

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА

В. Л. Балакин, Ю. Н. Лазарев

**ДИНАМИКА ПОЛЕТА САМОЛЕТА.
РАСЧЕТ ТРАЕКТОРИЙ И ЛЕТНЫХ
ХАРАКТЕРИСТИК**

Конспект лекций

САМАРА 2002

УДК 533.6.013(075)

Балакин В.Л., Лазарев Ю.Н. Динамика полета самолета. Расчет траекторий и летных характеристик: Конспект лекций/ Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 2002. 56 с.

ISBN 5-7883-0182-3

Излагается первая часть курса лекций по динамике полета самолета, приводятся необходимые сведения для расчета траекторий движения и методы расчета основных летных характеристик самолета: диапазона высот и скоростей, скороподъемности, теоретического и практического потолков, дальности и продолжительности полета, взлетной и посадочной дистанций.

Предназначен для студентов вечернего отделения специальности 130100 "Самолетостроение". Конспект лекций может быть использован при курсовом и дипломном проектировании.

Подготовлен на кафедре динамики полета и систем управления.

Ил. 41. Библиогр.: 3 назв.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева

Рецензенты: д-р техн. наук, проф., академик РАН В.П. Шорин
канд. техн. наук, проф. В.Г. Шахов

ISBN 5-7883-0182-3

© В.Л. Балакин, Ю.Н. Лазарев, 2002

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2002

ВВЕДЕНИЕ

Динамика полета самолета, или аэромеханика, является научной дисциплиной, которая рассматривает вопросы, связанные с исследованием траекторий движения самолета, его устойчивости и управляемости. Курс динамики полета самолета относится к числу дисциплин, образующих теоретические основы авиационной техники. Этот курс опирается на основные положения теоретической механики, аэродинамики, теории двигателей, теории автоматического управления и других дисциплин. Ввиду большой сложности задача исследования движения самолета обычно решается в два этапа.

На первом этапе самолет рассматривается как управляемая материальная точка с массой, равной массе самолета, которая совершает движение под действием сил, приложенных ко всему самолету. Это позволяет рассчитывать траектории и изучать различные режимы полета самолета (горизонтальный полет, набор высоты, снижение, взлет, посадку, маневры и т.п.). На этом этапе определяются летно-технические характеристики самолета: диапазоны высот и скоростей, в которых возможен безопасный полет самолета с учетом ограничения допустимых режимов полета; дальность и продолжительность полета; маневренные характеристики; взлетно-посадочные характеристики.

На втором этапе самолет рассматривается как материальное тело, движущееся под действием моментов сил, приложенных к самолету. На этом этапе определяются моменты, действующие на самолет; характеристики его устойчивости и управляемости; исследуются вопросы обеспечения устойчивости и управляемости самолета.

Конспект лекций посвящен вопросам определения летно-технических характеристик дозвукового самолета. Рассмотрены основные системы координат и их взаимная ориентация, получены уравнения движения центра масс самолета в проекциях на оси траекторной системы координат, приведены исходные данные для расчета траекторий, рассмотрены установившиеся режимы полета, взлет, посадка и основные маневры самолета.

Изложенный материал позволяет рассчитать траектории полета в зависимости от аэродинамических характеристик и проектных параметров самолета, а также является необходимым при изучении вопросов его устойчивости и управляемости.

1. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА

1.1. Применение общих теорем механики к составлению уравнений движения самолета

Рассмотрим движение твердого тела относительно инерциальной системы отсчета, т. е. системы, которая перемещается поступательно, прямолинейно и равномерно.

Из основных теорем динамики твердого тела следует, что

$$d\vec{Q}/dt = \vec{F}, \quad d\vec{K}/dt = \vec{M}, \quad (1.1)$$

где \vec{Q} - главный вектор количества движения твердого тела, \vec{K} - главный момент относительно центра масс количества движения твердого тела; \vec{F} - главный вектор внешних сил, действующих на твердое тело, \vec{M} - главный момент относительно центра масс внешних сил, действующих на твердое тело.

Самолет является системой переменного состава. Получим уравнения движения его твердой оболочки, используя принцип затвердевания. Согласно этому принципу уравнения движения твердой оболочки самолета имеют вид уравнений движения твердого тела, если представить, что система в рассматриваемый момент времени затвердела и к полученному фиктивному твердому телу приложены внешние силы, действующие на систему, реактивные силы, внутренние силы Кориолиса и вариационные силы.

Реактивные силы обусловлены присоединением и отделением частиц. Внутренние кориолисовы силы инерции возникают из-за относительного движения масс внутри твердой оболочки тела при ее вращении, в большинстве задач динамики полета самолета этими силами можно пренебречь. Вариационные силы обусловлены нестационарностью движения масс внутри оболочки тела.

Принято объединять вместе реактивную силу, статические силы от разности атмосферного давления и давления газов во входном сечении воздухозаборника и в выходном сечении сопла двигателя и вариационные силы, вызванные нестационарностью движения масс внутри оболочки тела. Полученную таким образом силу называют *силой тяги двигателя* \vec{P} . Момент этой силы относительно центра масс самолета обозначим через \vec{M}_p .

Внешние силы, не связанные с работой двигательной установки и не включенные в силу тяги \vec{P} , и момент этих сил обозначим соответственно как $\vec{F}_{\text{вн}}$ и $\vec{M}_{\text{вн}}$.

Таким образом, можно записать

$$\vec{F} = \vec{F}_{\text{вн}} + \vec{P}, \quad \vec{M} = \vec{M}_{\text{вн}} + \vec{M}_p. \quad (1.2)$$

Тогда векторные уравнения (1.1) для количества движения и момента количества движения самолета в инерциальной системе отсчета примут вид

$$d\vec{Q}_s / dt = \vec{F}_{\text{вн}} + \vec{P}, \quad d\vec{K}_s / dt = \vec{M}_{\text{вн}} + \vec{M}_p, \quad (1.3)$$

где \vec{Q}_s и \vec{K}_s - количество движения и момент количества движения относительно центра масс самолета как затвердевшей системы переменного состава (на это указывает индекс s).

При переходе от абсолютного движения к относительному в правые части уравнений необходимо добавить переносную $\vec{F}_{\text{пер}}$ и кориолисову $\vec{F}_{\text{кор}}$ силы инерции и моменты этих сил $\vec{M}_{\text{пер}}$ и $\vec{M}_{\text{кор}}$:

$$\begin{aligned} d\vec{Q}_s / dt &= \vec{F}_{\text{вн}} + \vec{P} + \vec{F}_{\text{пер}} + \vec{F}_{\text{кор}}, \\ d\vec{K}_s / dt &= \vec{M}_{\text{вн}} + \vec{M}_p + \vec{M}_{\text{пер}} + \vec{M}_{\text{кор}}. \end{aligned} \quad (1.4)$$

В справочных таблицах значения ускорения свободного падения обычно приводятся с учетом переносной силы инерции в зависимости от высоты, поэтому переносная сила инерции учитывается при определении силы тяжести G , которая входит во внешнюю силу $F_{\text{вн}}$.

В большинстве задач динамики полета самолета для скоростей, меньших 1 км/с, влиянием кориолисовой силы инерции и ее моментов можно пренебречь.

Окончательно уравнения движения самолета в относительной (неинерциальной) системе отсчета запишутся в виде

$$d\vec{Q}_s / dt = \vec{F}_{\text{вн}} + \vec{P}, \quad d\vec{K}_s / dt = \vec{M}_{\text{вн}} + \vec{M}_p. \quad (1.5)$$

Главный вектор и главный момент количества движения определяются следующим образом:

$$\vec{Q}_s = m\vec{V}, \quad \vec{K}_s = I \vec{\omega},$$

где m - масса самолета, I - его момент инерции, \vec{V} - вектор скорости самолета, $\vec{\omega}$ - вектор угловой скорости вращения самолета.

Для получения скалярных уравнений движения, пригодных для выполнения численных расчетов, векторные уравнения движения (1.5) заменяются эквивалентной системой дифференциальных уравнений, являющихся проекциями векторных уравнений на оси выбранной прямоугольной системы координат.

1.2. Системы координат, применяемые в динамике полета самолета

Системы координат, применяемые в динамике полета самолета, представляют собой прямоугольные декартовы правые системы. Эти системы координат определяются согласно ГОСТ 20058-80.

Рассмотрим системы координат, которые используются в настоящем конспекте.

Нормальная система координат $OX_g Y_g Z_g$ (рис.1.1). Система содержит ось OY_g , направленную вверх по местной вертикали. Под местной вертикалью понимают прямую, совпадающую с направлением в рассматриваемой точке силы тяжести $\vec{G} = m\vec{g}$, где \vec{g} - ускорение свободного падения.

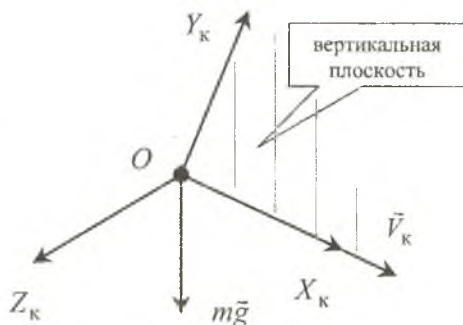
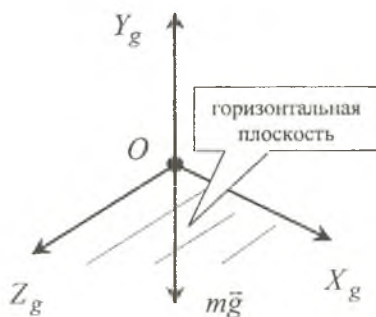


Рис. 1.1. Нормальная система координат

Рис 1.2. Траекторная система координат

Начало координат O обычно совпадает с центром масс самолета. Направление осей OX_g и OZ_g выбирают в соответствии с задачей.

Для определенности примем, что ось OX_g направлена с юга на север по касательной к географическому меридиану. Ось OZ_g расположена параллельно касательной к параллели в направлении с запада на восток.

Стартовая система координат $OX_c Y_c Z_c$ фиксирована по отношению к поверхности Земли и совпадает с нормальной системой координат $OX_g Y_g Z_g$ в момент начала разбега (старта) самолета.

Траекторная система координат $OX_k Y_k Z_k$ (рис.1.2). Начало координат O обычно совпадает с центром масс самолета. Система содержит ось OX_k , направленную по вектору скорости самолета относительно земной поверхности (по вектору *земной скорости* \vec{V}_k самолета). Ось OY_k располагается в вертикальной плоскости, проходящей через ось OX_k , и направлена обычно вверх от поверхности Земли.

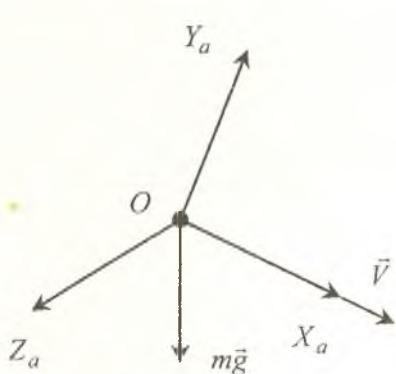


Рис. 1.3. Скоростная система координат

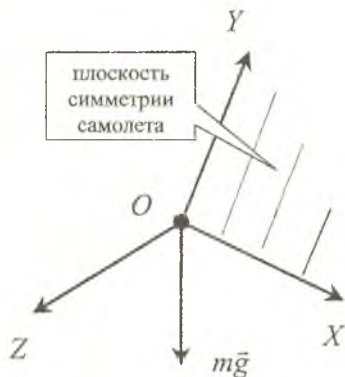


Рис 1.4. Связанная система координат

Скоростная система координат $OX_a Y_a Z_a$ (рис.1.3). Начало координат O обычно совпадает с центром масс самолета. Система содержит *скоростную ось* OX_a , направленную по вектору скорости самолета относительно воздуха (по вектору *воздушной скорости* V самолета), *ось подъемной силы* OY_a , лежащую в плоскости симметрии самолета и направленную к верхней части самолета (при обычных условиях полета), и *боковую ось* OZ_a , перпендикулярную OX_a и OY_a и направленную в сторону правой консоли крыла.

Связанная система координат $OXYZ$ (рис.1.4). Связанная система координат фиксирована по отношению к самолету, ее положение относительно нормальной системы координат определяет пространственное положение самолета. Начало координат обычно совпадает с центром масс. Система содержит *продольную ось* OX , лежащую в плоскости симметрии и направленную вперед (от хвостовой части к носовой вдоль главной оси инерции или параллельно средней аэроди-

намической хорде); *нормальную ось* OY , лежащую в той же плоскости, перпендикулярную продольной оси и направленную вверх (к верхней части самолета); *поперечную ось* OZ , перпендикулярную плоскости симметрии и направленную в сторону правой консоли крыла.

1.3. Взаимная ориентация систем координат

Рассмотрим относительное положение связанной и скоростной систем координат (рис. 1.5). Введем в рассмотрение углы атаки и скольжения, определяющие положение самолета относительно воздушной скорости.

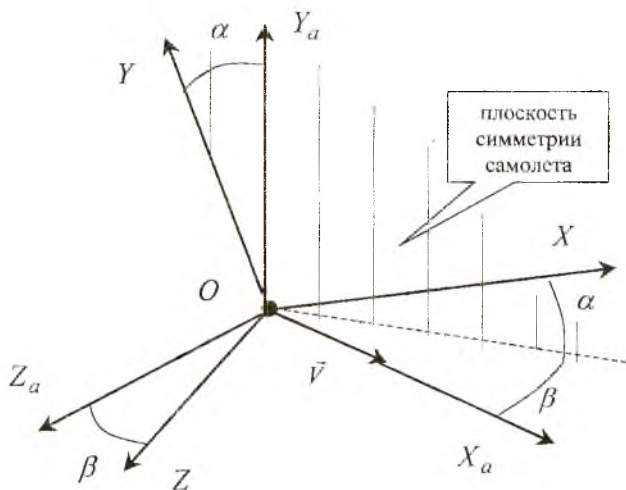


Рис. 1.5. Взаимная ориентация связанной и скоростной систем координат

Угол атаки α - угол между проекцией воздушной скорости самолета \vec{V} на плоскость OXY и продольной осью связанной системы координат. Угол считается положительным, если проекция воздушной скорости самолета на нормальную ось отрицательна.

Угол скольжения β - угол между направлением воздушной скорости самолета \vec{V} и плоскостью OXY связанной системы координат. Угол β положителен, если проекция воздушной скорости самолета на его поперечную ось положительна.

Взаимная ориентация связанной и нормальной систем координат (рис. 1.6) определяет угловое положение самолета относительно земной поверхности с помощью углов рыскания, тангажа и крена.

Угол рыскания ψ - угол между осью OX_g нормальной системы координат и проекцией продольной оси связанной системы координат на горизонтальную плоскость OX_gZ_g . Угол ψ положителен, когда ось OX_g совмещается с указанной проекцией продольной оси поворотом вокруг оси OY_g по часовой стрелке, если смотреть в направлении оси OY_g .

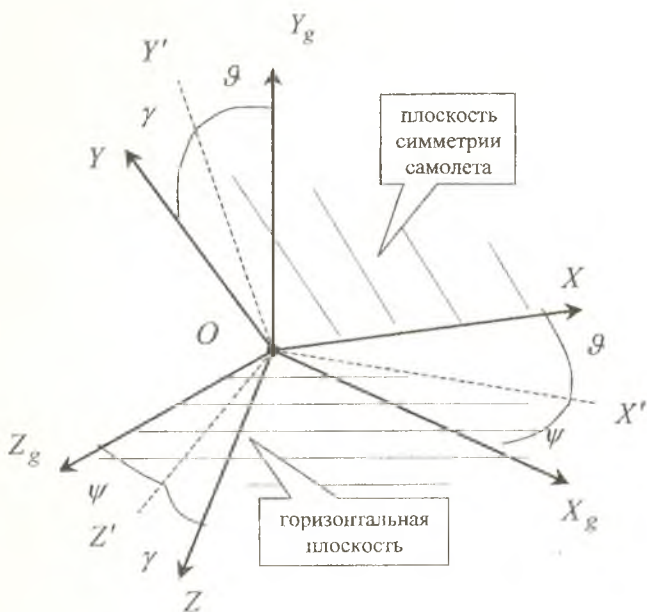


Рис 1.6. Взаимная ориентация связанной и нормальной систем координат

Угол тангажа θ - угол между продольной осью OX и горизонтальной плоскостью OX_gZ_g нормальной системы координат. Угол θ положителен, если продольная ось направлена вверх.

Угол крена γ - угол между поперечной осью OZ и осью OZ_g , смещенной в положение, соответствующее нулевому углу рыскания. Угол γ положителен, когда смещенная ось OZ_g совмещается с поперечной осью поворотом по часовой стрелке, если смотреть в направлении продольной оси OX .

Рассмотрение взаимной ориентации скоростной и нормальной систем координат позволяет определить скоростные углы (рис. 1.7).

Скоростной угол крена γ_a - угол между боковой осью OZ_a и осью OZ_g нормальной системы координат, смещенной в положение, соответствующее нулевому углу скоростного рыскания ψ_a . Угол γ_a

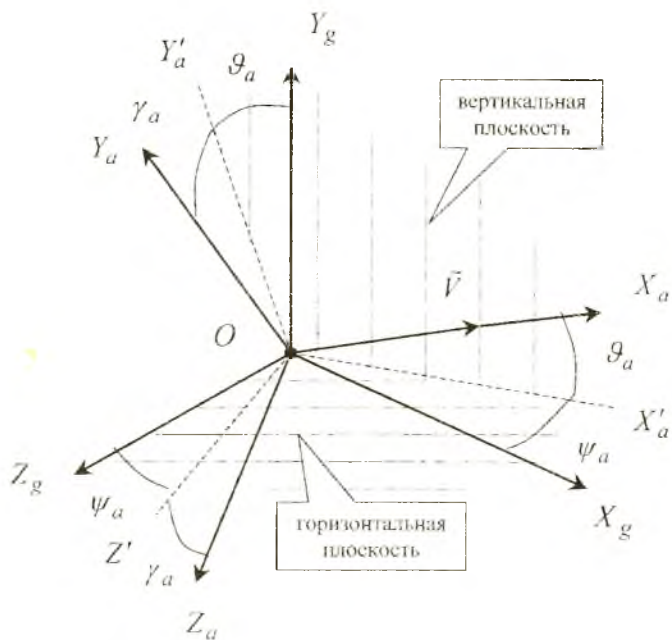


Рис 1.7. Взаимная ориентация скоростной и нормальной систем координат

положителен, когда смещенная ось OZ_g совмещается с боковой осью поворотом по часовой стрелке вокруг оси OX_a , если смотреть в направлении этой оси.

Рассмотрим относительное положение траекторной и нормальной систем координат (рис. 1.8). Их взаимная ориентация характеризуется траекторными углами, определяющими направление земной скорости самолета.

Угол пути Ψ - угол между осью OX_g нормальной системы координат и направлением путевой скорости $\vec{V}_п$. Угол Ψ положителен, когда поворот вокруг оси OY_g , приводящий ось OX_g к совпадению с направлением путевой скорости, осуществляется по часовой стрелке, если смотреть в направлении оси OY_g . Под *путевой скоростью* пони-

мается проекция земной скорости \vec{V}_k на горизонтальную плоскость OX_gZ_g нормальной системы координат.

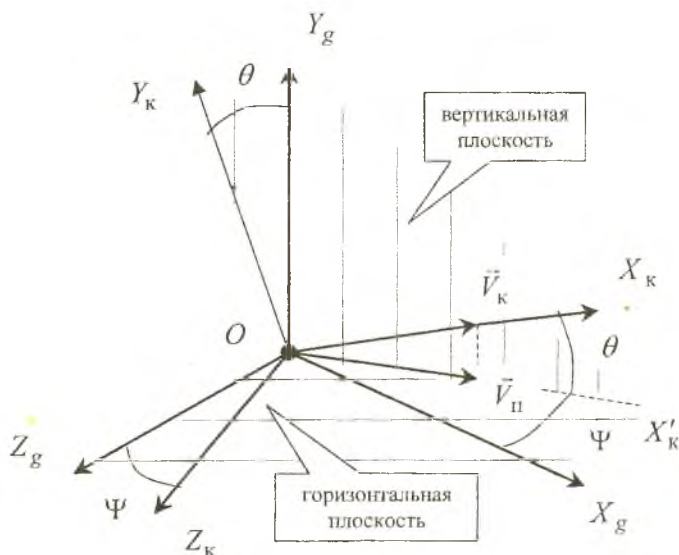


Рис 1.8. Взаимная ориентация траекторной и нормальной систем координат

Угол наклона траектории θ - угол между направлением земной скорости V_k и горизонтальной плоскостью OX_gZ_g нормальной системы координат. Он принимается положительным, когда проекция вектора земной скорости на ось OY_g положительна (рис. 1.8).

1.4. Уравнения движения центра масс самолета в проекциях на оси траекторной системы координат

Движение центра масс самолета описывается первым уравнением системы (1.5), которое после подстановки $\vec{F}_{вн} = \vec{R}_a + \vec{G}$, где \vec{R}_a - главный вектор аэродинамических сил и \vec{G} - сила тяжести, примет вид

$$m \frac{d\vec{V}_k}{dt} = \vec{R}_a + \vec{P} + \vec{G}. \quad (1.6)$$

Рассмотрим силы, входящие в правую часть векторного уравнения (1.6).

Главный вектор аэродинамических сил \bar{R}_a может быть разложен по осям скоростной системы координат со следующими составляющими: X_a - сила лобового сопротивления (составляющая по оси OX_a , взятая с обратным знаком); Y_a - аэродинамическая подъемная сила (составляющая по оси OY_a); Z_a - аэродинамическая боковая сила (составляющая по оси OZ_a).

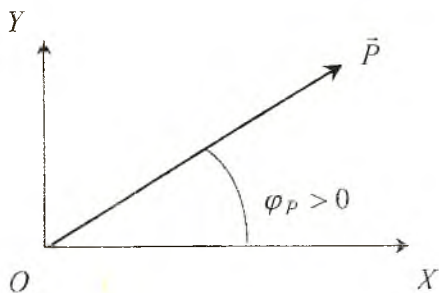


Рис. 1.9. Определение угла установки двигателя

Сила тяги \bar{P} обычно лежит в плоскости симметрии самолета OXY и составляет некоторый известный угол φ_P (угол установки двигателя) с положительным направлением оси OX (рис. 1.9).

Сила тяжести $\bar{G} = m\bar{g}$ приложена в центре масс самолета и направлена по местной вертикали вниз.

Отметим, что при отсутствии ветра земная скорость самолета совпадает с его воздушной скоростью ($\bar{V}_k = \bar{V}$) и что на большей части траектории полет совершается без скольжения ($\beta = 0$) или скольжение незначительно.

Если спроектировать векторное уравнение (1.6) на оси траекторной системы координат, то система уравнений движения центра масс самолета при отсутствии ветра и угла скольжения примет вид:

$$m\dot{V} = P \cos(\alpha + \varphi_P) - X_a - mg \sin \theta,$$

$$mV\dot{\theta} = P \sin(\alpha + \varphi_P) \cos \gamma_a + Y_a \cos \gamma_a - mg \cos \theta, \quad (1.7)$$

$$-mV \cos \theta \dot{\psi} = P \sin(\alpha + \varphi_P) \sin \gamma_a + Y_a \sin \gamma_a.$$

В уравнения (1.7) входит масса самолета, которая в процессе полета может заметно меняться. Поэтому к динамическим уравнениям следует добавить уравнение, описывающее изменение массы самолета:

$$\dot{m} = -\mu_c, \quad (1.8)$$

где μ_c - секундный массовый расход топлива.

Перемещение самолета в пространстве описывается кинематическими уравнениями движения центра масс, которые получаются, если спроектировать векторное кинематическое уравнение

$$\frac{d\vec{r}}{dt} = \vec{V}, \quad (1.9)$$

где \vec{r} - радиус-вектор центра масс самолета, на оси стартовой системы координат $OX_c Y_c Z_c$:

$$\begin{aligned} \dot{x}_c &= V \cos \theta \cos \Psi, \\ \dot{y}_c &= \dot{H} = V \sin \theta, \\ \dot{z}_c &= -V \cos \theta \sin \Psi, \end{aligned} \quad (1.10)$$

где x_c, y_c, z_c - координаты центра масс самолета в стартовой системе координат, H - высота полета.

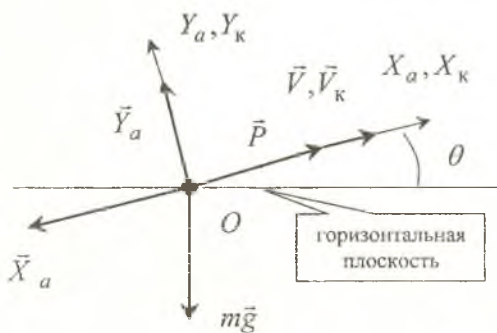
Основной режим движения, рассматриваемый в дальнейшем, — это полет без крена ($\gamma_a = 0$), т.е. полет в вертикальной плоскости. Тогда от системы (1.7) останутся только первые два уравнения. Во многих случаях полет происходит с малыми углами атаки, угол установки двигателя φ_p также мал, и поэтому можно считать, что

$$\cos(\alpha + \varphi_p) \approx 1, \quad \sin(\alpha + \varphi_p) \approx \alpha + \varphi_p.$$

Как правило, проекция силы тяги на ось OY_k существенно меньше подъемной силы: $P(\alpha + \varphi_p) \ll Y_a$.

С учетом этих допущений уравнения движения самолета в вертикальной плоскости будут иметь вид

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= P - X_a - mg \sin \theta, \\ mV\dot{\theta} &= Y_a - mg \cos \theta. \end{aligned} \quad (1.11)$$



Эти уравнения можно получить, спроектировав силы P, X_a, Y_a и mg на оси траекторной системы координат, совпадающей при сделанных допущениях со скоростной и связанной (рис. 1.10).

Рис. 1.10. Силы, действующие на самолет при полете в вертикальной плоскости

2. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ДЛЯ РАСЧЕТА ТРАЕКТОРИЙ САМОЛЕТА

В качестве исходных данных для расчета траекторий самолета рассмотрим последовательно его аэродинамические характеристики и характеристики применяемых двигателей.

2.1. Аэродинамические характеристики самолета

Составляющие главного вектора аэродинамических сил определяются следующим образом:

$$\begin{bmatrix} X_a \\ Y_a \\ Z_a \end{bmatrix} = q \cdot S \begin{bmatrix} C_{xa} \\ C_{ya} \\ C_{za} \end{bmatrix}, \quad (2.1)$$

где $q = \rho V^2 / 2$ - скоростной напор, ρ - плотность воздуха, V - скорость, C_{xa} - коэффициент силы лобового сопротивления, C_{ya} - коэффициент аэродинамической подъемной силы, C_{za} - коэффициент аэродинамической боковой силы, S - площадь крыла.

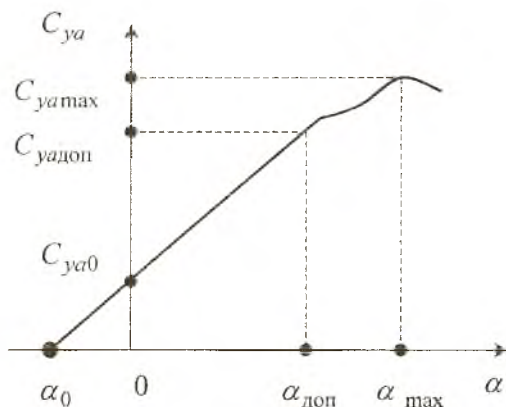


Рис.2.1. Зависимость коэффициента аэродинамической подъемной силы от угла атаки

Наиболее важными являются сила лобового сопротивления X_a и аэродинамическая подъемная сила Y_a , т.к. для многих режимов полета угол скольжения β и аэродинамическая боковая сила Z_a равны нулю.

Рассмотрим зависимость $C_{ya}(\alpha)$ (рис. 2.1). В летном диапазоне углов атаки до $15...20^\circ$ зависимость $C_{ya}(\alpha)$ можно считать линейной:

$$C_{ya} = C_{ya}^\alpha (\alpha - \alpha_0), \quad (2.2)$$

где $C_{ya}^\alpha = \partial C_{ya} / \partial \alpha$ - частная производная коэффициента C_{ya} по углу атаки; α_0 - угол нулевой подъемной силы.

При больших углах атаки зависимость $C_{ya}(\alpha)$ становится существенно нелинейной. Нарушение линейности $C_{ya}(\alpha)$ связано с возникновением на крыле местного срыва потока, развитие которого вызывает вибрации и тряску самолета. Наибольший угол атаки, при котором еще не появляется предупреждающая тряска самолета, называется *допустимым углом атаки* $\alpha_{\text{доп}}$. Дальнейшее увеличение угла атаки приводит сначала к некоторому увеличению C_{ya} до максимального значения $C_{ya\text{max}}$, а затем, из-за развития срыва потока, к его резкому падению. Значения $C_{ya\text{доп}}$ и $C_{ya\text{max}}$ являются важными характеристиками самолета, во многом определяющими его маневренность, диапазон высот и скоростей полета и т. п. (Для самолета Ту-154: $\alpha_{\text{доп}} = 11 \dots 12^\circ$, $C_{ya\text{доп}} = 0,72$, $\alpha_{\text{max}} = 21^\circ$, $C_{ya\text{max}} = 1,3$).

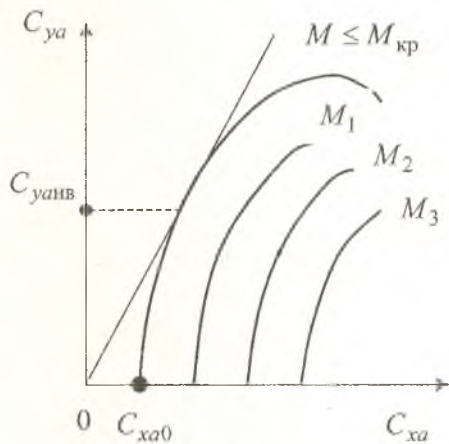


Рис. 2.2. Семейство поляр ($M_3 > M_2 > M_1 > M_{\text{кр}}$)

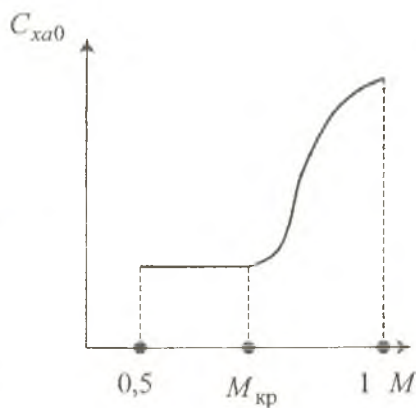


Рис. 2.3. Зависимость C_{xa0} от числа Маха

Зависимость $C_{xa}(C_{ya})$ коэффициента лобового сопротивления от коэффициента аэродинамической подъемной силы называется *полярой* самолета. В летном диапазоне углов атаки полярю с достаточной точностью можно представить в виде квадратичной зависимости

$$C_{xa} = C_{xa0} + AC_{ya}^2, \quad (2.3)$$

где $A = 1/\pi\lambda_{\text{эф}}$ - коэффициент отвала поляры; $\lambda_{\text{эф}}$ - эффективное удлинение крыла: $\lambda_{\text{эф}} \approx \frac{\lambda}{1 + \pi\lambda/100 \cdot \cos^2 \chi}$; $\lambda = l^2/S$ - удлинение крыла; l - размах крыла; χ - угол стреловидности крыла.

На рис. 2.2 и 2.3 приведено семейство поляр и зависимость $C_{x\alpha 0}$ от числа Маха для дозвукового самолета. Отметим, что при скоростях больших критической ($M > M_{\text{кр}}$) с ростом числа M сопротивление движению самолета резко возрастает (из-за возрастания волнового сопротивления).

Важной характеристикой самолета является его *аэродинамическое качество*

$$K = C_{ya} / C_{xa}. \quad (2.4)$$

Максимальное аэродинамическое качество K_{max} соответствует так называемому *наивыгоднейшему* значению $C_{ya \text{ нв}}$ коэффициента аэродинамической подъемной силы (рис. 2.2). Используя квадратичную зависимость поляры (2.3), можно показать, что

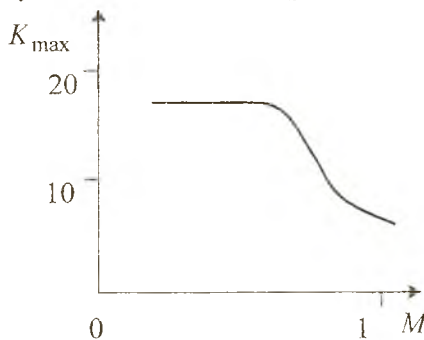


Рис. 2.4. Зависимость максимального аэродинамического качества от числа Маха

$$K_{\text{max}} = \frac{l}{2\sqrt{C_{x\alpha 0} \cdot A}}.$$

Значение K_{max} во многом характеризует предельные возможности, заложенные в аэродинамике самолета. С ростом числа M из-за возрастания сопротивления максимальное аэродинамическое качество убывает (рис.2.4). Например, у самолета Ту-154 при $M = 0,4$ $K_{\text{max}} = 16$, а при $M = 0,9$ $K_{\text{max}} = 10$.

На взлете и посадке желательнее получить прирост коэффициента подъемной силы даже ценой значительного прироста сопротивления, который можно компенсировать увеличением тяги. Для этого используют механизацию крыла самолета - отклоняемые щитки, закрылки, предкрылки и т. п. Типичные полетная, взлетная и посадочная поляры дозвукового самолета показаны на рис. 2.5. Например, для самолета

Ту-154 при взлете закрылки отклоняются на 28° ($C_{ya \text{ взл}} = 1,92$), а при посадке на 45° ($C_{ya \text{ пос}} = 2,15$).

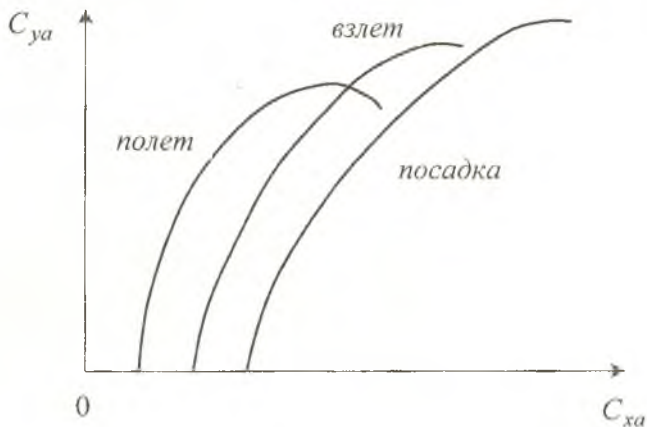


Рис. 2.5. Полетная, взлетная и посадочная поляры

2.2. Двигатели и их характеристики

На современных самолетах широкое применение получили силовые установки с воздушно-реактивными (турбореактивными - ТРД, двухконтурными - ТРДД) и турбовинтовыми (ТВД) двигателями. Зависимости силы тяги P , мощности N и удельного расхода $C_{уд}$ топлива при номинальном режиме работы двигателя от высоты и скорости полета называются *высотно-скоростными характеристиками*.

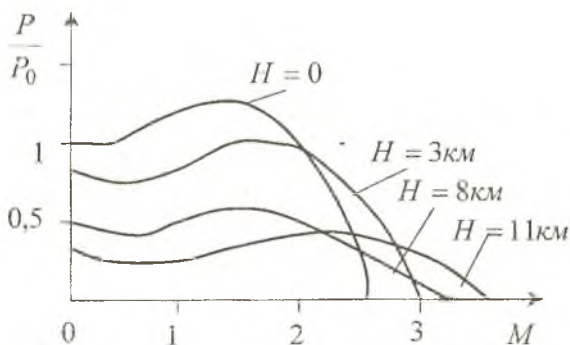


Рис. 2.6. Зависимости тяги двигателя от числа Маха для различных высот

Суммарная тяга всех двигателей, установленных на самолете, с учетом потерь в воздушном тракте силовой установки, называется *располагаемой тягой*. Располагаемая тяга определяется для номинального, максимального или форсажного режима работы двигателей.

Удельный расход топлива $C_{уд}$ - это расход массы топлива на единицу силы тяги в час (кг/Н ч), который характеризует экономичность двигателя. После высоты 11 км величина $C_{уд}$ не зависит от высоты H .

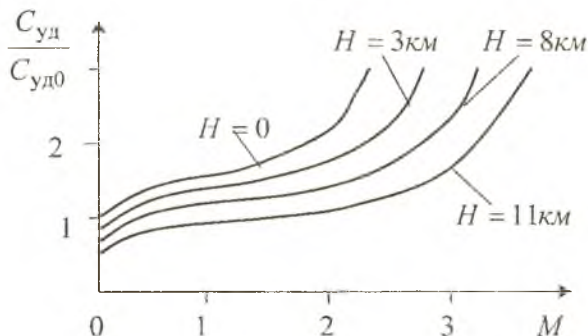


Рис. 2.7. Зависимости удельного расхода топлива от числа Маха для различных высот

На рис. 2.6 и 2.7 приведены типичные высотно-скоростные характеристики ТРД. Здесь P_0 - статическая тяга, $P_0 = P(M=0, H=0)$, $C_{уд0}$ - удельный расход топлива при $M=0$, $H=0$.

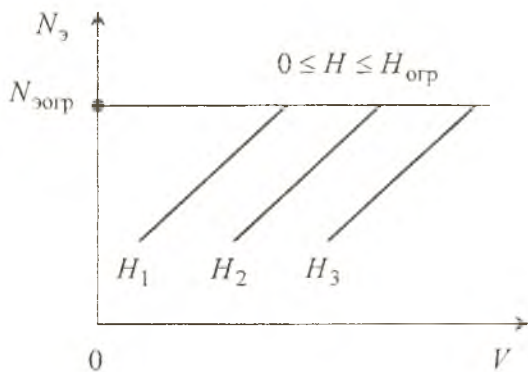


Рис. 2.8. Высотно-скоростная характеристика ТВД: $H_{огр} < H_1 < H_2 < H_3$

Характеристики ТВД обычно задаются для *условной*, или *эквивалентной*, мощности $N_э$. Система регулирования ТВД обеспечивает сохранение постоянной эквивалентной мощности $N_{э0гр}$ до определенной высоты $H_{огр}$. На высотах, больших $H_{огр}$, мощность увеличивается с ростом скорости (рис.2.8).

3. УСТАНОВИВШИЕСЯ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА

Установившимися режимами полета самолета называются режимы, для которых основные кинематические параметры остаются постоянными. Установившиеся режимы характерны для многих этапов полета.

При проектировании самолета основные его летные характеристики определяют именно на установившихся режимах: максимальную скорость при горизонтальном полете, теоретический и практический потолки, максимальную вертикальную скорость набора высоты и т.д.

3.1. Упрощенный метод тяг

Рассмотрим установившийся ($V = const$) прямолинейный ($\theta = const$) полет самолета без крена и скольжения. Ранее были получены уравнения, описывающие полет самолета в вертикальной плоскости (1.11):

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= P - X_a - mg \sin \theta, \\ mV\dot{\theta} &= Y_a - mg \cos \theta. \end{aligned} \quad (3.1)$$

При $\dot{V} = \dot{\theta} = 0$ имеем уравнения равновесия сил

$$\begin{aligned} P &= X_a + mg \sin \theta, \\ Y_a &= mg \cos \theta. \end{aligned} \quad (3.2)$$

Одним из методов расчета летных характеристик самолета с ТРД в установившемся движении является *метод тяг* Н.Е. Жуковского. Идея метода заключается в сопоставлении потребного значения тяги двигателя для осуществления выбранного режима полета с располагаемым значением тяги, которое обеспечивает установленная на самолете силовая установка. Тяга, необходимая для прямолинейного установившегося полета под некоторым углом наклона к горизонту θ , называется *потребной тягой* P_n .

В большинстве случаев пользуются *упрощенным методом тяг*, принимая следующие предположения:

потребная тяга подсчитывается для прямолинейного установившегося горизонтального полета ($\theta = 0$);

угол $(\alpha + \varphi_P)$ считается малым, а проекция силы тяги существенно меньше аэродинамической подъемной силы: $P(\alpha + \varphi_P) \ll Y_a$.

Учитывая, что $\sin \theta = 0$, а $\cos \theta = 1$, из равенства (3.2) следуют два основополагающих соотношения (рис. 3.1)

$$P_{\Pi} = X_a, \quad Y_a = mg. \quad (3.3)$$

При установившемся горизонтальном полете самолета сила тяги уравнивает силу лобового сопротивления, а силу тяжести уравнивает аэродинамическая подъемная сила.

Потребная тяга, необходимая для совершения установившегося горизонтального полета с заданной скоростью, определяется из соотношений (3.3):

$$P_{\Pi} = mg \frac{X_a}{Y_a} = mg \frac{C_{xa} \rho S (V^2 / 2)}{C_{ya} \rho S (V^2 / 2)} = \frac{mg}{K}. \quad (3.4)$$

Совмещенный график зависимостей потребной тяги P_{Π} и располагаемой тяги P_r от скорости (числа M) полета при заданных значениях массы самолета m , высоты полета H и режима работы двигателей называется *диаграммой потребных и располагаемых тяг*. Рассмотрим последовательность расчетов при определении потребной тяги.

В общем случае

$$C_{xa} = f(C_{ya}, M), \quad (3.5)$$

поэтому при расчетах удобно задаваться числом Маха. Определяем коэффициент аэродинамической подъемной силы

$$C_{ya} = mg / q_a S M^2, \quad (3.6)$$

где $q_a(H) = \frac{\rho \alpha^2}{2}$, α - скорость звука. (3.7)

По семейству поляр находим коэффициент лобового сопротивления $C_{xa}(C_{ya}, M)$, затем рассчитываем аэродинамическое качество $K = C_{ya} / C_{xa}$ и потребную тягу P_{Π} :

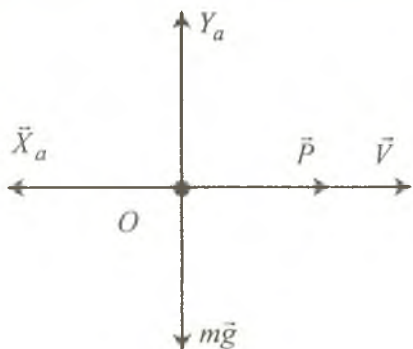


Рис. 3.1. Силы, действующие на самолет в установившемся горизонтальном полете

$$P_{\text{п}} = mg / K. \quad (3.8)$$

Потребные тяги рассчитываются для различных высот и скоростей полета и нескольких значений полетной массы самолета от минимальной до максимальной. Располагаемые тяги определяются также в функции скорости для тех же высот, что и потребные тяги. Затем строится диаграмма потребных и располагаемых тяг.

Минимальная V_{min} и наивыгоднейшая $V_{\text{нв}}$ скорости установившегося горизонтального полета на небольших и средних высотах определяются из условия равенства подъемной силы и силы тяжести, т.е. из второго равенства (3.3):

$$V_{\text{min}} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_{ya \text{ max}}}}, \quad (3.9)$$

$$V_{\text{нв}} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_{уанв}}}. \quad (3.10)$$

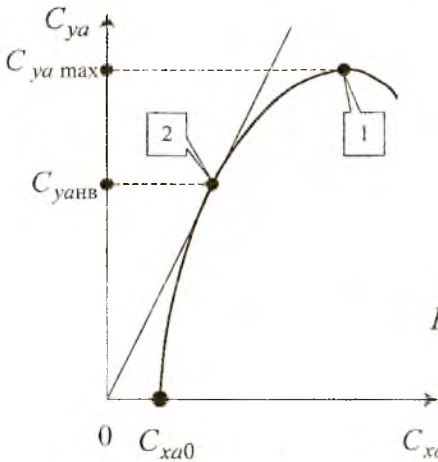


Рис. 3.2. Максимальный и наивыгоднейший коэффициенты аэродинамической подъемной силы

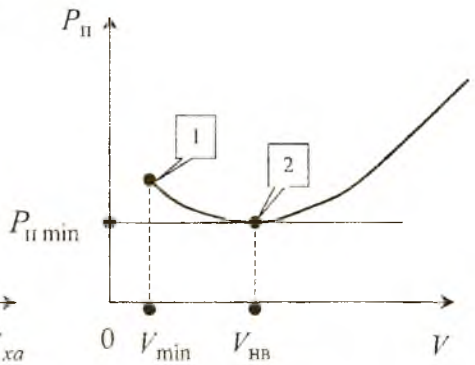


Рис.3.3. Минимальная и наивыгоднейшая скорости

На рис. 3.2 и 3.3 показаны две характерные точки на докритической поляре и на кривой потребной тяги, соответствующие минимальной (точка 1) и наивыгоднейшей (точка 2) скоростям полета. Отметим, что при наивыгоднейшей скорости полета потребная тяга имеет минимальное значение $P_{\text{п min}}$ (рис. 3.3).

3.2. Характерные области и режимы полета на диаграмме потребных и располагаемых тяг

Типичная диаграмма потребных и располагаемых тяг для небольших и средних высот полета дозвукового самолета приведена на рис. 3.4.

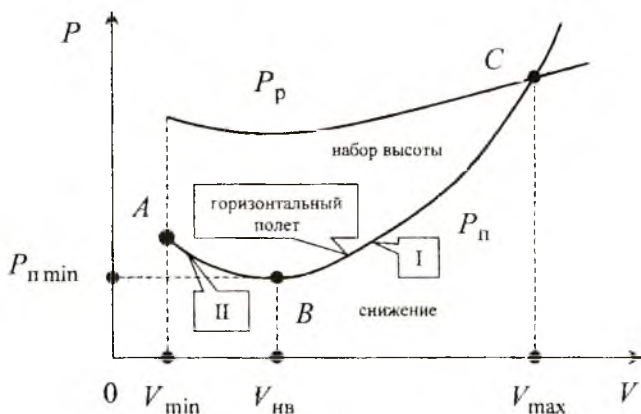


Рис. 3.4. Характерные области и режимы полета

Кривая ABC соответствует установившемуся *горизонтальному полету*. Точка A соответствует минимальной скорости V_{\min} , определяемой по соотношению (3.9). Точка B соответствует наивыгоднейшей скорости $V_{\text{нв}}$, определяемой по соотношению (3.10), и минимальной потребной тяге $P_{\text{n min}}$. Точка C пересечения кривых потребной и располагаемой тяг соответствует *максимальной скорости* V_{max} .

Область, лежащая выше кривой ABC, в каждой точке которой реализуемая тяга P превышает потребную тягу P_{n} , является областью установившегося *набора высоты*.

Область, лежащая ниже кривой ABC, в каждой точке которой реализуемая тяга P меньше потребной тяги P_{n} , является областью установившегося *снижения*.

Режимы установившегося горизонтального полета могут быть *устойчивыми и неустойчивыми*. Точки на кривой ABC, лежащие правее точки B, соответствуют *устойчивому режиму*, т. к. при произвольном увеличении или уменьшении скорости самолет самостоятельно (без вмешательства летчика) возвращается к первоначальному значению скорости.

Точки, лежащие левее точки В, соответствуют *неустойчивому* режиму, т.к. при произвольном увеличении или уменьшении скорости самолет самостоятельно не возвращается к первоначальному значению скорости.

Устойчивые режимы установившегося горизонтального полета называют *первыми режимами* (I), а неустойчивые - *вторыми режимами* (II). Длительный полет на вторых режимах на практике не применяется, так как требует частого вмешательства летчика в управление полетом.

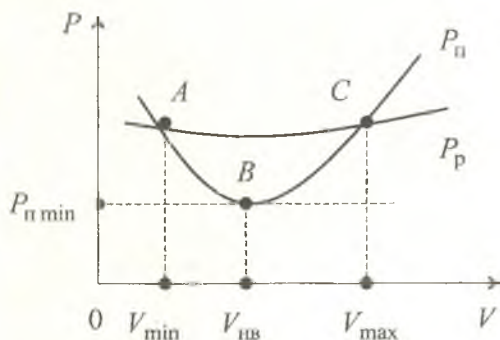


Рис. 3.5. Определение минимальной скорости на большой высоте

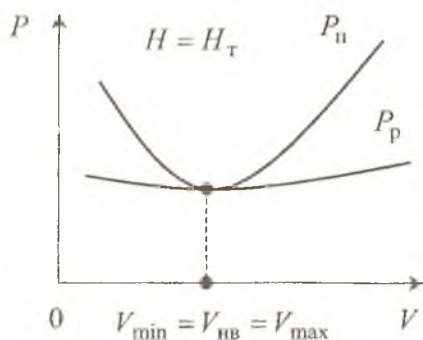


Рис. 3.6. Диаграмма потребных и располагаемых тяг на теоретическом потолке

С ростом высоты располагаемая тяга ТРД резко падает, и поэтому на больших высотах полета минимальная скорость V_{min} определяется точкой А пересечения кривых потребной и располагаемой тяг (рис. 3.5). По мере роста высоты полета и уменьшения располагаемой тяги P_P кривые потребной и располагаемой тяг сближаются. На некоторой высоте H_T , которая называется *теоретическим потолком*, они имеют единственную точку касания, соответствующую минимальной, наивыгоднейшей и максимальной скорости (рис. 3.6).

3.3. Диапазон высот и скоростей горизонтального полета.

Ограничения, накладываемые на режимы движения

Зная зависимости минимальной V_{min} , наивыгоднейшей V_{IB} и максимальной V_{max} скоростей от высоты H , можно построить результирующий график, который характеризует область установившихся режимов горизонтального полета, т. е. диапазон высот и скоростей, в

котором самолет при заданной полетной массе может совершать установившийся горизонтальный полет (рис. 3.7).

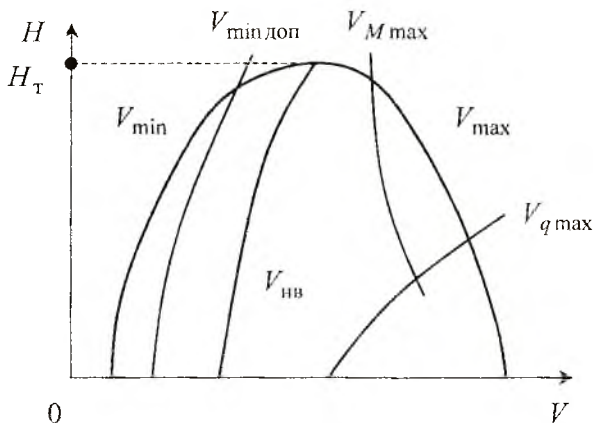


Рис. 3.7. Область установившихся режимов горизонтального полета

Рассмотрим эксплуатационные ограничения, накладываемые на режимы полета.

1. *Ограничение по допустимому значению $C_{ya \text{ доп}}$ коэффициента аэродинамической подъемной силы.* На минимальной скорости полета V_{\min} , соответствующей максимальному значению $C_{ya \text{ max}}$ коэффициента аэродинамической подъемной силы (3.9), летать практически нельзя, так как даже небольшая ошибка в пилотировании или попадание самолета в восходящий поток (при этом увеличивается угол атаки) могут привести к сваливанию самолета. Поэтому на практике используется понятие *минимальной допустимой скорости $V_{\min \text{ доп}}$* :

$$V_{\min \text{ доп}} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_{ya \text{ доп}}}}. \quad (3.11)$$

Обычно величина $C_{ya \text{ доп}}$ равна $0,85 C_{ya \text{ max}}$. Предупреждающими признаками уменьшения скорости ниже минимально допустимой являются: появление тряски самолета, самопроизвольное кренение или кабрирование (увеличение угла тангажа), уменьшение эффективности органов управления.

2. *Ограничение по максимальному скоростному напору q_{max} .* Это ограничение вводится по условиям прочности конструкции. Скорость самолета на высоте H не должна превышать некоторого значения V_q :

$$V_q = \sqrt{2q_{max} / \rho(H)}. \quad (3.12)$$

3. *Ограничение по максимальному числу Маха M_{max} .* Это ограничение для дозвуковых самолетов вызвано требованием обеспечения устойчивости и управляемости на больших высотах. Скорость самолета на высоте H не должна превышать некоторого значения V_M :

$$V_M = M_{max}a(H). \quad (3.13)$$

Зависимости $V_{\min \text{ доп}}$, $V_{q \text{ max}}$ и $V_{M \text{ max}}$ от высоты полета H показаны на рис. 3.7. Как видно из рисунка, эксплуатационные ограничения уменьшают область установившихся режимов горизонтального полета.

3.4. Расчет скороподъемности

При наборе высоты, т. е. при полете с положительным углом наклона траектории $\theta > 0$, вертикальная составляющая скорости определяется по формуле (рис.3.8)

$$V_y = V \sin \theta. \quad (3.14)$$

Используя первое из уравнений движения (1.11) и учитывая, что $\dot{V} = 0$, выразим $\sin \theta$:

$$\sin \theta = (P - X_a) / mg. \quad (3.15)$$

Умножим правую и левую части на скорость V . Тогда получим

$$V \sin \theta = (P - X_a)V / mg$$

и окончательно

$$V_y^* = (P - X_a)V / mg, \quad (3.16)$$

где звездочкой обозначено значение вертикальной скорости при установившемся наборе высоты, т. е. при $V = \text{const}$.

При расчетах по упрощенному методу тяг предполагается, что сила лобового сопротивления уравновешена потребной тягой:

$$P_{\Pi} = X_a. \quad (3.17)$$

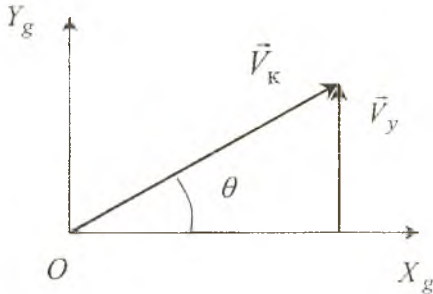


Рис. 3.8. Вертикальная составляющая скорости

Обычно делается допущение, что на пологих траекториях ($\theta \approx 0$) величина силы лобового сопротивления приблизительно равна величине силы лобового сопротивления в горизонтальном полете с той же скоростью и, следовательно, величине потребной тяги.

Тогда можно записать

$$V_y^* = \Delta P V / mg, \quad (3.18)$$

где $\Delta P = P - P_{\text{л}}$ - избыток тяги (с учетом того, что $X_a \approx P_{\text{л}}$). Очевидно, что вертикальная скорость V_y^* имеет наибольшее значение при максимальной располагаемой тяге двигателя P_p и зависит от скорости полета V . Вертикальные скорости рассчитываются для ряда значений высот в летном диапазоне скоростей (рис. 3.9). По этим графикам для

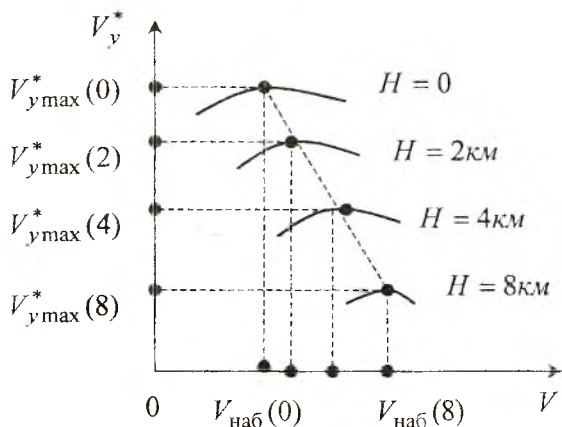


Рис. 3.9. Зависимости вертикальной скорости при установившемся наборе высоты от скорости полета для различных высот

каждой высоты определяются максимальное значение вертикальной скорости $V_{y_{max}}^*$ и соответствующая ей скорость $V_{наб}$ при наборе высоты.

Имея зависимость $V_{y_{max}}^*(H)$, можно определить максимальную высоту – *теоретический потолок* H_T , на которой еще возможен установившийся горизонтальный полет (при $V_{y_{max}}^* = 0$) (рис. 3.10). Помимо теоретического потолка определяют и *практический потолок* $H_{пр}$, под которым понимают высоту установившегося горизонтального по-

лета, на которой максимальная вертикальная скорость равна некоторой заданной величине $V_{y\text{ зад}}^*$.

Определим время подъема самолета (*скороподъемность*) на различные высоты. Для этого используем введенное ранее кинематическое уравнение для высоты H :

$$dH / dt = V \sin \theta. \quad (3.19)$$

Интегрируя уравнение (3.19) от начальной H_0 до текущей H высоты полета, получим

$$t(H) = \int_{H_0}^H dH / V \sin \theta. \quad (3.20)$$

Поскольку при установившемся наборе высоты $V \sin \theta = V_y^*$, то

$$t_{\text{наб}}(H) = \int_{H_0}^H dH / V_y^*(H), \quad (3.21)$$

где $t_{\text{наб}}$ - время набора высоты H .

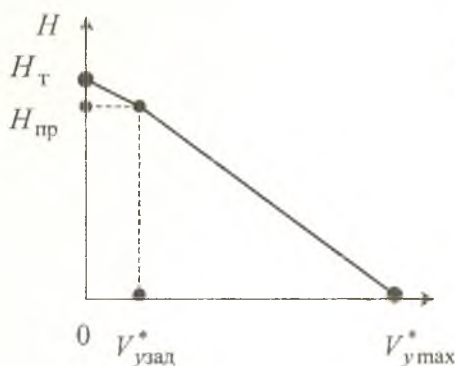


Рис. 3.10. Зависимость максимальной вертикальной скорости от высоты

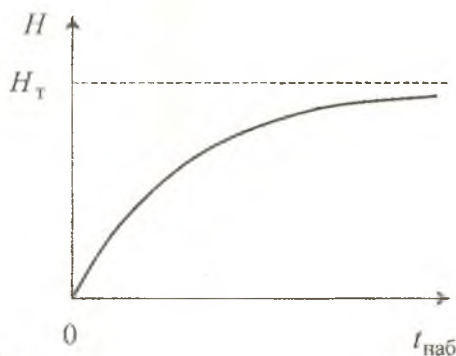


Рис. 3.11. Барограмма подъема самолета

Зависимость времени набора от высоты полета $t_{\text{наб}}(H)$ называют *барограммой подъема* самолета (рис. 3.11).

Поскольку $V_{y\text{ max}}^*$ при приближении к теоретическому потолку стремится к нулю, то время установившегося набора высоты на теоретический потолок получается бесконечно большим. В качестве примера отметим, что для самолета Ту-154 время набора высоты 11 км составляет 21 минуту.

3.5. Расчет снижения самолета с работающим двигателем.

Планирование самолета

Снижение самолета с заданной высоты полета на другую может быть обусловлено различными обстоятельствами. К ним относятся

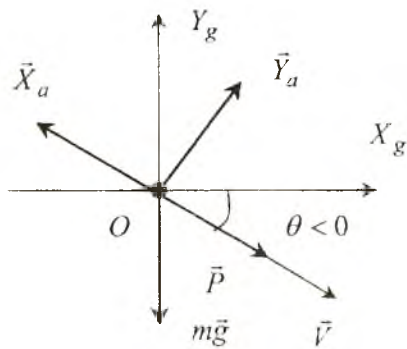


Рис. 3.12. Силы, действующие на самолет при снижении

снижение самолета с крейсерской высоты до высоты полета по кругу перед совершением посадки, экстренное снижение самолета с крейсерской высоты до безопасной высоты полета в случае разгерметизации кабины и т. д.

Рассмотрим установившееся прямолинейное снижение самолета с работающим двигателем (рис. 3.12). Из (1.11) при $\dot{V} = 0$ и $\dot{\theta} = 0$ имеем соотношения

$$\begin{aligned} P - X_a - mg \sin \theta &= 0, \\ Y_a - mg \cos \theta &= 0. \end{aligned} \quad (3.22)$$

Из них почленным делением можно получить

$$tg \theta = (P - X_a) / Y_a. \quad (3.23)$$

Поскольку при снижении $\theta < 0$, то $tg \theta < 0$, $P - X_a < 0$ и $P < X_a$.

Определим вертикальную скорость снижения:

$$V_{y \text{ сн}} = V \sin \theta = V(P - X_a) / mg. \quad (3.24)$$

Поскольку, как и при наборе высоты, $X_a \approx P_n$, то

$$V_{y \text{ сн}} = \Delta P V / mg, \quad (3.25)$$

где $\Delta P = P - P_n < 0$ - недостаток тяги.

Рассмотрим теперь *планирование*, т. е. снижение самолета с нулевой тягой. Соотношения (3.22) и (3.23) можно переписать в виде

$$\begin{aligned} -X_a - mg \sin \theta &= 0, \\ Y_a - mg \cos \theta &= 0, \end{aligned}$$

$$\operatorname{tg} \theta = -(X_a / Y_a) = -(1 / K). \quad (3.26)$$

Отсюда следует, что чем больше аэродинамическое качество при планировании, тем более пологой будет траектория самолета. Наиболее пологая траектория будет при $K = K_{\max}$:

$$\operatorname{tg} \theta_{\min} = -(1 / K_{\max}), \quad (3.27)$$

где индекс *min* надо относить к модулю угла θ .

Для крутого планирования при экстренном снижении нужно получить большие вертикальные скорости. Уменьшение аэродинамического качества достигается использованием воздушных щитков и тормозов, увеличивающих коэффициент силы лобового сопротивления.

3.6. Метод мощностей

Для самолетов с ТВД определение летных характеристик проводится по *методу мощностей*, аналогичному *упрощенному методу тяги* и основанному на сравнении потребных и располагаемых мощностей.

Потребная мощность N_{Π} определяется как произведение потребной тяги P_{Π} на скорость полета V :

$$N_{\Pi} = P_{\Pi} V. \quad (3.28)$$

Располагаемая мощность $N_{\text{р}}$ равна

$$N_{\text{р}} = i N_{\text{эmax}} \eta_{\text{р}}, \quad (3.29)$$

где i - число двигателей, $N_{\text{эmax}}$ - максимальная эквивалентная мощность, $\eta_{\text{р}}$ - расчетный коэффициент полезного действия винта.

Типичная диаграмма потребных и располагаемых мощностей приведена на рис 3.13.

Кривая ABCD соответствует установившемуся *горизонтальному полету*. Точка А соответствует минимальной скорости V_{\min} , определяемой по соотношению (3.9). Наивыгоднейшая скорость $V_{\text{нв}}$ соответствует точке С касания прямой, проведенной из начала координат, кривой потребной мощности. При докритических числах Маха полета ($M \leq M_{\text{кр}}$) она может определяться по соотношению (3.10).

Экономическая скорость $V_{\text{эк}}$ соответствует минимальной потребной мощности $N_{\Pi \min}$ (точка В). Максимальная скорость V_{max} соответствует точке D пересечения кривых потребной и располагаемой мощностей.

Область, лежащая выше кривой ABCD, в каждой точке которой реализуемая мощность N превышает потребляемую мощность N_{Π} , является областью установившегося *набора высоты*.

Область, лежащая ниже кривой ABCD, в каждой точке которой реализуемая мощность N меньше потребляемой мощности N_{Π} , является областью установившегося *снижения*.

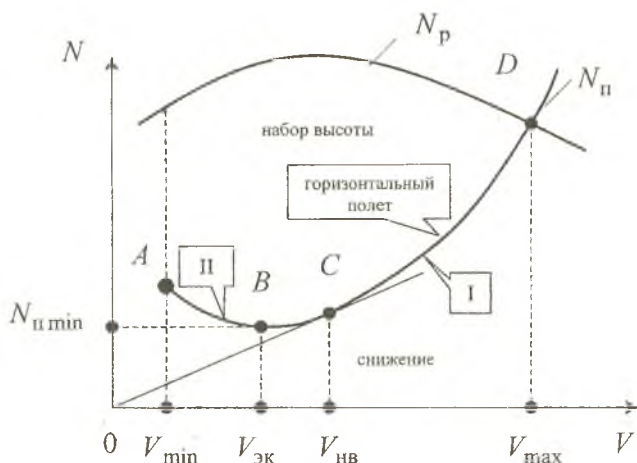


Рис. 3.13. Диаграмма потребных и располагаемых мощностей

Участку BCD соответствуют *устойчивые* (первые) режимы движения, а участку AB – *неустойчивые* (вторые) режимы движения.

На рис. 3.14 приведен типичный диапазон высот и скоростей установившегося горизонтального полета самолета с ТВД.

На режимы полета самолета с ТВД накладываются те же эксплуатационные ограничения, что и рассмотренные в 3.3.

Установим связь между вертикальной скоростью и мощностью. Ранее было получено (3.18):

$$V_y^* = \frac{\Delta P V}{mg} = \frac{(P - P_{\Pi}) V}{mg} \quad (3.30)$$

Имея в виду, что $N = P V$, а $N_{\Pi} = P_{\Pi} V$, запишем

$$V_y^* = \frac{N - N_{\Pi}}{mg} = \frac{\Delta N}{mg} \quad (3.31)$$

где $\Delta N = N - N_{\Pi} > 0$ - *избыток мощности*.

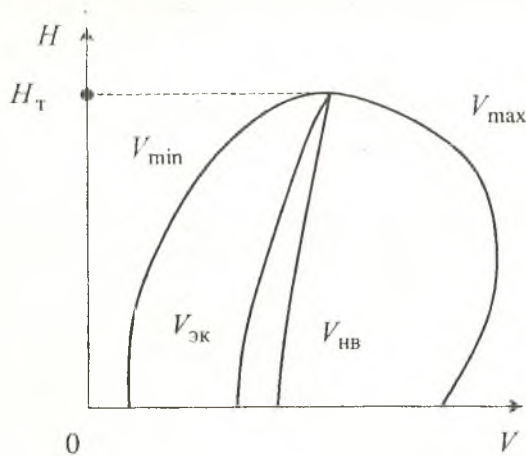


Рис. 3.14. Диапазон высот и скоростей установившегося горизонтального полета

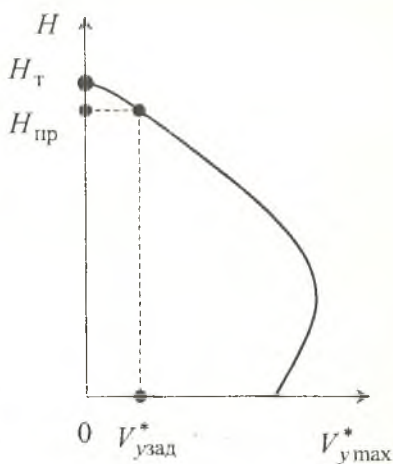


Рис. 3.15. Зависимость максимальной вертикальной скорости от высоты

Максимальной вертикальной скорости $V_{у\max}^*$ соответствует максимальный избыток мощности $\Delta N_{\max} = N_p - N_{\Pi}$. На рис. 3.15 приведена типичная зависимость максимальной вертикальной скорости $V_{у\max}^*$ от высоты полета H . Теоретический H_T и практический $H_{\text{пр}}$ потолка определяются так же, как и для самолета с ТРД.

Время подъема самолета с ТВД определяется по соотношению (3.21), а барограмма подъема соответствует рис. 3.11.

4. ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

4.1. Общие соотношения

для расчета дальности и продолжительности полета самолета с турбореактивным двигателем

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

При этом время, затраченное на полет, называется *продолжительностью полета*. Дальность и продолжительность полета определяются величиной располагаемого запаса топлива и выбором режима полета самолета.

Определим часовой расход топлива $q_{\text{ч}}$ (кг/ч):

$$q_{\text{ч}} = C_{\text{уд}} P \quad (4.1)$$

и километровый расход $q_{\text{к}}$ (кг/км):

$$q_{\text{к}} = \frac{q_{\text{ч}}}{3,6V} = \frac{C_{\text{уд}} P}{3,6V},$$

если скорость V задается в метрах в секунду, или

$$q_{\text{к}} = \frac{q_{\text{ч}}}{V} = \frac{C_{\text{уд}} P}{V}, \quad (4.2)$$

если скорость V задается в километрах в час.

Поскольку $\frac{dm}{dL} = -\frac{dm_{\text{T}}}{dL} = -q_{\text{к}} = -\frac{C_{\text{уд}} P}{3,6V}$, где m_{T} - масса топлива, то дальность полета $L_{\text{к}}$ при изменении массы самолета от начальной $m_{\text{н}}$ до конечной $m_{\text{к}}$ равна:

$$L_{\text{к}} = - \int_{m_{\text{н}}}^{m_{\text{к}}} \frac{dm}{q_{\text{к}}} = \int_{m_{\text{к}}}^{m_{\text{н}}} \frac{dm}{q_{\text{к}}} = \int_{m_{\text{к}}}^{m_{\text{н}}} \frac{3,6V}{C_{\text{уд}} P} dm. \quad (4.3)$$

Поскольку $\frac{dm}{dt} = -\frac{dm_{\text{T}}}{dt} = -q_{\text{ч}} = -C_{\text{уд}} P$, то продолжительность полета при изменении массы самолета от $m_{\text{н}}$ до $m_{\text{к}}$ равна:

$$t_k = - \int \frac{m_k}{m_H} \frac{dm}{q_ч} = \int \frac{m_{II}}{m_k} \frac{dm}{q_ч} = \int \frac{m_{II}}{m_k} \frac{dm}{C_{уд} P}. \quad (4.4)$$

4.2. Расчет дальности полета при заданных высоте и скорости

Пусть полет происходит при неизменной скорости V^* на постоянной высоте H^* : $V = V^* = const$ ($M = M^* = const$) и $H = H^* = const$. Для поддержания такого режима полета с уменьшением полетной массы самолета из-за выгорания топлива коэффициент подъемной силы C_{ya} должен уменьшаться, так как

$$Y_a = mg, \\ C_{ya} = \frac{2mg}{S\rho V^2} = \frac{2mg}{S\rho(H^*)V^{*2}}. \quad (4.5)$$

Уменьшение C_{ya} приводит к уменьшению C_{xa} , так как

$$C_{xa} = C_{xa0} + AC_{ya}^2. \quad (4.6)$$

Для расчета дальности выразим километровый расход q_k в функции переменной интегрирования m :

$$q_k(m) = \frac{C_{уд}(m)P_n(m)}{3,6V^*}. \quad (4.7)$$

Потребная тяга $P_n(m)$ определяется в следующей последовательности:

$$1. C_{ya} = \frac{2mg}{\rho(H^*)V^2(H^*)S}. \quad (4.8)$$

$$2. \text{ По поляре: } C_{xa} = C_{xa}(C_{ya}, M^*).$$

$$3. K = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}. \quad (4.9)$$

$$4. P_n(m) = \frac{mg}{K}. \quad (4.10)$$

Удельный расход $C_{уд}(m)$ определяется в следующей последовательности.

1. Степень дросселирования двигателя: $\bar{P} = \frac{P_{\text{п}}(m)}{P_{\text{р}}(H^*, V^*)}$.

2. По дроссельной характеристике: $C_{\text{уд}}(m) = f(\bar{P}, H^*, V^*)$.

Интеграл

$$L_{\text{к}} = \int_{m_{\text{к}}}^{m_{\text{н}}} \frac{dm}{q_{\text{к}}(m)} \quad (4.11)$$

подсчитывается численными или графическими методами.

Если участок полета с постоянной скоростью и высотой имеет малую протяженность, а массу самолета можно считать постоянной, равной некоторому среднему значению $m_{\text{ср}}$, то $q_{\text{к}}(m_{\text{ср}}) = q_{\text{кср}}$ и

$$L_{\text{к}} = \int_{m_{\text{к}}}^{m_{\text{н}}} \frac{dm}{q_{\text{кср}}} = \frac{m_{\text{н}} - m_{\text{к}}}{q_{\text{кср}}} = \frac{m_{\text{т}}}{q_{\text{кср}}} \quad (4.12)$$

4.3. Расчет дальности полета при заданной высоте (полет по «эшелону»)

Расчет дальности полета при заданной высоте может быть выполнен с использованием общего соотношения

$$L_{\text{к}} = \int_{m_{\text{к}}}^{m_{\text{н}}} \frac{3,6V}{C_{\text{уд}}P} dm. \quad (4.13)$$

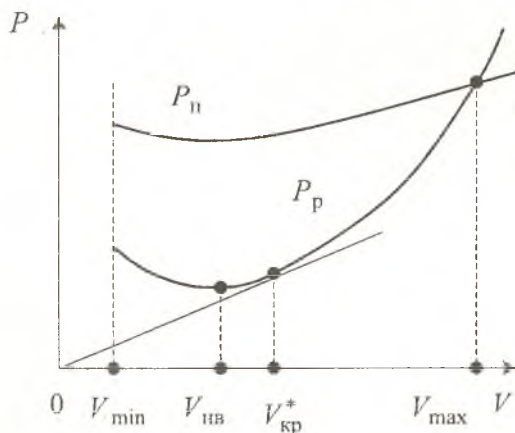


Рис. 4.1. Определение условной крейсерской скорости

Для обеспечения максимальной дальности полета, очевидно, следует стремиться к максимуму отношения V/P или к минимуму отношения P/V . Поскольку тяга P является функцией скорости V , то можно найти такое значение скорости, при котором достигается минимум P/V . Это можно сделать либо графически (рис.4.1), либо аналитически. Соответствующую

щая скорость называется *условной крейсерской скоростью* $V_{кр}^*$. Можно показать, что $V_{кр}^* \approx 1,31V_{нв}$ и $V_{нв} < V_{кр}^* < V_{max}$ (рис.4.1). Более точно выбор скорости полета, обеспечивающей максимальную дальность с учетом переменности удельного расхода топлива, производится перебором значений скорости в окрестности $V_{кр}^*$.

4.4. Расчет дальности полета при заданной скорости (полет по «потолкам»)

Пусть полет происходит с заданной скоростью $V = V^*$ и с постоянным углом атаки $\alpha = \alpha^*$ ($C_{ya} = C_{ya}^*$). Такой режим возможен, если летчик вмешивается в управление самолетом по углу атаки только для парирования возмущений или угол тангажа стабилизируется с помощью автопилота.

Расчет дальности полета при заданной скорости выполняется по соотношению (4.13). Покажем, что по мере выгорания топлива при сохранении скорости V^* (числа M^*) и коэффициента аэродинамической подъемной силы C_{ya}^* «облегченный» самолет увеличивает высоту полета.

Из условия равенства аэродинамической подъемной силы и силы тяжести ($Y_a = mg$) определяем зависимость плотности воздуха:

$$\rho(H) = \frac{2mg}{C_{ya}^* S V^{*2}}. \quad (4.14)$$

Отсюда следует, что по мере выгорания топлива и уменьшения массы самолета плотность воздуха $\rho(H)$, необходимая для поддержания такого режима полета, уменьшается и, следовательно, высота полета H будет увеличиваться.

4.5. Режимы крейсерского полета

Крейсерский режим полета осуществляется при установившемся горизонтальном (или близком к горизонтальному) полете.

Для гражданских самолетов различают следующие режимы крейсерского полета: экономические, максимальной крейсерской скорости, максимальной дальности и максимальной продолжительности.

Режим максимальной крейсерской скорости соответствует номинальному режиму работы двигателей (без дросселирования). Режим максимальной дальности соответствует минимуму километрового расхода $q_{к\min}$. Режим максимальной продолжительности соответствует минимуму часового расхода $q_{ч\min}$. Минимальное время полета на заданную дальность, очевидно, соответствует максимальной скорости.

Основными эксплуатационными режимами гражданского самолета являются экономические, при которых обеспечивается наименьшая себестоимость эксплуатации. Эти режимы лежат в основе составления расписания движения самолетов, норм расхода топлива и рейсового времени. Экономическая скорость $V_{э\kappa}$ превышает скорость минимальных километровых расходов $V_{q_{к\min}}$. Например, для самолета Ту-154 при $m = 70\text{т}$ и при $H = 11\text{км}$ $V_{э\kappa} \approx 925\text{км/ч}$, а $V_{q_{к\min}} \approx 780\text{км/ч}$.

На практике при полетах на большую дальность с целью уменьшения расхода топлива, а также для обеспечения требований службы управления воздушным движением (УВД) по сокращению плотности воздушного движения на отдельных участках трассы применяется ступенчатый профиль смены эшелонов. Он состоит из двух, трех и более участков горизонтального полета. Полет «по потолкам» на высотах, соответствующих минимальному расходу топлива, используется в особых случаях (например, при отказе части двигателей), когда по согласованию со службой УВД получено разрешение на полет без выдерживания заданных эшелонов.

4.6. Дальность и продолжительность полета самолета с винтовыми двигателями

Для самолета с ТВД определим часовой расход топлива $q_{ч}$ (кг/ч):

$$q_{ч} = C_{3} N_{3} \quad (4.15)$$

и километровый расход $q_{к}$ (кг/км):

$$q_{к} = \frac{q_{ч}}{3,6V} = \frac{C_{3} N_{3}}{3,6V}, \quad (4.16)$$

если скорость задается в метрах в секунду. В выражениях (4.15) и (4.16) величина C_{3} (кг/Вт ч) характеризует удельный расход топлива, т.е. расход массы топлива в час на единицу мощности.

При расчете дальности L_k и времени t_k полета самолета с винтовыми двигателями надо учитывать коэффициент полезного действия винта η . В установившемся горизонтальном полете выполняется условие $N = N_{\text{п}}$ или $N_3 \eta = N_{\text{п}} = P_{\text{п}} V$. Отсюда следует, что мощность N_3 равна (Вт):

$$N_3 = \frac{P_{\text{п}} V}{\eta} = \frac{mgV}{K\eta}. \quad (4.17)$$

Подставив в выражения (4.3) и (4.4) значения $q_{\text{ч}}$ (4.15), q_k (4.16) и N_3 (4.17), получим общие соотношения для расчета дальности L_k (км) и времени полета t_k (ч):

$$L_k = \int_{m_k}^{m_{\text{в}}} \frac{dm}{q_k} = \int_{m_k}^{m_{\text{в}}} \frac{3,6V}{C_3 N_3} dm = \frac{3,6 m_{\text{в}}}{g m_k} \int_{m_k}^{m_{\text{в}}} \frac{K\eta}{C_3 m} dm, \quad (4.18)$$

$$t_k = \int_{m_k}^{m_{\text{в}}} \frac{dm}{q_{\text{ч}}} = \int_{m_k}^{m_{\text{в}}} \frac{dm}{C_3 N_3} = \frac{1}{g m_k} \int_{m_k}^{m_{\text{в}}} \frac{K\eta}{C_3 V m} dm. \quad (4.19)$$

Можно приближенно считать, что максимальная дальность полета L_{max} достигается при полете на высоте, близкой к практическому потолку $H_{\text{пр}}$, и при скорости $V_{qk \text{ min}}$, удовлетворяющей условию $V_{\text{нв}} < V_{qk \text{ min}} < V_{\text{кр}}^*$. Здесь $V_{\text{кр}}^*$ - условная крейсерская скорость, обеспечивающая максимальную дальность полета при условии, что удельный расход топлива C_3 постоянен.

Можно приближенно считать, что максимальное время полета t_{max} достигается на высоте, близкой к практическому потолку $H_{\text{пр}}$, и при скорости $V_{t \text{ max}}$, удовлетворяющей условию $V_{\text{эк}} < V_{t \text{ max}} < V_{\text{нв}}$.

4.7. Расчет дальности полета на участках набора высоты и снижения

При расчете дальности полета на участке набора высоты $L_{\text{наб}}$ необходимо иметь зависимости от времени t скорости набора $V_{\text{наб}}(t)$ и угла наклона траектории $\theta_{\text{наб}}(t)$. При наборе высоты с небольшим углом наклона траектории $\cos \theta_{\text{наб}} \approx 1$, тогда

$$L_{\text{наб}} = \int_0^{t(H)} V_{\text{наб}}(t) \cos \theta_{\text{наб}}(t) dt \approx V_{\text{наб ср}} t(H),$$

где $V_{\text{наб ср}}$ - среднее значение скорости при наборе высоты.

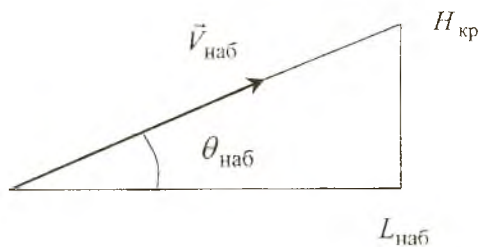


Рис. 4.2. Определение дальности полета на участке набора высоты

Если набор высоты происходит по прямолинейной траектории (рис. 4.2), то

$$L_{\text{наб}} = H_{\text{кр}} \operatorname{ctg} \theta_{\text{наб}}, \quad (4.20)$$

где $H_{\text{кр}}$ - высота крейсерского участка полета.

При снижении самолета по прямолинейной траектории, учитывая, что $\theta_{\text{сн}} < 0$,

дальность полета составляет

$$L_{\text{сн}} = H_{\text{кр}} \operatorname{ctg} |\theta_{\text{сн}}|. \quad (4.21)$$

При планировании самолета, как было показано ранее,

$$\operatorname{tg} |\theta_{\text{сн}}| = 1/K, \quad (4.22)$$

и, следовательно, дальность планирования будет

$$L_{\text{пл}} = H_{\text{кр}} K. \quad (4.23)$$

Рассмотрим случай снижения с изменяющимся углом наклона траектории. Дальность полета при снижении определяется соотношением

$$L_{\text{сн}} = \int_{H_{\text{кр}}}^0 \frac{dH}{\operatorname{tg} \theta(H)}. \quad (4.24)$$

Сначала получим формулу для угла наклона траектории в предположении, что скорость и угол наклона траектории изменяются незначительно, т.е. $\dot{V} \approx 0$ и $\dot{\theta} \approx 0$. Запишем известные соотношения равновесия сил, действующих на самолет, в следующем виде:

$$\begin{aligned} P - X_a &= mg \sin \theta, \\ Y_a &= mg \cos \theta. \end{aligned} \quad (4.25)$$

Тогда можно получить, что

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{P - X_a}{Y_a}, \quad (4.26)$$

а с учетом $Y_a = mg$ (т.к. $\cos \theta \approx 1$ вследствие снижения самолета с небольшим углом наклона траектории) окончательно запишем

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{P}{mg} - \frac{1}{K}. \quad (4.27)$$

С учетом (4.27) получим

$$L_{\text{сн}} = \int_{H_{\text{кр}}}^0 \frac{dH}{(P/mg) - (1/K)} = \int_0^{H_{\text{кр}}} \frac{dH}{(1/K) - (P/mg)}. \quad (4.28)$$

При расчетах обычно пользуются величиной

$$K^* = \frac{1}{(1/K) - (P/mg)}, \quad (4.29)$$

которую называют *условным аэродинамическим качеством* самолета с работающим двигателем ($K^* = 20 \dots 30$). Таким образом, осредняя K^* , получим

$$L_{\text{сн}} = H_{\text{кр}} K_{\text{ср}}^*. \quad (4.30)$$

5. ВЗЛЕТ, ПОСАДКА И ОСНОВНЫЕ МАНЕВРЫ САМОЛЕТА

5.1. Взлет самолета с разбегом

При малых скоростях движения крыло не может создать подъемную силу, достаточную для поддержания самолета в воздухе, и поэтому на начальном этапе взлета необходимо использовать опорную реакцию грунта, взлетно-посадочной полосы (ВПП) или водной поверхности. Таким образом, взлет должен состоять из двух участков: наземного (разбега по поверхности) и воздушного (разгона в воздухе с набором высоты). Под взлетом подразумевается движение самолета с разгоном от точки старта до набора безопасной скорости и высоты. Безопасной высотой по международным нормам считается высота 10,7 м. Безопасной скоростью является скорость, на которой самолет обладает устойчивостью и управляемостью и может перейти к следующему этапу – начальному набору высоты.

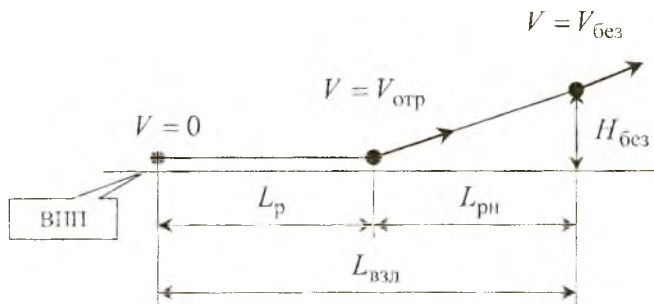


Рис. 5.1. Взлетная дистанция самолета

Полный взлет с разбегом состоит из *разбега* до скорости отрыва $V_{отр}$, *отрыва* и *разгона* до безопасной скорости $V_{без}$ с одновременным набором безопасной высоты $H_{без}$, начального набора высоты с переходом к полетной конфигурации и разгоном до скорости набора высоты по маршруту. *Взлетная дистанция* самолета, включающая дистанции первых двух этапов взлета: разбега и разгона до безопасной скорости, показана на рис.5.1.

Рассмотрим прямолинейный разбег самолета с трехпорным шасси по твердой горизонтальной поверхности при отсутствии ветра.

Схема сил, действующих на самолет при разбеге, показана на рис.5.2. Кроме рассмотренных ранее сил P , Y_a , X_a и mg при разбеге

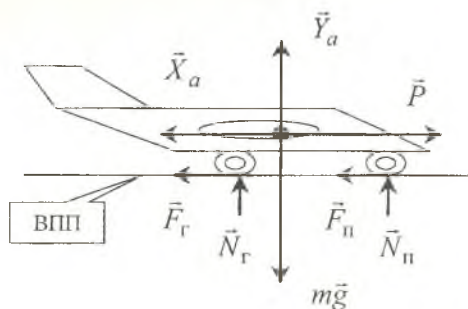


Рис.5.2. Схема сил, действующих на самолет при разбеге

на самолет действуют силы нормальных реакций N_r и N_n , а также силы трения F_r и F_n . Эти силы приложены соответственно к главным (основным) опорам и передней опоре в точках касания колес поверхности.

Спроектировав силы на оси траекторной системы координат, запишем уравнения движения:

$$m\dot{V} = P \cos(\alpha + \varphi_p) - X_a - F_r - F_n, \quad (5.1)$$

$$mV\dot{\theta} = P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a + N_r + N_n - mg. \quad (5.2)$$

Поскольку разбег происходит горизонтально и $\dot{\theta} = 0$, из уравнения (5.2) можно определить сумму нормальных реакций:

$$-(N_r + N_n) = P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a - mg. \quad (5.3)$$

Силы F_r и N_r , а также N_n и F_n связаны соотношениями

$$F_r = f_r N_r, \quad F_n = f_n N_n, \quad (5.4)$$

где f_r и f_n - коэффициенты трения.

Считая, что $f_r = f_n = f$, запишем

$$F_r + F_n = f(N_r + N_n) \quad (5.5)$$

или, с учетом (5.3),

$$-(F_r + F_n) = -f(N_r + N_n) = f[P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a - mg]. \quad (5.6)$$

На большей части разбега угол $(\alpha + \varphi_p)$ мал, и поэтому

$$\cos(\alpha + \varphi_p) \approx 1, \quad \sin(\alpha + \varphi_p) \approx \alpha + \varphi_p$$

и, кроме того, $P(\alpha + \varphi_p) \ll Y_a$. Учитывая это, получим

$$\begin{aligned} -(F_r + F_n) &= f(Y_a - mg), \\ F_r + F_n &= f(mg - Y_a). \end{aligned} \quad (5.7)$$

Уравнение (5.1) с учетом (5.7) преобразуем к виду:

$$m\dot{V} = P - X_a - (F_r + F_n), \quad (5.8)$$

$$m\dot{V} = P - X_a - f(mg - Y_a),$$

$$\dot{V} = \frac{P}{m} - \frac{X_a}{m} - \frac{f}{m}(mg - Y_a) = \frac{P}{m} - \frac{X_a}{m} - f\left(g - \frac{Y_a}{m}\right).$$

Поскольку

$$X_a = C_{xa} \frac{S\rho V^2}{2}, \quad (5.9)$$

$$Y_a = C_{ya} \frac{S\rho V^2}{2},$$

то окончательно получим

$$\dot{V} = g \left[\frac{P}{mg} - f - (C_{xa} - C_{ya}f) \frac{\rho V^2}{2} S \frac{1}{mg} \right]. \quad (5.10)$$

При заданном режиме работы двигателя выражение в квадратных скобках является функцией скорости и угла атаки, т.к. $C_{ya} = C_{ya}(\alpha)$, а $C_{xa} = C_{xa}(C_{ya}, \alpha)$. Это есть не что иное, как тангенциальная перегрузка $n_{xa}(\alpha, V)$, и поэтому уравнение для скорости можно записать в виде

$$\dot{V} = gn_{xa}(\alpha, V). \quad (5.11)$$

Интегрируя это уравнение, получим формулу для определения времени разбега:

$$t_p = \int_0^{V_{\text{отр}}} \frac{dV}{gn_{xa}(\alpha, V)}. \quad (5.12)$$

Теперь получим формулу для определения длины разбега:

$$\frac{dL}{dt} = V, \quad \frac{dL}{dV} = \frac{dL/dt}{dV/dt} = \frac{V}{gn_{xa}(\alpha, V)}, \quad L_p = \int_0^{V_{\text{отр}}} \frac{VdV}{gn_{xa}(\alpha, V)}. \quad (5.13)$$

По эксплуатационным соображениям (ухудшение обзора при большом угле атаки, трудность выдерживания направления при поднятой передней стойке) стояночный угол атаки сохраняется до скорости подъема переднего колеса, равной $(0,7...0,95)V_{\text{отр}}$. Затем угол атаки увеличивается так, чтобы к моменту достижения скорости отрыва $V_{\text{отр}}$ он стал заданным, равным $\alpha_{\text{отр}}$. При такой технике пилотирования

при взлете за счет небольшого увеличения длины разбега улучшается удобство пилотирования и повышается безопасность.

При приближенных расчетах предполагается, что при разбеге на самолет действует некоторая средняя тангенциальная перегрузка

$$n_{ха ср} = \frac{P}{mg} - f. \quad (5.14)$$

Тогда приближенно дистанцию разбега можно оценить по формуле

$$L_p \approx \frac{V_{отр}^2}{2 \left(\frac{P}{mg} - f \right) g}. \quad (5.15)$$

Самолет отрывается от поверхности при достижении некоторой скорости $V_{отр}$, когда аэродинамическая подъемная сила и вертикальная составляющая силы тяги вместе уравнивают силу тяжести. При этом нормальная реакция равна нулю. Определим *скорость отрыва*, приняв $N_r + N_u = 0$ и $\sin(\alpha + \varphi_p) \approx \alpha + \varphi_p$.

Тогда из условия равновесия сил

$$P(\alpha + \varphi_p) + Y_a = mg,$$

$$P(\alpha + \varphi_p) + C_{ya отр} S \frac{\rho V_{отр}^2}{2} = mg,$$

и окончательно

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2mg}{S\rho C_{ya отр}} \left[1 - \frac{P}{mg} (\alpha_{отр} + \varphi_p) \right]}. \quad (5.16)$$

К основным способам уменьшения длины разбега относятся: увеличение тяговооруженности (взлетные и форсажные режимы работы двигателя, установка ускорителей) и уменьшение скорости отрыва (применение механизации крыла - выдвижных и многоцелевых закрылков, предкрылков и т. п.).

После отрыва самолет переводится в режим неустановившегося набора высоты. Ввиду малой протяженности этого участка точный расчет траектории не обязателен. Поэтому подсчитаем длину $L_{рн}$ разгона с набором высоты с помощью энергетического метода. Для этого сравним приращение полной энергии самолета с работой внешних сил.

Полная энергия самолета в момент отрыва полностью определяется его кинетической энергией

$$W_1 = \frac{mV_{\text{отр}}^2}{2}, \quad (5.17)$$

а в конце набора высоты представляет сумму потенциальной и кинетической энергий

$$W_2 = \frac{mV_{\text{без}}^2}{2} + mgH_{\text{без}}, \quad (5.18)$$

где $H_{\text{без}} = 10,7 \text{ м}$ - высота набора безопасной скорости, $V_{\text{без}} = (1,2 \dots 1,3)V_{\text{отр}}$ (по статистике). Работа внешних сил, действующих в направлении движения, $A = \int_l \Delta P dl$, где $\Delta P = P - X_a$ - избыток тяги,

а интеграл вычисляется по длине l траектории набора высоты. Примем, что $\Delta P \approx \Delta P_{\text{ср}} = \text{const}$, а угол наклона траектории невелик: $\cos \theta \approx 1$. Тогда $A \approx \Delta P_{\text{ср}} L_{\text{рн}}$, так как $L_{\text{рн}} = l \cos \theta$. Приравнявая изменение энергии $\Delta W = W_2 - W_1$ произведенной работе A , получаем:

$$\begin{aligned} \frac{mV_{\text{без}}^2}{2} + mgH_{\text{без}} - \frac{mV_{\text{отр}}^2}{2} &= \Delta P_{\text{ср}} L_{\text{рн}}, \\ L_{\text{рн}} &= \frac{mg}{\Delta P_{\text{ср}}} \left(\frac{V_{\text{без}}^2 - V_{\text{отр}}^2}{2g} + H_{\text{без}} \right). \end{aligned} \quad (5.19)$$

Взлетная дистанция равна сумме длин разбега и набора высоты с разгоном:

$$L_{\text{вzl}} = L_{\text{р}} + L_{\text{рн}}. \quad (5.20)$$

Например, для самолета Ту-154 взлетная дистанция составляет 2200...2500 м.

5.2. Посадка самолета с пробегом

Посадка с пробегом является маневром, завершающим полет. В процессе посадки рассеивается энергия самолета, уменьшаются скорость и высота полета. *Посадочная дистанция* состоит из двух участков: воздушного и наземного (рис. 5.3). Началом посадочной дистанции считается точка, расположенная на высоте $H_{\text{сн}} = 15 \text{ м}$ над входной

кромкой взлетно-посадочной полосы (ВПП). После пролета над этой точкой начинается первый этап посадки - *планирование*, который является продолжением предыдущего снижения по глиссаде.

Поскольку угол наклона траектории при снижении невелик (по нормам автоматизированной посадки он равен $-2^{\circ}40'$), то для его выдерживания приходится снижаться с работающим двигателем. На высоте 8...12 м над ВПП путем увеличения C_{ya} создается перегрузка $n_{ya} > 1$. Траектория искривляется таким образом, чтобы стать горизонтальной на высоте около 1 м от нижней кромки колес шасси до поверхности полосы. Этот участок называется *выравниванием*.

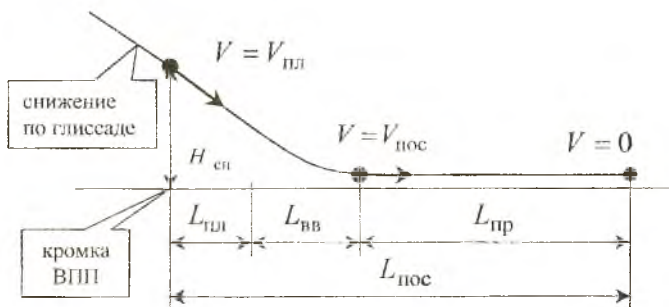


Рис. 5.3. Посадочная дистанция самолета

Далее на горизонтальном участке *выдерживания* скорость уменьшается. Для сохранения постоянной перегрузки $n_{ya} = 1$ угол атаки постепенно увеличивается. Когда угол атаки станет равен посадочному $\alpha_{пос}$, его увеличение прекращается. При правильной посадке выдерживание происходит с уменьшением расстояния до ВПП, и самолет плавно касается поверхности колесами основных стоек шасси. Скорость самолета в этот момент называется *посадочной* $V_{пос}$.

Следует отметить, что для современных скоростных самолетов все эти этапы проводятся слитно, как единый маневр (может отсутствовать выдерживание).

Наземный участок посадки (*пробег*) начинается с движения на главных колесах. Из-за плохого обзора и невозможности торможения колес нос самолета опускают, и большая часть пробега происходит при стояночном угле атаки. Дистанция от точки на высоте 15 м до полной остановки самолета составляет *посадочную дистанцию* $L_{пос}$:

$$L_{\text{пос}} = L_{\text{пл}} + L_{\text{вв}} + L_{\text{пр}}. \quad (5.21)$$

Проведем расчет дальности воздушного участка посадки ($L_{\text{воз}} = L_{\text{пл}} + L_{\text{вв}}$) с помощью энергетического метода. Приравняем изменение полной энергии работе внешних сил:

$$\begin{aligned} \Delta W &= W_1 - W_2 = A, \\ W_1 &= \frac{mV_{\text{пл}}^2}{2} + mgH_{\text{сн}}, \\ W_2 &= \frac{mV_{\text{пос}}^2}{2}, \\ A &= (X_a - P)L_{\text{воз}}, \\ mg \left(\frac{V_{\text{пл}}^2 - V_{\text{пос}}^2}{2g} + H_{\text{сн}} \right) &= (X_a - P)L_{\text{воз}}. \end{aligned}$$

Полагая $Y_a \approx mg$ и вводя обозначение

$$K_{\text{ср}}^* = \frac{Y_a}{X_a - P} \quad (5.22)$$

с учетом ненулевой тяги двигателей, получаем формулу для определения воздушной дистанции посадки

$$L_{\text{воз}} = K_{\text{ср}}^* \left(\frac{V_{\text{пл}}^2 - V_{\text{пос}}^2}{2g} + H_{\text{сн}} \right). \quad (5.23)$$

Здесь $K_{\text{ср}}^*$ - условное среднее аэродинамическое качество на воздушном участке (при отклоненных закрылках и выпущенном шасси), для самолетов с ТРД $K_{\text{ср}}^* = 6 \dots 8$.

Скорость планирования и посадочная скорость определяются из условия равенства аэродинамической подъемной силы и силы тяжести:

$$V_{\text{пл}} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{yа\text{пл}} \rho S}}, \quad (5.24)$$

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{yа\text{пос}} \rho S}}, \quad (5.25)$$

где $C_{ya \text{ пл}} = (0,5 \dots 0,7)C_{ya \text{ max}}$, $C_{ya \text{ нос}} = 0,85C_{ya \text{ max}}$ (в посадочной конфигурации).

Отметим, что скорость планирования должна быть не меньше 1,3 минимальной скорости в посадочной конфигурации самолета.

При пробеге на самолет действуют те же силы, что и при разбеге. Отличие состоит в том, что при пробеге тяга двигателя соответствует режиму малого газа или (при реверсе) может быть отрицательной. Уравнения движения, использовавшиеся при рассмотрении разбега, полностью справедливы и для пробега. Так как колеса основных опор шасси тормозят, то коэффициенты трения f_{Γ} и f_{Π} различны. Для упрощения анализа введем коэффициент трения, определяемый из условия

$$f_{\text{пр}}(N_{\Gamma} + N_{\Pi}) = f_{\Gamma}N_{\Gamma} + f_{\Pi}N_{\Pi}. \quad (5.26)$$

В среднем $f_{\text{пр}} = 0,2 \dots 0,3$ для сухого бетона.

С учетом введенного обозначения запишем выражение для тангенциальной перегрузки

$$n_{xa}(V) = \frac{P}{mg} - f_{\text{пр}} - (C_{xa} - f_{\text{пр}}C_{ya}) \frac{S\rho V^2}{2mg}. \quad (5.27)$$

Определим длину пробега из соотношений

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

$$\frac{dV}{dt} = n_{xa}(V)g,$$

$$\frac{dL}{dV} = \frac{V}{gn_{xa}(V)},$$

$$L_{\text{пр}} = \int_{V_{\text{нос}}}^0 \frac{VdV}{gn_{xa}(V)} = \int_0^{V_{\text{нос}}} \frac{VdV}{g|n_{xa}(V)|},$$

так как $n_{xa} < 0$.

Приближенно можно считать, что

$$L_{\text{пр}} = \frac{V_{\text{нос}}^2}{2g|n_{xa \text{ ср}}|}. \quad (5.28)$$

Сумма длин воздушного и наземного участков посадочной дистанции определяет длину посадочной дистанции. Для самолета

Ту-154 она составляет 2000...2300м. Потребная длина ВПП должна быть в 1,66 раза больше длины посадочной дистанции.

К возможным способам уменьшения длины пробега относятся максимальное увеличение тормозящей силы (реверс тяги, торможение колес, выпуск тормозных щитков) и уменьшение посадочной скорости (механизация крыла и управление пограничным слоем).

Определяющим шумом при эксплуатации самолетов является шум, создаваемый на местности при взлете и заходе на посадку. Международная организация гражданской авиации (ИКАО) рекомендует метод посадки с малым уровнем шума на местности, согласно которому самолет заходит на посадку с большей скоростью и на значительно большей высоте при очень малой тяге двигателей и выпускает закрылки и шасси лишь вблизи ВПП. Потребная для полета по глиссаде тяга в посадочной конфигурации создается лишь за 45...50с до момента касания ВПП. К этому времени самолет обычно проходит над населенными пунктами, расположенными в районе аэропорта, но уже с меньшим шумом (на 40 - 50%) по сравнению с уровнем шума при обычном методе посадки.

5.3. Основные маневры самолета

Под *маневренностью* самолета понимают способность самолета быстро изменять положение центра масс в пространстве, т.е. скорость, высоту и направление полета. Маневры удобно изучать, используя уравнения движения центра масс самолета в перегрузках. Получим эти уравнения, взяв за исходную систему уравнений:

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= P - X_a - mg \sin \theta, \\ mV\dot{\theta} &= [P(\alpha + \varphi_p) + Y_a] \cos \gamma_a - mg \cos \theta, \\ -mV \cos \theta \dot{\psi} &= [P(\alpha + \varphi_p) + Y_a] \sin \gamma_a. \end{aligned} \quad (5.29)$$

Перегрузкой \bar{n} летательного аппарата называется отношение суммы векторов полной аэродинамической силы \bar{R}_a и силы тяги \bar{P} к величине силы тяжести:

$$\bar{n} = (\bar{R}_a + \bar{P}) / mg. \quad (5.30)$$

Спроектируем вектор перегрузки \bar{n} на оси скоростной системы координат. В результате получим ее составляющие: *тангенциальную перегрузку*

$$n_{xa} = (P - X_a) / mg; \quad (5.31)$$

и нормальную скоростную перегрузку

$$n_{ya} = \frac{P(\alpha + \varphi_p) + Y_a}{mg}. \quad (5.32)$$

Запишем уравнения в перегрузках. Разрешая уравнения движения (5.29) относительно \dot{V} , $\dot{\theta}$, $\dot{\Psi}$ и с учетом выражений (5.31) и (5.32) для составляющих перегрузки, получим

$$\begin{aligned} \dot{V} &= g(n_{xa} - \sin\theta), \\ \dot{\theta} &= g(n_{ya} \cos\gamma_a - \cos\theta) / V, \\ \dot{\Psi} &= -(g/V \cos\theta)n_{ya} \sin\gamma_a. \end{aligned} \quad (5.33)$$

Рассмотрим основные маневры в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

Пикирование самолета. Пикированием называется неустановившееся снижение самолета в вертикальной плоскости, сопровождающееся быстрой потерей высоты.

Условно траекторию пикирования можно разбить на три участка (рис. 5.4). Первый участок - вход в пикирование - криволинейный участок 1-2, служащий для перехода от горизонтального полета (точка 1) к снижению. Далее следует прямолинейный участок пикирования 2-3 с постоянным углом наклона траектории θ . Заключительный участок - криволинейный участок выхода из пикирования 3-4.

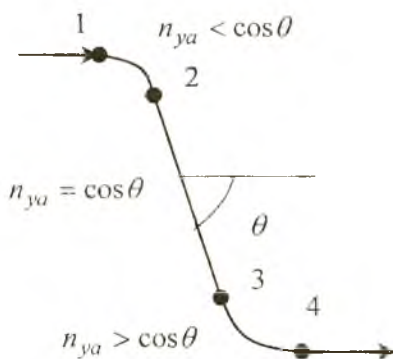


Рис. 5.4. Траектория пикирования

Рассмотрим дифференциальное уравнение для угла наклона траектории при $\gamma_a = 0$:

$$\dot{\theta} = g(n_{ya} - \cos\theta) / V. \quad (5.34)$$

Очевидно, что на первом участке 1-2 $\dot{\theta} < 0$ и, следовательно, $n_{ya} < \cos\theta$. На втором участке 2-3 выполняется условие $\dot{\theta} = 0$, и поэтому $n_{ya} = \cos\theta$. На заключительном участке 3-4: $\dot{\theta} > 0$ и $n_{ya} > \cos\theta$. Отметим, что желательно входить в пикирование и выход

дить из него по возможности быстро и с минимальной потерей высоты.

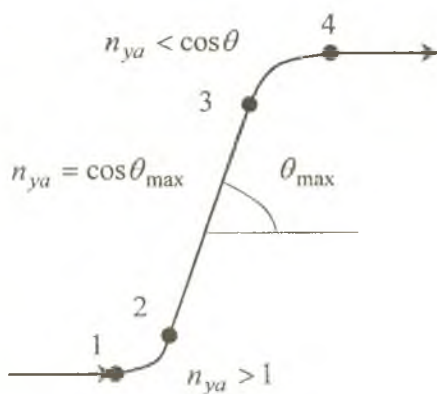


Рис. 5.5. Траектория маневра «горка»

траектории, поэтому должна быть создана перегрузка $n_{ya} > 1$. По достижении максимального угла наклона траектории θ_{\max} самолет переводится в прямолинейный полет с перегрузкой $n_{ya} = \cos \theta_{\max}$ (участок 2-3). Заключительный участок - криволинейный выход из горки 3-4 совершается с перегрузкой $n_{ya} < \cos \theta$, т.к. $\dot{\theta} < 0$. Таким образом, траектория горки аналогична траектории пикирования. Разница заключается в том, что движение происходит в обратном направлении, а именно, вверх.

Правильный вираж. Криволинейный маневр, служащий для изменения направления движения, называется *разворотом самолета*. Полный разворот на 360° называется *виражом*. Вираж в горизонтальной плоскости, при выполнении которого все параметры движения (скорость, углы атаки, крена и скольжения) остаются постоянными, называется *установившимся*. Установившийся вираж без скольжения называется *правильным*. Схема сил, действующих на самолет, приведена на рис. 5.6.

Запишем уравнения движения (5.33) с учетом $\theta = 0$:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= gn_{xa}, \\ \dot{\theta} &= g(n_{ya} \cos \gamma_a - 1)/V = 0, \\ \dot{\Psi} &= -(g/V)n_{ya} \sin \gamma_a. \end{aligned} \quad (5.35)$$

«Горка». «Горкой» называется маневр самолета в вертикальной плоскости, производимый для быстрого набора высоты по S-образной траектории, лежащей в вертикальной плоскости (рис. 5.5). Из уравнения (5.34) следует, что на горизонтальном участке полета (до точки 1) при $\theta = 0$ и $\dot{\theta} = 0$ $n_{ya} = \cos \theta = 1$. На участке 1-2 (входе в горку) самолет переходит в криволинейный полет по восходящей траектории,

Из кинематики движения самолета по окружности радиуса R следует: $V = R\dot{\Psi}$, $\dot{\Psi} = V/R$. Тогда можно записать

$$V/R = g(n_{ya} \sin \gamma_a)/V$$

(знак « - » опущен, так как он не играет роли) и

$$R = \frac{V^2}{gn_{ya} \sin \gamma_a}. \quad (5.36)$$

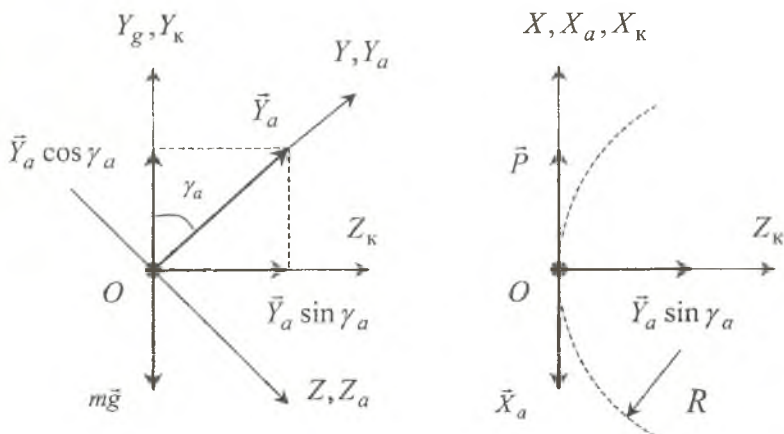


Рис.5.6. Схемы сил, действующих на самолет при выполнении правильного виража (слева – вид сзади, справа – вид сверху)

Выразим γ_a через n_{ya} , с этой целью рассмотрим второе уравнение (5.35):

$$g(n_{ya} \cos \gamma_a - 1)/V = 0,$$

$$n_{ya} \cos \gamma_a - 1 = 0,$$

$$n_{ya} \cos \gamma_a = 1.$$

Следовательно, $\cos \gamma_a = \frac{1}{n_{ya}}$, $\sin \gamma_a = \sqrt{1 - \frac{1}{n_{ya}^2}} = \frac{1}{n_{ya}} \sqrt{n_{ya}^2 - 1}$.

Подставляя это соотношение в формулу (5.36), окончательно получим выражение для радиуса правильного виража

$$R = \frac{V^2}{g\sqrt{n_{ya}^2 - 1}}$$

Определим время выполнения виража:

$$T = \frac{2\pi R}{V} = \frac{2\pi V^2}{Vg\sqrt{n_{ya}^2 - 1}} = \frac{2\pi V}{g\sqrt{n_{ya}^2 - 1}}.$$

Для определения всех параметров выража достаточно иметь значения двух величин: скорости и перегрузки.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В конспекте лекций рассмотрены вопросы расчета траекторий и летных характеристик, изучаемые в первой части курса динамики полета самолета, который читается студентам вечернего отделения. Основное внимание уделено расчету установившихся режимов полета дозвукового самолета с турбореактивной двигательной установкой. Отмечены особенности расчета летных характеристик турбовинтового самолета.

Летные характеристики самолета определяют диапазон режимов полета, для которого нужно исследовать устойчивость и управляемость движения самолета. Без обеспечения устойчивости и управляемости самолета невозможен безопасный полет и реализация его летных характеристик. Поэтому решение задач расчета траекторий и летных характеристик самолета и задач исследования его устойчивости и управляемости взаимосвязаны.

Неустановившиеся квазипрямолинейные режимы полета и другие вопросы, связанные с исследованием движения центра масс самолета, а также вопросы движения относительно центра масс изложены в учебнике [1], который может быть использован для углубленного изучения данной дисциплины. Методика расчета основных летных характеристик самолета приведена в учебном пособии [2]. Программе второй части курса для студентов вечернего отделения соответствует конспект лекций [3].

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Аэромеханика самолета / Под ред. А.Ф. Бочкарева и В.В. Андреевского. М: Машиностроение, 1985.
2. Бочкарев А.Ф., Балакин В.Л., Турапин В.М. Расчет летных характеристик, продольной устойчивости и управляемости самолета / Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 1999.
3. Балакин В.Л., Лазарев Ю.Н. Динамика полета самолета. Устойчивость и управляемость продольного движения / Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 1999.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение.....	3
1. Уравнения движения самолета.....	4
1.1. Применение общих теорем механики к составлению уравнений движения самолета.....	4
1.2. Системы координат, применяемые в динамике полета самолета	6
1.3. Взаимная ориентация систем координат.....	8
1.4. Уравнения движения центра масс самолета в проекциях на оси траекторной системы координат.....	11
2. Исходные данные для расчета траекторий самолета.....	14
2.1. Аэродинамические характеристики самолета.....	14
2.2. Двигатели и их характеристики.....	17
3. Установившиеся режимы полета.....	19
3.1. Упрощенный метод тяг.....	19
3.2. Характерные области и режимы полета на диаграмме потребных и располагаемых тяг.....	22
3.3. Диапазон высот и скоростей горизонтального полета. Ограничения, накладываемые на режимы движения.....	23
3.4. Расчет скороподъемности.....	25
3.5. Расчет снижения самолета с работающим двигателем. Планирование самолета.....	28
3.6. Метод мощностей.....	29
4. Дальность и продолжительность полета.....	32
4.1. Общие соотношения для расчета дальности и продолжительности полета самолета с турбореактивным двигателем.....	32
4.2. Расчет дальности полета при заданных высоте и скорости.....	33
4.3. Расчет дальности полета при заданной высоте (полет по «эшелону»).....	34
4.4. Расчет дальности полета при заданной скорости (полет по «потолкам»).....	35
4.5. Режимы крейсерского полета.....	35
4.6. Дальность и продолжительность полета самолета с винтовыми двигателями.....	36
4.7. Расчет дальности полета на участках набора высоты и снижения.....	37
5. Взлет, посадка и основные маневры самолета.....	40
5.1. Взлет самолета с разбегом.....	40
5.2. Посадка самолета с пробегом.....	44
5.3. Основные маневры самолета.....	48
Заключение.....	53
Библиографический список.....	54