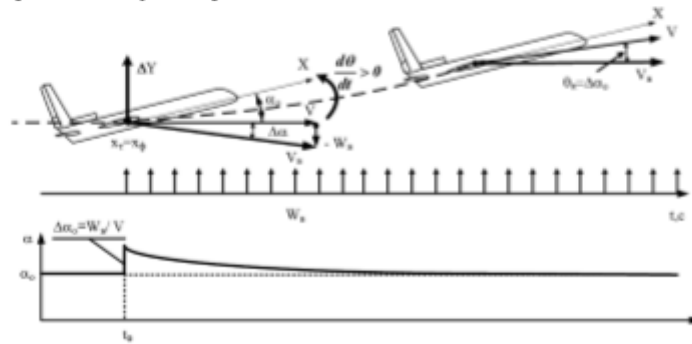


Рис. 11.6. Пример малого продольного движения статически нейтрального ЛА

Таким образом, статически нейтральный по углу атаки ЛА сам, без вмешательства в его управление устраняет возмущение по углу атаки, что означает, что статически нейтральный по углу атаки ЛА обладает динамической устойчивостью по углу атаки: после окончания переходного процесса угол атаки принимает то значение, которое у него было до начала действия возмущения.

Интересно отметить, что ЛА во время переходного процесса не вращается, а совершает, плоскопараллельное перемещение. Таким образом, вектор воздушной скорости во время переходного процесса как бы сам «подтягивается» к ЛА.

Малое продольное движение статически устойчивого по углу атаки ЛА

У статически устойчивого ЛА приращение подъемной силы приведет к нарушению равновесия моментов – начнет действовать момент статической устойчивости (рис. 11.7):

$$M_z^{\alpha} \Delta \alpha = \Delta Y(x_z - x_r) < 0.$$

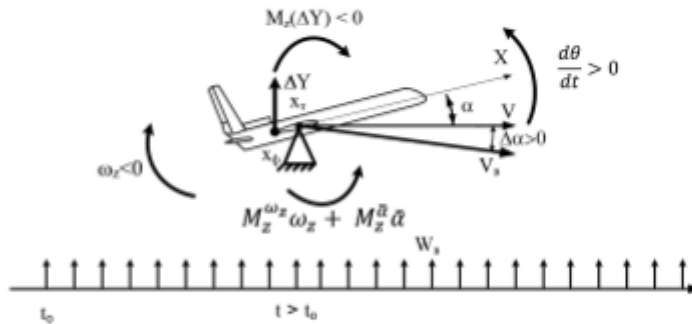


Рис. 11.7. К влиянию статической устойчивости по углу атаки на малое продольное движение

Под действием момента $M_z^{\alpha} \Delta \alpha$ ЛА начнет вращение относительно связанной оси OZ на уменьшение угла тангажа с угловой скоростью:

$$\omega_z = \frac{d\theta}{dt} < 0.$$

В итоге носовая часть ЛА пойдет вниз навстречу вектору скорости, который в свою очередь будет вращаться так же, как и у статически нейтрального ЛА. Поэтому угол атаки у статически устойчивого ЛА будет уменьшаться быстрее, чем у статически нейтрального ЛА. Препятствовать изменению угла атаки будет момент от запаздывания схода потоков $M_z^{\dot{\alpha}}$. Препятствовать вращению ЛА будет демпфирующий момент $M_z^{\omega_z}$.

Вид переходного процесса будет зависеть от демпфирующих свойств ЛА и величины возмущающего момента:

- при больших $M_z^{\omega_z}$ и $M_z^{\dot{\alpha}}$ переходный процесс будет аperiodическим;

– при большом возмущающем моменте $M_z^{\Delta\alpha}$, переходный процесс будет колебательным.

Таким образом, статически устойчивый ЛА обладает и динамической устойчивостью, как и статически нейтральный ЛА.

Малое продольное движение статически неустойчивого по углу атаки ЛА

В отличие от статически устойчивого ЛА, момент от приращения подъемной силы $M_z^{\Delta\alpha} = \Delta Y(x_r - x_a) > 0$ у статически неустойчивого ЛА приведет к появлению $\omega_z > 0$. Т.е. нос ЛА пойдет вверх в том же направлении, куда начнет разворачиваться под действием ΔY вектор скорости (рис. 11.8). Тогда динамическая устойчивость определится соотношением угловой скорости ЛА по тангажу и скорости поворота вектора скорости.

Если:

$$\left| \frac{d\theta}{dt} \right| > \left| \frac{d\vartheta}{dt} \right|,$$

то вектор скорости будет «догонять» ЛА и в итоге ЛА устранил возмущение по углу атаки, т.е. будет динамически устойчивым по углу атаки.

Если же:

$$\left| \frac{d\theta}{dt} \right| < \left| \frac{d\vartheta}{dt} \right|,$$

то вектор скорости будет «отставать» от ЛА, возмущение по углу атаки будет только нарастать, и в этом случае ЛА будет динамически неустойчивым по углу атаки.

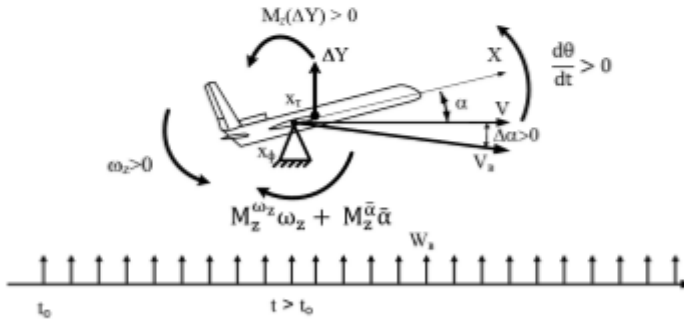


Рис. 11.8. К влиянию статической неустойчивости по углу атаки на малое продольное движение

Таким образом, статически неустойчивый ЛА может быть, как динамически устойчивым, так и динамически неустойчивым по углу атаки.

11.3. Реакция БВС на отклонение руля высоты

Отклоним руль высоты ЛА на величину $\Delta\delta_z < 0$. Дополнительное от балансировочного положения отклонение руля высоты создаст управляющий момент $M_z^{\delta_z} \Delta\delta_z > 0$, что нарушит равновесие моментов и приведет к появлению угловой скорости $\omega_z > 0$. Следовательно, угол тангажа, а значит и угол атаки начнут увеличиваться (рис. 11.9).

В процессе роста угла атаки появится прирост подъемной силы ΔY и возникнет момент $\Delta Y(x_z - x_r)$, направленный у статически устойчивого ЛА на пикирование т.е. в сторону, противоположную действию управляющего момента $M_z^{\delta_z} \Delta\delta_z$. Кроме того, препятствовать вращению и изменению угла атаки будут, соответственно, демпфирующий момент $M_z^{\omega_z} \omega_z$ и момент от запаздывания скоса потока $M_z^{\dot{\alpha}}$.

Вид переходного процесса будет зависеть от соотношений демпфирующих свойств и запаса центровки: при превалировании демпфирующих свойств (большие $M_z^{\omega_z} \omega_z$ и $M_z^{\dot{\alpha}}$) переходный процесс будет аperiodическим. А в случае большого запаса центровки, а значит и большой величины возмущающего момента $M_z^{\delta_z} \Delta\delta_z$, переходный процесс будет колебательным.

В итоге, после окончания переходного процесса (колебательного или аperiodического) наступит равновесие моментов при новом значении угла атаки.

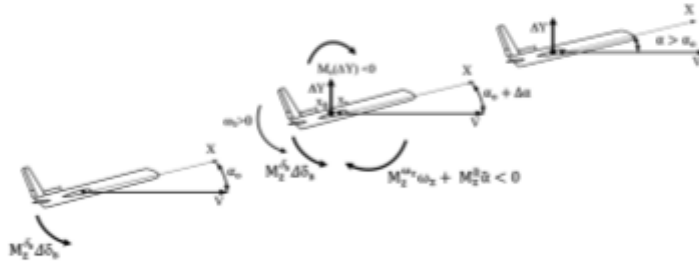


Рис. 11.9. Пример реакции ЛА на отклонение руля высоты

11.4. Улучшение динамических свойств в продольном движении с помощью автоматических устройств

В качестве автоматических устройств на ЛА используют демпфер тангажа и автомат устойчивости [5].

Демпфер тангажа обеспечивает дополнительное отклонение руля высоты, пропорциональное угловой скорости вращения ЛА $\Delta\delta_{ze} = k_{\omega_z} \omega_z$ для создания момента тангажа, направленного против вращения. В этом случае суммарный демпфирующий момент запишется так:

$$(M_z^{\omega_z} \omega_z)_\Pi = M_z^{\omega_z} \omega_z + M_z^{\delta_{ze}} \Delta\delta_{ze} = M_z^{\omega_z} \omega_z + M_z^{\delta_{ze}} k_{\omega_z} \omega_z.$$

– при большом возмущающем моменте $M_z^{\alpha} \Delta \alpha$, переходный процесс будет колебательным.

Таким образом, статически устойчивый ЛА обладает и динамической устойчивостью, как и статически нейтральный ЛА.

Малое продольное движение статически неустойчивого по углу атаки ЛА

В отличие от статически устойчивого ЛА, момент от приращения подъемной силы $M_z^{\alpha} \Delta \alpha = \Delta Y(x_r - x_a) > 0$ у статически неустойчивого ЛА приведет к появлению $\omega_z > 0$. Т.е. нос ЛА пойдет вверх в том же направлении, куда начнет разворачиваться под действием ΔY вектор скорости (рис. 11.8). Тогда динамическая устойчивость определится соотношением угловой скорости ЛА по тангажу и скорости поворота вектора скорости.

Если:

$$\left| \frac{d\theta}{dt} \right| > \left| \frac{d\vartheta}{dt} \right|,$$

то вектор скорости будет «догонять» ЛА и в итоге ЛА устранил возмущение по углу атаки, т.е. будет динамически устойчивым по углу атаки.

Если же:

$$\left| \frac{d\theta}{dt} \right| < \left| \frac{d\vartheta}{dt} \right|,$$

то вектор скорости будет «отставать» от ЛА, возмущение по углу атаки будет только нарастать, и в этом случае ЛА будет динамически неустойчивым по углу атаки.

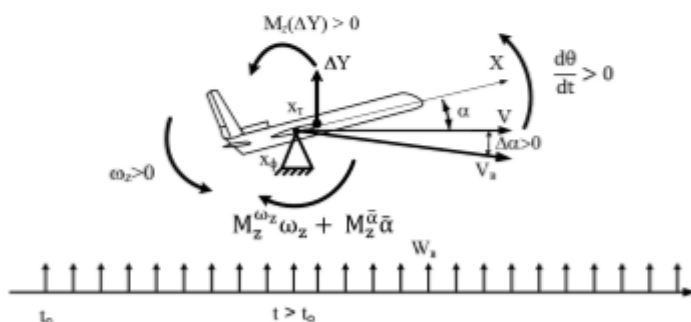


Рис. 11.8. К влиянию статической неустойчивости по углу атаки на малое продольное движение

Таким образом, статически неустойчивый ЛА может быть, как динамически устойчивым, так и динамически неустойчивым по углу атаки.

12. БОКОВАЯ СТАТИЧЕСКАЯ БАЛАНСИРОВКА

12.1. Балансировка в установившемся прямолинейном полете со скольжением

В нормальных условиях полет стараются совершать без скольжения. Однако существуют случаи, когда ЛА необходимо совершать полет со скольжением. К таким случаям, в частности, относят:

- взлет или посадку при боковом ветре;
- взлет или посадку с отказавшим двигателем на многодвигательном ЛА.

Рассмотрим сначала случай посадки с боковым ветром W_δ .

В случае, когда направление оси ЛА совпадает с направлением оси ВПП, угол скольжения будет равен:

$$\beta = \frac{W_\delta}{V}.$$

Появление угла скольжения β приведет к появлению новых сил и моментов, действующих на ЛА. Возникнут:

1. Создаваемая вертикальным оперением, фюзеляжем и мотогондолами двигателями поперечная (боковая) сила $Z = c_z \frac{\rho V^2}{2} S$. Следует отметить, что коэффициент c_z на порядок меньше c_y .

2. Создаваемый поперечной (боковой) силой Z на плече $(x_z - x_{\phi \text{ снк}})$ момент путевой статической устойчивости $M_y^\beta \beta$.

3. Создаваемый поперечной (боковой) силой Z на плече $(y_z - y_{\phi \text{ снк}})$, а также разностью подъемных сил на стреловидном крыле при скольжении момент по крену $M_x^\beta \beta$. Появление момента крена за счет разности в подъемных силах на отстающей и скользящей консолях крыла объясняется тем, что подъемную силу на стреловидном крыле создает только составляющая скорости, направленная перпендикулярно к крылу. Скольжение же, по сути, уменьшает угол стреловидности скользящей консоли, тем самым увеличивая подъемную силу на ней, и увеличивает угол стреловидности на отстающей консоли, тем самым уменьшая подъемную силу на ней. В итоге и появляется момент по крену, направленный в сторону отстающей консоли.

Балансировать ЛА т.е. компенсировать действия возникших силы и двух моментов будем следующим образом (рис. 12.1, рис. 12.2):

1. Поперечную (боковую) силу Z уравновесим составляющей силы тяжести $G \cos \gamma$ для чего накреним ЛА на скользящую консоль крыла.
2. Момент путевой статической устойчивости $M_y^\beta \beta$ уравновесим управляющим моментом от руля направления $M_y^{\delta_{\text{рн}}}$.
3. Момент крена $M_x^\beta \beta$ уравновесим управляющим моментом от элеронов $M_x^{\delta_z}$.

При отклонении органов управления возникают перекрестные моменты от руля направления $M_z^{\delta_{\text{DN}}}$ и от элеронов $M_y^{\delta_2}$. Обычно влиянием элеронов на путевой момент пренебрегают т.е. $M_y^{\delta_2} \approx 0$.

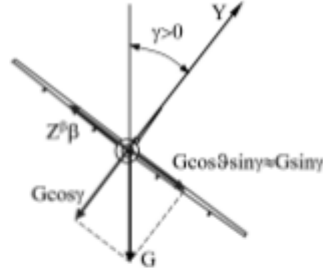


Рис. 12.1. Схема сил при балансировке ЛА со скольжением

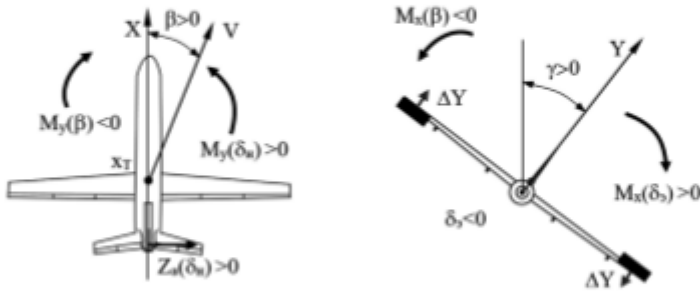


Рис. 12.2. Схема моментов при балансировке ЛА со скольжением

Условие боковой статической балансировки при полете со скольжением имеет следующий вид:

1) условие равновесия по силам:

$$\begin{cases} \Sigma F_y = Y - G \cos \gamma; \\ \Sigma F_z = -Z^\beta \beta + Z^{\delta_2} \delta_2 + G \sin \gamma = 0; \end{cases}$$

2) условие равновесия по моментам:

$$\begin{cases} \Sigma M_y = M_y^\beta \beta + M_y^{\delta_2} \delta_2 + M_y^{\delta_{\text{DN}}} \delta_{\text{DN}} = (m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_2} \delta_2 + m_y^{\delta_{\text{DN}}} \delta_{\text{DN}}) qSl = 0; \\ \Sigma M_x = M_x^\beta \beta + M_x^{\delta_2} \delta_2 + M_x^{\delta_{\text{DN}}} \delta_{\text{DN}} = (m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_2} \delta_2 + m_x^{\delta_{\text{DN}}} \delta_{\text{DN}}) qSl = 0. \end{cases}$$

Решая полученную систему уравнений найдем балансировочные отклонения рулей, а также балансировочное значение угла крена:

$$\delta_n \approx -\frac{m_y^\beta}{m_y^{\delta_{zn}}} \beta;$$

$$\delta_z \approx -\frac{1}{m_x^{\delta_z}} \left(m_x^\beta - \frac{m_x^{\delta_{zn}}}{m_y^{\delta_{zn}}} m_y^\beta \right) \beta;$$

$$\gamma = \arcsin \left[-\frac{1}{c_{y, \text{кр}}} \left(c_x^\beta - \frac{m_y^\beta}{m_y^{\delta_{zn}}} c_x^{\delta_{zn}} \right) \beta \right].$$

Построенные на основании полученных выражений балансировочные диаграммы т.е. зависимости отклонений руля направления, элеронов, балансировочного угла крена от угла скольжения представлены на рис. 12.3.

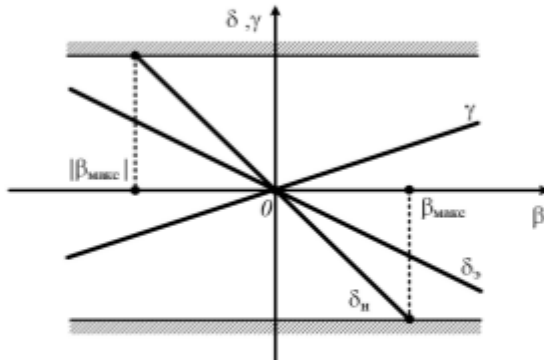


Рис. 12.3. Балансировочные диаграммы отклонения рулей и угла крена при полете со скольжением

Из балансировочных диаграмм следует, что максимально допустимый угол скольжения обычно лимитируется возможностями по созданию управляющего момента рулем направления $M_y^{\delta_{zn}} \delta_{zn}$.

12.2. Балансировка при несимметричной тяге силовой установки

При отказе двигателя, расположенного вне плоскости симметрии ЛА, возникает момент рыскания: $M_y(P) = (P + \Delta X_{z\text{от}}) z_{z\text{от}}$, под действием которого ЛА начинает разворачиваться в сторону отказавшего двигателя, что приводит к появлению угла скольжения на консоли крыла с работающим двигателем. Если ЛА устойчив в поперечном отношении, то скольжение вызовет появление момента рыскания $M_y^\beta \beta$, препятствующего росту β , и момента крена $M_x^\beta \beta$, стремящегося накренить ЛА в сторону неработающего двигателя, а также

поперечной (боковой) силы Z (рис. 12.5). Если своевременно не вмешаться в управление ЛА, ЛА достигнет некоторого установившегося значения угла скольжения, обусловленного равенством моментов $M_y^\beta \beta = M_y(P)$, и продолжит двигаться с постоянно нарастающим креном.

Наиболее критичным является отказ двигателя на взлете, когда тяга максимальна, а эффективность рулей еще мала вследствие малого скоростного напора.

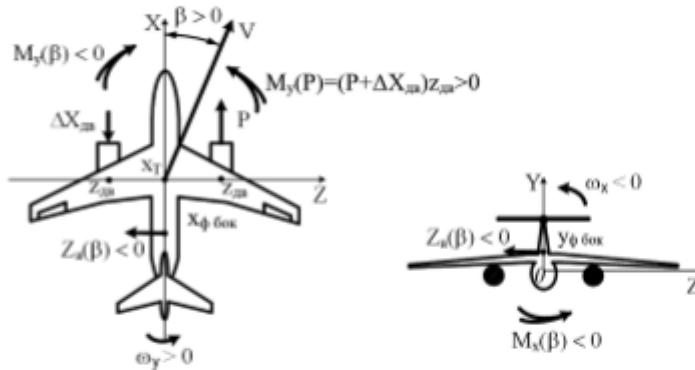


Рис. 12.4. Схема сил и моментов, действующих на ЛА при отказе двигателя (вид сзади)

Из-за появления момент рыскания при отказе двигателя

$$M_y(P) = (P + \Delta X_{об})z_{об},$$

условие боковой статической балансировки примет вид:

$$\delta_n \approx -\frac{m_{y \rho} + m_y^\beta \beta}{m_y^{\delta_n}};$$

$$\delta_z \approx -\frac{1}{m_z^{\delta_z}} \left(m_z^\beta - \frac{m_z^{\delta_n}}{m_y^{\delta_n}} m_y^\beta \right) \beta - \frac{m_z^{\delta_n}}{m_y^{\delta_n}} m_{y \rho};$$

$$\gamma = \arcsin \left[-\frac{1}{c_{y \text{ рн}}} \left(c_z^\beta - \frac{m_y^\beta}{m_y^{\delta_n}} c_z^{\delta_n} \right) \beta - \frac{m_{y \rho}}{m_y^{\delta_n}} c_z^{\delta_n} \right].$$

Построенные на основании полученных выражений балансировочные диаграммы т.е. зависимости отклонений руля направления, элеронов, балансировочного угла крена от угла скольжения представлены на рис. 12.5.

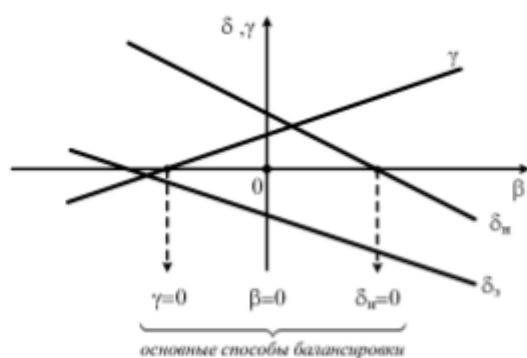


Рис. 12.5. Балансировочные диаграммы отклонения рулей при отказе левого двигателя

На представленной диаграмме отмечены характерные случаи балансировки:

- полет с нулевым углом скольжения ($\beta = 0$). Обеспечивает минимум лобового сопротивления ЛА, наименьший расход топлива и, следовательно, наибольшую дальность и продолжительность полета;
- полет с нулевым балансировочным углом крена ($\gamma = 0$);
- полет при нейтральном положении руля направления ($\delta_{\sigma_n} = 0$). Обеспечивает возможность резервирования располагаемого угла отклонения руля направления для осуществления посадки с сильным боковым ветром.

13. БОКОВАЯ СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

13.1. Путевая (флюгерная) статическая устойчивость

ЛА статически устойчив по углу скольжения (ЛА обладает путевой (флюгерной) статической устойчивостью) если при изменении угла скольжения возникают моменты и (или) силы, действие которых направлено на устранение возникшего изменения при неизменном положении органов управления (рулей).

При скольжении возникает создаваемый поперечной (боковой) силой Z на плече $(x_T - x_{\phi \text{бок}})$ момент путевой статической устойчивости (рис. 13.1):

$$M_y^\beta \beta = Z(x_T - x_{\phi \text{бок}}).$$

Тогда условие путевой (флюгерной) статической устойчивости по аналогии с условием продольной статической устойчивости по углу атаки можно определить через взаимное положение бокового фокуса и центра масс ЛА или знак производной m_y^β :

$$(x_T - x_{\phi \text{бок}}) < 0 \text{ или } m_y^\beta < 0,$$

где m_y^β называют степенью путевой статической устойчивости.

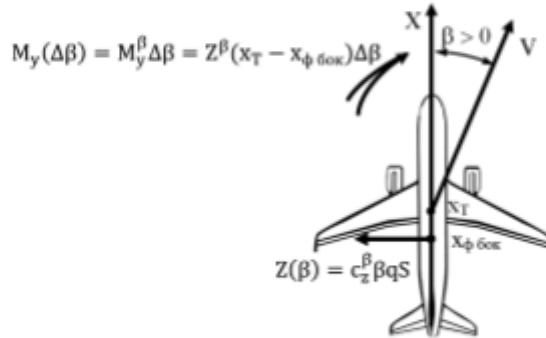


Рис. 13.1. К понятию путевой статической устойчивости

Основной вклад в создании поперечной (боковой) силы Z при скольжении вносит киль. Поэтому обычно боковой фокус находится позади и выше центра масс и Z , помимо создания момента рысканья $Z(x_T - x_{\phi \text{бок}})$, создает еще и момент крена:

$$M_x^\beta \beta = Z(y_T - y_{\phi \text{бок}}).$$

На больших сверхзвуковых скоростях эффективность вертикального оперения падает. Поэтому величину максимально допустимого числа Маха

полета $M_{\text{макс доп}}$ могут устанавливаться исходя из условия достаточной путевой устойчивости (рис. 13.2).

На больших углах атаки происходит затенение вертикального оперения, что снижает путевую устойчивость ЛА. Поэтому величину допустимого угла атаки $\alpha_{\text{доп}}$ могут устанавливать исходя из обеспечения достаточной путевой устойчивости (рис. 13.2).

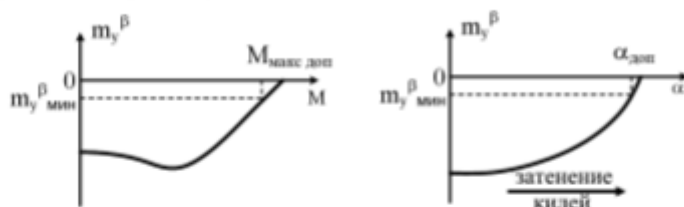


Рис. 13.2. Влияние числа Маха M и угла атаки α на путевую статическую устойчивость

13.2. Особенности путевой статической устойчивости БВС с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта

При наличии скольжения возникает косая обдувка винта вследствие чего появляется составляющая P_z тяги винта, направленная в сторону отстающей консоли крыла в независимости от направления вращения винта. При этом направление момента рысканья от P_z будет зависеть от того расположен ли винт до центра масс (например, в носовой части фюзеляжа) или за центром масс (например, в хвостовой части фюзеляжа).

В случае расположения винта до центра масс момент от составляющей P_z тяги винта будет направлен на увеличение угла скольжения (рис. 13.4). Кроме того, поток от винта за счет обдува фюзеляжа и вертикального оперения будет уменьшать их угол скольжения. Следовательно, путевая устойчивость ЛА с работающим винтом в случае расположения винта в носовой части фюзеляжа до центра масс будет ухудшаться. Винт же расположенный за центром масс будет увеличивать путевую устойчивость ЛА.

13.3. Поперечная статическая устойчивость

Понятие поперечной статической устойчивости, в отличие от продольной и путевой устойчивости, не связано напрямую с тем углом, по которому происходит возмущение, т.е. с углом крена γ . Это объясняется тем, что изменение угла крена непосредственно не вызывает изменения сил и моментов, действующих на ЛА. Но при наличии крена $\gamma \neq 0$, нарушается равновесие сил – равнодействующая подъемной силы Y и силы тяжести G начинает действовать в сторону наклоненной консоли (рис. 13.4), что приводит к появлению бокового

ускорения, а значит и составляющей скорости V_x , и, следовательно, скольжения на опущенную консоль крыла:

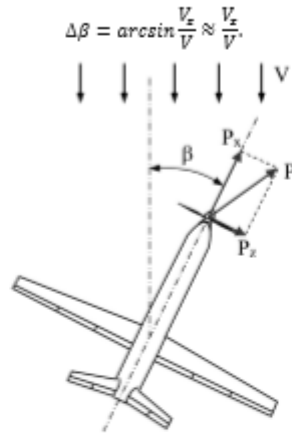


Рис. 13.3. Влияние вивта на путевую устойчивость БВС

Из-за скольжения в свою очередь возникает момент $M_x^\beta \Delta\beta$, направленный в сторону отстающей консоли крыла т.е. действующий на устранение возникшего крена.

Исходя из вышесказанного под поперечной статической устойчивостью будем понимать способность ЛА при крене создавать скольжение на опущенную консоль крыла.

Эффективность в устранении крена зависит от величины момента $M_x^\beta \Delta\beta$. Поэтому степень поперечной статической устойчивости оценивают величиной $m_x^\beta < 0$.

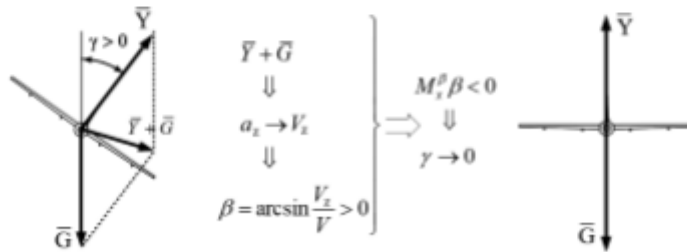


Рис. 13.4. К понятию поперечной статической устойчивости

13.4. Особенности поперечной статической устойчивости БВС с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта

Особенности поперечной статической устойчивости БВС с силовой установкой на базе двигателя внутреннего сгорания и винта обусловлены действием реактивного момента. Так, например, в случае расположения двигателя на оси фюзеляжа из-за вращения винта на ЛА будет действовать реактивный момент, направленный в сторону, обратную вращению винта (рис. 13.5).

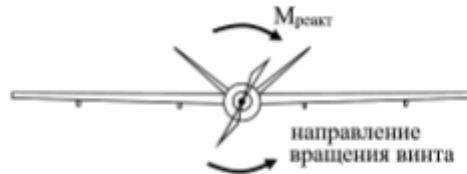


Рис. 13.5. Реактивный момент от вращающегося винта

Реактивный момент передается через двигатель на конструкцию ЛА и заставляет ЛА крениться в сторону, противоположную вращению винта. Уравновесить реактивный момент, сбалансировав ЛА можно:

- 1) с помощью управляющего момента, создаваемого за счет отклонения элеронов (рис. 13.6). Недостаток такого подхода заключается в том, что постоянно отклоненные элероны увеличивают лобовое сопротивление ЛА и обуславливают возникновение перекрестного момента $\Delta M_y = m_y^{\xi} \delta_2 q S l$, для парирования которого необходимо отклонение руля направления;
- 2) за счет установки консолей крыла под разными установочными углами, а именно – углом консоли, в сторону которой кренится ЛА при работе винта увеличивают на определенный угол. Вследствие этого углы атаки консолей будут отличаться на величину $\Delta \alpha$ (рис. 13.7). За счет разницы подъемных сил будет возникать дополнительное приращение момента крена, которое и уравновесит реактивный момент винта. Однако на режиме планирования такой ЛА будет крениться в сторону консоли, угол установки которой меньше, что потребует отклонения элеронов для создания соответствующего управляющего момента.

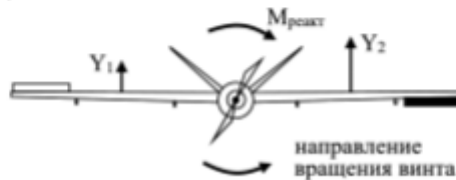


Рис. 13.6. Уравновешивание реактивного момента винта управляющим

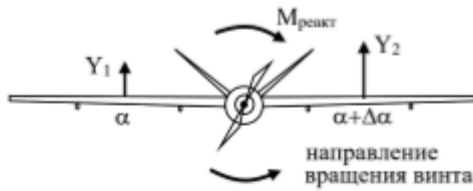


Рис. 13.7. Уравновешивание реактивного момента винта разными установочными углами консолей

13.5. Собственные свойства в малом боковом движении

Как отмечалось ранее движение ЛА разделяют на продольное и боковое, малое и большое.

Малое боковое движение ЛА включает вращение ЛА относительно осей OX и OY связанной системы координат при допущениях:

- о прямолинейности траектории: $\Delta\psi \approx 0$;
- о малой величине спиральных моментов: $M_x^{\omega_y} \omega_y \approx M_y^{\omega_x} \omega_x \approx 0$.

Большое боковое движение или, как его еще называют спиральное движение, включает движение ЛА после окончания малого бокового движения т.е. завершения переходного процесса по углу скольжения β .

Рассмотрим картину развития малого бокового движения при условии постоянства отклонения органов управления.

Пусть угол скольжения ЛА изменился, например, под действием бокового ветра W_z на величину $\Delta\beta > 0$ (положение I на рис. 13.8).

Если ЛА устойчив в путевом и поперечном отношении, то появятся моменты:

- рысканья $M_y^{\beta} \Delta\beta < 0$, действие которого будет направлено на устранение возникшего скольжения, что приведет к вращению ЛА относительно оси OY т.е. к появлению угловой скорости $\omega_y < 0$ и к уменьшению $\Delta\beta$;
- крена $M_x^{\beta} \Delta\beta < 0$, действие которого станет причиной вращения ЛА относительно оси OX т.е. появления угловой скорости $\omega_x < 0$ и кренению ЛА (появлению отрицательного угла крена $\gamma < 0$).

Вращению ЛА относительно осей OX и OY будут препятствовать соответствующие демпфирующие моменты $M_x^{\omega_x} \omega_x$, $M_y^{\omega_y} \omega_y$.

Когда возмущение по углу скольжения устранится (угол скольжения станет равным нулю), угол крена достигнет некоторой величины $\gamma < 0$ (положение II на рис. 13.8), и по инерции ЛА продолжит вращение, что приведет к появлению скольжения $\Delta\beta < 0$ уже на другую, опущенную консоль крыла. В результате вновь возникшего скольжения (положение III на рис. 13.8) появятся моменты:

- рысканья $M_y^{\beta} \Delta\beta > 0$, действие которого будет направлено на устранение возникшего скольжения, что в итоге погасит вращение и вызовет вращение в другую сторону $\omega_y > 0$;
 - крена $M_x^{\beta} \Delta\beta > 0$, действие которого начнет уменьшать угол крена γ .
- Затем весь процесс начнет повторяться в обратном направлении (положение IV на рис. 13.8) до тех пор, пока колебания не затухнут.
- В процессе малого бокового движения:
- колебания по крену отстают от колебаний по рысканью примерно на 90° ;
 - колебания по крену сопутствуют колебаниям рысканья и инициируются ими;
 - после окончания переходного процесса ЛА по углу скольжения остается ненулевой угол крена $|\gamma| > 0$.

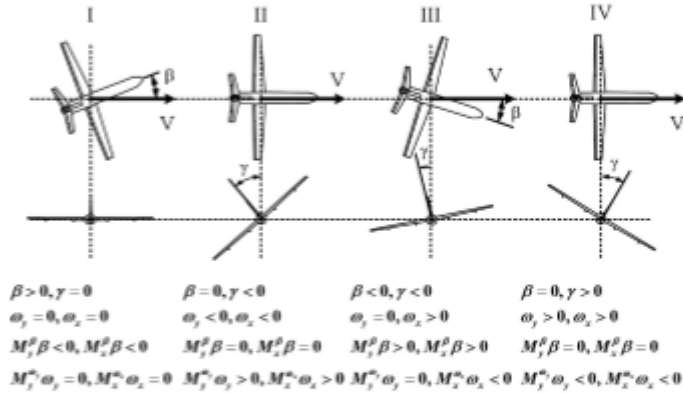


Рис. 13.8. Пример развития малого бокового движения

Учет искривления траектории

Проведенный ранее анализ малого бокового движения был выполнен при допущении о прямолинейности траектории: $\Delta\Psi \approx 0$ т.е. об отсутствии влияния боковой силы на траекторию полета. Для большинства режимов полета такое допущение приемлемо. Однако существуют случаи, когда такое допущение некорректно. Рассмотрим такой случай, но сначала напомним, что изменение угла скольжения $\Delta\beta$ может происходить как за счет изменения угла рысканья ψ под действием момента рысканья, так и за счет искривления траектории т.е. изменения угла пути Ψ под действием боковой силы Z_{α} :

$$\beta = \psi - \Psi.$$

Боковая сила способствует устранению угла скольжения, искривляя траекторию и уменьшая угол скольжения за счет изменения угла пути. Аналогичное действие оказывает подъемная (нормальная) сила в случае продольного движения,

способствуя увеличению устойчивости ЛА по углу атаки за счет искривления траектории (увеличения угла наклона траектории) и тем самым уменьшая угол атаки.

Пусть ЛА с малой путевой устойчивостью $m_y^\beta \cong 0$ и большой поперечной устойчивостью $|m_x^\beta| > 0$, совершавший прямолинейный горизонтальный полет, случайно накренится на угол γ_0 (рис. 13.9).

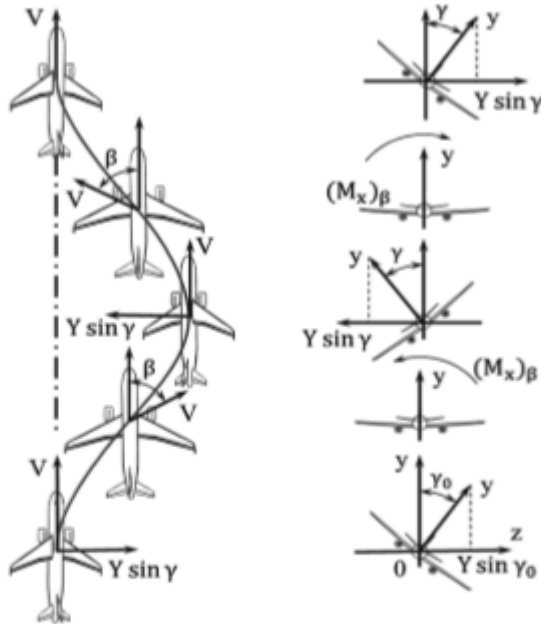


Рис. 13.9. Развитие замедленных боковых колебаний типа «голландский шаг» (вид ЛА сзади)

Из-за крена, как было показано ранее, возникнет неравновешенная сила $\bar{G} + \bar{Y} \approx Y \sin \gamma$ вдоль консоли крыла, которая начнет искривлять траекторию в сторону опущенной консоли и возникнет угол скольжения. Скольжение приведет к возникновению момента $M_x^\beta \Delta \beta$, который не только устранил первоначальный угол крена γ_0 , но и создаст новый крен на противоположную консоль крыла. Тогда возникнет неравновешенная сила $Y \sin \gamma$ уже вдоль другой консоли крыла, которая начнет искривлять траекторию в сторону опущенной консоли и, в отсутствие вращения ЛА, будет медленно устранять скольжение, а

затем создаст скольжение на опущенную консоль. Таким образом возникнут колебания, сопровождаемые знакопеременным изменением углов крена и скольжения с существенно большим чем при малом движении периодом колебаний. Такие колебания получили название «голландский шаг» и по существу представляют собой явление колебательной динамической неустойчивости. В силу слабого затухания колебания типа «голландский шаг» могут затруднить проведение съемки с борта БВС и даже привести к катастрофе БВС. По этим причинам колебания типа «голландский шаг» в полете не допускаются.

13.6. Большое боковое (спиральное) движение

Спиральное (большое боковое) движение инициируется остаточным углом креном после окончания малого бокового движения. Накрененный в горизонтальном полете ЛА начинает двигаться по траектории:

- 1) криволинейной – искривление траектории в горизонтальной плоскости происходит за счет действия составляющей подъемной силы $Y \sin \gamma$;
 - 2) нисходящей т.к. $Y \cos \gamma < mg$
- т.е. ЛА начнет движение по спирали.

В зависимости характеристик ЛА возможны три случая развития спирального движения (рис. 13.10):

- 1) при $M_x^{\omega_y} M_y^{\beta} = M_y^{\omega_x} M_x^{\beta}$, то крен в спиральном движении будет оставаться постоянным.
- 2) при $M_x^{\omega_y} M_y^{\beta} < M_y^{\omega_x} M_x^{\beta}$, крен будет уменьшаться.
- 3) при $M_x^{\omega_y} M_y^{\beta} > M_y^{\omega_x} M_x^{\beta}$, крен будет увеличиваться.

Соотношение $M_x^{\omega_y} M_y^{\beta} < M_y^{\omega_x} M_x^{\beta}$ представляет собой условие спиральной неустойчивости.

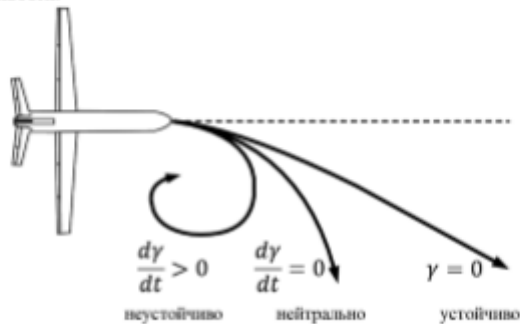


Рис. 13.10. Виды спирального движения

13.7. Взаимодействие движений рысканья и крена. Улучшение динамических свойств в боковом движении с помощью автоматических устройств

Степень влияния движения рысканья (угла скольжения) на движение крена характеризуется параметром κ (каппа), равным отношению максимальной амплитуды угловой скорости крена к максимальной амплитуде угловой скорости рысканья:

$$\kappa = \frac{\Delta\omega_x \text{ макс}}{\Delta\omega_y \text{ макс}} \approx \frac{m_x^\beta I_y}{m_y^\beta I_x}$$

Величина κ показывает, какое движение (крена или рысканья) преобладает при возмущенном боковом движении.

При $\kappa < 1$ ЛА обладает повышенной путевой устойчивостью т.е. быстро устраняет скольжение и медленно крен. Остаточный крен способствует затягиванию ЛА в нисходящую спираль (спиральная динамическая неустойчивость).

При $\kappa \gg 3$ ед. ЛА, имея высокий запас поперечной устойчивости, быстро восстанавливает крен, но остаточное скольжение вызывает крен в противоположную сторону и картина повторяется. Такое соотношение запасов поперечной и путевой устойчивости способствует развитию колебательности типа «голландский шаг» (колебательной динамической неустойчивости).

Оптимальные значения:

- 1) для тяжелых ЛА $\kappa_{\text{опт}} = 1 \dots 2$;
- 2) для легких ЛА $\kappa_{\text{опт}} = 2 \dots 3$.

Для улучшения динамических свойств ЛА в боковом канале как и в продольном используются автоматы устойчивости и демпфирования, а именно:

- 1) автомат путевой устойчивости: $\delta_{\text{рп}} = k_\beta \Delta\beta$;
- 2) автомат устойчивости по крену: $\delta_\alpha = k_\gamma \Delta\gamma$;
- 3) демпфер рысканья: $\delta_{\text{рн}} = k_{\omega_y} \Delta\omega_y$;
- 4) демпфер крена: $\delta_\omega = k_{\omega_x} \Delta\omega_x$.

Особенностью бокового движения является отсутствие естественной устойчивости ЛА по крену. Поэтому при включении автомата устойчивости по крену:

- ЛА становится устойчивым по крену;
- изменяется характер управления ЛА: каждому боковому отклонению ручки (в режиме ручного пилотирования БВС) будет соответствовать вполне определенные величины угла крена также, как и при управлении углами атаки и скольжения. Для установки заданного угла крена при ручном пилотировании БВС с включенным автоматом устойчивости потребуются однократное отклонение ручки, что существенно облегчает пилотирование и повышает его точность.

14. ПОНЯТИЕ О СВАЛИВАНИИ И ШТОПОРЕ

14.1. Перебалансировка при вращении по крену. Критические скорости вращения. Аэродинамическое вращение

Вращение ЛА относительно вектора скорости с угловой скоростью ω_y приводит к появлению инерционного момента $M_{z \text{ ин}}$:

$$M_{z \text{ ин}} = \frac{1}{2}(I_y - I_x)\omega_y^2 \sin 2\alpha \approx (I_y - I_x)\omega_y^2 \alpha.$$

$M_{z \text{ ин}}$ стремится развернуть ЛА перпендикулярно оси вращения (вектора скорости) (рис. 9.3), увеличивая балансировочный угол атаки $\alpha_{\text{бал}}$ на величину $\Delta\alpha_{\text{бал}}$ (рис. 14.1). Максимальной величины $M_{z \text{ ин}}$ достигает при $\alpha = 45^\circ$ (рис. 14.2).

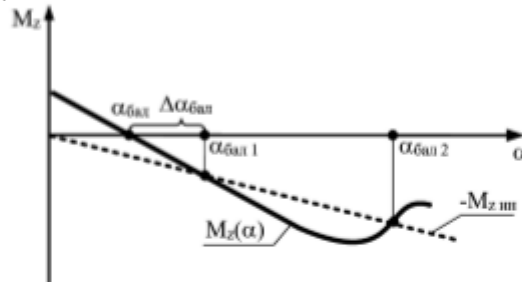


Рис. 14.1. Изменение балансировочного угла атаки (перебалансировка) при вращении ЛА

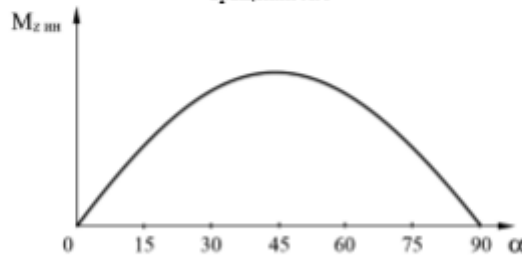


Рис. 14.2. Влияние угла атаки на инерционный момент при вращении с постоянной скоростью

С учетом $M_{z \text{ ин}}$ условие продольной балансировки ЛА по углу атаки примет вид:

$$M_{z_0} + M_z^{\alpha}(\alpha_{\text{бал}} + \Delta\alpha_{\text{бал}}) + M_z^{\dot{\alpha}}\delta_z + M_{z \text{ ин}} = 0.$$

Откуда

$$\Delta\alpha_{\text{вкл}} \approx -\frac{(I_y - I_x)\omega_v^2\alpha_{\text{вкл}}}{M_z^\pi + (I_y - I_x)\omega_v^2}$$

С увеличением скорости вращения ЛА ω_v инерционный момент $M_{z_{\text{ин}}}$ увеличивается и при некоторой скорости вращения может стать больше суммы аэродинамических моментов, препятствующих увеличению угла атаки:

$$|M_{z_{\text{ин}}}| > |M_{z_0} + M_z^\pi(\alpha_{\text{вкл}} + \Delta\alpha_{\text{вкл}}) + M_z^{\pi'}\delta_x|$$

Скорость вращения, выше которой балансировка ЛА становится невозможна называется критической (рис. 14.3).

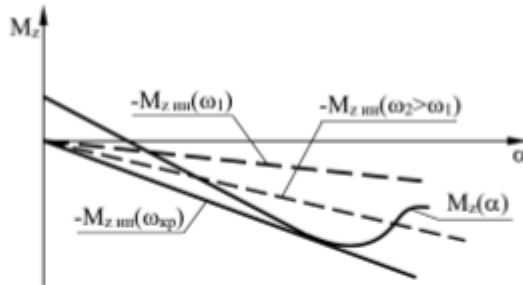


Рис. 14.3. К определению критической скорости вращения

Различают критическую скорость по углу атаки и критическую скорость по углу скольжения:

$$\omega_{v_{кр\alpha}} \approx \sqrt{\frac{-M_z^\pi}{(I_y - I_x)}}; \quad \omega_{v_{кр\beta}} \approx \sqrt{\frac{-M_z^\beta}{(I_x - I_y)}}$$

Превышение критической скорости приводит к аэроинерционному вращению – неуправляемому пространственному движению с быстрым, несоответствующим положению органов управления возрастанием скорости вращения, углов атаки и скольжения, нормальной и боковой перегрузок.

Главной причиной аэроинерционного вращения является возникновение скольжения и момента $M_z^\beta\beta$, направление действия которого совпадает с направлением вращения ЛА. Поэтому для вывода ЛА из режима аэроинерционного вращения необходимо устранить или уменьшить скольжение. Для этого обычно достаточно зафиксировать рули ЛА (рули высоты, направления и элероны) в нейтральном положении.

14.2. Сваливание

Сваливание – это самопроизвольное аperiodическое или колебательное движение ЛА относительно любой из трех осей (Ox, Oy, Oz) связанной системы координат, возникающее в результате развития срыва потока с крыла и не

парированное без уменьшения угла атаки из-за существенного ухудшения управляемости ЛА.

Основные характеристики сваливания:

- угол атаки сваливания $\alpha_{св}$ (скольжение и обледенение уменьшают $\alpha_{св}$);
- максимальные угловые скорости и ускорения;
- характер движения ЛА в начале сваливания. Различают сваливание на нос, на крыло и по спирали.

После сваливания ЛА может перейти в пикирование, в спираль или в штопор.

Сваливание на нос происходит при симметричном зарождении и развитии областей срыва на правой и левой консолях крыла на углах атаки близких к критическому ($\alpha_{св} \approx \alpha_{кр}$) из-за одинакового уменьшения подъемных сил на консолях крыла без заметного изменения углов крена и рысканья.

Сваливание на крыло происходит при существенно несимметричном развитии областей срыва на правой и левой консолях крыла на углах атаки заметно меньших критического ($\alpha_{св} \ll \alpha_{кр}$). Такой асимметричный срыв приводит к появлению момента крена M_x без заметного изменения момента тангажа и рысканья. Крен ЛА приводит к возникновению скольжения на опускающемся крыле, после чего под действием момента путевой статической устойчивости M_y^{β} ЛА начинает опускать нос.

Сваливание по спирали происходит на углах атаки меньших или равных критическому и может быть вызвано:

- 1) быстрым развитием областей срыва на одной из консолей крыла на углах атаки близких к критическому при отсутствии срыва на другой консоли. В этом случае на консоли, где произошел срыв упадет подъемная сила и существенно возрастет лобовое сопротивление. Это вызовет одновременное и значительное изменение моментов крена и рысканья. В результате этого возникнет движение по спиралевидной траектории;
- 2) потерей путевой устойчивости на углах атаки меньших или равных критическому.

Сваливание может произойти:

- 1) в горизонтальном полете без скольжения на минимальной или близкой к ней скорости полета;
- 2) в вертикальном маневре без скольжения на больших приборных скоростях;
- 3) при выполнении произвольных пространственных маневров.

Сваливание при маневрировании (№2 и №3) развивается резче, чем сваливание с горизонтального полета (№1) поскольку аэродинамические силы и моменты, действующие на ЛА, увеличиваются с ростом приборной скорости и перегрузки.

14.3. Самовращение (авторотация) на больших углах атаки

Самовращением или авторотацией называется самопроизвольное вращение ЛА (в основном относительно продольной оси) на закритических

углах атаки, возникающее из-за потери аэродинамического демпфирования крена, вызванного асимметрией в распределении областей отрыва по крылу.

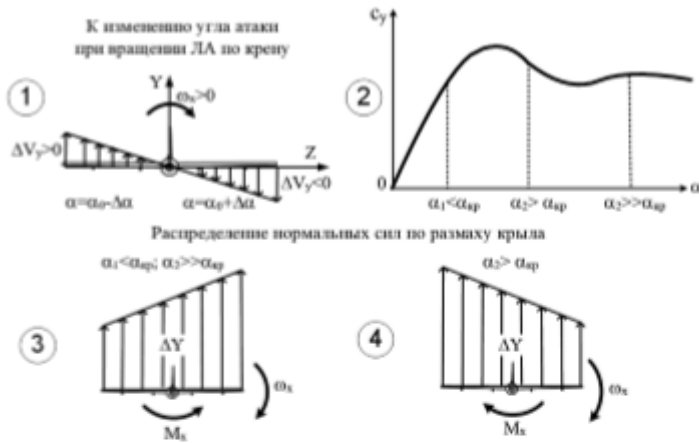


Рис. 14.4. К пониманию явления авторотации ЛА

При вращении ЛА по крену на опускающейся консоли угол атаки возрастает, а на поднимающейся – уменьшается (область 1 на рис. 14.4), что приводит:

- на малых и умеренных углах атаки к росту подъемной силы на опускающейся и уменьшению подъемной силы на поднимающейся консолях (область 2 на рис. 14.4) и возникновению момента, препятствующий вращению – демпфирующего момента (область 3 на рис. 14.4);
- на закритических углах атаки к падению подъемной силы на опускающейся и росту подъемной силы на поднимающейся консолях (область 2 на рис. 14.4) и возникновению момента, способствующему вращению – момента авторотации (область 4 на рис. 14.4).

Точки (1, 2, 3, 4), в которых $M_x = 0$ на графике зависимости суммарного момента от безразмерной угловой скорости вращения $\bar{\omega} = \frac{\omega l}{2V}$ соответствуют установившейся авторотации т.е. вращению ЛА с $\omega = const$ (рис. 14.5).

Множество точек (α, ω) при которых наблюдается установившаяся авторотация образует диаграмму авторотации ЛА (рис. 14.6). Внутри диаграммы $M_x > 0$, что соответствует неустановившейся авторотации. В области вне диаграммы $M_x < 0$ и авторотация невозможна.

При внешнем скольжении появляется момент $M_x^{\beta} \beta$, направление действия которого совпадает с направлением вращения. Следовательно, внешнее

скольжение способствует увеличению скорости вращения ЛА вследствие чего диаграмма авторотации при наличии внешнего скольжения расширяется (рис. 14.6).

При внутреннем скольжении направление действия момента M_x^β не совпадает с направлением вращения. Следовательно, внутреннее скольжение тормозит вращение ЛА, вследствие чего диаграмма авторотации при наличии внутреннего скольжения сужается (рис. 14.6).

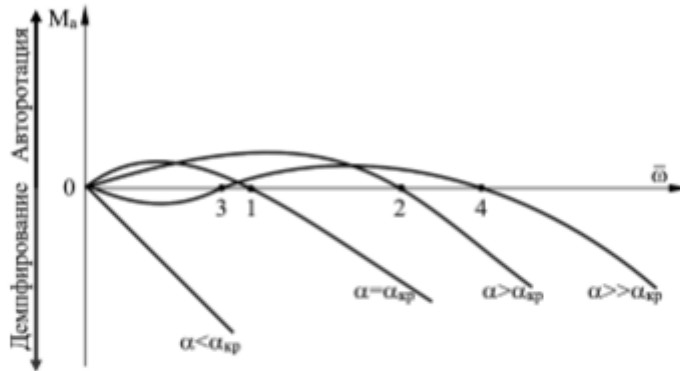


Рис. 14.5. Влияние исходного угла атаки и скорости вращения на суммарный момент M_a , действующий на ЛА

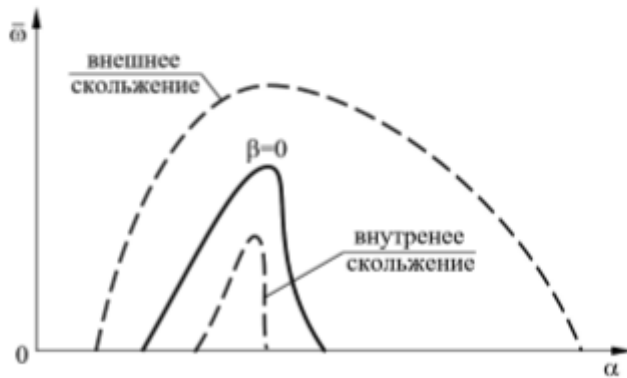


Рис. 14.6. Диаграмма авторотации ЛА и влияние на нее угла скольжения

14.4. Штопор. Методы вывода из штопора

Штопором называется неуправляемое движение по спиралевидной траектории малого радиуса на закритических углах атаки на режиме авторотации. Впервые преднамеренно ввел самолет в штопор и вывел из него русский военный летчик Константин Константинович Арцеулов 26 сентября 1916 г. (внук известного моряка Ивана Константиновича Айвазовского). Теоретическое обоснование штопора выполнил начальник кафедры «Динамики полета» ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского Владимир Сергеевич Пышнов в работе «Самовращение и штопор самолётов» в 1927г.

Рассмотрим один из возможных вариантов развития штопора.

Пусть в прямолинейном горизонтальном полете на малых скоростях при угле атаки α_1 (I на рис. 14.7) руль высоты был полностью отклонен на кабрирование.

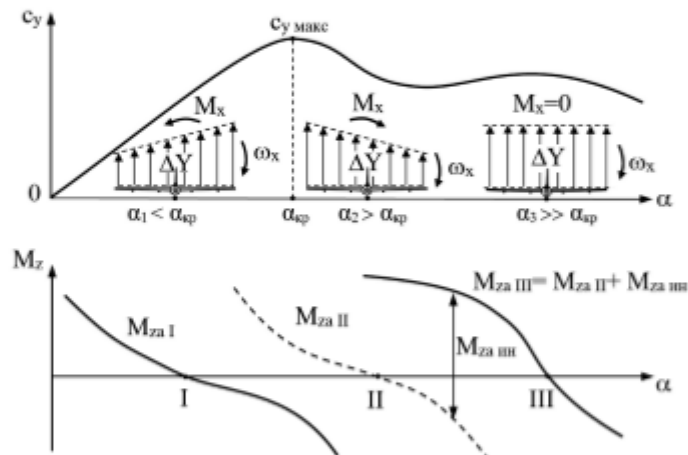


Рис. 14.7. К возникновению штопора

Увеличение $M_z^{\delta_z}$ нарушит равновесие моментов и вызовет вращение ЛА с угловой скоростью ω_x , что приведет к росту угла тангажа θ и атаки α . В процессе перехода к новому балансировочному положению α_2 (II на рис. 14.7) ЛА достигнет критического угла атаки α_{cr} и свалится на крыло т.е. возникнет вращение ЛА по крену с угловой скоростью ω_x , что приведет к появлению момента авторотации $M_x^{\omega_x} > 0$, способствующему вращению и увеличению угловой скорости крена ω_x . Возникновение авторотации означает по сути начало штопора. Вращение приведет к возникновению инерционного момента $M_z^{\omega_x}$, стремящегося увеличить угол атаки. В итоге ЛА сбалансируется при новом угле

атаки α_z (Ш на рис. 14.7), при котором действие инерционного момента $M_{x_{ин}}$ уравновесится действием аэродинамического момента $M_{x_{аэ}}$. Изменение углов атаки левой и правой консолей изменит их сопротивление, а, значит, приведет к вращению ЛА и относительно вертикальной оси OY с угловой скоростью рысканья ω_y .

Таким образом, в штопоре:

- ЛА движется на закритических углах атаки на режиме авторотации;
- большие значения углов атаки поддерживаются за счет действия инерционного момента;
- вращение ЛА происходит вокруг некоторой оси, близкой к вектору скорости.

В штопоре вместе с ЛА вращается и полная аэродинамическая сила R_a , направленная практически перпендикулярно ЛА. Ее действие на искривление траектории в среднем равно нулю. Этот эффект называется *самонейтрализацией* аэродинамической силы. Поэтому после сваливания и перехода в штопор, центр масс ЛА движется вдоль вытянутой спирали, осью которой является парабола – траектория свободно брошенного тела (рис. 14.8), которая в зависимости от начальной скорости ЛА может:

- круто искривляться вниз;
- быть пологой, постепенно приближаясь к вертикали;
- искривляться вверх при сваливании на маневре с $n_y > 1$.

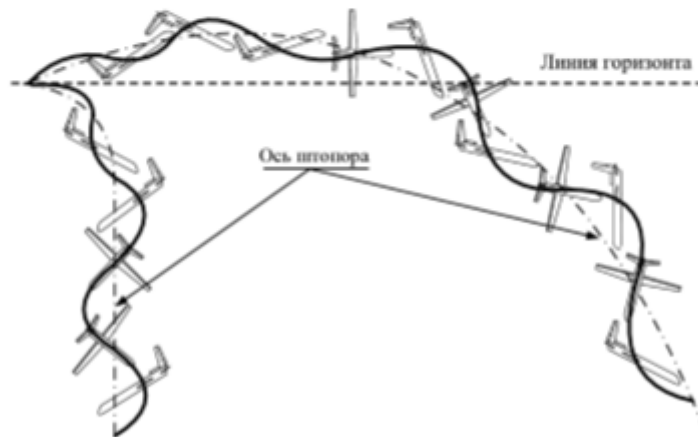


Рис. 14.8. Траектории движения ЛА в штопоре

Знак и величина угла атаки α центральных сечений крыла определяет тип штопора.

Штопор называется нормальным если $\alpha > 0$. В таком штопоре ЛА не перевернут (I на рис. 14.9).

Штопор называется перевернутым если $\alpha < 0$. В таком штопоре ЛА находится «на спине» (II на рис. 14.9).

В зависимости от угла тангажа ЛА различают:

- крутой штопор $|\theta| > 50^\circ, |\alpha| = 30 \dots 40^\circ$;
- пологий штопор $30^\circ < |\theta| < 50^\circ, |\alpha| = 40 \dots 60^\circ$;
- плоский штопор $|\theta| < 30^\circ, |\alpha| > 60^\circ$.

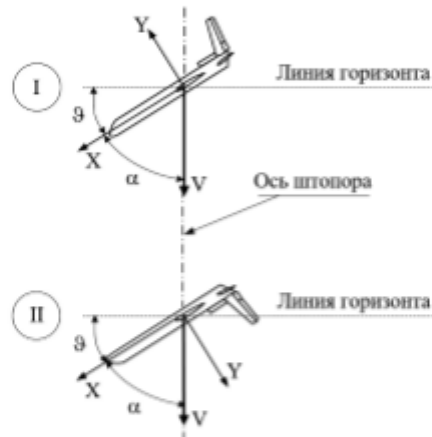


Рис. 14.9. Положение ЛА в нормальном (I) и перевернутом (II) штопоре

По направлению вращения штопор бывает левый и правый. Наблюдатель, смотрящий на ЛА сверху, увидит движение центра масс ЛА против часовой стрелки в левом нормальном и правом перевернутом штопоре.

По характеру движения ЛА относительно центра масс штопор может быть:

- устойчивым – направление вращения не меняется, нет остановок вращения;
- неустойчивым – вращение периодически останавливается или меняется по направлению, нос ЛА то поднимается выше горизонта, то опускается до вертикали.

Характеристики установившегося штопора

Рассмотрим характеристики штопора при следующих допущениях:

- ось движения близка к вертикали;
- средние параметры движения постоянны;
- тяга двигателя равна нулю.

Схема сил, действующих на ЛА в штопоре представлена на рис. 14.10.

Опираясь на указанную схему, запишем уравнения движения ЛА:

$$\begin{cases} G = R_a \sin \alpha = c_R \frac{\rho V_w^2}{2} S \sin \alpha; \\ m \frac{V_w^2}{r_w} = m \omega_w^2 r_w = R_a \cos \alpha. \end{cases}$$

Откуда можно получить выражения для скорости движения в штопоре V_w и для радиуса штопора r_w :

$$V_w = \sqrt{\frac{2G}{c_R \rho S \sin \alpha}};$$

$$r_w = \frac{R_a \cos \alpha}{m \omega_w^2} \approx \frac{g n_y \cos \alpha}{\omega_w^2}.$$

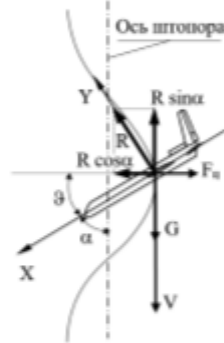


Рис. 14.10. Схема сил, действующих на ЛА в штопоре

В штопоре при $\alpha > \alpha_{кр}$ коэффициент полной аэродинамической силы примерно постоянен $c_R \approx const$ и:

- для ЛА с прямым крылом большого удлинения:
 $c_R \approx c_{y, макс}$
- для ЛА с треугольным, стреловидным и крылом малого удлинения:
 $c_R \approx k_R c_{y, макс}$

где $k_R = 1,21 \dots 1,3$.

Тогда выражение для скорости ЛА в штопоре примет вид:

$$V_w = \frac{V_{кр, мин}}{\sqrt{k_R \sin \alpha}}$$

Например, если $p = 4000 \frac{H}{м^2}$, $\alpha = 30 \dots 90^\circ$, то $V_w = 325 \dots 430 \frac{км}{ч}$.

В плоском устойчивом штопоре:

- $n_y \approx 1$;
- $\omega = 1 \dots 1,5 \frac{1}{с}$;

- $r_{ш} = 5 \dots 10\text{м}$;
- время выполнения витка $t_{ш} = 4 \dots 6\text{с}$;
- потеря высоты за один виток $H_{ш} = 300 \dots 700\text{м}$.

Методы вывода из штопора

Основной причиной штопора является выход ЛА на закритические углы атаки за счет инерционного момента, действие которого обеспечивается интенсивным вращением ЛА. Поэтому отклонение органов управления в различных методах вывода ЛА из штопора направлено в первую очередь на прекращение вращения ЛА, а затем на уменьшение угла атаки до эксплуатационных значений.

Для каждого типа ЛА существует свой, наиболее эффективный метод управления при выводе из штопора, который определяется в процессе летных испытаний. Существует пять типовых методов вывода ЛА из нормального штопора:

- метод №1 предполагает одновременную постановку рулей высоты, направления и крена в нейтральное положение;
- метод №2 предполагает энергичное отклонение руля направления полностью против вращения ЛА с целью 1) уменьшения ω_y и 2) создания внутреннего скольжения на опускающуюся консоль крыла, а значит и момента крена M_x^{β} против вращения по крену для уменьшения ω_x с последующей (через 2...4 с) постановкой руля высоты в нейтральное положение при нейтральном положении элеронов. Снижение угловой скорости вращения уменьшит M_x^{β} и действием M_x^{β} ЛА вернется на докритические углы атаки;
- метод №3 предполагает энергичное отклонение руля направления полностью против вращения ЛА для уменьшения ω_y с последующим (через 3...6 с) полным отклонением руля высоты на пикирование для уменьшения угла атаки при нейтральном положении элеронов;
- метод №4 предполагает совместно с отклонением руля направления полностью против вращения отклонение элеронов в сторону по направлению вращения до упора с последующим (через 3...6 с) полным отклонением руля высоты на пикирование при нейтральном положении элеронов. Отклонение элеронов по штопору используется для создания спирального момента рысканья $M_y^{\delta_z}$, который на больших углах атаки создает внутреннее скольжение на опускающееся крыло, что приводит к появлению момента крена M_x^{β} против вращения и уменьшение ω_x ;
- метод №5 предполагает первоначальное отклонение руля высоты на кабрирование, а затем отклонение руля направления полностью против вращения ЛА с последующим (через 3...6 с) полным отклонением руля высоты на пикирование при нейтральном положении элеронов.

Указанные методы вывода расположены в порядке нарастания их эффективности. Чем более устойчивый и чем более плоский штопор, тем более сильный метод требуется для вывода из него.

ЛИТЕРАТУРА

1. Нормы летной годности беспилотных авиационных систем с беспилотными воздушными судами самолетного типа с максимальной взлетной массой до 5400 кг НЛГ БАС-СТ. – М.: Российский институт стандартизации, 2022. – 142 с.
2. ГОСТ Р 59751–2021 Беспилотные авиационные системы с беспилотными воздушными судами самолетного типа. Требования к летной годности. М.: Российский институт стандартизации, 2021. – 122 с.
3. ГОСТ 21664–76 Винты воздушные авиационных двигателей. Термины и определения. М.: Издательство стандартов, 1976. – 12с.
4. Обуховский А.Д. Аэродинамика воздушного винта: учеб. пособие. –2-е изд. –Новосибирск. Изд-во НГУ, 2016. –80 с.
5. Моисеев В.С. Динамика полета и управление беспилотными летательными аппаратами: монография. –Казань: РИЦ «Школа», 2017. –416 с.
6. Булат П.В., Дудников С.Ю., Кузнецов П.Н. Основы аэродинамики беспилотных воздушных судов: Учебное пособие. – М.: Издательство «Спутник +», 2021. – 273 с.
7. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1973. –616 с.
8. Орлов М.Ю., Горшкалев А.А., Корнеев С.С., Урлапкин В.В. Авиационные двигатели внутреннего сгорания: монография. –Самара: Издательство Самарского университета, 2023. –236с.