

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
НОВОСИБИРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

ДИНАМИКА ПОЛЕТА

ПРАКТИКУМ

Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия

НОВОСИБИРСК
2020

УДК 629.7.015(075.8)
Д 466

Коллектив авторов:

С.Д. Саленко, А.Д. Обуховский, Ю.В. Телкова, В.И. Петошин

Рецензенты:

д-р техн. наук, профессор *И.Д. Зверков*
канд. физ.-мат. наук, доцент *Ю.А. Гостеев*

Работа подготовлена на кафедре аэрогидродинамики
для студентов III, IV курсов ФЛА
направлений «Баллистика и гидроаэродинамика», «Авиастроение»,
«Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей»

Д 466 **Динамика полета. Практикум:** учебное пособие / С.Д. Саленко, А.Д. Обуховский, Ю.В. Телкова, В.И. Петошин. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2020. – 108 с.

ISBN 978-5-7782-4114-5

В учебном пособии даны условия заданий, а также кратко излагаются теоретический материал, необходимый для получения практических навыков решения задач динамики полета летательных аппаратов. Основная часть заданий скомпонована по главам аналогично соответствующим разделам ранее изданного учебного пособия «Динамика полета». Ч. 1. Ч. 2. Кроме того, в работе приводится содержание курсового проекта и трех практических работ по динамике полета.

Работа предназначена для студентов III, IV курсов ФЛА направлений «Баллистика и гидроаэродинамика», «Авиастроение», «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей», изучающих курс «Динамика полета». Кроме того, пособие может быть полезно при курсовом и дипломном проектировании.

УДК 629.7.015(075.8)

ISBN 978-5-7782-4114-5

© Саленко С.Д., Обуховский А.Д.,
Телкова Ю.В., Петошин В.И., 2020
© Новосибирский государственный
технический университет, 2020

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	4
1. Уравнения движения ЛА.....	5
2. Горизонтальный установившийся полет	9
3. Набор высоты и снижение	17
4. Дальность и продолжительность полета	24
5. Маневренность самолета.....	31
6. Взлет и посадка самолета	41
7. Продольная устойчивость и управляемость самолета.....	51
8. Боковая устойчивость и управляемость самолета	61
9. Аэродинамический расчет самолета	67
10. Расчет характеристик самолета при наборе высоты.....	77
11. Исследование продольного возмущенного движения самолета	81
12. Расчет летных характеристик самолета	89
Библиографический список	102
Приложение 1. Стандартная атмосфера (по ГОСТ 4401-81)	103
Приложение 2. Таблица направляющих косинусов.....	104
Приложение 3. Поправки, учитывающие влияние числа Маха на значения аэродинамических коэффициентов	105
Приложение 4. Варианты заданий для курсового проекта	106

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящее учебное пособие соответствует программе курсов по динамике полета, читаемых на факультете летательных аппаратов НГТУ.

Выполнение заданий будет способствовать усвоению теории и приобретению практических навыков выполнения оценочных расчетов по читаемому курсу. В пособии приведены задания, в основном составленные авторами; кроме того, имеются задачи из известных задачников (см. библиографический список).

Материал пособия можно условно разделить на три основные части. Первая представляет собой сборник задач, скомпонованных по главам аналогично соответствующим разделам ранее изданного учебного пособия «Динамика полета». Ч. 1. Ч. 2.

Во второй части приведены материалы, необходимые для проведения трех практических работ по динамике полета, выполняемых на ЭВМ.

В третьей части излагается содержание курсового проекта по динамике полета. В сокращенном объеме материалы этой части могут быть использованы для выполнения расчетно-графической работы.

При решении задач следует по возможности объяснить физический смысл полученного результата. Прежде чем подставлять числовые значения, рекомендуется выполнять выкладки в буквенном виде. Расчеты должны производиться в Международной системе единиц (СИ).

1. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ ЛА

Применение общих принципов механики при изучении движения самолета имеет ряд особенностей, связанных с записью уравнений движения, выбором систем координат, методами упрощения полученных уравнений и т. п.

При изучении движения любого материального объекта необходимо указать систему отсчета, относительно которой наблюдается движение. В механике различают инерциальные и неинерциальные системы отсчета.

В инерциальной системе отсчета движение механической системы описывается двумя дифференциальными уравнениями:

- уравнением сил:

$$\frac{d\bar{Q}}{dt} = \bar{F},$$

- уравнением моментов:

$$\frac{d\bar{K}}{dt} = \bar{M},$$

где $\bar{Q}$ – главный вектор количества движения (импульса) твердого тела; $\bar{K}$ – главный вектор момента количества движения тела относительно центра масс; $\bar{F}$ – главный вектор внешних сил, действующих на ЛА; $\bar{M}$ – главный вектор момента внешних сил, действующих на ЛА, относительно центра масс.

Обычно наиболее удобно исследовать движение самолета, используя подвижные системы координат с началом в центре масс ЛА. Зная проекции вектора в одной системе координат, можно определить его проекции в другой системе, пользуясь, например, таблицами направляющих косинусов (приложение 2).

Если рассматривать ЛА как твердое тело постоянной массы, тогда дифференциальные уравнения сил и моментов в подвижной системе координат примут вид динамических уравнений движения:

$$m \left(\frac{\delta \bar{V}}{\delta t} + \bar{\omega} \times \bar{V} \right) = \bar{F};$$

$$\frac{\delta \bar{K}}{\delta t} + \bar{\omega} \times \bar{K} = \bar{M}.$$

Для того чтобы определить изменение скорости перемещения и угловой скорости вращения ЛА в проекциях на оси выбранной подвижной системы координат в зависимости от действующих сил и моментов, необходимо к последним уравнениям добавить уравнения положения ЛА относительно земной поверхности:

$$\frac{d\bar{r}_0}{dt} = \bar{V}_0;$$

$$\bar{\omega} = \bar{\dot{\psi}} + \bar{\dot{\vartheta}} + \bar{\dot{\gamma}},$$

где $\bar{r}_0$ – радиус-вектор положения и вектор скорости центра масс ЛА относительно неподвижной системы координат; $\bar{\omega}$ – вектор угловой скорости; ψ, ϑ, γ – углы Эйлера, определяющие ориентацию подвижной системы относительно неподвижной.

Для изучения движения ЛА динамические и кинематические уравнения представляются в скалярной форме в проекциях на оси выбранной системы координат. Система координат выбирается так, чтобы по возможности упростить решение задачи, следовательно, для разных задач динамики полета могут понадобиться разные системы.

В динамике полета используются в основном прямоугольные, правые системы координат, связанные с Землей или с ЛА. К примеру, основными системами координат, используемыми в динамике полета ЛА, являются земная, нормальная, связанная, скоростная, траекторная и т. п. Скоростная система координат используется при решении задач аэродинамического расчета самолета, связанная система – при изучении устойчивости, управляемости ЛА, для расчета ЛА на прочность. Земная система координат применяется при изучении перемещений ЛА относительно Земли.

Взаимные ориентация систем координат описываются соответствующими углами.

- Ориентация *связанной* системы координат относительно *нормальной* описывается тремя углами Эйлера: *углом тангажа* ϑ , *углом крена* γ и *углом рысканья* ψ .

- *Скоростная* и *нормальная* система координат ориентированы «скоростными» углами: ϑ_a – скоростным углом тангажа; ψ_a – скоростным углом рысканья; γ_a – скоростным углом крена.

- *Связанная* и *скоростная* система координат ориентированы между собой *углом атаки* α и *углом скольжения* β . Таким образом, проекции воздушной скорости на оси связанной системы координат можно записать:

$$\begin{cases} V_x = V \cos \beta \cos \alpha, \\ V_y = -V \cos \beta \sin \alpha, \\ V_z = V \sin \beta. \end{cases}$$

- *Траекторная* и *скоростная* система координат связаны скоростным углом крена γ_a .

- *Траекторная* и *нормальная* система координат связаны между собой углом наклона траектории θ и углом пути Ψ .

В случае полета в вертикальной плоскости без крена и скольжения ($\beta = 0$, $\gamma = 0$) связь между углом атаки α , углом тангажа ϑ и углом наклона траектории θ (рис. 1) будет иметь вид $\vartheta = \alpha + \theta$.

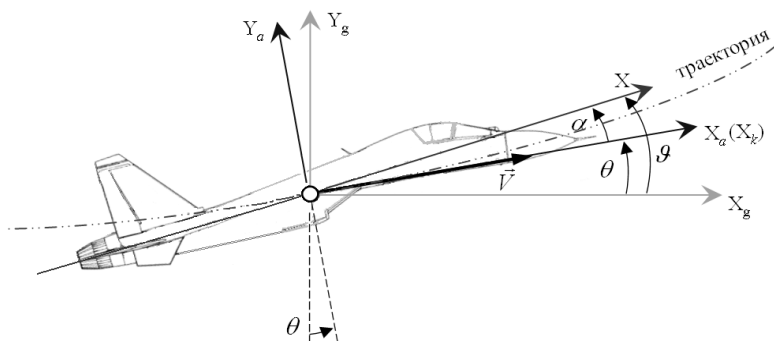


Рис. 1. Полет ЛА в вертикальной плоскости без крена и скольжения

В случае полета в горизонтальной плоскости ($\theta = 0$) без крена ($\gamma = 0$) с малыми углами атаки ($\cos \alpha \approx 1$, $\sin \alpha \approx 0$, $\cos \vartheta \approx 1$) углы атаки α , скольжения β , рысканья ψ , тангажа ϑ и пути Ψ связаны следующим образом:

$$\beta = \psi - \Psi, \quad \vartheta = \alpha.$$

ЗАДАЧИ

1.1. Записать в скалярном виде векторное уравнение $\bar{\omega} = \bar{\dot{\vartheta}} + \bar{\dot{\psi}} + \bar{\dot{\gamma}}$.

1.2. Для связанной и скоростной системы (плоский случай) найти связь $x = f(x_a, y_a, d)$.

1.3. Пользуясь таблицами направляющих косинусов, записать проекции полной аэродинамической силы R в нормальной системе координат, если заданы ее составляющие в траекторной системе. Показать, в какой плоскости и в каком направлении в общем случае при $\gamma \neq 0$ и $\beta \neq 0$ производится отсчет углов α , θ и ϑ .

1.4. Записать в простейших случаях: а) кинематическое соотношение между углами α , θ и ϑ ; б) приращения углов атаки $\Delta\alpha$ и скольжения $\Delta\beta$ за счет поворота самолета на углы Эйлера вокруг осей связанной системы координат или за счет скорости ветра.

1.5. Самолет летит без крена и скольжения горизонтально с углом атаки, равным 3° . Чему равен угол тангажа?

1.6. В установившемся горизонтальном полете у земли самолет с удельной нагрузкой на крыло $\frac{G}{S} = 4500 \text{ Н/м}^2$, $\alpha_0 = 0$ и $C_{ya}^\alpha = 4 \frac{1}{\text{рад}}$ имеет скорость $V = 540 \text{ км/ч}$ и аэродинамическое качество $K = 10$. Определить коэффициенты C_y и C_x в связанной системе координат.

1.7. Каково будет аэродинамическое качество самолета, если его коэффициент полной аэродинамической силы $C_R = 0,6$, коэффициент лобового сопротивления $C_{x0} = 0,02$, а эффективное удлинение $\lambda_{\text{эф}} = 7,6$?

2. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ УСТАНОВИВШИЙСЯ ПОЛЕТ

На самолет в полете действуют разные по характеру силы, основные из которых – это сила тяжести, тяга двигателей и результирующая аэродинамическая сила (рис. 2). Кроме того, в частных задачах приходится учитывать реакцию взлетно-посадочной полосы, отдачу при стрельбе, кориолисовы, гироскопические и другие силы.

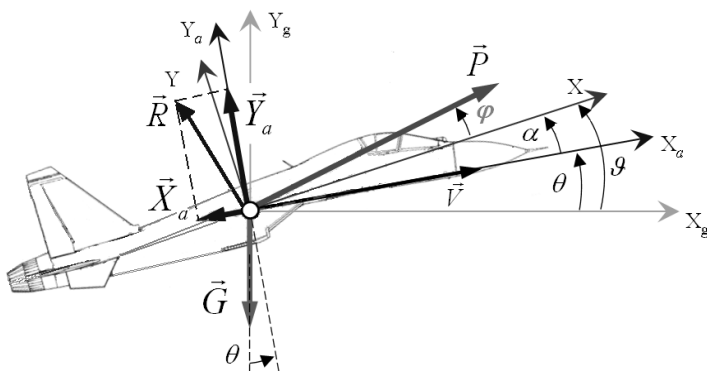


Рис. 2. Силы, действующие на ЛА при полете в вертикальной плоскости

Главный вектор сил, действующих на ЛА, с учетом отмеченных выше замечаний представим в виде векторной суммы

$$\vec{F} = \vec{G} + \vec{P} + \vec{R}.$$

Здесь $\vec{G}$ – вектор силы тяжести ЛА, направленный по местной вертикали; $\vec{P}$ – вектор силы тяги двигательной установки; обычно он располагается в плоскости симметрии ЛА, в общем случае – под некото-

рым малым углом φ к продольной оси; $\bar{R}$ – главный вектор аэродинамических сил, в общем случае имеющий три составляющие относительно осей скоростной системы координат.

Если принять допущения, что полет осуществляется без крена и скольжения, углы α и φ – малы, а тяга – существенно меньше веса ($P \ll G$), то проекции сил, действующих на ЛА, на оси скоростной системы координат можно записать следующим образом:

$$\begin{cases} F_{xa} = P - X_a - G \sin \theta, \\ F_{ya} = Y_a - G \cos \theta. \end{cases}$$

При установившемся $\left(\frac{dV}{dt} = 0 \right)$ горизонтальном $\left(q = 0, \frac{dH}{dt} = 0 \right)$ прямолинейном $\left(\frac{d\Psi}{dt} = 0, \gamma_a = 0, \beta = 0 \right)$ полете уравнения движения центра масс самолета принимают вид

$$\begin{cases} P = X_a, \\ Y_a = G, \end{cases} \quad \text{или} \quad \begin{cases} P = C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S, \\ G = C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S. \end{cases}$$

Таким образом, в установившемся горизонтальном полете лобовое сопротивление уравновешивается тягой, а вес ЛА – подъемной силой.

Дополняем уравнения движения для горизонтального полета кинематическим соотношением

$$\frac{dL}{dT} = V.$$

Для расчетов летных характеристик ЛА в установившемся полете используется ряд методов: метод тяг (обычно используется для самолетов с ТРД), метод мощностей (для самолетов с ТВД), метод оборотов (для самолетов с ПД).

Необходимым условием для установившегося полета в **методе тяг** является равенство потребной и располагаемой тяги.

Потребной тягой называется тяга, необходимая для обеспечения прямолинейного установившегося полета. *Располагаемая тяга* – это суммарная сила тяги двигателей.

Зная коэффициент лобового сопротивления самолета C_{xa} , определяем тягу, потребную для горизонтального полета:

$$P_p = P_{\Pi} = C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S.$$

Используя понятие аэродинамического качества самолета

$$K = \frac{Y_a}{X_a} \equiv \frac{C_{ya}}{C_{xa}},$$

имеем $\frac{P_{\Pi}}{G} = \frac{X_a}{Y_a} \equiv \frac{C_{xa}}{C_{ya}}$, или $\frac{P_{\Pi}}{G} = \frac{1}{K} \Rightarrow P_{\Pi} = \frac{G}{K}$.

Потребная мощность определяется как произведение потребной тяги на скорость полета: $N_{\Pi} = P_{\Pi}V$. В методе мощностей потребная мощность сопоставляется с располагаемой мощностью двигателей.

Для горизонтального установившегося полета используется ряд характерных скоростей, в том числе минимальная, наивыгоднейшая, экономическая, крейсерская и др.

Минимальная скорость $V_{\min}$ определяется допустимым значением коэффициента подъемной силы $C_{ya \text{ доп}} = 0,7 \dots 0,9 C_{ya \text{ max}}$

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2G}{C_{ya \text{ доп}} \rho S}}.$$

Наивыгоднейшая скорость $V_{\text{НВ}}$ соответствует минимальной потребной тяге. Так как $P_{\Pi} = \frac{G}{K}$, то $P_{\Pi \min} \rightarrow K_{\text{max}}$. Таким образом, этот

режим соответствует максимальному аэродинамическому качеству $K_{\max}$ при наивыгоднейших угле атаки α_{HB} и коэффициенте $C_{ya\text{HB}}$

$$V_{\text{HB}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{ya\text{HB}}}}.$$

Выразим $C_{ya\text{HB}}$ через параметры самолета. Если

$$C_{xa} = C_{x0} + C_{ya}^2 / \pi \lambda_{\text{эф}},$$

то

$$C_{ya\text{HB}} = \sqrt{C_{x0} \pi \lambda_{\text{эф}}},$$

а

$$K_{\max} = \left(\frac{C_{ya}}{C_{xa}} \right)_{\text{HB}} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi \lambda_{\text{эф}}}{C_{x0}}}.$$

Тогда наивыгоднейшая скорость

$$V_{\text{HB}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S \sqrt{C_{x0} \pi \lambda_{\text{эф}}}}}.$$

Для самолетов с ТРД полет на наивыгоднейшей скорости примерно соответствует режиму максимальной продолжительности полета.

Экономическая скорость $V_{\text{ЭК}}$ — для самолетов с винтовыми двигателями соответствует минимальной потребной мощности $N_{\min} = (PV)_{\min}$. Для самолетов с ТВД и ПД она примерно соответствует режиму максимальной продолжительности полета

$$V_{\text{ЭК}} = \sqrt{\frac{2G}{C_{ya\text{ЭК}} \rho S}}.$$

Потребная тяга, как известно, равна $P_{\Pi} = \frac{G}{K} = G \frac{C_{xa}}{C_{ya}}$, а потребная мощность

$$N = G \frac{C_{xa}}{C_{ya}} \sqrt{\frac{2G}{C_{ya} \rho S}} = G \sqrt{\frac{2G}{\rho S}} \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2}}.$$

Очевидно, что $N_{\min} \rightarrow \left(\frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2}} \right)_{\min}$, чему соответствует

$$C_{ya \text{ эк}} = \sqrt{3C_{x0} \pi \lambda_{\text{эф}}}.$$

Тогда экономическая скорость

$$V_{\text{эк}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S \sqrt{3C_{x0} \pi \lambda_{\text{эф}}}}}.$$

Крейсерская скорость $V_{\text{кр}}$ для самолетов с ТРД соответствует минимальному отношению тяги к скорости. Полет на скоростях $V \approx V_{\text{кр}}$ обеспечивает наибольшую дальность.

Найдем отношение потребной тяги к скорости:

$$\frac{P_{\Pi}}{V} = \frac{G}{K} \frac{1}{\sqrt{\frac{2G}{C_{ya} \rho S}}} = G \frac{C_{xa}}{C_{ya}} \frac{\sqrt{C_{ya} \rho S}}{\sqrt{2G}} = G \frac{\sqrt{\rho S}}{\sqrt{2G}} \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{1/2}}.$$

Ясно, что $\left(\frac{P_{\Pi}}{V} \right)_{\min}$ соответствует $\left(\frac{C_{xa}}{C_{ya}^{1/2}} \right)_{\min}$.

В результате получим $C_{ya \text{ кр}} = \sqrt{\frac{C_{x0} \pi \lambda_{\text{эф}}}{3}}.$

Соответственно $V_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S \sqrt{\frac{C_{x0} \pi \lambda_{\text{эф}}}{3}}}}.$

ЗАДАЧИ

2.1. Самолет на высоте $H_0 = 0$ км имеет скорость V_0 . Во сколько раз необходимо увеличить скорость на высоте $H = 10$ км, если вес самолета и угол атаки останутся прежними?

2.2. Самолет летит горизонтально, имея коэффициент подъемной силы $C_{ya} = 0,4$. После выпуска закрылков и увеличения угла атаки C_{ya} увеличился до 1,6. Во сколько раз при этом уменьшилась скорость полета?

2.3. Самолет имеет эффективное удлинение $\lambda_{эф} = 6,7$, удельную нагрузку на крыло $\frac{G}{S} = 3500 \text{ Н/м}^2$, скорость полета $V = 360 \text{ км/ч}$, аэродинамическое качество $K = 16$. При выпуске шасси на высоте 500 м коэффициент лобового сопротивления увеличивается на $\Delta C_{x0} = 0,018$. Каким будет аэродинамическое качество самолета при выпущенных шасси, при условии неизменной скорости полета и постоянства угла атаки?

2.4. Самолет с удельной нагрузкой на крыло $\frac{G}{S} = 4500 \text{ Н/м}^2$ и удлинением крыла $\lambda = 7$ при скорости полета у земли $V = 400 \text{ км/ч}$ имеет аэродинамическое качество $K = 16$. Определить, насколько изменится лобовое сопротивление ΔC_{x0} при выпуске шасси у земли, если качество уменьшится на 3.

2.5. Самолет с площадью крыла $S = 160 \text{ м}^2$ на скорости $V = 540 \text{ км/ч}$ у земли произвел сброс груза $\Delta G = 60000 \text{ Н}$. Определить, насколько изменится угол атаки при условии $V = \text{const}$.

2.6. Самолет весом $G = 480\,000 \text{ Н}$ на скорости $V = 360 \text{ км/ч}$ произвел сброс груза $\Delta G = 50\,000 \text{ Н}$. Определить, насколько изменится скорость самолета при условии постоянства угла атаки.

2.7. Самолет летит со скоростью $V = 500 \text{ км/ч}$ на высоте $H = 7 \text{ км}$. Масса самолета $m = 13\,700 \text{ кг}$, площадь крыла $S_{кр} = 70 \text{ м}^2$, эффективное удлинение $\lambda_{эф} = 8$, $C_{x0} = 0,02$, угловой коэффициент $C_{ya}^\alpha = 4,7 \frac{1}{\text{рад}}$, профиль крыла симметричный. Если масса самолета при сбросе груза уменьшится на 1400 кг при условии $H = \text{const}$:

а) как изменится скорость горизонтального полета, если $C_{ya} = \text{const}$?

б) насколько изменится аэродинамическое качество и угол атаки при $V = \text{const}$?

2.8. Летчик осуществляет установившийся горизонтальный полет вблизи земли на самолете Як-52, площадь крыла $S = 15 \text{ м}^2$, масса самолета 1290 кг, угол атаки $\alpha = 7^\circ$, $C_{ya} = 0,68$. Какая потребуется скорость при углах атаки $\alpha_1 = 3^\circ$, $\alpha_2 = 10^\circ$, если $C_{ya}^\alpha = 4,81 \frac{1}{\text{рад}}$?

2.9. Самолет совершает установившийся горизонтальный полет. Во сколько раз изменится минимально допустимая скорость горизонтального полета, если при выпуске предкрылков допустимый угол атаки увеличится с 16 до 19° ? Профиль крыла симметричный, массу самолета принять постоянной.

2.10. В начале горизонтального полета дозвуковой самолет с ТРД летел на крейсерской скорости. Во сколько раз изменятся потребные тяга и скорость, если в результате выгорания топлива полетная масса самолета уменьшится на 25% , а высота полета останется прежней?

2.11. Определить, насколько изменится потребная тяга установившегося горизонтального полета самолета МиГ-17ф за счет выработки топлива при полете у земли с постоянным углом атаки, если площадь крыла $S = 22,6 \text{ м}^2$, $C_{xa} = 0,0196$, начальный полетный вес $G_1 = 60\,860 \text{ Н}$, скорость $V_1 = 600 \text{ км/ч}$. После выработки топлива $G_2 = 45\,000 \text{ Н}$.

2.12. Планер с удлинением крыла $\lambda = 8$ имеет $C_{x0} = 0,016$ удельную нагрузку $\frac{G}{S} = 400 \text{ Н/м}^2$. Определить скорость восходящих потоков, необходимую для горизонтального полета планера на уровне Земли, и скорость полета.

2.13. Определить тягу, потребную для горизонтального установившегося полета самолета Як-55 с симметричным профилем крыла при угле атаки $\alpha = 5^\circ$, полетной массе $m = 870 \text{ кг}$, $\lambda_{эф} = 4,47$, $C_{x0} = 0,032$,

$$C_{ya}^\alpha = 4,31 \frac{1}{\text{рад}}.$$

2.14. Дозвуковой самолет ($C_{x0}(M) = \text{const}$; $A(M) = \text{const}$; $P(M) = \text{const}$) имеет следующие параметры: вес $G = 170\,000\text{ Н}$, площадь крыла $S = 62,5\text{ м}^2$, размах крыла $l = 25\text{ м}$, тяга $P = 48\,000\text{ Н}$, максимальная скорость у земли $V_{\text{max}} = 700\text{ км/ч}$. Определить C_{x0} .

2.15. Дозвуковой самолет ($C_{x0}(M) = \text{const}$; $A(M) = \text{const}$; $P(M) = \text{const}$) имеет следующие параметры: $G = 270\,000\text{ Н}$, $S = 82,5\text{ м}^2$, $l = 28\text{ м}$, $C_{x0} = 0,033$. Определить тягу двигателей, необходимую для получения $V_{\text{max}} = 750\text{ км/ч}$ на высоте $H = 6\text{ км}$, в предположении, что тяга двигателей пропорциональна плотности воздуха.

2.16. Определить мощность, потребную для горизонтального полета у земли с постоянным углом атаки $\alpha = 3,7^\circ$, если масса самолета Як-52 $m = 1290\text{ кг}$, площадь крыла $S = 15\text{ м}^2$, угол $\alpha_0 = -1,1^\circ$, коэффициенты $C_{ya}^\alpha = 4,81 \frac{1}{\text{рад}}$, $C_{x0} = 0,0375$, $A = 0,062$.

2.17. Определить, во сколько раз изменится потребная скорость и потребная мощность горизонтального полета одного и того же самолета, если при одинаковых условиях полета увеличить массу самолета с $m_1 = 5250\text{ кг}$ до $m_2 = 5500\text{ кг}$.

2.18. Определить величину вертикального порыва ветра W_y из условия ограничения выхода на $C_{ya\text{ доп}}$, если самолет имеет удельную нагрузку на крыло $\frac{G}{S} = 4500\text{ Н/м}^2$, $C_{ya\text{ доп}} = 0,9$, $C_{ya}^\alpha = 5 \frac{1}{\text{рад}}$ и совершает полет с числом $M = 0,6$ на высоте $H = 10\text{ км}$.

3. НАБОР ВЫСОТЫ И СНИЖЕНИЕ

Набор высоты в общем случае – это неустановившееся криволинейное движение в вертикальной плоскости без крена и скольжения: $\gamma = W = \beta = 0 \Rightarrow \Psi = 0$.

Уравнения движения для такого случая следующие:

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = F_{xa}, \\ mV \frac{d\theta}{dt} = F_{ya}. \end{cases}$$

При условии, что углы α и φ малы, а тяга существенно меньше веса ($P \ll G$), раскрыв правые части уравнений, получим уравнения движения самолета в вертикальной плоскости без крена и скольжения:

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = P - X_a - G \sin \theta, \\ mV \frac{d\theta}{dt} = Y_a - G \cos \theta. \end{cases}$$

Обычно при наборе высоты угол θ изменяется медленно и можно принять $\frac{d\theta}{dt} \approx 0 \Rightarrow F_{ya} \approx 0$, тогда систему можно переписать в следующем виде:

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = P - X_a - G \sin \theta, \\ Y_a - G \cos \theta = 0. \end{cases}$$

К полученным уравнениям следует добавить кинематические соотношения:

$$\begin{cases} V_y = \frac{dH}{dt} = V \sin \theta, \\ V_x = \frac{dL}{dt} = V \cos \theta. \end{cases}$$

Если рассмотреть случай, когда скорость изменяется медленно, то в каждый момент набор высоты можно считать установившимся: $\frac{dV}{dt} = 0$. Тогда уравнения для квазистационарного набора высоты примут следующий вид:

$$\begin{cases} P = X_a + G \sin \theta, \\ Y_a = G \cos \theta. \end{cases}$$

Из второго уравнения системы можно получить скорость V , необходимую для выполнения установившегося прямолинейного набора высоты:

$$V = \sqrt{\frac{2mg \cos \theta}{\rho S C_{y_a}}}.$$

Вертикальная скорость набора высоты (рис. 3) – это проекция воздушной скорости на ось Y нормальной СК: $V_y = V \sin \theta$.

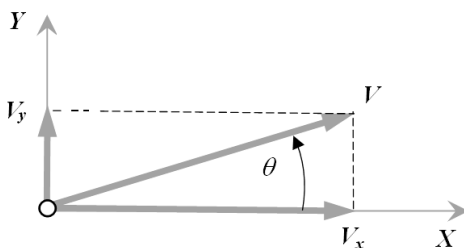


Рис. 3. Вертикальная скорость набора высоты

Подставляя в уравнение $m \frac{dV}{dt} = P - X_a - G \sin \theta$ значение $\sin \theta = \frac{V_y}{V}$, имеем

$$m \frac{dV}{dt} = P - X_a - G \frac{V_y}{V},$$

откуда

$$V_y = \frac{P - X_a}{mg} V - \frac{V}{g} \frac{dV}{dt}.$$

При квазиустановившемся наборе высоты ускорение $\frac{dV}{dt} \approx 0$. Тогда из последнего уравнения получим вертикальную скорость установившегося набора:

$$V_y^* = \frac{P - X_a}{G} V \equiv \frac{\Delta P}{G} V.$$

Произведение, находящееся в числителе, равняется избыточной мощности: $\Delta P V = \Delta N$. Тогда

$$V_y^* = \frac{\Delta N}{G}.$$

Снижение – это режим движения самолета относительно Земли с отрицательным углом наклона траектории. Снижение – режим, «обратный» набору высоты, т. е. вертикальная скорость при этом отрицательная.

Основные режимы снижения – пикирование и планирование.

Пикирование – это снижение по крутой траектории: $|\theta| > 20^\circ \dots 30^\circ$.

Планирование – снижение с нулевой или близкой к нулю тягой.

Уравнения для режима установившегося снижения в вертикальной плоскости без крена и скольжения:

$$\begin{cases} P = X_a + G \sin \theta, \\ Y_a = G \cos \theta, \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} P - X_a = G \sin \theta, \\ Y_a = G \cos \theta. \end{cases}$$

Если в этой системе первое уравнение разделим на второе, то получим

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{P - X_a}{Y_a} = \frac{P}{Y_a} - \frac{X_a}{Y_a} = \frac{P}{Y_a} - \frac{1}{K}.$$

Для случая **установившегося планирования** (рис. 4) $P = 0$ получим важное соотношение

$$\operatorname{tg} \theta_{\text{пл}} = -\frac{1}{K}.$$

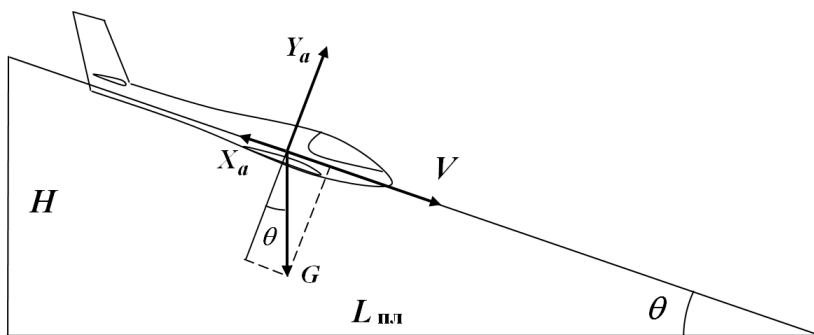


Рис. 4. Установившееся планирование

Как видно из рис. 4, дальность планирования

$$L_{\text{пл}} = H |\operatorname{ctg} \theta| = \frac{H}{|\operatorname{tg} \theta|} = KH.$$

Максимальная дальность планирования соответствует планированию при $K_{\max}$ ($\theta_{\min}$) и определяется по следующей формуле:

$$H = \text{const} \Rightarrow L_{\text{пл max}} = HK_{\max} = H \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi \lambda_{\text{эф}}}{C_{x_0}}}.$$

При условии $G, H = \text{const}$ **максимальное время планирования** (или минимальная вертикальная скорость снижения) достигается при экономическом значении коэффициента подъемной силы.

Следует отметить, что планирование на режиме максимального времени осуществляется по более крутой траектории, чем на режиме максимальной дальности. Максимальная дальность планирования не зависит от веса самолета, удельной нагрузки на крыло, плотности воздуха. При большем весе (или меньшей плотности) увеличится воздушная скорость планера и уменьшится время планирования, а максимальная дальность не изменится.

ЗАДАЧИ

3.1. Самолет Як-55 развивает в горизонтальном полете скорость $V = 250$ км/ч. Определить скорость при подъеме с тем же углом атаки, если угол наклона траектории $\theta = 10^\circ$.

3.2. Самолет при скорости $V = 720$ км/ч имеет скороподъемность $V_y = 30$ м/с и аэродинамическое качество $K = 12$. Определить угол наклона траектории θ и тяговооруженность самолета $\bar{P} = \frac{P}{G}$.

3.3. Самолет с тяговооруженностью $\frac{P}{G} = 0.35$ в установившемся полете со скоростью $V = 720$ км/ч имеет аэродинамическое качество $K = 10$. Определить угол наклона траектории θ и вертикальную скорость V_y .

3.4. Самолет совершает установившийся набор высоты со скоростью $V = 720$ км/ч и имеет следующие параметры: тяговооруженность $\bar{P} = \frac{P}{G} = 0.25$, аэродинамическое качество $K = 12$. Определить угол наклона траектории θ и вертикальную скорость V_y . Определить, что существеннее повлияет на изменение угла θ : увеличение тяговооруженности на 10 % или увеличение качества на 10 %?

3.5. Самолет на высоте $H = 5$ км имеет тяговооруженность $\frac{P}{G} = 0.18$. При выполнении набора высоты с приборной скоростью $V_{пр} = 540$ км/ч его скороподъемность равна $V_y = 15$ м/с. Определить угол наклона траектории, аэродинамическое качество и воздушную скорость.

3.6. Определить при установившемся наборе высоты максимальный угол наклона траектории $\theta_{\max}$ и скорость при $\theta_{\max}$ для самолета с тяговооруженностью $\bar{P} = \frac{P}{G} = 0,3$ (принять, что тяга не зависит от скорости), если $C_{x0} = 0,02$, $\lambda_{\text{эф}} = 6$, $m = 135$ т, $S = 300$ м², $H \approx 1$ км.

3.7. Для планера, летящего на высоте $H = 1$ км и имеющего $G = 5000$ Н, $S = 12$ м², $C_{x0} = 0,015$ и $\lambda_{\text{эф}} = 10$, необходимо определить:

а) значения коэффициента подъемной силы C_{ya} и скорости V установившегося снижения планера при $\theta_{\min}$;

б) значения коэффициента подъемной силы C_{ya} и скорости V установившегося снижения планера при угле наклона траектории $\theta = 5^\circ$.

3.8. Самолет с удельной нагрузкой на крыло $G/S = 5000$ Н/м² имеет следующие характеристики в режиме набора высоты при $H = 0$: $V_y = 25$ м/с, $C_{ya} = 0,6$, $K = 14$, $\bar{P} = 0,3$. Определить скорость полета и угол набора высоты θ в предположении $\cos \theta \approx 1,0$.

3.9. Для планера, имеющего $G = 7000$ Н, $S = 14$ м², $C_{x0} = 0,014$, удлинение крыла $\alpha = 16$, определить на уровне земли: 1) скорость V_y устанавливающегося снижения с $\theta_{\min}$; 2) C_{ya} , полагая $\cos \theta \approx 1$.

3.10. Для планера с удельной нагрузкой 400 Н/м² определить минимальный коэффициент лобового сопротивления C_{x0} , при котором на уровне земли минимальная вертикальная скорость снижения $V_{y\min}$ составляет 3 м/с, а также скорость снижения, полагая $\cos \theta \approx 1$.

3.11. Планер с удлинением крыла $\lambda = 16$ имеет $C_{x0} = 0,016$ и удельную нагрузку $G/S = 400$ Н/м². Определить дальность планирования с высоты $H = 3$ км в спокойной атмосфере и скорость планирования на уровне земли.

3.12. Самолет с площадью крыла $S = 15$ м² и $C_{xa} = 0,04$ совершает установившийся горизонтальный полет у земли со скоростью $V = 300$ км/ч. Если летчик создаст избыток тяги $\Delta P = 4600$ Н на полном

газу, сохраняя при этом угол атаки, самолет начнет набирать высоту. Определить потребную тягу при подъеме.

3.13. Самолет выполняет установившийся набор высоты со скоростью $V = 600$ км/ч с за счет избытка тяги $\Delta P = 1500$ Н. Определить вертикальную скорость набора высоты, если масса самолета $m = 1000$ кг.

3.14. Определить аэродинамическое качество самолета, планирующего со скоростью 140 км/ч и вертикальной скоростью 4 м/с.

3.15. У самолета на высоте 3 км отказал единственный двигатель. Какое максимальное расстояние пролетит самолет в спокойной атмосфере, если $C_{x0} = 0,018$, $\lambda_{эф} = 8$? Определить скорость планирования

на уровне земли, если удельная нагрузка $\frac{G}{S} = 400$ Н/м².

3.16. У самолета ($S = 22,6$ м² и $\lambda_{эф} = 3,7$, $C_{x0} = 0,021$) при установившемся снижении на малых углах θ на высоте 2 км изменяется вес с $G_1 = 52\,000$ Н до $G_2 = 45\,000$ Н. Определить значение вертикальной скорости снижения при весе G_2 , если известно, что снижение осуществляется при наивыгоднейшей скорости, тяга двигателя не зависит от скорости ($P_p \approx \text{const}$), а $V_{y1} = 12$ м/с.

3.17. Определить вертикальную скорость набора высоты самолета Як-52 с полетной массой 1290 кг, если при равных условиях в горизонтальном полете избыток мощности составляет 120 кВт.

4. ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Дальность полета – это расстояние по горизонтали, которое пролетает ЛА от взлета до посадки.

Продолжительность полета – это время, в течение которого ЛА находится в полете от взлета до посадки.

Полная дальность полета ЛА ($L_{\text{полн}}$) включает (рис. 5) дальность набора высоты ($L_{\text{наб}}$), дальность горизонтального полета ($L_{\text{ГП}}$), дальность при снижении ($L_{\text{сн}}$):

$$L_{\text{полн}} = L_{\text{наб}} + L_{\text{ГП}} + L_{\text{сн}}.$$

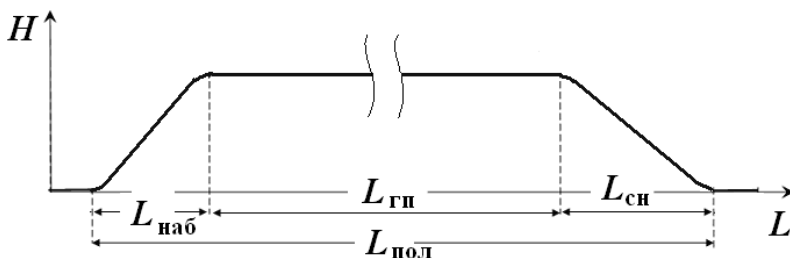


Рис. 5. Профиль полета

Дальность набора высоты в первом приближении можно определить, используя для расчетов средние значения скорости и угла наклона траектории:

$$L_{\text{наб}} = \int_0^{t_{\text{наб}}} V \cos \theta dt \approx V_{\text{ср}} t_{\text{наб}}.$$

Система уравнений для расчета **дальности горизонтального полета** и продолжительности горизонтального полета состоит из динамических уравнений, кинематического соотношения и закона изменения массы ЛА:

$$\begin{cases} P = C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S, \\ G = C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S, \\ \frac{dL}{dt} = V, \\ \frac{dm}{dt} = -q_{\text{ч}}. \end{cases}$$

Отсюда получим выражение для дальности полета (в километрах):

$$L_{\text{ГП}} = - \int_{m_1}^{m_2} \frac{dm}{q_{\text{к}}} = \int_{m_2}^{m_1} \frac{dm}{q_{\text{к}}}.$$

Здесь m_1 и m_2 – соответственно масса самолета в начале и конце горизонтального полета (в первом приближении $m_2 \approx m_{\text{пос}}$).

Продолжительность полета (в часах) определится в виде

$$T_{\text{ГП}} = - \int_{m_1}^{m_2} \frac{dm}{q_{\text{ч}}} = \int_{m_2}^{m_1} \frac{dm}{q_{\text{ч}}}.$$

Интегралы в формулах для дальности и продолжительности полета вычисляются численно или графически.

Как видно, при прочих равных условиях дальность будет тем больше, чем меньше километровый расход топлива ($q_{\text{к}} \downarrow \Rightarrow L \uparrow$). Соответственно снижение часового расхода топлива увеличивает продолжительность полета ($q_{\text{ч}} \downarrow \Rightarrow T \uparrow$).

Если учесть, что при установившемся ГП $P_{\text{п}} = P_{\text{р}} = \frac{G}{K}$, тогда **часовой расход топлива** $q_{\text{ч}} = C_{\text{уд}} P = C_{\text{уд}} \frac{G}{K}$ и соответственно **километровый расход топлива** $q_{\text{к}} = \frac{C_{\text{уд}} P}{3,6V} = \frac{C_{\text{уд}}}{3,6V} \frac{G}{K}$. С учетом этого и того, что $G = mg$, уравнения для дальности и продолжительности полета примут вид:

$$L_{\text{ГП}} = 3,6 \int_{m_2}^{m_1} \frac{VK}{gC_{\text{уд}}} \frac{dm}{m} = 3,6 \int_{m_2}^{m_1} \frac{aMK}{gC_{\text{уд}}} \frac{dm}{m};$$

$$T = \int_{m_2}^{m_1} \frac{K}{gC_{\text{уд}}} \frac{dm}{m}.$$

При условии $H = \text{const}$, $V = \text{const}$ для расчетов дальности можно принять среднюю полетную массу: $m_{\text{ср}} = \frac{m_1 + m_2}{2} = \text{const}$, если в начале ГП масса топлива $m_{\text{Т}} < 0,3m_1$.

В этом случае K , $P_{\text{п}}$, $C_{\text{уд}} \approx \text{const}$, и тогда значения качества и удельного расхода ($K \approx K_{\text{ср}}$ и $C_{\text{уд}} \approx C_{\text{уд,ср}}$) рассчитываются для средней массы $m_{\text{ср}}$. Тогда дальность горизонтального полета при $H = \text{const}$, $V = \text{const}$

$$L_{\text{ГП}} = 3,6 \frac{aMK_{\text{ср}}}{gC_{\text{уд,ср}}} \ln \left(1 + \frac{m_{\text{Т}}}{m_2} \right) = L_{\text{ГП}} = 3,6 \frac{KV_{\text{ср}}}{gC_{\text{уд,ср}}} \ln \left(1 + \frac{m_{\text{Т}}}{m_2} \right).$$

Последнюю формулу можно также применять при расчете дальности горизонтального полета по программе $C_{\text{ya}} = \text{const}$, $M = \text{const}$.

Одним из показателей транспортной эффективности самолета является диаграмма «коммерческая нагрузка – дальность полета» (рис. 6). Она строится с применением последней формулы расчета дальности полета. Для приближенных оценок можно принять:

$$\ln \left(1 + \frac{m_T}{m_2} \right) \approx \frac{m_T}{m_2}.$$

Дальнейший расчет дальности связан с определением отношения m_T / m_0 . Полную взлетную массу представим в виде суммы: $m_1 = m_{\text{пуст}} + m_{\text{к.н}} + m_T$, где $m_{\text{пуст}}$ – масса пустого снаряженного самолета; $m_{\text{к.н}}$ – масса коммерческой нагрузки.

Будем учитывать следующие три ограничения: на взлетную массу, на емкость топливных баков и на коммерческую нагрузку. Все самолеты имеют максимальную взлетную массу, которая заметно меньше, чем максимальная сумма: $m_{\text{пуст}} + m_{\text{к.нmax}} + m_{\text{Tmax}}$. Отсюда вытекают два основных варианта определения дальности:

- полет с максимальной коммерческой нагрузкой $m_{\text{к.нmax}}$;
- полет с максимальным запасом топлива m_{Tmax} .

В обоих случаях стартовая масса одинакова – $m_{0\text{max}}$.

В точке *A* диаграммы запас топлива равен нулю. На горизонтальной линии *A–B* имеет место $m_{\text{к.н}} = m_{\text{к.нmax}}$, запас топлива и взлетная масса возрастают и в точке *B* составляют:

$$m_{\text{TB}} = m_{0\text{max}} - m_{\text{пуст}} - m_{\text{к.нmax}}, \quad m_T / m_0 = m_{\text{TB}} / m_{0\text{max}}.$$

Таким образом, L_B – это дальность полета с максимальной коммерческой нагрузкой.

На линии *B–C* сохраняется постоянное значение $m_{0\text{max}}$, запас топлива увеличивается до m_{Tmax} за счет уменьшения коммерческой нагрузки. В точке *C*:

$$m_{\text{к.н C}} = m_{0\text{max}} - m_{\text{пуст}} - m_{\text{Tmax}}, \quad m_T / m_0 = m_{\text{Tmax}} / m_{0\text{max}}.$$

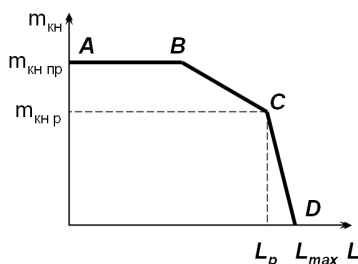


Рис. 6. Диаграмма «коммерческая нагрузка – дальность полета»

Таким образом, L_C – это дальность полета с максимальным запасом топлива.

Определенный интерес представляет также дальность полета без нагрузки. На линии $C-D$ сохраняется постоянное значение $m_{T\max}$, за счет снижения коммерческой нагрузки уменьшается взлетная масса m_0 . В точке D :

$$m_D = m_{\text{пуст}} + m_{T\max}, \quad m_T / m_0 = m_{T\max} / m_D.$$

Поскольку $m_D < m_{0\max}$, дальность полета по сравнению с L_C возрастает. Дальность L_C называют перегоночной дальностью самолета.

Дальность снижения в первом приближении можно определить в предположении малой тяги ($P_{\text{дв}} \approx 0$) и постоянства аэродинамического качества ($K_{\text{сн}} = \text{const}$), тогда

$$L_{\text{сн}} = K_{\text{сн}} H,$$

где $K_{\text{сн}}$ – качество, рассчитанное для крейсерской высоты и скорости в начале снижения.

При расчете дальности полета в представленных выше формулах скорость ветра не учитывалась ($W = 0$), а в качестве скорости использовалась скорость самолета относительно воздуха (V).

В горизонтальном полете при наличии ветра скорость самолета относительно земной поверхности определяется из соотношения

$$\overline{V}_{\text{п}} = \overline{V} + \overline{W}.$$

Если допустить, что $\overline{V}$, $\overline{W} = \text{const}$, тогда за время полета $t_{\text{пол}}$ из пункта A в пункт B самолет пройдет относительно Земли $L_{AB} = L_{\text{зем}} = V_{\text{п}} t_{\text{пол}}$, а относительно воздуха $L = V t_{\text{пол}}$ (рис. 7). Следовательно, дальность полета относительно воздуха с учетом ветра выражается следующим образом:

$$L = L_{\text{зем}} \frac{V}{V_{\text{п}}} = L_{\text{зем}} \frac{V}{|\overline{V} + \overline{W}|}.$$

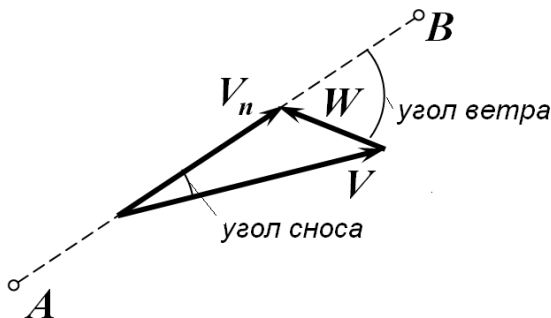


Рис. 7. К учету скорости ветра при определении дальности полета

Радиус действия R_w при $\bar{W} = \text{const}$ всегда меньше, чем в безветрие. Например, если направление ветра параллельно направлению полета и $\bar{V}, \bar{W} = \text{const}$, то $R_w = R_{w=0} \left(1 - \frac{W^2}{V^2} \right)$.

ЗАДАЧИ

4.1. Оценить, во сколько раз уменьшатся $L_{\Gamma\Pi}$ и $T_{\Gamma\Pi}$ по сравнению с их максимальными значениями, если самолет будет совершать полет на дальность при $V_{\text{НВ}}$, а на продолжительность – при $V_{\text{КР}}$. Удельный расход топлива $C_{\text{уд}} = \text{const}$.

4.2. Самолет имеет следующие данные: $G_{0\text{max}} = 170\,000\text{ Н}$, $G_{\text{комmax}} = 50\,000\text{ Н}$, $G_{\text{Тmax}} = 60\,000\text{ Н}$, $G_{\text{пуст}} + G_{\text{экип}} = 90\,000\text{ Н}$. Определить параметры G_0 , $G_{\text{ком}}$, $G_{\text{Т}}$ в точках A , B , C , D диаграммы «коммерческая нагрузка – дальность».

4.3. Самолет имеет следующие данные: $G_{0\text{max}} = 170\,000\text{ Н}$, $G_{\text{комmax}} = 50\,000\text{ Н}$, $G_{\text{Тmax}} = 60\,000\text{ Н}$, $G_{\text{пуст}} + G_{\text{экип}} = 90\,000\text{ Н}$, $C_{\text{уд}} = 0,06\text{ кг}/(\text{Н} \cdot \text{ч})$, $S = 45\text{ м}^2$, $\rho_{\text{н}} = 0,6\text{ кг}/\text{м}^3$, $V = 720\text{ км}/\text{ч}$. Определить по приближенным формулам дальность полета в точке B диаграммы «коммерческая нагрузка – дальность».

4.4. Самолет имеет следующие данные: $G_{0\max} = 170\,000\text{ Н}$, $G_{\text{ком}\max} = 50\,000\text{ Н}$, $G_{\text{т}\max} = 60\,000\text{ Н}$, $G_{\text{пуст}} + G_{\text{экип}} = 90\,000\text{ Н}$, $C_{\text{уд}} = 0,06\text{ кг}/(\text{Н}\cdot\text{ч})$, $S = 45\text{ м}^2$, $\rho_{\text{н}} = 0,6\text{ кг}/\text{м}^3$, $V = 720\text{ км}/\text{ч}$. Определить по приближенным формулам дальность полета в точке C диаграммы «коммерческая нагрузка – дальность».

4.5. Самолет имеет следующие данные: $G_{0\max} = 170\,000\text{ Н}$, $G_{\text{ком}\max} = 50\,000\text{ Н}$, $G_{\text{т}\max} = 60\,000\text{ Н}$, $G_{\text{пуст}} + G_{\text{экип}} = 90\,000\text{ Н}$, $C_{\text{уд}} = 0,06\text{ кг}/(\text{Н}\cdot\text{ч})$, $S = 45\text{ м}^2$, $\rho_{\text{н}} = 0,6\text{ кг}/\text{м}^3$, $V = 720\text{ км}/\text{ч}$. Определить по приближенным формулам дальность полета в точке D диаграммы «коммерческая нагрузка – дальность».

4.6. Самолет имеет следующие данные: $G_{0\max} = 170\,000\text{ Н}$, $G_{\text{т}\max} = 60\,000\text{ Н}$, $C_{\text{уд}} = 0,06\text{ кг}/(\text{Н}\cdot\text{ч})$, $S = 45\text{ м}^2$, $\rho_{\text{н}} = 0,6\text{ кг}/\text{м}^3$, $C_{x0} = 0,026$, $A = 0,05$. Определить крейсерскую скорость $V_{\text{кр}}$ и максимальную дальность полета.

4.7. Самолет имеет следующие данные: $G_{0\max} = 170\,000\text{ Н}$, $G_{\text{т}\max} = 60\,000\text{ Н}$, $C_{\text{уд}} = 0,06\text{ кг}/(\text{Н}\cdot\text{ч})$, $S = 45\text{ м}^2$, $\rho_{\text{н}} = 0,6\text{ кг}/\text{м}^3$, $C_{x0} = 0,026$, $A = 0,05$. Определить наивыгоднейшую скорость $V_{\text{нв}}$ и максимальную продолжительность полета.

4.8. Оценить, во сколько раз уменьшается $L_{\text{г.п}}$ и $T_{\text{г.п}}$ по сравнению с их максимальными значениями, если самолет будет совершать полет на дальность с $V_{\text{нв}}$, а на продолжительность – с $V_{\text{кр}}$. Удельный расход топлива $C_{\text{уд}} = \text{const}$.

4.9. Радиус действия самолета – 1000 км при скорости $400\text{ км}/\text{ч}$. Как он изменится при полете с продольным ветром $20\text{ м}/\text{с}$?

5. МАНЕВРЕННОСТЬ САМОЛЕТА

Маневр самолета – это любое изменение одного или нескольких параметров полета ЛА. Так как наиболее важными из параметров являются положение центра масс ЛА, направление и величина вектора скорости, то обычно **маневренность** определяется как свойство ЛА быстро изменять величину и направление скорости полета.

Перегрузка – это вектор, равный отношению результирующего вектора внешних сил, действующих на ЛА (за исключением силы тяжести), к силе тяжести:

$$\vec{n} = \frac{\vec{R}}{G}.$$

На практике обычно используют проекции перегрузки на оси выбранной системы координат (связанной, скоростной или другой). Для траекторных задач используются уравнения в проекциях на оси скоростной системы. Например, в полете без крена и скольжения и при $P \sin(\alpha + \varphi) \ll G$ перегрузка имеет следующие составляющие на оси скоростной системы координат:

$$n_{xa} = \frac{P - X_a}{G} \text{ – тангенциальная перегрузка;}$$

$$n_{ya} = \frac{Y_a}{G} \text{ – нормальная скоростная перегрузка;}$$

$$n_{za} = 0 \text{ – боковая скоростная перегрузка;}$$

$$\vec{n} = n_{xa} \vec{i} + n_{ya} \vec{j} + n_{za} \vec{k}.$$

Уравнения движения самолета в вертикальной плоскости без крена и скольжения с учетом выражений для проекций перегрузки:

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = g(n_{xa} - \sin \theta), \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{V}(n_{ya} - \cos \theta). \end{cases}$$

Примером простейшего маневра служит **горизонтальный прямолинейный полет**, когда $\theta = 0$, $\frac{d\theta}{dt} = 0$:

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = gn_{xa}, \\ n_y = 1, \\ \frac{dL}{dt} = V. \end{cases}$$

Время разгона t в прямолинейном ГП, если заданы высоты и вес самолета, скорости в начале (V_1) и конце (V_2) маневра, определяется по следующей формуле:

$$t = \frac{1}{g} \int_{V_1}^{V_2} \frac{dV}{n_{xa}},$$

где $n_{xa} = f(V)$.

С учетом $n_{xa} = \frac{P - X_a}{G} \equiv \frac{\Delta P}{G}$ имеем время разгона

$$t = \frac{G}{g} \int_{V_1}^{V_2} \frac{dV}{\Delta P} = m \int_{V_1}^{V_2} \frac{dV}{\Delta P}.$$

Дистанция разгона (L), т. е. путь, проходимый самолетом при разгоне, можно определить по следующей формуле:

$$L = \frac{1}{2g} \int_{V_1^2}^{V_2^2} \frac{dV^2}{n_x}.$$

Так как $n_x = \frac{P - X}{G} \equiv \frac{\Delta P}{G}$, то

$$L = \frac{G}{2g} \int_{V_1^2}^{V_2^2} \frac{dV^2}{\Delta P}, \quad \text{или} \quad L = \frac{m}{2} \int_{V_1^2}^{V_2^2} \frac{dV^2}{\Delta P}.$$

Интегралы в выражениях для времени и дистанции разгона берутся численно или графически.

К маневрам в вертикальной плоскости относится **пикирование** – снижение по крутой траектории с целью быстрого уменьшения высоты полета ($H \downarrow$) или быстрого увеличения скорости ($V \uparrow$).

Обычно при расчетах пикирования выделяют три участка (рис. 8): AB – вход в пикирование; BC – прямолинейное пикирование; CD – выход из пикирования. Иногда участка BC может и не быть.

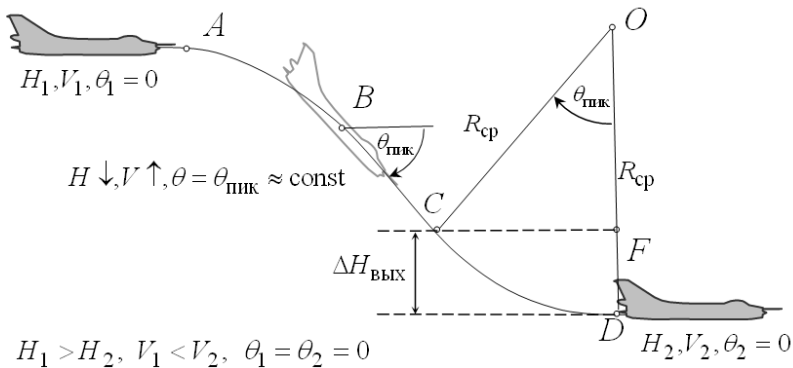


Рис. 8. Пикирование

Расчет пикирования производится численным интегрированием следующей системы уравнений при заданных начальных условиях $H_1(t_0)$, $V_1(t_0)$, $\theta(t_0) = 0$:

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = g(n_{xa} - \sin \theta), \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{V}(n_{ya} - \cos \theta), \\ \frac{dH}{dt} = V \sin \theta, \\ \frac{dL}{dt} = V \cos \theta. \end{cases}$$

Программа пикирования может быть задана, например, следующим образом:

- точка A : $H = H_1$, $V = V_1$, $\theta = 0$;
- участок AB : $n_{ya} < 1$; $n_{ya} = \text{const}$;
- точка B : $\theta \rightarrow \theta_{\text{пик}}$;
- участок BC : $\theta = \theta_{\text{пик}} = \text{const}$;
- участок CD : $n_{ya} = n_{y_{\text{max}} \text{ доп}}$;
- точка D : $\theta = 0$.

Расчет пикирования заключается в определении характера изменения основных параметров полета в зависимости от времени или другой переменной (например, высоты или дальности).

На прямолинейном участке можно использовать допущение: $n_{xa} \approx 0 \Leftrightarrow P \approx X_a$. Тогда полная энергия самолета (энергетическая высота) при пикировании практически не изменяется и равна полной энергии в начале маневра:

$$H_9 = H_1 + \frac{V_1^2}{2g} \approx \text{const} ,$$

т. е. в любой момент t имеем $H(t) + \frac{V^2(t)}{2g} = H_1 + \frac{V_1^2}{2g} \approx \text{const}$. Отсюда характер изменения скорости на участке прямолинейного пикирования

$$V(t) = \sqrt{V_1^2 + 2g(H_1 - H(t))}.$$

Средний радиус выхода из пикирования можно определить по следующей формуле, приняв для всего участка средние значения скорости и перегрузки:

$$R_{\text{ср}} = \frac{V_{\text{ср}}^2}{g(n_{\text{ya вых}} - (\cos \theta)_{\text{ср}})} \approx \text{const}.$$

Из рис. 8 видно, что $\Delta H_{\text{вых}} \equiv OD - OF = R_{\text{ср}} - R_{\text{ср}} \cos \theta_{\text{пик}}$.

Используя формулу для среднего радиуса выхода из пикирования, имеем

$$\Delta H_{\text{вых}} = R_{\text{ср}}(1 - \cos \theta_{\text{пик}}) = \frac{V_{\text{ср}}^2(1 - \cos \theta_{\text{пик}})}{g(n_{\text{ya вых}} - \cos \theta_{\text{пик}})}.$$

Как видно из последнего выражения, для уменьшения $\Delta H_{\text{вых}}$ необходимо увеличивать $n_{\text{у вых}}$ и уменьшать $V_{\text{ср}}$. С этой целью применяется дросселирование двигателя, выпуск тормозных щитков и т. д.

Маневры, служащие для изменения направления движения ЛА, называются **разворотами**. Развороты могут выполняться в горизонтальной плоскости, с набором высоты или со снижением. Разворот самолета по курсу на 360° – это **вираж**. Вираж в горизонтальной плоскости, при котором параметры движения постоянны (скорость, угол атаки, угол скольжения и угол крена), – **установившийся вираж**. Установившийся вираж без скольжения – **правильный вираж** (рис. 9).

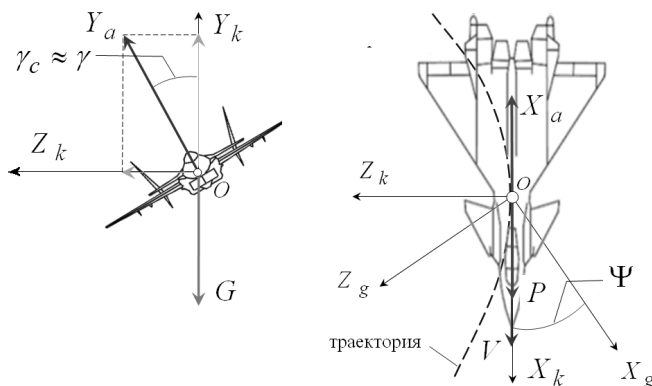


Рис. 9. Правильный вираж:
слева – вид спереди, справа – вид сверху

Для описания правильного виража используется следующая система уравнений, в которой первое уравнение – это условие постоянства скорости, второе уравнение – условие горизонтальности движения при правильном вираже, а третье – условие связи между кривизной траектории виража и нормальной перегрузкой:

$$\begin{cases} n_{xa} = 0, \\ n_{ya} \cos \gamma = 1, \\ \frac{d\psi}{dt} = \frac{g}{V} n_{ya} \sin \gamma. \end{cases}$$

Нормальная перегрузка при правильном вираже

$$n_{ya \text{ вир}} = \frac{1}{\cos \gamma}.$$

Таким образом, правильный вираж при $\gamma = 90^\circ$ невозможен. Предельный угол крена на вираже ограничивается максимально допустимой перегрузкой.

Зависимость радиуса правильного виража от угла крена и нормальной перегрузки:

$$R_{\text{вир}} = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \gamma} = \frac{V^2}{g \sqrt{n_{ya}^2 - 1}}.$$

Видно, что радиус правильного виража пропорционален квадрату скорости. Это, в частности, объясняет тот факт, что на сверхзвуковых скоростях маневренный воздушный бой невозможен. Поэтому современные сверхзвуковые истребители оптимизируются для ведения маневренного боя на дозвуковых и трансзвуковых скоростях.

Время выполнения виража находим как путь, деленный на скорость:

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

Как было показано выше, для совершения виража требуется перегрузка $n_{ya} > 1$, что требует увеличения C_{ya} , а следовательно, C_{xa} и потребной тяги $P_{\text{потр}}$ по сравнению с горизонтальным полетом. Таким образом, кроме ограничения по n_{ya} , возможные режимы правильных виражей будут ограничиваться величиной располагаемой тяги P_p .

Таким образом, при $C_{ya} = \text{const}$ для виража:

$$V_{\text{вир}} = \sqrt{n_{ya}} \cdot V_{\text{ГП}}, \quad P_{\text{п вир}} = n_{ya} P_{\text{п ГП}}.$$

Расчеты показывают, что минимальные радиус $R_{\min}$ и время $T_{\min}$ виража реализуются при сравнительно небольших скоростях, причем $V_{R\min} < V_{T\min}$.

Обычно полет происходит на скоростях, значительно больших $V_{R\min}$ и $V_{T\min}$, потому для выполнения правильного виража с $R_{\min}$ или $T_{\min}$ необходимо сначала уменьшить скорость, а затем производить вираж. Но торможение самолета требует какого-то времени, поэтому обычно при необходимости получения $R_{\min}$ и $T_{\min}$ вираж

начинают при исходной скорости, а в процессе выполнения скорость уменьшается (возможно применение тормозных щитков, дросселирование двигателя и т. д.).

Такие виражи называются **неустановившимися** или **форсированными**.

В начале форсированного виража $n_{ya} = n_{ya\max}$; затем, по мере падения скорости, для поддержания $n_{ya} = n_{ya\max}$ необходимо увеличивать C_{ya} .

ЗАДАЧИ

5.1. Самолет летит с ускорением. Определить перегрузку n_{xa} , если угол наклона траектории равен 65° , а ускорение $a_x = 3,4 \text{ м/с}^2$.

5.2. При горизонтальном полете со скоростью $V = 800 \text{ км/ч}$ на заданной высоте известно, что располагаемая скороподъемность равна 100 м/с . Определить тангенциальные перегрузку n_{xa} и ускорение j_x .

5.3. Найти время разгона самолета от $M = 0,8$ до $M = 1,6$ на высоте 11 км при среднем значении $n_{xa} = 0,2$.

5.4. Найти время разгона самолета от $M = 0,8$ до $M = 1,6$ на высоте 11 км , если известны тяговооруженность $\frac{P}{G} = 0,4$ и среднее значение аэродинамического качества $K_{cp} = 5$.

5.5. Найти время торможения самолета от $M = 0,9$ до $M = 0,6$ при отказе двигателей на высоте 11 км , если среднее значение аэродинамического качества $K_{cp} = 7$.

5.6. Самолет с удельной нагрузкой на крыло $\frac{G}{S} = 4500 \text{ Н/м}^2$ имеет $C_{y\text{доп}} = 0,9$. С какой перегрузкой самолет выйдет на ограничение по $C_{y\text{доп}}$, если он совершает горизонтальный полет у земли с числом $M = 0,7$?

5.7. Самолет с удельной нагрузкой на крыло $\frac{G}{S} = 3500 \text{ Н/м}^2$ имеет ограничение по условиям срыва потока $C_{ya} = 1$, а ограничение по

прочности $n_{ya} = 10$. Определить, при какой скорости и каком числе Маха на высоте $H = 11$ км ограничения по аэродинамике и по прочности совпадут.

5.8. Самолет на высоте $H = 1$ км пикирует с углом наклона $\theta = 45^\circ$ и скоростью, соответствующей числу $M = 0,5$. Определить перепад высот на выходе из пикирования с перегрузкой $n_{ya} = 3$.

5.9. Самолет на высоте $H = 1$ км пикирует с углом наклона $\theta = 45^\circ$. Определить скорость на участке выхода из пикирования, если допустимый перепад высот для выхода из пикирования составляет $\Delta H = 400$ м, а ограничение по перегрузке $n_{ya} = 3$.

5.10. В начале прямолинейного участка пикирования высота $H = 5$ км, скорость $V = 800$ км/ч, угол пикирования $\theta_{\text{пик}} = 30^\circ$. Оценить, на какой высоте необходимо начать выход из пикирования и с какой скоростью, чтобы закончить его на высоте 500 м, если перегрузка при выходе $n_{ya \text{ вых}} = 4$?

5.11. Самолет с удельной нагрузкой на крыло $\frac{G}{S} = 3500$ Н/м², эффективным удлинением $\lambda_{\text{эф}} = 3,5$ и коэффициентом лобового сопротивления $C_{x0} = 0,025$ совершает полет с числом Маха $M = 0,7$ на высоте $H = 5$ км. Определить при правильном вираже $n_{\text{удоп}}$, радиус, угол крена и время выполнения виража, если $C_{\text{удоп}} = 1$. Определить тяговооруженность $\frac{P}{G}$ для получения $n_{y \text{ max}} = 5$ при правильном вираже с постоянным C_{ya} .

5.12. Самолет имеет $\frac{G}{S} = 3500$ Н/м², $C_{\text{удоп}} = 1$. Режим полета в правильном вираже: $H = 5$ км, $n_{ya} = 7$. Определить: скорость V_{min} , число Маха M , радиус виража и угол крена.

5.13. Самолет при $C_{ya} = 1$ находится в правильном вираже радиусом R_1 со скоростью V_1 и креном γ_1 . Имея запас по C_{ya} , самолет переходит в форсированный вираж. Полагая, что летчик сохраняет по-

стоянными высоту, крен и подъемную силу Y_a , определить изменение скорости и радиуса виража в момент, когда $C_{ya} = 1,7$.

5.14. Самолет при $C_{ya} = 1$ находится в правильном вираже радиуса R_1 со скоростью V_1 и креном γ_1 . Имея запас по C_{ya} , самолет переходит в форсированный вираж. Полагая, что летчик сохраняет постоянными высоту, крен и подъемную силу Y_a , определить изменение скорости и мгновенную тангенциальную перегрузку n_{xa} в момент, когда $C_{ya} = 1,7$, если $C_{x0} = 0,03$, $A = 0,1$.

6. ВЗЛЕТ И ПОСАДКА САМОЛЕТА

Взлетная дистанция самолетов (рис. 10) разбивается на два основных этапа:

- разбег по взлетно-посадочной полосе (ВПП);
- начальный набор высоты с разгоном до безопасной скорости.

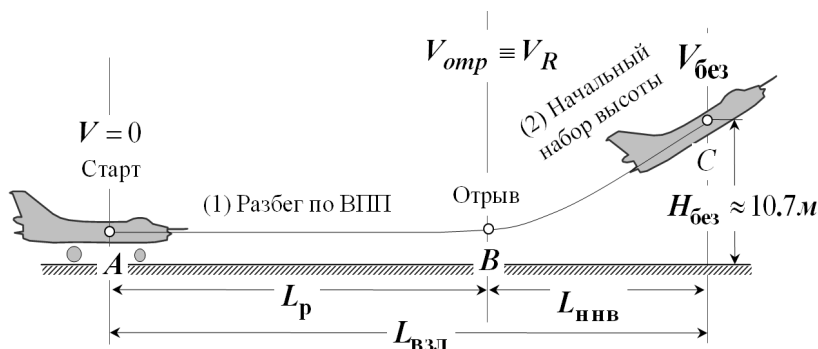


Рис. 10. Этапы взлета самолета

Длина взлетной дистанции – это сумма длин разбега и начального набора высоты:

$$L_{\text{взл}} \equiv L_p + L_{\text{ннв}}.$$

Разбег – прямолинейное ускоренное движение самолета по ВПП с целью разгона до скорости, позволяющей выполнить безопасный отрыв от земли и последующий набор высоты.

Уравнения движения при разбеге в проекциях на оси скоростной системы координат отличаются от уравнений горизонтального полета

тем, что в правую часть добавляются новые силы – это силы реакции колес шасси, возникающие при контакте с ВПП (рис. 11):

- силы трения колес передней и главных стоек шасси –

$$F_{\Pi} = f_{\Pi} N_{\Pi}, \quad F_{\Gamma} = f_{\Gamma} N_{\Gamma};$$

- силы нормальной реакции стоек шасси – N_{Π}, N_{Γ} .

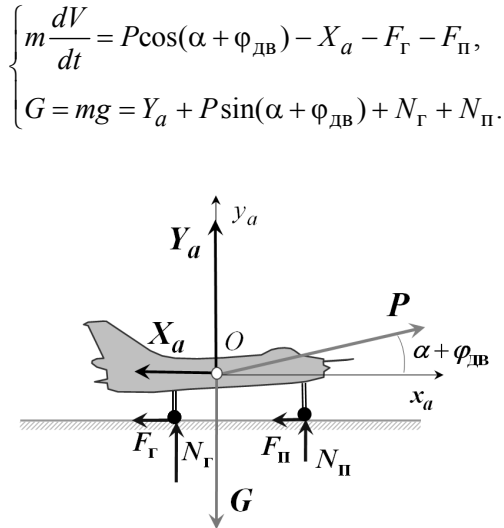


Рис. 11. Силы, действующие на самолет при разбеге

Считая, что коэффициенты трения колес примерно равны ($f_{\Pi} = f_{\Gamma} = f$), получим

$$F_{\Pi} + F_{\Gamma} = f(N_{\Pi} + N_{\Gamma}).$$

Полагая, что угол $(\alpha + \varphi_{\text{дв}})$ мал, тяговооруженность – умеренная, имеем

$$P \sin(\alpha + \varphi_{\text{дв}}) \approx 0, \quad P \cos(\alpha + \varphi_{\text{дв}}) \approx P.$$

С учетом этих допущений из второго уравнения системы имеем

$$G - Y_a = N_{\Pi} + N_{\Gamma};$$

подставляем это выражение в первое уравнение системы и получаем

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

где тангенциальная перегрузка при разбеге

$$n_{xa} = \left[\frac{P}{mg} - f - (C_{xa} - fC_{ya}) \frac{\rho V^2}{2} \frac{S}{mg} \right].$$

Интегрируя выражение для ускорения при разбеге в пределах от $V = 0$ до $V = V_{\text{отр}}$, определим время разбега по ВПП:

$$t_{\text{разб}} = \int_0^{V_{\text{отр}}} \frac{dV}{gn_{xa}}.$$

Если преобразовать левую часть выражения для ускорения при разбеге

$$\frac{dV}{dt} \equiv \frac{dV}{dt} \frac{dL}{dL} \equiv V \frac{dV}{dL} \equiv \frac{1}{2} \frac{dV^2}{dL} = gn_{xa},$$

то получим следующее выражение для длины разбега:

$$L_{\text{разб}} = \frac{1}{2g} \int_0^{V_{\text{отр}}} \frac{dV^2}{n_{xa}}.$$

Скорость в точке B из соображений безопасности должна превышать скорость сваливания: $V_{\text{отр}} \geq 1,1V_{\text{св}}$.

Если задать определенную программу разбега в виде $\alpha = \alpha(V)$, то длину $L_{\text{разб}}$ и время $t_{\text{разб}}$ разбега можно получить графическим или численным интегрированием соответствующих уравнений. Если же принять некоторые допущения об усреднении продольной перегрузки, то решение можно получить в аналитическом виде.

В литературных источниках [2, 3] приведено несколько приближенных формул, которые позволяют вычислить дистанцию разбега, рассчитав среднюю величину тангенциальной перегрузки.

Приняв $n_{xa} = n_{xa \text{ ср}} = \text{const}$, получим

$$L_{\text{разб}} \approx \frac{1}{2g} \frac{V_{\text{отр}}^2}{n_{xa \text{ ср}}}.$$

Вариант 1

За среднюю величину перегрузки можно принять ее значение при $V = V_{\text{ср}}$ в процессе разбега

$$n_{xa \text{ ср}} = \frac{P_{\text{ср}}}{mg} - f - (C_{xa} - fC_{ya})_{\text{ст}} \frac{\rho V_{\text{ср}}^2}{2} \frac{S}{mg}.$$

Если принять $V_{\text{ср}}^2 = 0,5V_{\text{отр}}^2$, а $C_{ya \text{ отр}} = \frac{2mg}{\rho S V_{\text{отр}}^2}$, то выражение для дистанции разбега примет вид

$$L_{\text{разб}} \approx \frac{V_{\text{отр}}^2}{2g \left[\frac{P_{\text{ср}}}{mg} - f - \frac{(C_{xa} - fC_{ya})_{\text{ст}}}{2C_{ya \text{ отр}}} \right]}.$$

Для ТРД приближенно $P_{\text{ср}} = 0,95P_0$, а для ДТРД $P_{\text{ср}} = 0,9P_0$. Величина $(C_{xa} - fC_{ya})_{\text{ст}}$ берется для стояночного угла атаки.

Вариант 2

Расчет средней величины перегрузки выполняется по формуле

$$n_{xa \text{ ср}} = \frac{P_{\text{ср}}}{mg} - f - ((C_{xa})_{\text{ср}} - f(C_{ya})_{\text{ср}}) q_{\text{ср}} \frac{S}{mg},$$

где $q_{\text{ср}} = \frac{\rho V_{\text{ср}}^2}{2}$ – среднее значение скоростного напора при взлете.

Если средние значения аэродинамических коэффициентов принять

$$C_{ya\text{cp}} \approx \frac{1}{3} \frac{mg}{q_{\text{cp}} S}, \quad C_{xa\text{cp}} \approx \frac{1}{3K_{\text{взл}}} \frac{mg}{q_{\text{cp}} S},$$

где $K_{\text{взл}}$ – аэродинамическое качество при взлете, то выражение для дистанции разбега примет вид

$$L_{\text{разб}} \approx \frac{1}{2g} \frac{V_{\text{отр}}^2}{\frac{P_{\text{cp}}}{mg} - \frac{1}{3K_{\text{взл}}} - \frac{2}{3}f}.$$

Для самолета с ТРД скорость отрыва и среднюю тягу можно определить по формулам:

$$V_{\text{отр}}^2 \approx 1,82 \frac{mg}{SC_{ya\text{отр}}}; \quad P_{\text{cp}} \approx 0,93P_0.$$

Вариант 3

Расчет дистанции разбега производится по следующей формуле:

$$L_{\text{разб}} \approx \frac{1}{2g} \frac{V_{\text{отр}}^2}{\bar{P}_{\text{cp}} - \frac{3}{2}f - \frac{1}{2K_{\text{разб}}}},$$

где $\bar{P}_{\text{cp}} \approx 0,95\bar{P}_0$ – средняя тяговооруженность самолета за время разбега; $K_{\text{разб}}$ – аэродинамическое качество при разбеге. Для дозвуковых самолетов $K_{\text{разб}} = 8 \dots 10$, для сверхзвуковых самолетов $K_{\text{разб}} = 5 \dots 6$.

После отрыва от ВПП самолет переводится в неустановившийся набор высоты, при котором происходит разгон до безопасной скорости полета $V_{\text{без}} \geq 1,2V_{\text{св}}$ и набор минимальной высоты $H_{\text{без}} = 10,7$ м.

Длина участка **начального набора высоты** $L_{\text{ннв}}$ равна проекции L_{BC} на горизонтальную плоскость (см. рис. 10). Ввиду малости на данном этапе угла θ примем $L_{BC} \approx L_{\text{ннв}}$. С достаточной для практики точностью $L_{\text{ннв}}$ можно посчитать, используя энергетический метод, который состоит в сравнении приращения полной энергии самолета в точках B и C траектории взлета с работой внешних сил на этом участке.

Длину участка начального набора высоты можно определить по следующей формуле:

$$L_{\text{ннв}} = \frac{mg}{\Delta P_{\text{ср}}} \left[\frac{(V_{\text{без}}^2 - V_{\text{отр}}^2)}{2g} + H_{\text{без}} \right].$$

Посадка самолета – конечный этап полета, включающий снижение (воздушный участок) и пробег (наземный участок):

$$L_{\text{пос}} = L_{\text{сн}} + L_{\text{пр}}.$$

Воздушный участок посадочной дистанции начинается на высоте 15 м (иногда – 25 м) над уровнем ВПП в посадочной конфигурации и продолжается до касания ВПП. Скорость захода на посадку $V_{\text{зах}} \geq 1,3V_{\text{св}}$.

Дистанция воздушного участка определяется по формуле

$$L_{\text{сн}} = K'_{\text{ср}} \left(\frac{V_{\text{пл}}^2 - V_{\text{пос}}^2}{2g} + H_{\text{пл}} \right),$$

где $K'_{\text{ср}} = \frac{Y}{(X_a - P)_{\text{ср}}}$ – условное среднее качество. Из статистических данных $K'_{\text{ср}} \approx 6 \dots 8$; $V_{\text{пл}} \geq 1,3V_{\text{мин}}$ – скорость планирования, которая

определяется через $C_{ya \text{ пл}} = 0,5 \dots 0,7 C_{ya \text{ доп}}$; $V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{ya \text{ пос}}}}$ – посадочная скорость, которая определяется через $C_{ya \text{ пос}} = 0,7 \dots 0,8 C_{ya \text{ max пос}}$.

Пробег включает движение по ВПП с торможением вплоть до остановки самолета. При пробеге на самолет действуют те же силы, что и при разбеге, но тяга двигателей нулевая или даже отрицательная при наличии реверса тяги. Обычно тормозят колеса только главных стоек, поэтому вводится понятие приведенного коэффициента трения $f_{\text{пр}}$, определяемого из условия

$$f_{\text{пр}} = \frac{f_{\Gamma} N_{\Gamma} + f_{\Pi} N_{\Pi}}{N_{\Gamma} + N_{\Pi}}.$$

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

Длину пробега можно рассчитать по такой же формуле, что и длину разбега:

$$L_{\text{пр}} = \frac{1}{2g} \int_{V_{\text{пос}}^2}^0 \frac{dV^2}{n_{xa}(V, \alpha)},$$

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

Для длины пробега в литературных источниках [2, 3] приведены приближенные формулы.

Вариант 1

$$L_{\text{пр}} \approx \frac{V_{\text{пос}}^2}{2g \left[f + \frac{(C_{xa} - f_{\text{пр}} C_{ya})_{\text{ст}}}{2C_{ya \text{ пос}}} - \frac{P_{\text{ср}}}{mg} \right]}.$$

Вариант 2

Если для расчета средней величины перегрузки принять следующие средние значения аэродинамических коэффициентов

$$C_{ya \text{ ср}} \approx \frac{1}{3} \frac{mg}{q_{\text{ср}} S}, \quad C_{xa \text{ ср}} \approx \frac{1}{3K_{\text{ст}}} \frac{mg}{q_{\text{ср}} S}$$

и полагая, что при пробеге $P = 0$, то выражение для дистанции разбега

$$L_{\text{пр}} \approx \frac{1}{2g} \frac{V_{\text{пос}}^2}{\frac{1}{3K_{\text{ст}}} + \frac{2}{3}f_{\text{пр}}},$$

где $K_{\text{ст}}$ – аэродинамическое качество при стояночном угле атаки.

Вариант 3

$$L_{\text{пр}} = V_{\text{кас}} \Delta t_{\text{зап}} + L_1 \frac{\ln(1+z)}{z} \approx V_{\text{кас}} \Delta t_{\text{зап}} + L_1 \left(1 - \frac{z}{2}\right),$$

где $V_{\text{кас}} = 1,05V_{\text{св}}$ – скорость касания; $\Delta t_{\text{зап}} \approx 2...3$ с – время запаздывания.

$$L_1 = \frac{V_{\text{кас}}^2}{2g(\bar{P}_{\text{рев}} + f_{\text{пр}})},$$

где $\bar{P}_{\text{рев}} \approx 0,06...0,08$ – тяговооруженность реверса.

$$z = \frac{C_{ya \text{ пр}}}{C_{ya \text{ max пос}}} \frac{\frac{1}{K_{\text{пр}}} - f_{\text{пр}}}{\bar{P}_{\text{рев}} + f_{\text{пр}}},$$

где $K_{\text{пр}} \approx 4,5...5,5$ – аэродинамическое качество при пробеге; $C_{ya \text{ пр}}$ – коэффициент подъемной силы при пробеге; $C_{ya \text{ max пос}}$ – коэффициент подъемной силы в момент касания.

ЗАДАЧИ

6.1. Рассчитать дистанцию разбега $L_{\text{разб}}$, если известно, что удельная нагрузка на крыло $\frac{G}{S} = 5000 \text{ Н/м}^2$, тяговооруженность $\bar{P} = 0,3$, коэффициент трения на разбеге $f = 0,03$, коэффициент подъемной си-

лы в момент отрыва $C_{ya \text{ отр}} = 2$, коэффициент отвала поляры $A = 0,08$ и $C_{x0} = 0,1$.

6.2. Удельная нагрузка на крыло $\frac{G}{S} = 5000 \text{ Н/м}^2$, тяговооруженность $\bar{P}_{\text{ср}} = 0,3$, коэффициент трения на разбеге $f = 0,03$, а коэффициент подъемной силы в момент отрыва $C_{ya \text{ отр}} = 2$. Сравнить влияние на дистанцию разбега относительного изменения на 10 % следующих параметров: веса самолета и тяги двигателя.

6.3. Удельная нагрузка на крыло $\frac{G}{S} = 5000 \text{ Н/м}^2$, тяговооруженность $\bar{P}_{\text{ср}} = 0,3$, коэффициент трения на разбеге $f = 0,02$, а коэффициент подъемной силы в момент отрыва $C_{ya \text{ отр}} = 2$. Сравнить влияние на дистанцию разбега относительного изменения на 10 % следующих параметров: веса самолета и коэффициента трения колес.

6.4. Удельная нагрузка на крыло $\frac{G}{S} = 5000 \text{ Н/м}^2$, тяговооруженность $\bar{P}_{\text{ср}} = 0,3$, коэффициент трения на разбеге $f = 0,03$, а коэффициент подъемной силы в момент отрыва $C_{ya \text{ отр}} = 2$. Сравнить влияние на дистанцию разбега относительного изменения на 10 % следующих параметров: коэффициента трения и тяги двигателя.

6.5. Удельная нагрузка на крыло $\frac{G}{S} = 5000 \text{ Н/м}^2$, тяговооруженность $\bar{P}_{\text{рев}} = 0,1$, коэффициент трения при пробеге $f_{\text{пр}} = 0,04$, коэффициент подъемной силы при касании $C_{ya \text{ кас}} = 2$, а время запаздывания $\Delta t_{\text{зап}} = 2,5 \text{ с}$. Сравнить влияние на дистанцию пробега относительного изменения на 10 % следующих параметров: веса самолета и тяги реверса.

6.6. Удельная нагрузка на крыло $\frac{G}{S} = 5000 \text{ Н/м}^2$, тяговооруженность $\bar{P}_{\text{рев}} = 0,1$, коэффициент трения при пробеге $f_{\text{пр}} = 0,04$, коэффициент подъемной силы при касании $C_{ya \text{ кас}} = 2$, а время запаздыва-

ния $\Delta t_{\text{зап}} = 2,5$ с. Сравнить влияние на дистанцию пробега относительного изменения на 10 % следующих параметров: веса самолета и коэффициента трения.

6.7. Удельная нагрузка на крыло $\frac{G}{S} = 5000 \text{ Н/м}^2$, тяговооруженность $\bar{P}_{\text{рев}} = 0,1$, коэффициент трения при пробеге $f_{\text{пр}} = 0,4$, коэффициент подъемной силы при касании $C_{ya \text{ кас}} = 2$, а время запаздывания $\Delta t_{\text{зап}} = 2,5$ с. Сравнить влияние на дистанцию пробега относительного изменения на 10 % следующих параметров: коэффициента трения и тяги реверса.

7. ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Продольную статическую устойчивость самолета принято разделять на два вида: 1) устойчивость по перегрузке, когда скорость полета можно считать постоянной; 2) устойчивость по скорости – при полете самолета с постоянной перегрузкой. Рассматривается устойчивость с зажатыми и освобожденными рычагами управления и рулем высоты. Мы будем рассматривать устойчивость с зажатыми органами управления.

Продольная статическая устойчивость по перегрузке – это свойство самолета при полете с постоянной скоростью при возмущениях угла атаки (или C_y) создавать момент, направленный в сторону исходного угла атаки. То есть если при $\Delta\alpha > 0$ (или $\Delta C_y > 0$) возникает $M_z < 0$, то имеет место статическая устойчивость по перегрузке.

Говоря по-другому, если $\frac{\Delta M_z}{\Delta C_y} < 0$ или $\frac{\partial m_z}{\partial C_y} = m_z^{C_y} < 0$, – условие устойчивости выполняется.

Обычно принято рассматривать продольный момент самолета как сумму момента без ГО ($M_{z\text{бГО}}$) и момента ГО ($M_{z\text{ГО}}$):

$$M_{z\text{сам}} = M_{z\text{бГО}} + M_{z\text{ГО}}.$$

Здесь $M_{z\text{бГО}} = M_{z\text{кр}} + M_{z\text{ф}} + M_{z\text{гонд}} + M_{z\text{шасси}} + \dots$ – продольные моменты элементов самолета – крыла, фюзеляжа, мотогондол и т. д.

Обычно принято пользоваться не размерными величинами M_{zi} , а соответствующими коэффициентами продольного момента m_{zi} :

$$m_{zi} = \frac{M_{zi}}{qSb_{\text{CAХ}}}.$$

Момент крыла относительно ЦТ можно представить в следующем виде:

$$M_{zT} = -(x_D - x_T)Y = -x_D Y + x_T Y.$$

Обозначив $\bar{x}_T = \frac{x_T}{b}$, получим

$$m_{zT} = m_{z0} + m_z^{C_y} C_y + C_y \bar{x}_T = m_{z0} + \left(m_z^{C_y} + \bar{x}_T \right) C_y.$$

Введем понятие фокуса как точки приложения приращения подъемной силы при изменении угла атаки:

$$\bar{x}_F = \frac{x_F}{b_{\text{CAХ}}} = -\frac{\partial m_z}{\partial C_{ya}} \approx -\frac{\partial m_z}{\partial C_y} = -m_z^{C_y},$$

где значение $m_z^{C_y}$ определено относительно носка $b_{\text{CAХ}}$.

Окончательно имеем коэффициент момента крыла относительно ЦТ:

$$m_{z\text{кр}} = m_{z0\text{кр}} - (\bar{x}_{F\text{кр}} - \bar{x}_T) C_y.$$

Аналогично находятся моменты от других элементов самолета.

Продольный момент тяги от двигателей (рис. 12) определяется как

$$M_{zP} = -y_P P_{\Sigma}.$$

По аналогии вводится коэффициент продольного момента тяги:

$$m_{zP} = \frac{M_{zP}}{qSb_{\text{САХ}}}.$$

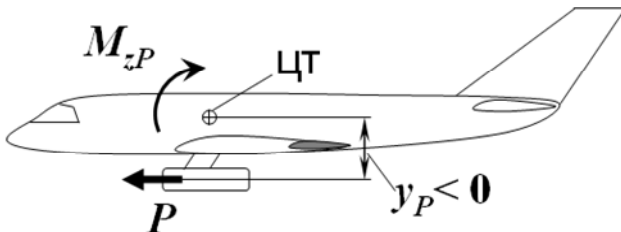


Рис. 12. К определению продольного момента от тяги двигателей

Момент ГО относительно ЦТ (рис. 13) определится в виде

$$M_{z\text{ГО}} = M_{z0\text{ГО}} + X_{\text{ГО}}y_{\text{ГО}} - Y_{\text{ГО}}L_{\text{ГО}},$$

где $M_{z0\text{ГО}}$ – момент ГО при $Y_{\text{ГО}} = 0$; $L_{\text{ГО}}$ – плечо ГО (расстояние от ЦТ до фокуса (или центра давления) ГО, обычно до $\frac{1}{4}b_{\text{САХГО}}$).

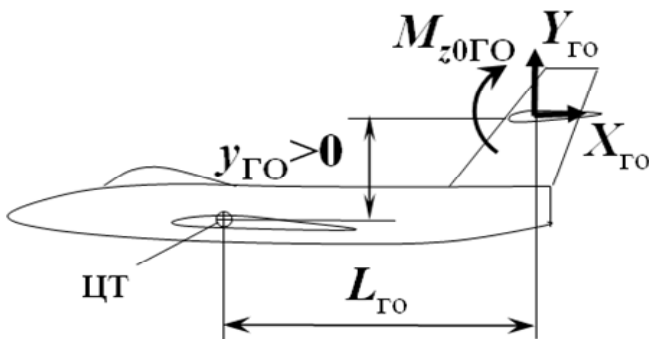


Рис. 13. К определению продольного момента ГО

В дальнейших рассуждениях имеем в виду следующее:

1) для оперения обычно используются симметричные профили, следовательно, $M_{z0\Gamma O} = 0$;

2) обычно $y_{\Gamma O} < L_{\Gamma O}$, $X_{\Gamma O} \ll Y_{\Gamma O}$ и произведением $(X_{\Gamma O} y_{\Gamma O})$ можно пренебречь. Тогда $M_{z\Gamma O} = -Y_{\Gamma O} L_{\Gamma O}$.

У нормальной схемы $L_{\Gamma O} > 0$, у схемы «утка» $L_{\Gamma O} < 0$.

Представим продольный момент ΓO в виде

$$M_{z\Gamma O} = -(C_{y\Gamma O} q_{\Gamma O} S_{\Gamma O}) L_{\Gamma O}.$$

Разделив правую и левую часть на $q S b_{\text{САХ}}$, получим коэффициент продольного момента ΓO :

$$m_{z\Gamma O} = -C_{y\Gamma O} \left(\frac{q_{\Gamma O}}{q} \right) \left(\frac{S_{\Gamma O} L_{\Gamma O}}{S b_{\text{САХ}}} \right).$$

Обычно $q_{\Gamma O} < q$ вследствие торможения потока. Обозначим

$K_{\Gamma O} = \frac{q_{\Gamma O}}{q} = \frac{V_{\Gamma O}^2}{V^2}$ – коэффициент торможения потока. Кроме того,

введем $A_{\Gamma O} = \frac{S_{\Gamma O} L_{\Gamma O}}{S b_{\text{САХ}}}$ – безразмерный статический момент площади

ΓO относительно ЦТ самолета. Эта величина оказывает большое влияние на устойчивость и управляемость самолетов; обычно $A_{\Gamma O} = (0,2 \dots 0,8)$. Тогда

$$m_{z\Gamma O} = -C_{y\Gamma O} K_{\Gamma O} A_{\Gamma O}.$$

При малых значениях углов атаки ($|\alpha_{\Gamma O}| \leq 12^\circ$) и отклонении руля ($|\delta_B| \leq 20^\circ$) величина $C_{y\Gamma O}$ линейно зависит от $\alpha_{\Gamma O}$ и δ_B . Тогда

$C_{y\Gamma O} = C_{y\Gamma O}^\alpha \alpha_{\Gamma O} + C_{y\Gamma O}^\delta \delta_B$, или $C_{y\Gamma O} = C_{y\Gamma O}^\alpha (\alpha_{\Gamma O} + n_B \delta_B)$, где

$n_{\text{в}} = \frac{C_{y\text{ГО}}^{\delta}}{C_{y\text{ГО}}^{\alpha}}$ – относительный коэффициент эффективности руля высоты.

Если к последнему выражению добавить зависимость для угла атаки оперения

$$\alpha_{\text{ГО}} = \alpha + \varphi - \varepsilon,$$

где φ – угол установки стабилизатора (рис. 14); $\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial C_y} C_y = \varepsilon_0 + \frac{\varepsilon^{\alpha}}{C_y^{\alpha}} C_y$ – угол схода потока в области ГО; ε_0 – угол схода при $C_y = 0$, то выражение для коэффициента продольного момента ГО примет вид

$$m_{z\text{ГО}} = -C_{y\text{ГО}}^{\alpha} \left(\alpha + \varphi - \varepsilon_0 - \frac{\varepsilon^{\alpha}}{C_y^{\alpha}} C_y + n_{\text{в}} \delta_{\text{в}} \right) A_{\text{ГО}} K_{\text{ГО}}.$$

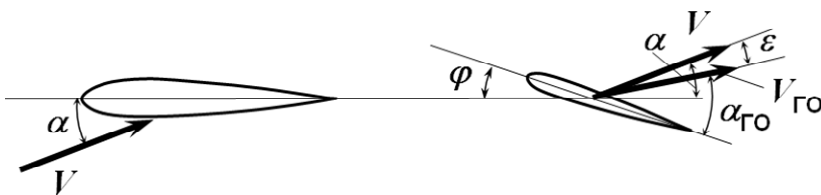


Рис. 14. К определению угла атаки ГО

Если выразить угол атаки крыла α через его C_y :

$$C_y = C_y^{\alpha} (\alpha - \alpha_0), \text{ откуда } \alpha = \frac{C_y}{C_y^{\alpha}} + \alpha_0,$$

то получим коэффициент продольного момента ГО в окончательном виде:

$$m_{z \text{ ГО}} = -A_{\text{ГО}} K_{\text{ГО}} C_{y \text{ ГО}}^{\alpha} \left[C_y \frac{1}{C_y^{\alpha}} (1 - \delta^{\alpha}) - \varepsilon_0 + \alpha_0 + \varphi + n_{\text{в}} \delta_{\text{в}} \right].$$

Кроме сил и моментов, имеющих место в установившемся полете, при вращении в продольной плоскости на самолет действуют дополнительные моменты – демпфирующий и связанный с запаздыванием потока.

Демпфирующий момент тангажа самолета складывается из демпфирующих моментов горизонтального оперения (вносит основной вклад), крыла и фюзеляжа.

Изменение угла атаки ГО при вращении для малых α составит (рис. 15)

$$\Delta \alpha_{\text{ГО}} \approx \arctg \frac{\Delta V_{\text{ГО}}}{V_{\text{ГО}}} \approx \frac{\omega_z L_{\text{ГО}}}{V_{\text{ГО}}}.$$

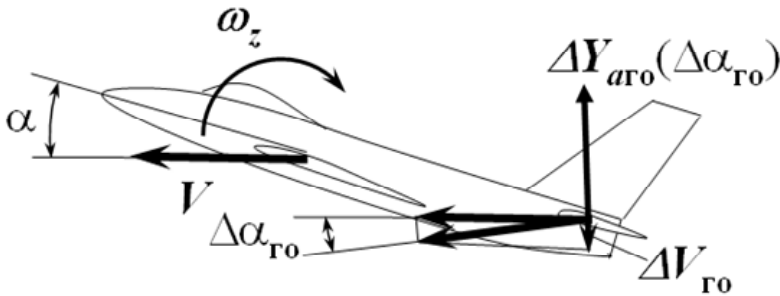


Рис. 15. К определению демпфиющего момента тангажа ГО

Прирост подъемной силы горизонтального оперения

$$\Delta Y_{a \text{ ГО}} = C_{ya \text{ ГО}}^{\alpha} \Delta \alpha_{\text{ГО}} S_{\text{ГО}} q_{\text{ГО}}.$$

Дополнительный момент тангажа, вызванный вращением самолета,

$$\Delta M_{z \Gamma O} = \Delta Y_{a \Gamma O} L_{\Gamma O} = -C_{ya \Gamma O}^{\alpha \Gamma O} \sqrt{K_{\Gamma O}} \frac{S_{\Gamma O} L_{\Gamma O}^2}{b_{CAH}} q \bar{\omega}_z,$$

где $\bar{\omega}_z = \frac{b_{CAH}}{V} \omega_z$ – безразмерная угловая скорость тангажа самолета.

Поделив момент на $q S b_{CAH}$, получим коэффициент демпфирующего момента тангажа горизонтального оперения

$$\Delta m_{z \Gamma O} = m_{z \Gamma O}^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z = m_{z \Gamma O}^{\bar{\omega}_z} \frac{b_{CAH}}{V} \omega_z.$$

При неустановившемся движении угол атаки крыла изменяется с течением времени со скоростью $\dot{\alpha} = d\alpha / dt$. В соответствии с изменением угла атаки изменяется и скос потока за крылом. Однако скошенный поток достигает горизонтального оперения не мгновенно, а с некоторым запаздыванием во времени. Время запаздывания Δt зависит от расстояния $L_{\Gamma O}$ и скорости $V_{\Gamma O}$, с которой свободные вихри сносятся от крыла к оперению $\Delta t = L_{\Gamma O} / V_{\Gamma O} = L_{\Gamma O} / (V \sqrt{K_{\Gamma O}})$. Поэтому угол скоса потока в области оперения в данный момент t будет определяться углом атаки, который имело крыло раньше, т. е. в момент времени $(t - \Delta t)$.

За время Δt угол атаки крыла изменится на величину $\Delta \alpha = -\dot{\alpha} \Delta t = -\dot{\alpha} L_{\Gamma O} / (V \sqrt{K_{\Gamma O}})$, а угол скоса потока – на величину

$$\Delta \varepsilon = \varepsilon^{\alpha} \Delta \alpha = -\varepsilon^{\alpha} \frac{L_{\Gamma O}}{V \sqrt{K_{\Gamma O}}} \dot{\alpha}.$$

Вследствие запаздывания скоса потока угол атаки горизонтального оперения будет отличаться от угла атаки при установившемся движении на величину $\Delta \alpha_{\Gamma O} = -\Delta \varepsilon$. Это станет причиной появления дополнительной подъемной силы горизонтального оперения

$$\Delta Y_{a \Gamma O} = C_{ya \Gamma O}^{\alpha \Gamma O} \Delta \alpha_{\Gamma O} S_{\Gamma O} q_{\Gamma O} = C_{ya \Gamma O}^{\alpha \Gamma O} \varepsilon^{\alpha} \sqrt{K_{\Gamma O}} \frac{S_{\Gamma O} L_{\Gamma O}}{V} \dot{\alpha} q$$

и дополнительного момента тангажа

$$\Delta M_{z\dot{\alpha}} = -\Delta Y_{a\Gamma O} L_{\Gamma O} = -C_{ya\Gamma O}^{\alpha} \varepsilon^{\alpha} \sqrt{K_{\Gamma O}} \frac{S_{\Gamma O} L_{\Gamma O}^2}{b_{CAH}} \bar{\ddot{\alpha}} q,$$

где $\bar{\ddot{\alpha}} = \frac{b_{CAH}}{V} \dot{\alpha}$.

Поделив последнее выражение на $q S b_{CAH}$, получим коэффициент момента тангажа от запаздывания скоса потока у оперения

$$\Delta m_{z\dot{\alpha}} = m_z^{\bar{\ddot{\alpha}}} \bar{\ddot{\alpha}} = m_z^{\bar{\ddot{\alpha}}} \frac{b_{CAH}}{V} \dot{\alpha},$$

где $m_z^{\bar{\ddot{\alpha}}} = -C_{ya\Gamma O}^{\alpha} \varepsilon^{\alpha} \sqrt{K_{\Gamma O}} B_{\Gamma O} = \varepsilon^{\alpha} m_z^{\bar{\omega}_z}$.

ЗАДАЧИ

7.1. У самолета двигатели располагаются под крылом. Для такой компоновки момент тяги относительно центра тяжести отсутствует. Определить угол отклонения руля высоты для компенсации продольного момента, возникающего при переносе двигателей из нижнего положения в верхнее, если плечо двигателей $h_p = 3$ м, $C_{ya} = 2,2$,

$$\frac{P}{G} = 0,35, \quad b_A = 5 \text{ м}, \quad m_z^{\delta_B} = -0,021 \frac{1}{\text{град}}.$$

7.2. Заданы параметры самолета в момент начала ухода на второй круг при заходе на посадку, когда летчик дает приращение тяги $\Delta P = 0,35G$ и создает положительную угловую скорость тангажа $\omega_z = \dot{\alpha} = 3,4$ град/с. Определить суммарное приращение коэффициента продольного момента $\Delta m_z(\Delta P, \omega_z, \dot{\alpha})$, если известны скорость $V = 234$ км/ч, плечо тяги двигателей относительно центра тяжести $h_p = -1$ м, $b_A = 4$ м, $C_{ya} = 2,2$, $m_z^{\bar{\omega}_z} = -15$, $m_z^{\bar{\ddot{\alpha}}} = -5$.

7.3. Диапазон допустимых центровок самолета составляет $0,25b_{\text{САХ}}$. Параметры самолета и режима полета: $m_z^{\delta_B} = -0,02 \frac{1}{\text{град}}$,

$\frac{G}{S} = 6500 \text{ Н/м}^2$, $V = 790 \text{ км/ч}$, $H = 11 \text{ км}$. На какую величину различаются баланси́ровочные отклонения руля высоты с передней и задней центровкой?

7.4. Определить дополнительное отклонение руля высоты при изменении скорости от 790 до 600 км/ч на высоте $H = 11 \text{ км}$, если известна удельная нагрузка на крыло $\frac{G}{S} = 6500 \text{ Н/м}^2$, $m_z^{\delta_B} = -0,02 \frac{1}{\text{град}}$ и смещение фокуса относительно центра масс $\bar{x}_T - \bar{x}_F = -0,2$.

7.5. Определить дополнительное отклонение руля высоты после сброса груза при постоянной скорости $V = 790 \text{ км/ч}$ на высоте $H = 11 \text{ км}$, если известно, что груз весом $\frac{G_{\text{гр}}}{G_0} = 0,15$ находится в цен-

тре тяжести, удельная нагрузка на крыло $\frac{G}{S} = 6500 \text{ Н/м}^2$, $m_z^{\delta_B} = -0,02 \frac{1}{\text{град}}$ и смещение фокуса относительно центра масс $\bar{x}_T - \bar{x}_F = -0,2$.

7.6. Определить смещение аэродинамического фокуса самолета за счет горизонтального оперения в классической компоновке и схеме «утка», учитывая различия в условиях обтекания ГО, если известны площадь крыла $S = 70 \text{ м}^2$, площадь ГО $S_{\text{ГО}} = 20 \text{ м}^2$, средняя аэродинамическая хорда $b_A = 3 \text{ м}$, плечо $L_{\text{ГО}} = 8 \text{ м}$ и коэффициенты

$$k_{\text{ГО}} = 0,9, \quad \frac{C_{y\text{ГО}}^\alpha}{C_y^\alpha} = 0,8, \quad \varepsilon_{\text{ГО}}^\alpha = 0,5.$$

7.7. Определить смещение аэродинамического фокуса самолета за счет горизонтального оперения (ГО) в компоновках с Т-образным и палубным ГО, если известна площадь крыла $S = 150 \text{ м}^2$, площадь ГО

$S_{\Gamma O} = 45 \text{ м}^2$, средняя аэродинамическая хорда $b_A = 4,5 \text{ м}$, плечо

$L_{\Gamma O} = 12 \text{ м}$ и коэффициенты $k_{\Gamma O} = 0,9$, $\frac{C_{y\Gamma O}^\alpha}{C_y^\alpha} = 0,8$, $\varepsilon_{\Gamma O}^\alpha = 0,5$.

7.8. При уборке (выпуске) шасси создается положительный (отрицательный) момент тангажа $15\,600 \text{ Н/м}$. На сколько процентов изменится центровка самолета при уборке (выпуске) шасси при взлете (посадке), если средняя аэродинамическая хорда $b_A = 4,34 \text{ м}$, масса ЛА на взлете составляет 36 т , а на посадке 30 т ?

8. БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Под **боковой статической устойчивостью** понимают тенденцию самолета к ликвидации приращения угла скольжения движениями крена и рысканья. В полете эти движения взаимосвязаны и возникают одновременно. Однако для упрощения изучения боковой устойчивости целесообразно предварительно рассмотреть отдельно *поперечную* устойчивость (движение относительно оси ox) и *флюгерную* или *путевую* (относительно оси oy).

Боковая статическая управляемость – способность самолета устанавливать равновесие боковых сил и моментов, т. е. боковую балансировку соответствующим отклонением элеронов и РН. Например: установившийся полет с креном и скольжением, установившееся вращение со скоростями ω_x , ω_y и т. д.

Прямолинейный полет со скольжением β и креном γ выполняется при посадке с боковым ветром, несимметричной тяге двигателей и т. д.

Исходная система уравнений представляет условие равенства нулю боковых сил и моментов в проекциях на оси связанной системы координат:

$$\left. \begin{aligned} \Sigma F_z &= 0, \\ \Sigma M_x &= 0, \\ \Sigma M_y &= 0. \end{aligned} \right\}$$

Примем, что соответствующие силы и моменты линейно зависят от угла скольжения и углов отклонения органов управления, тогда

$$\left. \begin{aligned} \Sigma F_z &= Z^\beta \beta + Z^{\delta_H} \delta_H + G \cos \theta \sin \gamma = 0, \\ \Sigma M_x &= M_x^\beta \beta + M_x^{\delta_\omega} \delta_\omega + M_x^{\delta_H} \delta_H = 0, \\ \Sigma M_y &= M_y^\beta \beta + M_y^{\delta_H} \delta_H + M_y^{\delta_\omega} \delta_\omega = 0. \end{aligned} \right\}$$

или в безразмерном виде:

$$\left. \begin{aligned} C_z^\beta \beta + C_z^{\delta_H} \delta_H + C_y \operatorname{tg} \gamma &= 0, \\ m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_\omega} \delta_\omega + m_x^{\delta_H} \delta_H &= 0, \\ m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_H} \delta_H &= 0. \end{aligned} \right\}$$

Отсюда можно получить балансирующие отклонения руля направления и элеронов:

$$\delta_H = -\frac{m_y^\beta}{m_y^{\delta_H}} \beta, \quad \delta_\omega = -\frac{1}{m_x^{\delta_\omega}} \left(m_x^\beta - \frac{m_x^{\delta_H}}{m_y^{\delta_H}} m_y^\beta \right) \beta.$$

Шарнирный момент органов управления – это момент относительно оси вращения управляющей поверхности, возникающий от воздействия воздушного потока (рис. 16): $M_{ш} = -R_B d$.

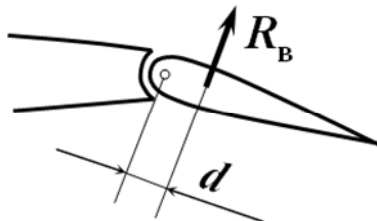


Рис. 16. К определению шарнирного момента

Шарнирный момент можно представить в виде

$$M_{\text{ш}} = m_{\text{ш}} S_{\text{р}} b_{\text{р}} q ,$$

где $m_{\text{ш}}$ – коэффициент шарнирного момента, который для геометрически подобных поверхностей одинаков; $S_{\text{р}}$ и $b_{\text{р}}$ – соответственно площадь и хорда руля – скоростной напор в окрестности руля.

Теория и практика показывают, что $m_{\text{ш}}$ линейно зависит от угла скольжения β и углов отклонения рулей $\delta_{\text{н}}$ и триммеров $\delta_{\text{тр}}$. Например, для руля направления и элеронов соответственно:

$$m_{\text{шн}} = m_{\text{шн}}^{\beta} \beta + m_{\text{шн}}^{\delta_{\text{н}}} \delta_{\text{н}} + m_{\text{ш}}^{\delta_{\text{тр}}} \delta_{\text{тр}} , \quad m_{\text{шэ}} = m_{\text{шэ}}^{\beta} \beta + m_{\text{шэ}}^{\delta_{\text{н}}} \delta_{\text{н}} + m_{\text{шэ}}^{\delta_{\text{тр}}} \delta_{\text{тр}} .$$

Усилия на педалях определяются из условий равенства работ:

$$M_{\text{шн}} d\delta_{\text{н}} = P_{\text{н}} dx_{\text{н}} , \quad \text{или} \quad P_{\text{н}} = \frac{d\delta_{\text{н}}}{dx_{\text{н}}} M_{\text{шн}} = K_{\text{шн}} M_{\text{шн}} .$$

Соответственно **усилия на ручке управления**

$$P_{\text{э}} = \frac{d\delta_{\text{э}}}{dx_{\text{э}}} M_{\text{шэ}} = K_{\text{шэ}} M_{\text{шэ}} ,$$

где $K_{\text{шэ}} = \frac{d\delta_{\text{э}}}{dx_{\text{э}}}$ и $K_{\text{шн}} = \frac{d\delta_{\text{н}}}{dx_{\text{н}}}$ – коэффициенты передачи усилия от элеронов к ручке и от руля направления к штурвалу.

При отказе бокового двигателя (рис. 17) возникает момент рысканья (M_{yP}). Соответствующий коэффициент момента определяется в виде

$$m_{\text{yP}} = \frac{M_{\text{yP}}}{qSl} .$$

С учетом момента рысканья от тяги система уравнений примет вид

$$\left. \begin{aligned} C_z^\beta \beta + C_z^{\delta_H} \delta_H + C_y \operatorname{tg} \gamma &= 0, \\ m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_\omega} \delta_\omega + m_x^{\delta_H} \delta_H &= 0, \\ m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_H} \delta_H + m_{yP} &= 0. \end{aligned} \right\}$$

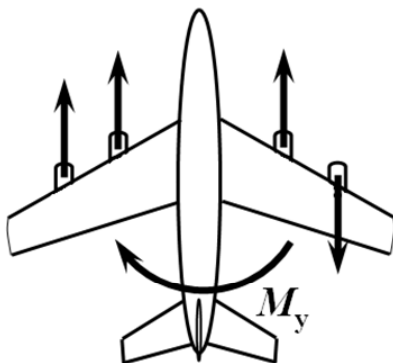


Рис. 17. Полет при отказе бокового двигателя

ЗАДАЧИ

8.1. Самолет с удельной нагрузкой $\frac{G}{S} = 5000 \text{ Н/м}^2$ заходит на посадку параллельно оси ВПП, компенсируя боковой ветер $W_z = 10 \text{ м/с}$ креном и скольжением. Определить потребный угол отклонения руля направления, если считать, что угол скольжения мал ($\sin \beta \approx \beta$), $C_{ya} = 1,8$, $m_y^\beta = -0,002 \frac{1}{\text{град}}$, $m_y^{\delta_H} = -0,003 \frac{1}{\text{град}}$.

8.2. Самолет с удельной нагрузкой $\frac{G}{S} = 2500 \text{ Н/м}^2$ заходит на посадку параллельно оси ВПП, компенсируя боковой ветер $W_z = 10 \text{ м/с}$

креном и скольжением. Определить баланси́ровочные углы отклонения руля направления δ_n и элеронов δ_ϵ , если угол скольжения мал,

$$C_{ya} = 1,8, \quad m_y^\beta = -0,002 \frac{1}{\text{град}}, \quad m_y^{\delta_n} = -0,003 \frac{1}{\text{град}}, \quad m_x^\beta = -0,002 \frac{1}{\text{град}}, \\ m_x^{\delta_\epsilon} = -0,001 \frac{1}{\text{град}}, \quad m_x^{\delta_n} = -0,0008 \frac{1}{\text{град}}.$$

8.3. Определить баланси́ровочные отклонения рулей направления и элеронов, необходимые для прямолинейного установившегося полета самолета с углом скольжения $\beta = 3^\circ$, если даны $m_x^\beta = -0,003 \frac{1}{\text{град}}$,

$$m_x^{\delta_n} = -0,0008 \frac{1}{\text{град}}, \quad m_x^{\delta_\epsilon} = -0,0007 \frac{1}{\text{град}}, \quad m_y^\beta = -0,0025 \frac{1}{\text{град}}, \\ m_y^{\delta_n} = -0,0035 \frac{1}{\text{град}}.$$

8.4. Самолет с удельной нагрузкой $\frac{G}{S} = 2500 \text{ Н/м}^2$ заходит на посадку параллельно оси ВПП, компенсируя боковой ветер $W_z = 10 \text{ м/с}$ креном и скольжением. Определить баланси́ровочные углы отклонения руля направления и элеронов, если угол скольжения мал,

$$C_{ya} = 1,8, \quad m_y^\beta = -0,002 \frac{1}{\text{град}}, \quad m_y^{\delta_n} = -0,002 \frac{1}{\text{град}}, \quad C_z^\beta = -0,6 \frac{1}{\text{град}}, \\ C_z^{\delta_n} = -0,1 \frac{1}{\text{град}}.$$

8.5. Самолет массой $m = 50 \text{ т}$ с площадью крыла $S = 140 \text{ м}^2$ совершает установившийся прямолинейный полет на высоте $H = 8 \text{ км}$ со скоростью $V = 315 \text{ км/ч}$, с углами крена $\gamma = 5^\circ$ и скольжения $\beta = 6,5^\circ$. Определить коэффициент C_z^β и δ_n для обеспечения боковой баланси́ровки, если

$$m_y^\beta = -0,0025 \frac{1}{\text{град}}, \quad m_y^{\delta_n} = -0,0028 \frac{1}{\text{град}}, \\ C_z^{\delta_n} = -0,06 \frac{1}{\text{град}}.$$

8.6. Самолет совершает прямолинейный установившийся полет. Определить, достаточен ли диапазон отклонения элеронов для поперечной балансировки при отказе одного из двигателей при нейтральном положении рулей направления, если предельное отклонение элеронов составляет 15° , $m_{\text{ур}} = 0,00525$, $m_x^\beta = -0,0004 \frac{1}{\text{град}}$,

$$m_x^{\delta_\omega} = -0,00093 \frac{1}{\text{град}}, m_y^\beta = -0,0045 \frac{1}{\text{град}}.$$

8.7. Определить допустимый боковой ветер, при котором еще возможна посадка самолета с прямолинейным выдерживанием со скоростью $V = 280$ км/ч, если предельные отклонения рулей составляют $\delta_{\text{н max}} = \pm 25^\circ$, $\delta_{\omega \text{ max}} = \pm 22^\circ$, запас отклонения рулей

принят равным 20 %, $m_x^\beta = -0,0018 \frac{1}{\text{град}}$, $m_x^{\delta_{\text{н}}} = -9,5 \cdot 10^{-4} \frac{1}{\text{град}}$,

$$m_x^{\delta_\omega} = -0,00135 \frac{1}{\text{град}}, m_y^\beta = -0,004 \frac{1}{\text{град}}, m_y^{\delta_{\text{н}}} = -0,0015 \frac{1}{\text{град}}.$$

8.8. При отказе одного из двигателей в ГП на высоте 11 км при числе $M = 1,4$ возник момент $M_{\text{ур}} = 5 \cdot 10^4$ Н/м. Какое усилие необходимо приложить к штурвалу P_ω , чтобы без гидроусилителей уравновесить момент крена при нейтральном положении рулей направления и триммера элеронов ($\delta_{\text{н}} = 0$, $\delta_{\text{тр.}\omega} = 0$), если передаточ-

ное число от элеронов к штурвалу равно $\frac{d\delta_\omega}{dx_\omega} = 1,2 \text{ 1/м}$, масса самолета

12 т, площадь крыла 30 м^2 , размах крыла 10 м, площадь элеронов

$0,5 \text{ м}^2$, а коэффициенты $m_x^\beta = -0,004 \frac{1}{\text{град}}$, $m_x^{\delta_\omega} = -0,00093 \frac{1}{\text{град}}$,

$$m_y^\beta = -0,0045 \frac{1}{\text{град}}, m_{\text{ш}}^{\delta_\omega} = -0,023 \frac{1}{\text{град}}, m_{\text{ш}}^\beta = -0,01 \frac{1}{\text{град}}.$$

9. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ САМОЛЕТА

ПРАКТИЧЕСКАЯ РАБОТА

Аэродинамический расчет самолета – это инженерный расчет режимов установившегося полета самолета. Его цель – определить основные кинематические параметры движения ЛА в зависимости от внешних сил, действующих на него. Искомые зависимости кинематических параметров движения называются **летными характеристиками** самолета.

Внешними силами являются:

- сила тяжести;
- тяга двигателей;
- аэродинамические силы.

Таким образом, для выполнения аэродинамического расчета необходимы следующие исходные данные.

1. Параметры воздуха в зависимости от высоты – Международная стандартная атмосфера (МСА).

2. Аэродинамические характеристики самолета – зависимости подъемной силы (Y_a) и силы лобового сопротивления (X_a) от воздушной скорости (V) или числа Маха (M), высоты полета H (плотности и температуры атмосферного воздуха). Исходная информация обычно задается в виде **поляра самолета** для всех конфигураций и ряда чисел Маха.

3. Зависимости силы тяги двигательной установки от высоты, воздушной скорости (числа Маха) и положения дроссельной заслонки – в виде **высотно-скоростных** и **дроссельных характеристик** двигателя.

Метод тяг – самый распространенный метод аэродинамического расчета самолета; в нем сравниваются потребная и располагаемая тяга ЛА; метод носит имя Н.Е. Жуковского. Обычно применяется для самолетов с ТРД.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

На рис. 18 показана поляра самолета – зависимость коэффициента подъемной силы от коэффициента лобового сопротивления.

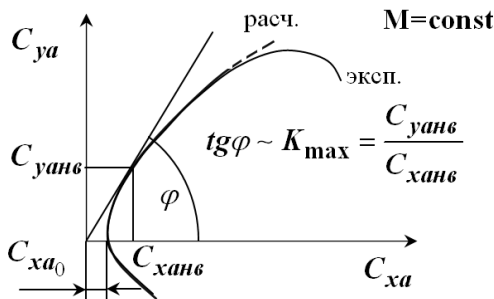


Рис. 18. Поляра самолета

На докритических углах атаки удобно пользоваться аналитическим выражением поляры в виде

$$C_{xa} = C_{x_0} + AC_{ya}^2,$$

где $C_{x_0} \approx C_{x_{пр}}$ – коэффициент сопротивления ЛА при нулевой подъемной силе; AC_{ya}^2 – коэффициент индуктивного сопротивления;

$A = \frac{1}{\pi \lambda_{эф}}$ – коэффициент «отвала» поляры; $\lambda_{эф}$ – эффективное удлинение крыла.

Значения C_{x_0} , A являются, с одной стороны, функциями геометрических параметров самолета (χ , $\bar{c}$, $\bar{f}$, ...), а с другой – функциями чисел Маха и Рейнольдса (M , Re), т. е. зависят от конфигурации, высоты и скорости полета.

Для заданной конфигурации $C_{x_0} = C_{x_0}(M)$, $A = A(M)$ [7]. При докритических числах Маха их можно считать примерно постоянными.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРД

Высотно-скоростная характеристика (ВСХ) ТРД – это зависимость располагаемой тяги двигателя от высоты и скорости (числа Маха) полета при неизменном режиме работы двигателя, т. е. $P_p = f(H, V)$, или $P_p = f(H, M)$ (рис. 19).

Для оценочных расчетов можно использовать следующие зависимости:

- для $H < 11\,000$ м $P(M, H) = \xi \Delta^{0,85} P_0$,
- для $H > 11\,000$ м $P(M, H) = 1,2 \xi \Delta P_0$,

Здесь $P(M, H)$ – зависимость тяги от числа Маха и высоты; P_0 – тяга двигателя на нулевой высоте при нулевой скорости; $\Delta = \rho_H / \rho_0$ – относительная плотность воздуха на высоте H .

Коэффициент ξ для ТРД в диапазоне $M = 1 \dots 3,5$ задается в виде $\xi = 1 - 0,32M + 0,4M^2 - 0,01M^3$. Зависимость $\xi(M)$ показана на рис. 20.

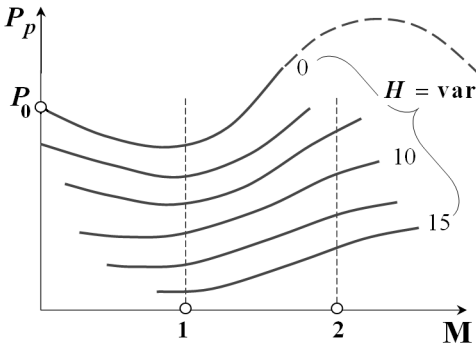


Рис. 19. Высотно-скоростные характеристики ТРД

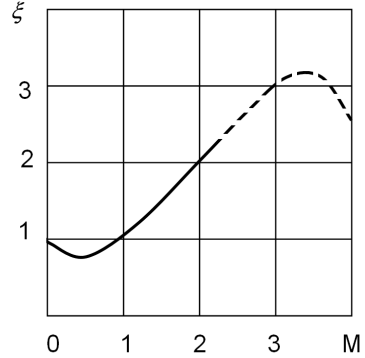


Рис. 20. Зависимость коэффициента ξ от числа Маха полета

При дозвуковых числах Маха в первом приближении можно считать тягу примерно постоянной, т. е. $\xi(M) = 1 \sim \text{const}$.

УПРОЩЕННЫЙ МЕТОД ТЯГ

Необходимым условием для установившегося полета в методе тяг является равенство потребной и располагаемой тяги.

Потребной тягой называется тяга, необходимая для обеспечения прямилинейного установившегося полета.

Располагаемая тяга – это суммарная сила тяги двигателей.

Упрощенным такой метод называется потому, что изначально потребная тяга рассчитывается для установившегося горизонтального полета при допущениях:

$$(\alpha + \varphi_{\text{дв}}) - \text{мал}, \quad P \ll G, \quad \theta = 0, \quad V = \text{const}, \quad H = \text{const}.$$

Используем систему уравнений

$$\begin{cases} P = X_a, \\ G = Y_a, \end{cases} \quad \text{или} \quad \begin{cases} P = C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S, \\ G = C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S. \end{cases}$$

Расчет ведется графоаналитическим или численным методом по следующему алгоритму.

1. Рассчитываем потребную тягу ($P_{\text{п}}$) для ряда значений воздушной скорости (или числа M), высоты (H) и нескольких значений веса ЛА (G), от максимального до минимального. (Если большая точность не требуется, то только для среднего веса $G_{\text{ср}}$.) Рассчитываем $P_{\text{р}}$ для тех же значений скорости и высоты полета при различных режимах работы двигателей (как правило, для максимального и номинального).

2. Наносим на один чертеж графики $P_{\text{п}} = f(V)$, $P_{\text{р}} = f(V)$ для заданных значений высоты ($H = \text{const}$). Получаем сводный график – так называемую «сетку» **кривых потребных и располагаемых тяг**.

3. По графику определяем V_{min} , V_{max} , диапазон скоростей установившегося горизонтального полета и др.

Рассмотрим более подробно порядок расчета кривых потребных тяг.

Для заданного фиксированного значения веса самолета (G) и высоты (H), т. е. для $G = \text{const}$, $H = \text{const}$, задаемся рядом значений скорости и для каждого значения V .

1. Из равенства веса и подъемной силы определяем коэффициент подъемной силы, необходимый для горизонтального полета,

$$G = C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S \Rightarrow C_{ya} = \frac{2G}{S} \frac{1}{\rho V^2},$$

где $\rho = f(H)$.

2. Для заданной высоты полета H и скорости V вычисляем число Маха $M = V / a(H)$.

3. Зная значение C_{ya} , по поляре самолета для заданного числа Маха M определяем коэффициент лобового сопротивления самолета C_{xa} .

4. Зная коэффициент лобового сопротивления самолета C_{xa} , определяем тягу, потребную для горизонтального полета:

$$P_{\Pi} = C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S.$$

Можно воспользоваться и другим алгоритмом для расчета потребной тяги (с пункта 3 и далее): для каждого значения C_{ya} по полюре самолета для заданного числа Маха M определяем аэродинамическое качество самолета

$$K = \frac{Y_a}{X_a} \equiv \frac{C_{ya}}{C_{xa}},$$

затем, учитывая, что $\frac{P_{\Pi}}{G} = \frac{X_a}{Y_a} \equiv \frac{C_{xa}}{C_{ya}}$, имеем $\frac{P_{\Pi}}{G} = \frac{1}{K} \Rightarrow P_{\Pi} = \frac{G}{K}$.

Графическая зависимость $P_{\Pi} = P_{\Pi}(V)$ носит название **кривой Жуковского**. Скорость полета, соответствующая минимальной потребной тяге, называется **наивыгоднейшей** скоростью $V_{\text{НВ}}$.

При увеличении высоты полета любая точка на диаграмме потребной тяги при $\alpha = \text{const}$ смещается вправо. Соответственно и вся кривая $P_{\Pi} = f(V)$ также смещается вправо (рис. 21).

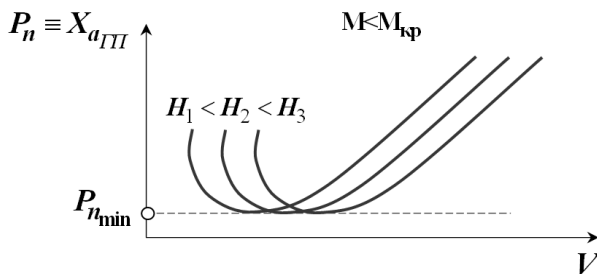


Рис. 21. Зависимость потребной тяги от скорости для различных высот полета

Минимальная потребная тяга горизонтального полета $P_{\text{пmin}}$ при $M < M_{\text{кр}}$ не зависит от высоты, так как при $M < M_{\text{кр}}$ K_{max} не зависит от высоты:

$$P_{\text{пmin}} = \frac{G}{K_{\text{max}}} = \text{const}.$$

Значение V_{HB} , соответствующее $P_{\text{пmin}}$, увеличивается с ростом высоты. Это одна из причин того, что самолетам выгодно летать на большой высоте: летим быстрее с тем же сопротивлением.

Графические зависимости $P_{\text{п}} = f(V, H, G)$ и $P_{\text{р}} = f(V, H, \delta_{\text{руд}})$, нанесенные на одно поле графика в координатах P – V , называются **диаграммой потребных и располагаемых тяг**.

ХАРАКТЕРНЫЕ СКОРОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Для предотвращения сваливания самолета вводится **минимальная скорость** V_{min} . Минимальная скорость больше скорости сваливания. Летать на скорости, меньшей V_{min} , запрещено; V_{min} определяется допустимым значением коэффициента подъемной силы $C_{\text{ya доп}} = 0,7 \dots 0,9 C_{\text{ya max}}$:

$$V_{\text{min}} = \sqrt{\frac{2G}{C_{\text{ya доп}} \rho S}}.$$

Наивыгоднейшая скорость V_{HB} соответствует минимальной потребной тяге:

$$V_{HB} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{ya HB}}}.$$

Наивыгоднейший коэффициент подъемной силы может быть определен по поляре, а минимальная потребная тяга – по кривой Жуковского (рис. 22).

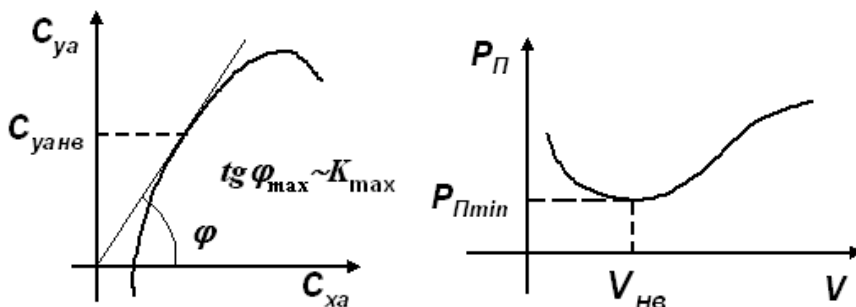


Рис. 22. Определение наивыгоднейшей скорости полета

Для самолетов с ТРД полет на наивыгоднейшей скорости примерно соответствует режиму максимальной продолжительности полета.

Крейсерская скорость $V_{КР}$ для самолетов с ТРД соответствует минимальному отношению тяги к скорости, что при слабой зависимости удельного расхода топлива от скорости близко к режиму минимального километрового расхода топлива.

Графически $V_{КР}$ определяется по точке касания прямой, проведенной из начала координат к кривой Жуковского (рис. 23).

Условие $\left(\frac{P_{\Pi}}{V}\right)_{\min}$ эквивалентно условию $(KV)_{\max}$. Поэтому если для достижения большой продолжительности полета требуется высокое значение $K_{\max}$, то для достижения большой дальности полета важно высокое значение $(KV)_{\max}$. Часто оперируют понятием **аэродинамическая эффективность** самолета – $(KM)_{\max}$, вводя в формулу вместо скорости число Маха.

Максимальная скорость горизонтального полета $V_{\max \text{ ГП}}$. При этой скорости потребная тяга равна располагаемой (обычно для номинального режима работы двигателя). Этот режим полета определяется по пересечению кривых Жуковского при больших скоростях (рис. 24).

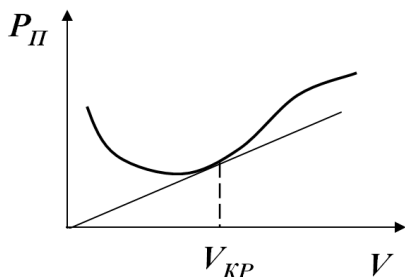


Рис. 23. Определение крейсерского режима полета

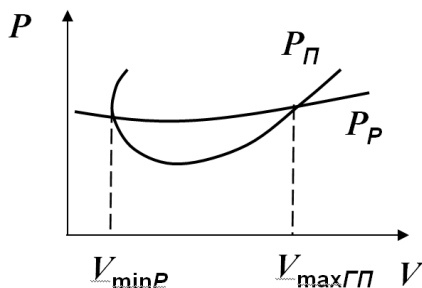


Рис. 24. Определение максимальной и минимальной по тяге скоростей полета

Минимальная по тяге скорость $V_{\min P}$ определяется по пересечению кривых потребных и располагаемых тяг при малых скоростях. Ее необходимо отличать от $V_{\min T}$ (соответствует $C_{ya \max}$) и от $V_{\min}$ (соответствует $C_{ya \text{ доп}}$).

РАСЧЕТ ДИАПАЗОНА СКОРОСТЕЙ УСТАНОВИВШЕГОСЯ ГП

Цель расчета – определить значения минимальных, максимальных и других характерных скоростей полета как функций высоты для всего летно-эксплуатационного диапазона высот.

Диапазон скоростей ГП – это область значений высот и скоростей, при которых возможен установившийся горизонтальный полет. Определяется по диаграммам потребных и располагаемых тяг (рис. 25), построенным для ряда значений высот.

С ростом высоты диапазон скоростей ГП сужается. Высота, на которой этот диапазон стягивается в точку, называется **теоретическим потолком**. Таким образом, теоретический потолок – это наибольшая высота, на которой еще возможен установившийся ГП. На этой высоте кривая P_R касается кривой P_{Π} . Для сверхзвуковых

ЛА обычно существуют два теоретических потолка – дозвуковой и сверхзвуковой.

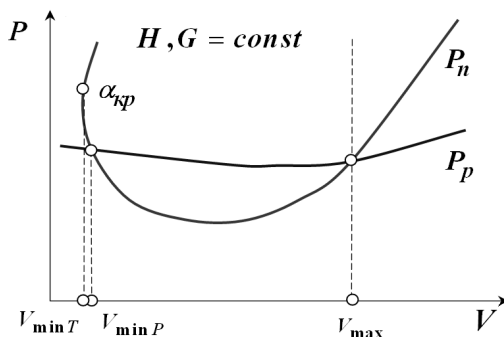


Рис. 25. Определение диапазона скоростей горизонтального полета

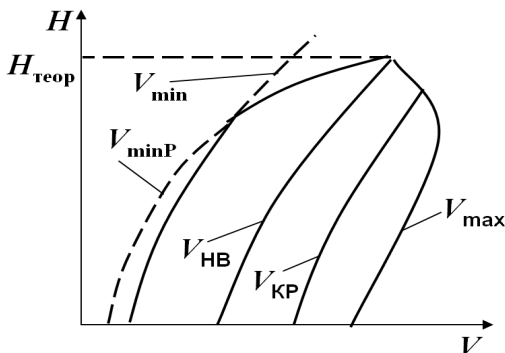


Рис. 26. Диапазон скоростей горизонтального полета дозвукового самолета

Типичный вид диапазона скоростей ГП для дозвукового самолета показан на рис. 26. Необходимо отметить следующее:

- величина $V_{\max}$ обычно с высотой сначала растет, а затем снижается;
- на малых высотах располагаемая тяга велика, поэтому кривые потребных и располагаемых тяг в области малых скоростей не пересекаются, и обычно $V_{\min P} < V_{\min}$.

ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

1. Изучить теоретическую часть.
 2. Разработать в Excel программу расчета потребных и располагаемых тяг. Для ТРД принять коэффициент $\xi = 1$. Плотность воздуха взять по таблицам МСА.
 3. Диаграммы потребных и располагаемых тяг для заданных значений высот полета построить на одном графике.
 4. По графикам потребных и располагаемых тяг определить $V_{\min P}$, $V_{\max}$, характерные скорости горизонтального полета.
 5. На основании полученных данных построить диапазон скоростей установившегося горизонтального полета самолета.
- Каждая бригада выполняет расчеты для заданных преподавателем значений параметров самолета и высот полета.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. В чем суть упрощенного метода тяг?
2. Почему зависимость потребной тяги от скорости имеет минимум?
3. С чем связаны ограничения нижнего предела скорости полета самолета?
4. От чего зависит $V_{\text{св}}$ конкретного самолета?
5. Каким явлением определяется $V_{\min \text{ доп}}$?
6. Что такое наивыгоднейшая скорость полета самолета с ТРД?
7. Что такое крейсерская скорость полета самолета с ТРД?
8. Как изменяются с ростом высоты величины наивыгоднейшей и крейсерской скорости?

10. РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

ПРАКТИЧЕСКАЯ РАБОТА

Набор высоты в общем случае – это неустановившееся криволинейное движение в вертикальной плоскости. При полете без крена и скольжения динамические уравнения движения самолета имеют следующий вид:

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = P - X_a - G \sin \theta, \\ mV \frac{d\theta}{dt} = Y_a - G \cos \theta. \end{cases}$$

К полученным уравнениям надо добавить кинематические соотношения

$$\begin{cases} V_y = \frac{dH}{dt} = V \sin \theta, \\ V_x = \frac{dL}{dt} = V \cos \theta. \end{cases}$$

Для повышения точности расчетов систему необходимо дополнить уравнением изменения массы со временем

$$\frac{dm}{dt} = -C_{уд} P,$$

где $C_{уд}$ – удельный расход топлива, $\frac{\text{кг}}{\text{ч} \cdot \text{Н}}$; P – тяга двигателя, Н.

Масса самолета изменяется медленно, поэтому в уравнениях сил производная от массы по времени отсутствует (квазистатический подход).

Для численного интегрирования слева удобно оставить только соответствующие производные и использовать понятие перегрузки:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dV}{dt} = g(n_{xa} - \sin \theta), \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{V}(n_{ya} - \cos \theta), \\ \frac{dH}{dt} = V \sin \theta, \\ \frac{dL}{dt} = V \cos \theta. \end{array} \right.$$

Параметры, входящие в правые части последних уравнений, зависят от многих факторов: высоты, скорости, положения дроссельной заслонки двигателя, угла атаки и т. д. Задаваясь различными законами управления углом атаки (с помощью руля высоты и других органов продольного управления) и скоростью полета (с помощью дроссельной заслонки, тормозных щитков), можно получать различные маневры в вертикальной плоскости.

Расчет заключается в определении характера изменения основных параметров полета в зависимости от времени или другой переменной (например, высоты или дальности).

Для выполнения расчета необходимы следующие исходные данные:

- 1) параметры воздуха в зависимости от высоты;
- 2) аэродинамические характеристики самолета;
- 3) характеристики двигателя.

Эти зависимости были подробно описаны в разделе «Аэродинамический расчет самолета».

КВАЗИУСТАНОВИВШИЙСЯ НАБОР ВЫСОТЫ

Рассмотрим случай, когда скорость изменяется медленно, т. е. в каждый момент набор высоты можно считать установившимся:

$\frac{dV}{dt} = 0$. Уравнения такого движения:

$$\begin{cases} P = X_a + mg \sin \theta, \\ Y_a = mg \cos \theta. \end{cases}$$

Вертикальная скорость установившегося набора:

$$V_y^* = \frac{P - X_a}{mg} V \equiv \frac{\Delta P}{mg} V.$$

Скороподъемность самолета характеризуется, во-первых, максимальной вертикальной скоростью установившегося набора и, во-вторых, минимальным временем набора заданной высоты.

ВРЕМЯ И ДИСТАНЦИЯ КВАЗИУСТАНОВИВШЕГОСЯ НАБОРА ВЫСОТЫ

Зная вертикальную скорость при наборе высоты, можно определить время набора заданной высоты полета:

$$V_y = \frac{dH}{dt} \Rightarrow dt = \frac{dH}{V_y} \Rightarrow t_{\text{наб}} = \int_{H_1}^{H_2} \frac{dH}{V_y}.$$

Определение минимального времени набора высоты, а также оптимальной по какому-либо параметру траектории представляет собой в общем случае достаточно сложную задачу, решаемую вариационными методами. Вводя соответствующие допущения, можно приближенно рассчитать время набора для некоторых частных случаев полета.

Зависимость высоты полета от времени $H = f(t)$ называется **барограммой набора высоты**.

ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

1. Изучить теоретическую часть.
2. Разработать программу расчета набора высоты (обратить внимание, что в исходном варианте программы управления самолетом под-

держивается постоянный режим работы двигателя ($P/P_{\max}$) и постоянное значение C_{ya}).

3. Построить зависимости: 1) затрат топлива на набор высоты; 2) времени набора; 3) дистанции набора – от C_{ya} набора.

4. Найти оптимальное с точки зрения затрат топлива на набор высоты значение C_{ya} . Полученный результат проанализировать с точки зрения времени и дистанции набора.

5. Рассчитать квазиустановившийся набор высоты для найденного оптимального с точки зрения затрат топлива значения C_{ya} .

6. Построить барограммы набора высоты по результатам расчетов неустановившегося и квазиустановившегося режимов.

7. Определить погрешность расчетов времени набора и дистанции набора в квазиустановившейся постановке по сравнению с точным решением.

Каждая бригада для заданного преподавателем значения режима работы двигателя и ряда значений C_{ya} (в диапазоне от $C_{y_{\text{НВ}}}$ до $C_{y_{\text{кр}}}$) выполняет расчеты набора высоты, заданной преподавателем.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Как угол наклона траектории зависит от избытка тяг при установившемся наборе?

2. Как меняется избыток тяги с высотой в течение времени набора высоты с постоянным углом наклона траектории?

3. Что такое статический потолок самолета?

4. Что такое динамический потолок самолета?

5. Что такое барограмма набора высоты?

6. Как зависит полученное значение $C_{ya \text{ opt}}$ от высоты эшелона?

7. Почему время набора, определенное для квазиустановившегося режима, меньше, чем точное?

8. Можно ли считать полученные значения $C_{ya \text{ opt}}$ и P_{opt} лучшими с точки зрения минимума затрат топлива на весь полет? А с точки зрения минимума стоимости полета?

9. Предложите пути более строгого решения задачи минимизации затрат топлива на весь полет.

11. ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОДОЛЬНОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА

ПРАКТИЧЕСКАЯ РАБОТА

Исходная система уравнений движения самолета в вертикальной плоскости без крена и скольжения записывается следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= F_{xa}, \\ mV \frac{d\theta}{dt} &= F_{ya}, \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} + (J_y - J_z)\omega_x\omega_y &= M_z, \\ \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_z, \\ \alpha + \theta &= \vartheta, \\ \frac{dx}{dt} &= V \cos \theta, \\ \frac{dy}{dt} &= V \sin \theta. \end{aligned} \right\}$$

Первое и второе уравнения системы – это динамические уравнения движения центра масс в скоростной системе координат. Третье урав-

нение – динамическое уравнение движения относительно центра масс в связанной системе. Четвертое уравнение – кинематическое уравнение вращения относительно центра масс. Пятое уравнение – геометрическое соотношение между углами атаки, наклона траектории и тангажа. Шестое и седьмое уравнения – кинематические уравнения движения центра масс относительно земли. Внешние силы и моменты являются функциями ряда параметров $(V, \alpha, \theta, \delta_B, X_{\text{возм}}, H, \dots)$.

Допустим, что высота H изменяется незначительно (т. е. $\rho \approx \text{const}$), тогда два последних уравнения системы можно решать независимо. Примем, что руль высоты фиксирован ($\delta_B = \text{const}$), возмущающих сил нет ($X_{\text{возм}} = 0, \dots$), тогда эта система будет описывать свободное возмущенное движение самолета (после прекращения действия возмущений).

Пусть $V_0, \alpha_0, \theta_0, \vartheta_0, \dots$ – значение параметров в опорном движении самолета. Соответственно $\Delta V, \Delta \alpha, \Delta \theta, \Delta \vartheta, \dots$ – малые отклонения параметров от опорного движения.

Перепишем систему, выразив ω_z из четвертого уравнения:

$$\left. \begin{aligned} m \frac{d}{dt}(V_0 + \Delta V) &= F_{xa}(V_0 + \Delta V, \alpha_0 + \Delta \alpha, \theta_0 + \Delta \theta), \\ m(V_0 + \Delta V) \frac{d(\theta_0 + \Delta \theta)}{dt} &= F_{ya}(V_0 + \Delta V, \alpha_0 + \Delta \alpha, \theta_0 + \Delta \theta), \\ J_z \frac{d^2}{dt^2}(\vartheta_0 + \Delta \vartheta) &= M_z(V_0 + \Delta V, \alpha_0 + \Delta \alpha, \dot{\alpha}_0 + \Delta \dot{\alpha}, \dot{\vartheta}_0 + \Delta \dot{\vartheta}), \\ (\alpha_0 + \Delta \alpha) + (\theta_0 + \Delta \theta) - (\vartheta_0 + \Delta \vartheta) &= 0. \end{aligned} \right\}$$

Разложим нелинейные правые части уравнений в ряд Тейлора в окрестности их значений в опорном движении $(V_0, \alpha_0, \theta_0, \vartheta_0, \dot{\alpha}_0, \dot{\vartheta}_0)$ по степеням возмущений, отбросив члены второго и выше порядка малости:

$$\left. \begin{aligned}
m \frac{d}{dt} (V_0 + \Delta V) &= F_{xa} + \frac{\partial F_{xa}}{\partial V} \Delta V + \frac{\partial F_{xa}}{\partial \alpha} \Delta \alpha + \frac{\partial F_{xa}}{\partial \theta} \Delta \theta, \\
m(V_0) \frac{d(\theta_0 + \Delta \theta)}{dt} &= F_{ya} + \frac{\partial F_{ya}}{\partial V} \Delta V + \frac{\partial F_{ya}}{\partial \alpha} \Delta \alpha + \frac{\partial F_{ya}}{\partial \theta} \Delta \theta, \\
J_z \frac{d^2}{dt^2} (\vartheta_0 + \Delta \vartheta) &= M_{z0} + \frac{\partial M_z}{\partial V} \Delta V + \frac{\partial M_z}{\partial \alpha} \Delta \alpha + \frac{\partial M_z}{\partial \dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + \frac{\partial M_z}{\partial \dot{\vartheta}} \dot{\vartheta}, \\
(\alpha_0 + \Delta \alpha) + (\theta_0 + \Delta \theta) - (\vartheta_0 + \Delta \vartheta) &= 0.
\end{aligned} \right\}$$

В опорном движении имеем

$$\left. \begin{aligned}
m \frac{dV_0}{dt} &= F_{xa0}, \\
mV_0 \frac{d\theta_0}{dt} &= F_{ya0}, \\
J_z \frac{d^2 \vartheta_0}{dt^2} &= M_{z0}, \\
\alpha_0 + \theta_0 - \vartheta_0 &= 0.
\end{aligned} \right\}$$

Вычитая последнее уравнение из предыдущего, получаем систему линейных дифференциальных уравнений, описывающих продольное возмущенное движение самолета:

$$\left. \begin{aligned}
m \frac{d\Delta V}{dt} &= \frac{\partial F_{xa}}{\partial V} \Delta V + \frac{\partial F_{xa}}{\partial \alpha} \Delta \alpha + \frac{\partial F_{xa}}{\partial \theta} \Delta \theta, \\
mV_0 \frac{d\Delta \theta}{dt} &= \frac{\partial F_{ya}}{\partial V} \Delta V + \frac{\partial F_{ya}}{\partial \alpha} \Delta \alpha + \frac{\partial F_{ya}}{\partial \theta} \Delta \theta, \\
J_z \frac{d^2 \Delta \vartheta}{dt^2} &= \frac{\partial M_z}{\partial V} \Delta V + \frac{\partial M_z}{\partial \alpha} \Delta \alpha + \frac{\partial M_z}{\partial \dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + \frac{\partial M_z}{\partial \dot{\vartheta}} \dot{\vartheta}, \\
\Delta \alpha + \Delta \theta - \Delta \vartheta &= 0.
\end{aligned} \right\}$$

Если за опорное движение принять установившийся полет, то коэффициенты системы будут постоянными величинами. Перепишем последнюю систему, предварительно разделив первое уравнение на m , второе – на mV_0 и третье – на J_z :

$$\left. \begin{aligned} \Delta \dot{V} + a_{11}\Delta V + a_{12}\Delta\alpha + a_{13}\Delta\theta &= 0, \\ a_{21}\Delta V + a_{22}\Delta\alpha + a_{23}\Delta\theta + \Delta\dot{\theta} &= 0, \\ a_{31}\Delta V + a_{32}\Delta\alpha + a'_{32}\Delta\dot{\alpha} + a_{34}\Delta\dot{\theta} + \Delta\ddot{\theta} &= 0, \\ \Delta\alpha + \Delta\theta - \Delta\vartheta &= 0. \end{aligned} \right\}$$

Получили систему линейных однородных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами. Она описывает свободное продольное возмущенное движение самолета.

Коэффициенты a_{ij} в последней системе представляют собой комбинации коэффициентов предыдущего уравнения.

Например, $a_{11} = \frac{\partial}{\partial V} \left[-\frac{1}{m}(P - X_a - G \sin \theta) \right]$. Так как

$$X_a = c_{xa}(M) \frac{\rho V_0^2}{2} S,$$

то

$$a_{11} = \frac{1}{m} \left(2C_{xa} \frac{\rho V_0}{2} S + C_{xa}^M \frac{dM}{dV} \frac{\rho V_0^2}{2} S - P^V \right) = \left(2C_{xa} + C_{xa}^M - \frac{2P^V}{\rho V_0 S} \right) \frac{q_0 S}{V_0 m}.$$

Смысл члена a_{11} – интенсивность изменения F_{xa} по V .

Другой пример: $a_{34} = -\frac{1}{J_z} \frac{\partial M_z}{\partial \dot{\theta}} = -\frac{1}{J_z} \frac{\partial M_z}{\partial \omega_z}$ – интенсивность изме-

нения M_z по ω_z характеризует демпфирующий момент тангажа.

Общее решение системы есть сумма частных решений. Частные решения ищут в виде: $\Delta V = Ae^{\lambda t}$, $\Delta\alpha = Be^{\lambda t}$, $\Delta\theta = Ce^{\lambda t}$, $\Delta\vartheta = De^{\lambda t}$.

Если за опорное движение принять горизонтальный полет, то продольное возмущенное движение статически устойчивого самолета будет состоять из двух колебательных движений с периодами T_1 и T_2 ,

причем $T_1 \gg T_2$ (рис. 27). Соответственно выделяют *короткопериодическое* и *длиннопериодическое* продольное возмущенное движение.

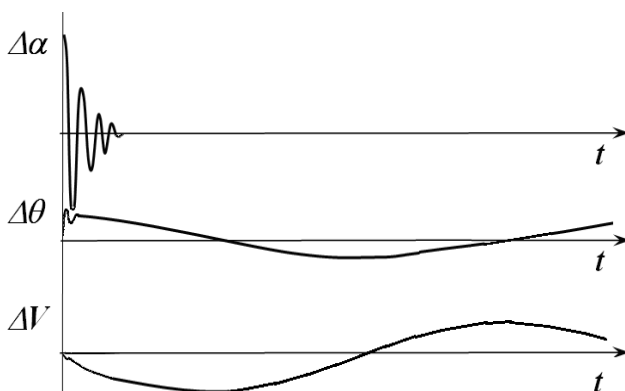


Рис. 27. Короткопериодическое и длиннопериодическое продольное возмущенное движение

В начале возмущенного движения (в короткопериодическом движении) изменяются углы α и ϑ , при этом устанавливается равновесие моментов, а $V \approx \text{const}$. После затухания короткопериодического движения (в длиннопериодическом движении) изменяются V , ϑ и θ , а $\alpha \approx \text{const}$. Устанавливается равновесие сил.

Период колебаний самолета в короткопериодическом движении – порядка секунды, в длиннопериодическом – порядка минуты. Поэтому с точки зрения безопасности полета особую важность представляет устойчивость короткопериодического продольного движения.

Рассмотрим поведение самолета в продольном короткопериодическом возмущенном движении при фиксированных органах управления и отсутствии постоянно действующих внешних возмущений. За опорное движение примем установившийся горизонтальный полет. Воспользуемся упрощенной теорией короткопериодического движения, основанной на том, что в начале возмущенного движения скорость не успевает заметно измениться, и можно считать $\Delta V = 0$. Тогда первое уравнение системы, характеризующее изменение ΔV , выпадает, а в остальных надо считать $\Delta V = 0$.

При таких предположениях получим следующую систему однородных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициента-

ми, описывающую собственное продольное короткопериодическое возмущенное движение самолета:

$$\left. \begin{aligned} a_{22}\Delta\alpha + \Delta\dot{\theta} &= 0, \\ a_{32}\Delta\alpha + a'_{32}\Delta\dot{\alpha} + a_{34}\Delta\dot{\vartheta} + \Delta\ddot{\vartheta} &= 0, \\ \Delta\alpha + \Delta\theta - \Delta\vartheta &= 0. \end{aligned} \right\}$$

Исключив из второго уравнения системы переменную $\Delta\vartheta$, с помощью остальных уравнений можно привести его к виду

$$\Delta\ddot{\alpha} + 2h_k\Delta\dot{\alpha} + \omega_k^2\Delta\alpha = 0.$$

Здесь $h_k = \xi / T$ – коэффициент демпфирования; $\omega_k = \frac{1}{T}$ – опорная частота, или частота недемпфированных колебаний; $T = \frac{1}{\sqrt{a_{32} - a_{22}a_{34}}}$ – постоянная времени; $\xi = \frac{T(a'_{32} + a_{34} - a_{22})}{2}$ – относительный коэффициент демпфирования.

Последнее уравнение не зависит от первого и третьего уравнения системы, и его можно решать отдельно. После определения $\Delta\alpha(t)$ по остальным уравнениям можно найти $\Delta\theta(t)$, $\Delta\omega_z(t)$ и $\Delta\vartheta(t)$.

Однородное дифференциальное уравнение имеет характеристическое уравнение второй степени

$$\lambda^2 + 2h_k\lambda + \omega_k^2 = 0,$$

корни которого $\lambda_{1,2} = -h_k \pm \sqrt{h_k^2 - \omega_k^2}$ определяют характер собственного короткопериодического возмущенного движения самолета.

При $\omega_k^2 > h_k^2$ и $\omega_k^2 > 0$ корни будут комплексно-сопряженными, а собственное короткопериодическое движение – колебательным:

$$\lambda_{1,2} = -h_k \pm i\sqrt{\omega_k^2 - h_k^2}.$$

При этом решение уравнения имеет вид

$$\Delta\alpha = Ae^{-h_{\kappa}t} \sin(v_{\kappa}t + \psi),$$

где $v_{\kappa} = \sqrt{\omega_{\kappa}^2 - h_{\kappa}^2}$ – круговая частота собственных колебаний (с учетом демпфирования); ψ – фазовый угол сдвига.

Постоянные A и ψ определяются по заданным начальным условиям $\Delta\alpha = \Delta\alpha_0$ и $\Delta\dot{\alpha} = \Delta\dot{\alpha}_0$ при $t = t_0 = 0$.

Возмущения $\Delta\alpha$ в свободном короткопериодическом возмущенном движении будут затухать: при $h_{\kappa} > 0$ – в случае колебательного движения; при $\lambda_1 < 0$, $\lambda_2 < 0$ – в случае аperiodического. Эти условия удовлетворяются при $h_{\kappa} > 0$, $\omega_{\kappa}^2 > 0$.

Условия $h_{\kappa} > 0$ (положительное демпфирование) выполняются обычно у всех самолетов (кроме режимов полета на закритических углах атаки, авторотации и т. п.). Условие $\omega_{\kappa}^2 > 0$ эквивалентно условию

$$\sigma_{\Pi} = m_z^{Cy} + \frac{m_z^{\bar{\omega}_z}}{\mu} < 0,$$

которое выполняется у современных самолетов при наличии продольной статической устойчивости самолета по перегрузке. Вспомним, что σ_{Π} – степень продольной статической устойчивости по перегрузке;

$\bar{\omega}_z = \frac{b_{\text{САХ}}\omega_z}{V}$ – безразмерная скорость тангажа; $\mu = \frac{2m}{\rho S b_{\text{САХ}}}$ – отно-

сительная плотность самолета. Как правило, для современных самоле-

тов характерны относительно малые значения $\frac{m_z^{\bar{\omega}_z}}{\mu}$, поэтому самолет

будет устойчив в короткопериодическом продольном движении при $m_z^{Cy} < 0$.

Таким образом, за устойчивость самолета в короткопериодическом продольном движении «отвечает» продольная статическая устойчивость по перегрузке. Отметим, что за устойчивость длиннопериодического движения «отвечает» продольная статическая устойчивость по скорости.

ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

1. Изучить теоретическую часть.
 2. Разобраться в программе расчета продольного возмущенного движения самолета.
 3. Построить графики переходных процессов в двух вариантах: с временем расчета 10 с (для анализа короткопериодического движения) и с временем расчета 100 с (для анализа длиннопериодического движения).
 4. По графикам короткопериодического движения определить период колебаний, заброс по углу атаки, время затухания и количество периодов до затухания колебаний (до 5 % от начального возмущения).
 5. По графикам длиннопериодического движения определить период колебаний параметров в длиннопериодическом движении.
- Каждая бригада выполняет расчеты для заданных преподавателем значений параметров самолета и режима полета.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Какие допущения используются при линеаризации уравнений продольного возмущенного движения самолета?
2. Какой вид обычно имеют корни характеристического уравнения для свободного возмущенного движения самолета?
3. Какой знак должны иметь вещественные или комплексные части всех корней характеристического уравнения для того, чтобы с течением времени возмущения затухали?
4. Из каких движений обычно состоит продольное возмущенное движение статически устойчивого самолета?
5. Что служит основанием для выделения короткопериодического и длиннопериодического продольных возмущенных движений?
6. Какое продольное возмущенное движение представляет особую важность с точки зрения безопасности полета?
7. Какой из видов продольной статической устойчивости «отвечает» за устойчивость самолета в короткопериодическом продольном движении?
8. Смоделируйте работу демпфера тангажа, внося соответствующие изменения в программу.
9. Смоделируйте работу автомата демпфирования длиннопериодического движения, внося соответствующие изменения в программу.
10. Оцените, опасно ли для рассматриваемого самолета перемещение 10 пассажиров из передней части салона в заднюю.

12. РАСЧЕТ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА

КУРСОВОЙ ПРОЕКТ

Цель курсового проекта заключается в закреплении практических навыков решения задач динамики полета. Определение летных характеристик, так называемый аэродинамический расчет, – это необходимый этап проектирования самолета.

В курсовом проекте решаются следующие задачи:

- определение области установившегося горизонтального полета;
- расчет характеристик полета на следующих этапах: набор высоты, крейсерский полет, снижение;
- расчет взлетно-посадочных характеристик.

При расчетах используется метод тяг Н.Е. Жуковского.

Исходные данные для расчета задаются преподавателем, обычно это модель самолета, характеризующаяся следующими параметрами:

- взлетная масса m_0 [кг];
- площадь крыла S [м²];
- стартовая тяга двигателя P_0 [Н];
- удельный расход топлива на стартовом режиме [кг/(ч·Н)];
- коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе C_{x0} ;
- размах крыла l [м].

РАСЧЕТ ПОТРЕБНЫХ И РАСПОЛАГАЕМЫХ ТЯГ

Для расчета используется упрощенный метод тяг, рассмотренный в разделе 9.

Расчеты ведутся для ряда высот: $H = 0; 2; 4; 6; 8; 10; 11$ км, и для каждой высоты числа Маха изменяются в диапазоне от 0,1 до 0,9 с шагом 0,1.

Скорость полета, соответствующая числу Маха на данной высоте, вычисляется по формуле

$$V = M \cdot a_H,$$

где a_H – скорость звука на данной высоте, м/с; V – скорость полета, м/с.

Скоростной напор q вычисляется по формуле

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

где q – скоростной напор, Н/м²; ρ_H – плотность воздуха на высоте H , кг/м³.

Коэффициент подъемной силы в горизонтальном полете вычисляется по следующей формуле:

$$C_{ya} = \frac{G_{\text{ср}}}{Sq},$$

где $G_{\text{ср}} = 0,96G_0 = 0,96m_0g$ – средний вес ЛА на этапе набора высоты.

Вес самолета в течение полета непрерывно изменяется, следовательно, необходимо строить множество кривых. Однако в приближенных расчетах обычно берут средний вес.

Коэффициент лобового сопротивления в горизонтальном полете определяется в виде

$$C_{xa} = K_{Cx0}C_{x0} + AK_A C_{ya}^2,$$

где $C_{x0} \approx C_{\text{хпр}}$ – коэффициент профильного сопротивления; AC_{ya}^2 – коэффициент индуктивного сопротивления; A – коэффициент отвала поляры, $A = \frac{1}{\pi\lambda_{\text{эф}}}$, где $\lambda_{\text{эф}} = \frac{\lambda}{1 + 0,025\lambda}$ – эффективное удлинение крыла.

В свою очередь, $\lambda = \frac{l^2}{S}$ – геометрическое удлинение крыла; K_{Cx0} , K_A – коэффициенты, учитывающие изменение составляющих лобового сопротивления в зависимости от числа M (см. прил. 3).

Вычисляем значение **потребной тяги**:

$$P_{\Pi} = X = C_{xa} q S.$$

Располагаемая тяга определяется по высотно-скоростным характеристикам двигателя или по эмпирическим формулам:

$$P_p(H, M) = P_0 \xi(M) \Delta^{0.85} \text{ при } H < 11 \text{ км,}$$

$$P_p(H, M) = 1,2 P_0 \xi(M) \Delta \text{ при } H \geq 11 \text{ км,}$$

где $\xi(M) \approx 1 - 0,32M + 0,4M^2 - 0,01M^3$ – поправочный коэффициент, учитывающий сжимаемость воздуха; $\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$ – относительная плотность воздуха; P_0 – стартовая тяга двигателя на нулевой высоте при нулевой скорости.

Полученные кривые $P_{\Pi} = f(V)$ и $P_p = f(V)$ для нескольких значений высот ($H = \text{const}$) наносятся на один график. В результате получается «сетка» кривых потребных и располагаемых тяг (рис. 28).

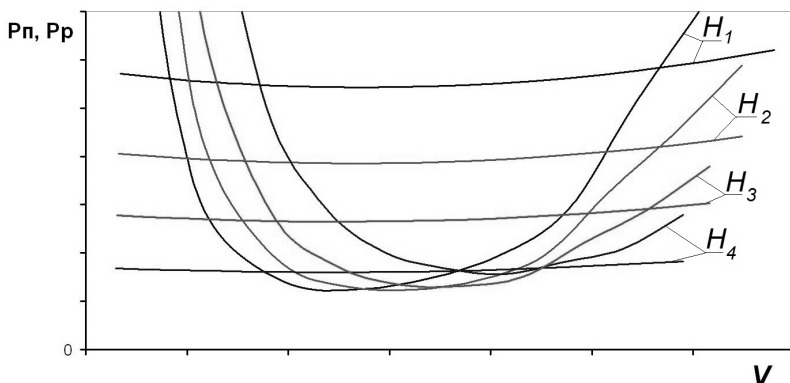


Рис. 28. «Сетка» кривых потребных и располагаемых тяг

РАСЧЕТ СКОРОПОДЪЕМНОСТИ. ПРАКТИЧЕСКИЙ ПОТОЛОК

Скороподъемность (вертикальная скорость) – характеристика воздушного судна, отражающая скорость набора высоты.

Максимальная вертикальная скорость набора высоты определяется по формуле

$$V_{y\max} = \frac{(\Delta PV)_{\max}}{G}, \quad \text{где} \quad G = G_0 - \frac{G_T}{2}.$$

Величина избытка тяги $\Delta P = P_p - P_{\pi}$ берется из расчета потребных и располагаемых тяг.

Определение $(\Delta PV)_{\max}$ выполняется для ряда высот и заносится в таблицы (см. табл. 1, 2).

Практический потолок – высота, на которой вертикальная скорость составляет $V_{y\text{пп}} = 0,02V_{y\max(H=0)}$, но при этом обычно не меньше 0,5 м/с.

В результате расчетов строится график $V_{y\max} = f(H)$ (рис. 29).

Т а б л и ц а 1

$H = 0$ км				$H = 2$ км				...
М	V , м/с	ΔP , Н	ΔPV	М	V , м/с	ΔP , Н	ΔPV	...
0,1								
...								
0,9								

Т а б л и ц а 2

H , км	$(\Delta PV)_{\max}$	$V_{y\max}$
0		
...		
11		

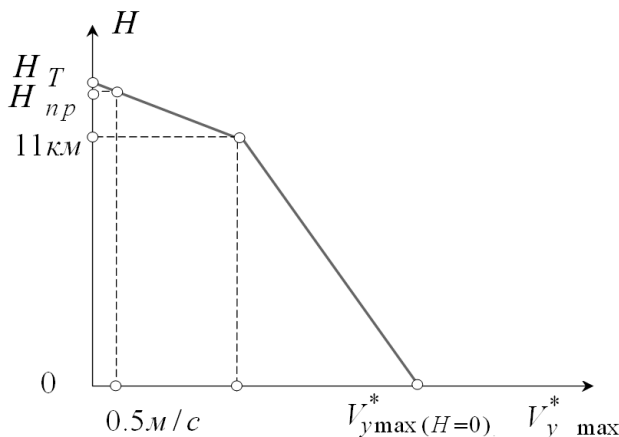


Рис. 29. Зависимость высоты от вертикальной скорости

ПОСТРОЕНИЕ ОБЛАСТИ РЕЖИМОВ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Диапазон скоростей ГП – область значений высот и скоростей, при которых возможен установившейся горизонтальный полет. Определяется по диаграммам потребных и располагаемых тяг, построенных для ряда значений высот (см. рис. 28).

На «сетке» располагаемых и потребных тяг в точках пересечения P_p и P_{Π} определяется диапазон скоростей $V_{\min} - V_{\max}$ на каждой высоте полета (табл. 3) и строится **теоретическая граница области $H = f(V)$ горизонтальных режимов полета** (рис. 30), состоящая из следующих кривых:

$V_{\min}$ – минимально возможная скорость ГП. Является левой точкой пересечения кривых потребной и располагаемой тяг;

$V_{\max}$ – максимально возможная скорость ГП. Является правой точкой пересечения кривых потребной и располагаемой тяг.

Таблица 3

$H_{ГП}$, км	0	2	4	...			
$V_{\min}$, м/с							
$V_{\max}$, м/с							

На полученную область наносится линия практического потолка ($H_{\text{пр}}$).

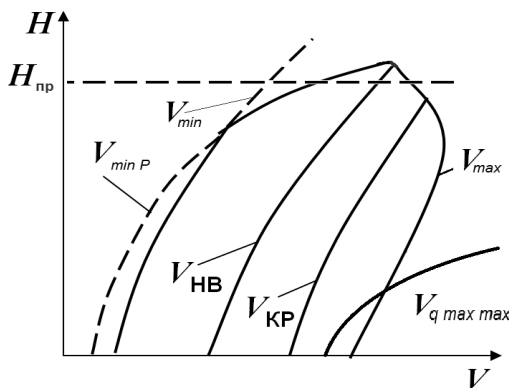


Рис. 30. Диапазон скоростей горизонтального полета

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

После построения области горизонтальных режимов полета необходимо на ней нанести следующие **эксплуатационные ограничения**.

1. Ограничение по числу M_{max} .

Это ограничение обусловлено необходимостью создавать запас по устойчивости и управляемости ЛА, прочности элементов двигателя, а также предотвращать возникновение аэроупругих явлений.

$$V_M = a_H M_{\text{max}}.$$

2. Ограничение по скоростному напору $q_{\text{max max}}$.

Такое ограничение следует из условий прочности и жесткости планера, а также предотвращения возникновения аэроупругих явлений:

$$V_q = \sqrt{\frac{2q_{\text{max max}}}{\rho_H}}.$$

3. Ограничение по $C_{y \text{ доп}}$ (предотвращение сваливания самолета).

Полученная при этом ограничении минимальная скорость ($V_{\text{min доп}}$)

больше скорости сваливания. Летать на скорости, меньшей $V_{\min \text{ доп}}$, запрещено.

По условиям безопасности полетов принимается значение:

- $C_{ya \text{ доп}} = 0,85 C_{ya \text{ max кр}}$ (при $M \leq 0,5$);
- $C_{ya \text{ доп}} = C_{ya \text{ max кр}} K_{Cy \text{ max}}$ (при $M > 0,5$).

Скорость, соответствующая этому ограничению, определяется так:

$$V_{\min \text{ доп}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho_H S C_{ya \text{ доп}}}}.$$

При $M > 0,5$ границу по $C_{ya \text{ доп}}$ определяем следующим образом:

- строим график $\rho_H a_H^2 = f(H)$;
- задаем M_i и рассчитываем комплекс $\frac{2G/S}{C_{ya \text{ доп}} M_i^2} = (\rho_H a_H^2)_i$;
- на графике $\rho_H a_H^2 = f(H)$ определяем высоту H_i , соответствующую $(\rho_H a_H^2)_i$;
- в соответствии со скоростью звука на высоте H_i определяем скорость $(V_{\min \text{ доп}})_i$.

Результаты расчетов скоростей с учетом эксплуатационных ограничений представлены в табл. 4.

Т а б л и ц а 4

$H_{ГП}$, км	0	2	4	...			
V_M , м/с							
V_q , м/с							
$V_{\min \text{ доп}}$, м/с							

Эксплуатационные ограничения скоростей наносятся на рис. 30.

ХАРАКТЕРНЫЕ СКОРОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Крейсерская скорость $V_{кр}$ соответствует минимальному отношению тяги к скорости, что при слабой зависимости удельного расхода от скорости близко к режиму **минимального километрового расхода топлива**, и определяется по формуле

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{2G}{\rho_H S \sqrt{\frac{C_{x0} \pi \lambda_{эф}}{3}}}}.$$

Полет на крейсерских скоростях обеспечивает **наибольшую дальность**.

Наивыгоднейшая скорость $V_{НВ}$ определяется по формуле

$$V_{НВ} = \sqrt{\frac{2G}{\rho_H S \sqrt{C_{x0} \pi \lambda_{эф}}}}.$$

Для самолетов с ТРД полет на наивыгоднейшей скорости соответствует режиму **максимальной продолжительности**.

Зависимости крейсерской и наивыгоднейшей скорости от высоты также необходимо нанести на график диапазона горизонтальных режимов полета (рис. 30).

РАСЧЕТ ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

Дальность полета – это расстояние по горизонтали, которое пройдет ЛА от взлета до посадки.

Продолжительность полета – это время, в течение которого ЛА находится в полете от взлета до посадки.

Полная дальность полета ЛА включает:

- дальность набора высоты;
- дальность горизонтального полета;
- дальность при снижении.

Вклад составляющих полной дальности зависит от типа самолета и характера полетного задания. Для самолетов с большой дальностью основной вклад (до 90...95 %) вносит участок ГП.

Дальность горизонтального полета для самолета с ТРД рассчитывается по формуле

$$L = \frac{3,6(KV)_{\max}}{gC_{\text{уд}}} \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_T},$$

где L – дальность горизонтального полета, км; $C_{\text{уд}}$ – удельный расход топлива, $\frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}$; $\bar{m}_T = \frac{m_T}{m_0}$ – относительная масса топлива, кг.

Продолжительность полета T измеряется в часах и вычисляется по выражению

$$T = \frac{L}{3,6V}.$$

Значения дальности и продолжительности полета, рассчитанные для ряда высот, представлены в табл. 5.

Таблица 5

$H_{\text{ГП}}$, км	0	2	4	...			
L , км							
T , ч							

РАСЧЕТ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

Взлет и посадка – наиболее ответственные фазы полета. На эти этапы приходится более 75 % всех катастроф и авиационных происшествий. Причины аварий – близость земли, существенное изменение всех параметров (особенно высоты и скорости, углов тангажа и крена, углов атаки и скольжения), необходимость координированного выполнения различных маневров, переход от наземного участка полета к воздушному и обратно, и т. д. Движение самолета на этих этапах является неустановившимся.

Взлет самолетов разбивается на два основных этапа:

- разбег по взлетно-посадочной полосе (ВПП);
- воздушная дистанция взлета до безопасной высоты $H_{\text{без}} = 10,7$ м с разгоном до безопасной скорости $V_{\text{без}}$.

Длина **взлетной дистанции** $L_{\text{взл}}$ – это сумма длин разбега $L_{\text{разб}}$ и начального набора высоты $L_{\text{ннв}}$:

$$L_{\text{взл}} = L_{\text{разб}} + L_{\text{ннв}}.$$

Разбег – прямолинейное ускоренное движение самолета по ВПП с целью разгона до скорости, позволяющей выполнить безопасный отрыв от земли и последующий набор высоты.

Разбег самолета при нормальном или продолжительном взлете производится при стояночном угле атаки до скорости подъема передней стойки, зависящей от углов отклонения механизации и взлетной массы. На этой скорости пилот берет штурвал «на себя», отклоняя руль высоты вверх, и создает кабрирующий момент, который разворачивает самолет на больший угол атаки и отрывает переднюю стойку от ВПП. В некоторый момент возрастающие угол атаки и скорость увеличивают подъемную силу до значения, равного весу самолета, и происходит отрыв от ВПП.

Расчет этих величин ведется по следующим формулам:

$$L_{\text{разб}} = L_0 \frac{1}{z} \ln \frac{1}{1-z} \approx L_0 \left(1 + \frac{z}{2} \right);$$

$$L_{\text{ннв}} = \frac{1}{\bar{P} - \frac{1}{K_{\text{взл}}}} \left[\frac{V_{\text{без}}^2 - V_{\text{отр}}^2}{2g} + H_{\text{без}} \right].$$

В свою очередь величины, входящие в приведенные выше формулы, определяются из соотношений

$$L_0 = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2g(\bar{P} - f)},$$

где $V_{\text{отр}} = 1,05V_{\text{св}}$ – скорость отрыва, м/с; $V_{\text{св}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{y\text{max взл}}}}$ – скорость сваливания, м/с; $\bar{P} = \frac{P}{G}$ – тяговооруженность; $V_{\text{без}} = 1,2V_{\text{св}}$ – безопасная скорость начального набора высоты, м/с; $f = 0,03$ – коэффициент трения колес.

$$z = \frac{C_{y\text{разб}}}{C_{y\text{отр}}} \frac{\frac{1}{K_{\text{взл}}} - f}{\bar{P} - f},$$

где $C_{y\text{разб}}$ – коэффициент подъемной силы при разбеге; $C_{y\text{отр}} = 0,9C_{y\text{max взл}}$ – коэффициент подъемной силы при отрыве; $K_{\text{взл}}$ – аэродинамическое качество при начальном наборе высоты.

Посадочная дистанция самолета, как и взлетная, состоит из двух участков – воздушного и наземного. Началом посадочной дистанции служит точка, расположенная на высоте 15 м (иногда 25 м) над уровнем ВПП. Скорость захода на посадку $V_{\text{зп}} \geq 1,25V_{\text{св}}$ в посадочной конфигурации.

Обычно для обеспечения безопасности длина ВПП в 1,5...1,9 раза больше длины посадочной дистанции ($L_{\text{впп}} = 1,5...1,9L_{\text{пос}}$), так как сейчас выросли взлетные и посадочные скорости. Это происходит из-за того, что с ростом скоростей полета современные самолеты имеют:

- высокую удельную нагрузку на крыло (до 7000 Н/м² и более);
- стреловидные крылья, часто – малого удлинения, что снижает $C_{ya\text{max}}$;
- относительно тонкие профили, что также снижает $C_{ya\text{max}}$.

Потребная длина современных ВПП достигает 3...4 км., что привело к значительному удорожанию ВПП.

Длина **посадочной дистанции** $L_{\text{пос}}$ – это сумма длин снижения $L_{\text{сн}}$, выравнивания $L_{\text{выр}}$, запаздывания $L_{\text{зап}}$ и пробега $L_{\text{проб}}$:

$$L_{\text{пос}} = L_{\text{сн}} + L_{\text{выр}} + L_{\text{зап}} + L_{\text{проб}}.$$

Расчет этих величин ведется по следующей формуле:

$$L_{\text{сн}} = \frac{H_0 - H_{\text{н.в}}}{\theta},$$

где $L_{\text{сн}}$ – дистанция снижения, м; $H_0 = 15$ м – высота начала посадочной дистанции; $H_{\text{н.в}} \approx 5 \dots 8$ м – высота начала выравнивания; $\theta \approx 2^\circ 40' \dots 3^\circ$ – угол наклона траектории.

Выравнивание: на высоте 8...12 м создается перегрузка $n_{ya} > 1$ и траектория искривляется таким образом, чтобы она стала горизонтальной при расстоянии от колес до ВПП примерно 0,7...1 м. Обычно в начале выравнивания двигатель полностью дросселируется:

$$L_{\text{выр}} = \frac{1}{\frac{1}{K_{\text{пос}}} - \bar{P}_{\text{выр}}} \left[\frac{V_{\text{зп}}^2 - V_{\text{кас}}^2}{2g} + H_{\text{н.в}} \right],$$

где $L_{\text{выр}}$ – дистанция выравнивания, м; $K_{\text{пос}}$ – аэродинамическое качество выравнивания; $\bar{P}_{\text{выр}} \approx 0,03 \dots 0,01$ – тяговооруженность при выравнивании; $V_{\text{зп}} = 1,25V_{\text{св}}$ – скорость захода на посадку, м/с; $V_{\text{кас}} = 1,05V_{\text{св}}$ – скорость касания, м/с.

$$L_{\text{зап}} = V_{\text{кас}} \Delta t_{\text{зап}},$$

где $L_{\text{зап}}$ – дистанция выравнивания, м; $\Delta t_{\text{зап}} \approx 2 \dots 3$ с – время запаздывания.

Пробег начинается с движения на двух колесах, затем опускается третье колесо, и большая часть пробега происходит на трех колесах.

При пробеге на самолет действуют те же силы, что и при разбеге, но тяга двигателей нулевая или даже отрицательная при наличии реверса тяги. Обычно тормозят колеса только главных строек, поэтому вводится понятие приведенного коэффициента трения $f_{\text{пр}}$.

$$L_{\text{проб}} = L_1 \frac{\ln(1+z)}{z} \approx L_1 \left(1 - \frac{z}{2} \right),$$

где $L_{\text{проб}}$ – дистанция пробега, м;

$$L_1 = \frac{V_{\text{кас}}^2}{2g(\bar{P}_{\text{рев}} + f_{\text{пр}})};$$

$$z = \frac{C_{y \text{ проб}}}{C_{y \text{ тах пос}}} \frac{\frac{1}{K_{\text{пос}}} - f_{\text{пр}}}{P_{\text{рев}} + f_{\text{пр}}},$$

где $P_{\text{рев}} \approx 0,06 \dots 0,08$ – тяговооруженность при включенном реверсе; $f_{\text{пр}} \approx 0,3 \dots 0,5$ – коэффициент трения при пробеге; $C_{y \text{ проб}}$ – коэффициент подъемной силы при пробеге; $C_{y \text{ тах пос}}$ – коэффициент подъемной силы в момент касания.

Расчет взлетно-посадочных характеристик является завершающим этапом аэродинамического расчета самолета.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Остославский И. В.* Динамика полета. В 2 частях : Ч. 1. Траектории летательных аппаратов / И. В. Остославский, И. В. Стражева. – Москва : Машиностроение, 1969; Ч. 2. «Устойчивость и управляемость ЛА». – Москва : Машиностроение, 1965.
2. Аэромеханика самолета / под ред. А. Ф. Бочкарева. – Москва : Машиностроение, 1985.
3. *Мхитарян А. М.* Динамика полета / А. М. Мхитарян. – Москва : Машиностроение, 1978.
4. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов/ под ред. академика РАН Г. С. Бюшгенса. – Москва : Изд. отд. ЦАГИ ; Пекин : Изд-во КНР, 1995.
5. *Николаев Л. Ф.* Основы аэродинамики и динамики полета транспортных самолетов : учебное пособие для вузов / Л. Ф. Николаев. – Москва : Транспорт, 1997.
6. Динамика полета : учебник для студентов высших учебных заведений / А. В. Ефремов, В. Ф. Захарченко, В. Н. Овчаренко и др. ; под ред. Г. С. Бюшгенса. – Москва : Машиностроение, 2011. – 776 с.: ил.
7. *Саленко С. Д.* Динамика полета. Ч. 1. Траектории летательных аппаратов : учебное пособие / С. Д. Саленко, А. Д. Обуховский. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2014. – 140 с.
8. *Саленко С. Д.* Динамика полета. Ч. 2. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов : учебное пособие / С. Д. Саленко, А. Д. Обуховский. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2015. – 128 с.
9. Ермаков А. Л. Динамика полета. Пособие по проведению практических занятий / А. Л. Ермаков, М. Г. Ефимова, В. Г. Ципенко. – Москва : МГТУ ГА, 2015. – 14с.

ПРИЛОЖЕНИЕ 1

Стандартная атмосфера (по ГОСТ 4401–81)

Геометрическая высота H , м	Барометри- ческое давление $p_{\text{н}}$, Н/м ²	Температура $T_{\text{н}}$, К	Плотность ρ , кг/м ³	Относительная плотность $\Delta = \rho/\rho_0$	Скорость звука, м/с	Кинематическая вязкость, $\nu \cdot 10^5$, м ² /с
0	101 325	288	1,225	1,0000	340	1,4607
1000	89 876	281	1,111	0,9075	336	1,5812
2000	79 498	275	1,006	0,8217	332	1,7146
3000	70 125	268	0,909	0,7423	328	1,8624
4000	61 656	262	0,819	0,6689	324	2,0271
5000	54 045	255	0,736	0,6012	320	2,2103
6000	47 213	249	0,660	0,5389	316	2,4153
7000	41 098	242	0,590	0,4817	312	2,6452
8000	35 648	236	0,525	0,4293	308	2,9030
9000	30 791	229	0,467	0,3801	303	3,1942
10 000	26 491	223	0,413	0,3376	299	3,5232
11 000	23 040	217	0,370	0,2971	295	3,9423
15 000	12 107	217	0,194	0,1589	295	7,3029
20 000	5526	217	0,088	0,0725	295	15,997
25 000	2530	217	0,041	0,0331	295	34,124
30 000	1183	217	0,017	0,0146	295	83,565
35 000	580	217	0,008	0,0067	295	189,29

ПРИЛОЖЕНИЕ 2

Таблица направляющих косинусов

		Связанная система координат		
		Ox	Oy	Oz
Скоростная система координат	Ox_a	$\cos \alpha \cos \beta$	$-\sin \alpha \cos \beta$	$\sin \beta$
	Oy_a	$\sin \alpha$	$\cos \alpha$	0
	Oz_a	$-\cos \alpha \sin \beta$	$\sin \alpha \sin \beta$	$\cos \beta$
Траекторная система координат	Ox_k	$\cos \alpha \cos \beta$	$-\sin \alpha \cos \beta$	$\sin \beta$
	Oy_k	$\sin \alpha \cos \gamma_a +$ $+\cos \alpha \sin \beta \sin \gamma_a$	$\cos \alpha \cos \gamma_a -$ $-\sin \alpha \sin \beta \sin \gamma_a$	$-\cos \beta \sin \gamma_a$
	Oz_k	$\sin \alpha \sin \gamma_a -$ $-\cos \alpha \sin \beta \sin \gamma_a$	$\cos \alpha \sin \gamma_a +$ $+\sin \alpha \sin \beta \cos \gamma_a$	$-\cos \beta \sin \gamma_a$

ПРИЛОЖЕНИЕ 3

Поправки, учитывающие влияние числа Маха на значения аэродинамических коэффициентов

M	k_{Cx}	k_A	$k_{Cy \max}$
0	1	1	1
0,1	1	1	1
0,2	1	1	1
0,3	1	1	1
0,4	1	1	1
0,5	1	1	1
0,6	1,03	1,09	0,96
0,7	1,20	1,16	0,92
0,8	1,70	1,27	0,88
0,85	1,80	1,33	0,855
0,9	1,90	1,40	0,83
0,95	1,96	1,50	0,805
1,0	2,00	1,60	0,78
1,05	1,96	1	0,76
1,1	1,935	1,67	0,74
1,2	1,90	1,73	0,70
1,3	1,83	1,80	0,655
1,4	1,75	1,87	0,61
1,5	1,73	1,94	0,57
1,6	1,71	2,01	0,53
1,7	1,69	2,08	0,51
1,8	1,69	2,15	0,49
1,9	1,68	2,21	0,47
2,0	1,67	2,28	0,45
2,1	1,66	2,34	0,425
2,2	1,65	2,40	0,40
2,3	1,64	2,47	0,385
2,4	1,63	2,54	0,37
2,5	1,62	2,60	0,355

ПРИЛОЖЕНИЕ 4

Таблица 4.1

Варианты заданий для курсового проекта

№ п/п	Прототип	m_0 , т	m_T , т	S , м ²	$l_{кр}$, м	P_0 , кН	$C_{уд}$, кг/(Н·ч)	Cx_0
1	Ан-225	640	128	905	88,4	6·234	0,057	0,0210
2	А-380	560	112	845	79,8	4·340	0,054	0,0200
3	В-747	400	80	540	64,4	4·270	0,056	0,0210
4	Ан-124	390	78	628	73,3	4·234	0,056	0,0220
5	С-5В	378	76	576	67,9	4·195	0,057	0,0220
6	А-350	300	60	450	65,0	4·180	0,055	0,0200
7	А-340	370	74	436	63,5	4·240	0,055	0,0210
8	Ил-96	270	54	392	60,7	4·234	0,056	0,0210
9	Ил-86	215	43	320	48,1	4·130	0,057	0,0200
10	Ил-76	210	42	300	50,5	4·145	0,056	0,0215
11	А-300	178	52	260	44,8	2·270	0,055	0,0200
12	В-787	255	100	325	60,2	2·320	0,054	0,0210
13	В-757	125	25	185	38,0	2·190	0,053	0,0220
14	Ту-204	108	22	184	42,0	2·200	0,054	0,0210
15	Ту-154	100	20	202	37,5	3·110	0,057	0,0200
16	В-737	78	15	125	34,3	2·120	0,055	0,0220
17	А-320	77	15	122	34,1	2·118	0,056	0,0215
18	Як-42	57	11,4	150	34,9	2·65	0,056	0,0215
19	SSJ-100	49	9,8	84	27,8	2·73	0,054	0,0200
20	Ан-148	43,7	8,7	87,3	28,9	2·67	0,055	0,0205
21	Embr-190	47,3	12	80	28,7	2·81	0,057	0,0200
22	G-650	45	12	75	30,4	2·71,6	0,055	0,0220
23	Fok70	41,7	9	93,5	28,1	2·65	0,056	0,0215
24	CRJ100	41	6,5	48,3	26,2	2·65	0,056	0,0215
25	Ан-72	34,5	6,9	98,5	31,9	2·65	0,054	0,0200
26	S-1	25	5	70	28	2·42	0,055	0,0205
27	Як-40	17,2	3,4	70	25,0	3·11,2	0,056	0,0215
28	G-280	17,9	3,5	45*	19,2	2·33	0,053	0,0220
29	G-150	11,8	2,5	35*	17	2·19,7	0,054	0,0210
30	Cessna650	10	2	30	16,3	2·18	0,057	0,0200

Варианты заданий для курсового проекта

№ п/п	Прототип самолета	$C_{y\max, \text{кр}}$	$M_{\max}$	$q_{\max, \text{max}},$ кН/м^2	$C_{y\max, \text{взл}}$	$C_{\text{уст. взл}}$	$K_{\text{взл}}$	$C_{y\max, \text{пос}}$	$C_{\text{уст. пос}}$	$K_{\text{пос}}$
1	Ан-225	1,7	0,88	22	2,5	0,50	8,5	3,1	1,2	5,0
2	А-380	1,7	0,93	23	2,5	0,55	8,4	3,1	1,25	5,0
3	В-747	1,6	0,92	21	2,45	0,50	8,3	3,1	1,2	5,2
4	Ан-124	1,7	0,88	20	2,5	0,50	8,5	3,1	1,2	5,0
5	С-5В	1,5	0,85	19	2,4	0,45	8,2	2,85	1,15	5,0
6	А-350	1,6	0,90	20	2,35	0,50	8,5	2,85	1,15	5,5
7	А-340	1,6	0,93	21	2,35	0,55	8,4	2,9	1,2	5,5
8	Ил-96	1,7	0,94	23	2,45	0,50	8,2	3,0	1,2	5,4
9	Ил-86	1,65	0,90	19	2,45	0,50	8,2	2,85	1,15	5,2
10	Ил-76	1,6	0,87	18	2,35	0,40	8,0	2,7	1,05	5,0
11	А-300	1,55	0,91	21	2,4	0,40	8,1	2,7	1,05	5,5
12	В-787	1,7	0,92	22	2,45	0,50	8,2	2,85	1,2	5,2
13	В-757	1,7	0,92	22	2,45	0,50	8,2	2,85	1,2	5,2
14	Ту-204	1,65	0,94	23	2,5	0,45	8,5	2,9	1,1	5,5
15	Ту-154	1,55	0,90	21	2,45	0,45	7,8	2,7	0,95	5,2
16	В-737	1,6	0,88	20	2,3	0,45	8,3	2,7	1,15	5,5
17	А-320	1,65	0,86	21	2,5	0,45	8,0	2,6	1,15	5,4
18	Як-42	1,5	0,85	20	2,2	0,40	7,9	2,5	1,1	5,4
19	SSJ-100	1,70	0,90	23	2,4	0,45	8,4	2,7	1,15	5,4
20	Ан-148	1,55	0,88	21	2,45	0,45	8,3	2,7	1,15	5,3
21	Embr-190	1,7	0,80	22	2,45	0,50	8,2	2,85	1,2	5,2
22	G-650	1,7	0,78	18	2,45	0,50	8,2	2,85	1,2	5,2
23	Fok70	1,65	0,72	16	2,5	0,45	8,5	2,9	1,1	5,5
24	CRJ100	1,55	0,75	17	2,45	0,45	7,8	2,7	0,95	5,2
25	Ан-72	1,6	0,70	15	2,3	0,45	8,3	2,7	1,15	5,5
26	S-1	1,65	0,76	18	2,5	0,45	8,0	2,6	1,15	5,4
27	Як-40	1,5	0,70	15	2,2	0,40	7,9	2,5	1,1	5,4
28	G-280	1,70	0,72	16	2,4	0,45	8,4	2,7	1,15	5,4
29	G-150	1,55	0,75	17	2,45	0,45	8,3	2,7	1,15	5,3
30	Cessna650	1,45	0,70	15	2,05	0,45	7,8	2,4	1,1	5,4

**Саленко Сергей Дмитриевич
Обуховский Александр Дмитриевич
Телкова Юлия Владимировна
Петошин Виктор Иванович**

ДИНАМИКА ПОЛЕТА

ПРАКТИКУМ

Учебное пособие

Редактор *И.Л. Кескевич*
Выпускающий редактор *И.П. Брованова*
Корректор *Л.Н. Кинит*
Дизайн обложки *А.В. Ладыжская*
Компьютерная верстка *С.И. Ткачева*

Налоговая льгота – Общероссийский классификатор продукции
Издание соответствует коду 95 3000 ОК 005-93 (ОКП)

Подписано в печать 26.02.2020. Формат 60 × 84 1/16. Бумага офсетная. Тираж 100 экз.
Уч.-изд. л. 6,27. Печ. л. 6,75. Изд. № 323/19. Заказ № 438. Цена договорная

Отпечатано в типографии
Новосибирского государственного технического университета
630073, г. Новосибирск, пр. К. Маркса, 20