

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
Федеральное государственное автономное образовательное
учреждение высшего профессионального образования
САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ПРИБОРОСТРОЕНИЯ

РАСЧЕТ ЛЕТНЫХ И МАНЕВРЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА

Методические указания к выполнению
практических работ и контрольных заданий



Санкт-Петербург
2015

Составители: И. С. Зегжда, С. Г. Бурлуцкий, А. М. Павлов
Рецензент – кандидат технических наук, доцент *В. Г. Никитин*

Содержатся теоретические материалы по разделам аэродинамики и аэромеханики самолета для выполнения контрольных расчетных работ, а также варианты заданий и пример расчёта.

Предназначено для студентов всех форм обучения по направлениям 12.03.01 – «Приборостроение»; 24.03.02 – «Системы управления движением и навигация»; 25.03.01 – «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей»; 25.03.02 – «Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов» и специальности 24.05.06 – «Системы управления летательными аппаратами», изучающих дисциплину «Аэрогидродинамика, термогазодинамика и конструкции летательных аппаратов», «Прикладная гидроаэродинамика и термогазодинамика», «Динамика полёта» и «Аэромеханика».

Публикуется в авторской редакции.
Компьютерная верстка *В. Н. Костиной*

Сдано в набор 04.12.2014. Подписано к печати 17.04.2015. Формат 60×84 1/16.
Усл. печ. л. 2. Тираж 100 экз. Заказ № 131.

Редакционно-издательский центр ГУАП
190000, Санкт-Петербург, Б. Морская ул., 67

© Санкт-Петербургский государственный
университет аэрокосмического
приборостроения, 2015

ПРЕДИСЛОВИЕ

Созданию летательного аппарата (ЛА) любого типа предшествует этап расчетных проработок аэродинамических характеристик предложенных конструкций летательного аппарата с учетом влияния высоких скоростей полета, оценки возможности выполнения горизонтального полета на различных высотах и маневрирования в вертикальной и горизонтальной плоскостях в условиях ограничения мощности двигательной установки. При этом рассчитанные аэродинамические силы должны быть найдены с учетом всех факторов, влияющих на их величину, к которым можно отнести факторы конструктивного характера, физические особенности обтекания объекта в целом или его отдельных частей, производственно – технологические и эксплуатационные причины.

Настоящие методические указания предназначены дать вводные теоретические понятия и ознакомить с методикой расчета аэродинамических и маневренных характеристик летательных аппаратов, в том числе, с методикой оценки возможности полета на заданной высоте и выполнения маневров. Методические указания разработаны в соответствии с программами учебных дисциплин «Аэрогидродинамика, термогазодинамика и конструкции летательных аппаратов», «Динамика полета», «Прикладная гидроаэродинамика и термогазодинамика» и «Аэромеханика».

Цель работы: рассчитать летные характеристики самолета, определить возможность полета самолета на заданной высоте; рассчитать маневренные характеристики в горизонтальной и в вертикальной плоскостях.

ВВЕДЕНИЕ

При полете в атмосферных условиях на самолет действуют три силы: сила тяжести, сила тяги и полная аэродинамическая сила.[1] Они обозначаются следующими символами: G – сила тяжести, приложена в центре масс самолета, направлена к земле и в управлении полетом не участвует; P – сила тяги, как правило, направлена вдоль главной строительной оси самолета; направление ее действия может не проходить через центр масс, а быть выше или ниже его; R_a – полная аэродинамическая сила никогда не проходит через центр масс. Перенос в центр масс силы тяги и аэродинамической силы по правилам механики приводит к появлению момента тяги и момента аэродинамической силы. Суммарный момент этих сил, как вектор, может быть спроектирован на оси связанной системы координат $(0x, y, z)$. В этой системе координат ось x направлена вдоль продольной строительной оси самолета, ось y лежит в вертикальной плоскости симметрии самолета и направлена вверх, ось z направлена на правое крыло. Проекции суммарного момента на оси x, y, z называются моментами крена, рыскания и тангажа соответственно и обозначаются M_x, M_y, M_z . Наибольшее внимание в аэромеханике самолета уделяют моменту тангажа, поскольку большинство маневров самолетом осуществляется в вертикальной плоскости: взлет и посадка, полет по прямой, снижение и набор высоты, «петля Нестерова», «кобра Пугачева», «колокол» и др.

Каждая из сил, приведенная в центр масс самолета, может быть спроектирована на выбранную систему координат. Для расчета траекторий движения самолета выбирается и используется траекторная система координат $(0x_k, y_k, z_k)$. Ось x_k в этой системе направлена вдоль вектора скорости самолета относительно Земли. Вертикальная ось y_k перпендикулярна оси x_k и находится в плоскости, содержащей радиус – вектор из центра Земли через центр масс самолета и вектор скорости V_k относительно Земли. Ось z_k направлена на правое крыло.

Аэродинамическая сила задается в скоростной системе координат. Скоростная система координат имеет обозначение осей с индексом «а» $(0x_a, y_a, z_a)$. Ось x_a в этой системе направлена вдоль вектора воздушной скорости, которая отличается от скорости относительно Земли на скорость ветра. Если не учитывать скорость ветра

и рассматривать движение самолета в вертикальной плоскости, то оси скоростной и траекторной систем совпадут.

Составляющие аэродинамической силы имеют название: направленная противоположно и вдоль оси x_a : X_a – сила лобового сопротивления; перпендикулярная ей вдоль оси y_a : Y_a – подъемная сила; направленная по оси z_a на правое крыло Z_a – боковая сила.

При движении в вертикальной плоскости боковая сила отсутствует, а также, будут отсутствовать моменты крена и рыскания. В этом случае центр масс летательного аппарата будет перемещаться вдоль осей x_k и y_k , а сам летательный аппарат будет иметь возможность вращаться вокруг оси z . В этом случае уравнения движения центра масс самолета вдоль осей x_k и y_k имеют вид:

$$\begin{aligned} m dV_k / dt &= P \cos \alpha - X_a - G \sin \theta; \\ m V_k d\theta / dt &= P \sin \alpha + Y_a - G \cos \theta, \end{aligned} \quad (1)$$

где m – масса самолета; θ – угол наклона траектории (между вектором скорости и горизонтом); V_k – скорость поступательного движения центра масс; P – сила тяги; G – вес самолета; α – угол атаки (между продольной осью самолета и вектором скорости); X_a – сила лобового сопротивления; Y_a – подъемная сила.

Вращение самолета относительно оси z_a описывается уравнением:

$$J_z d\omega_z / dt = M_z, \quad (2)$$

где J_z – осевой момент инерции самолета; ω_z – угловая скорость относительно оси z ; M_z – момент тангажа.

Момент тангажа M_z возникает в результате действия силы тяги и аэродинамической силы.

В установившемся горизонтальном полете в уравнениях (1):

– левые части будут равны нулю (скорость постоянна и не зависит от времени),

– угол наклона траектории равен нулю и не меняется (горизонтальный полет),

– $\cos \alpha = 1$, $\sin \alpha = 0$ (угол атаки мал).

Тогда в установившемся горизонтальном полете сила тяги должна уравновешивать силу лобового сопротивления, а подъемная сила будет равна весу самолета.

$$P = X_a, \quad G = Y. \quad (3)$$

Выполнение этих условий даст ответ на поставленный вопрос о возможности полета на заданной высоте.

1. РАСЧЕТ ЛЁТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

При расчете летных характеристик ограничимся расчетом поляры самолета для заданных условий полета. Поляра самолета – это зависимость $C_{ya} = f(C_{xa})$, (рис. 5), [3], где C_{xa} и C_{ya} – коэффициенты сил лобового сопротивления и подъемной силы соответственно. Они определяются выражениями:

$$C_{xa} = \frac{X_{xa}}{0,5 \rho V^2 \cdot S}, \quad C_{ya} = \frac{Y_a}{0,5 \rho V^2 \cdot S}.$$

В этих выражениях: ρ – плотность воздуха на заданной высоте; V – скорость полета; S – заданная характерная площадь самолета (как правило, площадь крыла в плане).

1.1 Расчет видов лобового сопротивления самолета

Будем считать, что сопротивление самолета состоит из суммы профильного сопротивления (C_{x0}), включающего сопротивление трения и давления при нулевом угле атаки, индуктивного сопротивления, сопротивления шероховатости поверхности и вредного сопротивления, включающего не идеальность обвода профиля, плохую стыковку листов обшивки и др.:

$$C_{xa} = C_{x0} + C_x^{\text{инд}} + \Delta C_x^{\text{ш}} + \Delta C_x^{\text{вр}} \quad (4)$$

Значение C_{x0} задается в задании как минимальный коэффициент сопротивления. Он трактуется как коэффициент профильного сопротивления, который включает сопротивление трения динамически гладкого профиля и сопротивление давления. Сопротивление динамически гладкого профиля не учитывает сопротивление шероховатости поверхности.

Индуктивное сопротивление – $C_x^{\text{инд}}$ определяется интенсивностью схода вихревой пелены с концевых кромок крыла. Величина индуктивного сопротивления прямо пропорциональна квадрату коэффициента подъемной силы и обратно пропорциональна удлинению крыла. Индуктивное сопротивление носит вихревой характер и может быть уменьшено за счет применения крыла большого удлинения (как у планеров), или, например, постановкой шайб на концах крыла. С целью снижения индуктивного сопротивления часто современное крыло проектируется с законцовками (изгибом концевых кромок крыла вверх). Индуктивное сопротивление рассчитывается по формуле:

$$C_x^{\text{инд}} = C_{ya}^2 / \pi\lambda, \quad (5)$$

где λ – удлинение крыла, которое определяется отношением $\lambda = L / b$, или, если умножить числитель и знаменатель на L , то:

$$\lambda = L^2 / S. \quad (6)$$

Сопротивление шероховатости поверхности – $\Delta C_x^{\text{ш}}$. Поверхность крыла не является идеально гладкой; сопротивление шероховатости зависит от качества обработки поверхности, другими словами, от высоты бугорков распределенной шероховатости. Эксплуатационная шероховатость крыла и фюзеляжа достигает нескольких десятков микрон и существенно увеличивает сопротивление трения.

Характер движения частиц жидкости и газа, в свою очередь, может быть определен по числу Рейнольдса:

$$\text{Re} = \frac{V \cdot b}{\nu},$$

где V – скорость движения частиц; ν – кинематическая вязкость на заданной высоте; b – характерный размер, в данном случае хорда крыла. Для пластины b – ее длина, для движения ракеты b – характерный диаметр ракеты, например, при определении ветровых нагрузок на ракету, стоящую на пусковом столе. При продольном обтекании ракеты характерным размером может считаться ее длина или часть длины. В последнем случае получатся местные числа Рейнольдса:

$$\text{Re}_x = \frac{V \cdot x}{\nu}.$$

В зависимости от числа Рейнольдса рассматривают:

- ползущее течение ($\text{Re} \sim O(1)$) – порядка 1;
- ламинарное движение $\text{Re} \leq O(10^5 \dots 10^6)$;
- турбулентное движение $\text{Re} \geq O(10^6)$.

При движении вблизи обтекаемой поверхности из-за вязкости возникает пограничный слой, в котором из-за прилипания скорости частиц на самой поверхности и быстро увеличиваются в направлении нормали к поверхности. Поэтому в пограничном слое существуют все три вида движения, начиная от стенки и до верхней границы.

Для современных самолетов число Рейнольдса, рассчитанное по хорде крыла больше 10^6 , поэтому обтекание крыла следует считать турбулентным. Турбулентный пограничный слой имеет двухмерную структуру: ламинарный подслой вблизи поверхности и турбулентное ядро, где возникает 80% пульсаций, являющихся источником сопротивления трения.

Шероховатая поверхность не создает дополнительного сопротивления в том случае, если бугорки шероховатости погружены в ламинарный подслой, существующий в турбулентном пограничном слое вблизи стенки. Глубина погружения определяется условием, при котором отдельные бугорки шероховатости обтекаются безотрывно, без вихреобразований, разрушающих ламинарный подслой. Такое безотрывное вязкое обтекание бугорков осуществляется в тонком микронном слое вблизи поверхности, где существует область ползущего течения с очень малыми скоростями. Верхняя граница этой области определяется условием:

$$\text{Re}_k = V[k] / \nu = 1,$$

где Re_k – число Рейнольдса, которое в данном случае характеризуется линейным размером, равным шероховатости; V – скорость течения на расстоянии от стенки, равном высоте бугорков допустимой шероховатости; $[k]$ – допустимая высота бугорков, не увеличивающих сопротивление трения, ν – кинематическая вязкость среды.

Принимая во внимание линейность профиля скорости в ламинарном подслое, можно получить допустимую высоту шероховатости в виде

$$[k] = \nu(2 / C_f)^{1/2} / V_k, \quad (7)$$

где C_f – местный коэффициент сопротивления трения крыла. Поскольку средний коэффициент трения C_F определяется интегрированием местных коэффициентов трения вдоль по обводу профиля (или по хорде), можно пользоваться понятием средней допустимой высоты шероховатости $[k]_0$:

$$[k]_0 = \nu(2 / C_F)^{1/2} / V_k. \quad (7^*)$$

Строго говоря, такой подход справедлив только для пластины, поскольку для профиля следует учитывать влияние изменения скорости V_k вдоль обвода.

Таким образом, для расчета сопротивления трения с учетом шероховатости поверхности предварительно следует вычислить число Рейнольдса, для которого в качестве характерного линейного размера следует взять среднюю аэродинамическую хорду крыла, рассчитанную по (6):

$$b = L / \lambda.$$

Число Рейнольдса рассчитывается по формуле:

$$\text{Re} = V_k b / \nu \quad (8)$$

Для современных самолетов порядок чисел Рейнольдса больше, чем 10^6 , что позволяет с уверенностью считать обтекание крыла турбулентным. В этом случае сопротивление трения можно определить по формуле [2]:

$$C_F = 0,045 / \text{Re}^{1/6} \quad (9)$$

Здесь уместно отметить, что C_F – это часть заданного профильного сопротивления C_{x0} и меньше его на порядок. Определив средний коэффициент трения шероховатой поверхности, по формуле (7*) следует найти среднюю допустимую высоту шероховатости $[k]_0$.

Если допустимая высота шероховатости меньше заданной, то следует найти величину добавочного сопротивления шероховатости по формуле (10).

$$\Delta C_x^{\text{ш}} = 2C_F 0,011((k/[k]_0) - 1). \quad (10)$$

Коэффициент 2 в формуле (10) учитывает обтекание профиля крыла сверху и снизу.

Вредное сопротивление – $\Delta C_x^{\text{вп}}$. Вредное сопротивление можно определить, опираясь на многочисленные эксперименты [3]:

$$\Delta C_x^{\text{вп}} = 0,05(C_{ya} / C_{y_{\text{max}}})^7. \quad (11)$$

Его величина будет зависеть от относительного изменения коэффициента подъемной силы $(C_{ya} / C_{y_{\text{max}}})$.

1.2. Определение максимального коэффициента подъемной силы $(C_{y_{\text{max}}})$ для заданного самолета

В полете весь самолет и его крылья, в частности, испытывает напряженное состояние в результате взаимодействия с воздухом. Это напряженное состояние в каждой точке характеризуется тензором напряжений, который состоит из напряжений нормальных и касательных, или из напряжений давления и трения. Результатом интегрирования этих напряжений по поверхности летательного аппарата будет полная аэродинамическая сила и моменты, из которых различают изгибающий и крутящий. Вектор полной аэродинамической силы может быть разложен на оси выбранной (в данном случае «скоростной») системы координат. Одной из его составляющих будет подъемная сила Y_a . Ее величина будет зависеть от интенсивности распределенной нагрузки (напряжений), действующей на само-

лет. Распределение нагрузки по размаху и по хорде крыла зависит от режима полета самолета. От этой нагрузки возникают изгибающий и крутящий моменты. В некоторых случаях максимальным будет изгибающий момент, в других – крутящий, а могут быть и такие случаи, когда и изгибающий момент не максимален, и крутящий тоже, однако совместное их действие вызывает максимальные напряжения в элементах конструкции. Такие предельные режимы полета называются расчетными случаями и представляют они собой крайние точки эксплуатационных ограничений самолета.

Интенсивность распределенной нагрузки должна быть такой, чтобы подъемная сила, действующая на самолет, была равна:

$$Y_a = f \cdot N_y \cdot m, \text{ где: } N_y = n_y \cdot g; \quad (10)$$

где f – коэффициент безопасности (не путать с запасом прочности); N_y – максимальная эксплуатационная перегрузка, которая записана в регламенте летной эксплуатации (РЛЭ) в разделе ограничения; m – масса летательного аппарата.

Коэффициент безопасности f показывает во сколько раз разрушающая перегрузка больше максимальной эксплуатационной. Авиационные конструкции рассчитываются не по допустимым напряжениям, как в общем машиностроении, а по разрушающим. Диапазон величин коэффициента безопасности для многоразового летательного аппарата лежит в пределах $f = 1,5 \dots 2,5$ в зависимости от режима полета. Эта рекомендация следует из требований к авиационным конструкциям, поскольку при эксплуатации самолета должны отсутствовать необратимые пластические деформации материала. То есть при достижении предельных эксплуатационных перегрузок самолет не должен потерять форму безвозвратно. Это связано с пределом текучести материала. А разрушающие напряжения для большинства металлов примерно в 1,5 раза больше предела текучести.

Относительная близость к разрушающим перегрузкам компенсируется высокой точностью определения нагрузок на самолет и применением различных методов для получения уверенного результата расчета.

Максимальная эксплуатационная перегрузка может реализовываться при полете на углах атаки, близких к критическим ($C_{y_{\max}}$) или при максимальном скоростном напоре (θ_{\max}). Это случаи ввода самолета в энергичный вертикальный маневр, действие на самолет вертикального порыва ветра, ввод в пикирование. Для этих случаев можно принять коэффициент безопасности равным 1,5 ($f = 1,5$).

Если при максимальном скоростном напоре отклонить элероны, возникнут изгибающий и крутящий моменты. Они могут быть умеренными по величине или крутящий будет максимальным при нулевом изгибающем, например, «вертикальная бочка». Для этих случаев надо принять коэффициент безопасности равным 2,0 ($f=2,0$).

Максимальная эксплуатационная перегрузка N_y зависит от типа проектируемого летательного аппарата. Различают несколько групп самолетов, разделенных по величине максимальной эксплуатационной перегрузки:

– **неманевренные самолеты** – это самолеты с максимальной N_y не более (2,0–2,5) g. Это все пассажирские и транспортные самолеты;

– **ограниченно маневренные самолеты** с максимальной эксплуатационной перегрузкой N_y , лежащей в интервале от 2,5 до 6 g. Сюда относятся фронтовые бомбардировщики, штурмовики, перехватчики (Су-24, Су-25, МиГ-25, МиГ-31). Расчеты показывают, что, например, для Су-25 не следует выбирать N_y более 4 g.

– **маневренные и спортивно-пилотажные самолеты** – это те экстремальные самолеты, которые могут выходить на перегрузки до 9 и более g. (Су-29, Су-31, Як-55 и зарубежные аналоги). Расчеты для Су-29 при пикировании ($V=125$ м/с) максимальная перегрузка $N_y=9$.

Исходя из класса самолета, определяется и природа возникновения максимальных эксплуатационных перегрузок. Для неманевренных самолетов выход на максимальные перегрузки связан с полетом в беспокойном воздухе, для остальных – максимальные перегрузки достигаются, вследствие криволинейного полета – маневрирования.

Масса самолета. Можно предположить, что самолет должен без осложнений выходить на максимальную перегрузку при максимальной взлетной массе. На значительном числе самолетов такое условие выполняется. Правда, чтобы не «перетяжелить» конструкцию, вводятся некоторые ограничения на максимальные массы и максимальные перегрузки.

Пример выбора $C_{y_{max}}$ для заданного самолета

Самолет В-52 – бомбардировщик. Масса – 1/10 веса. Вес самолета задан – $1,2 \cdot 10^6$ Н.

Высота полета – $9 \cdot 10^3$ м, плотность воздуха на этой высоте – $\rho=0,467$ кг/м². Площадь крыла самолета – $S=371,6$ м².

Для ограниченно маневренных самолетов рекомендованный коэффициент безопасности $f=1,5$, а эксплуатационная перегрузка $N_y=2,5$ g. Тогда по формуле (10): $Y_a=1,5 \cdot 2,5 \cdot 9,8 \cdot 1,2 \cdot 10^5=44 \cdot 10^5$ Н.

$$C_{yamax} = Y_a / (0,5 \rho V_k^2 \cdot S); C_{yamax} = 1,05.$$

Таким образом, полет на высоте 9 км будет проходить при $C_{yamax} = 1,05$, а полет на высоте 7,0 км при тех же характеристиках за счет увеличения плотности воздуха будет проходить при $C_{yamax} = 0,83$. Эксплуатационная перегрузка может быть увеличена до (3–4)g.

1.3. Построение поляры самолета

Для построения поляры самолета следует заполнить таблицу 1.

Таблица 1

C_{ya}	C_{ya}^2	$\Delta C_x^{инд} = C_{ya}^2 / \pi \lambda$	C_{ya} / C_{yamax}	$\Delta C_x^{вр}$	C_{xa}
0					
C_{yamax}					

Для этого полученный диапазон (0 – C_{yamax}) разбивается на 8–10 частей, поэтому в таблице должно быть 8 – 10 строк.

Второй столбец таблицы вспомогательный; он необходим при расчете индуктивного сопротивления при заполнении третьего столбца по формуле (5); индуктивное сопротивление будет нарастать по закону квадратичной параболы.

Четвертый столбец таблицы тоже вспомогательный; он служит для определения вредного сопротивления по формуле (11).

Данные, полученные по формуле (11), заносятся в пятый столбец.

Поскольку относительный коэффициент подъемной силы меняется от 0 до 1, максимальная вредная добавка коэффициента сопротивления в пятом столбце будет равна 0,05.

Шестой столбец в таблице – это суммарное сопротивление C_{xa} :

$$C_{xa} = C_{x0} + C_x^{инд} + \Delta C_x^{ш} + \Delta C_x^{вр}.$$

В этой сумме: C_{x0} – постоянная заданная величина профильного сопротивления, $C_x^{инд}$ – изменяется в зависимости от изменения C_{ya} , $\Delta C_x^{ш}$ – возможная постоянная добавка за счет шероховатости поверхности выше допустимой. Для того чтобы ее найти следует выполнить последовательно следующие действия:

- рассчитать среднюю аэродинамическую хорду b , используя (6);
- рассчитать число Рейнольдса Re по (8);

– рассчитать средний коэффициент трения C_F по (9);

– рассчитать среднюю величину допустимой шероховатости $[k]_0$ по (7*), кинематическая вязкость в этой формуле зависит от заданной высоты полета;

– если найденная допустимая высота шероховатости меньше заданной, найти постоянную добавку сопротивления $\Delta C_x^{\text{ш}}$ за счет шероховатости (10); $\Delta C_x^{\text{ш}}$ – изменяется в зависимости от относительной величины $C_{ya} / C_{ya \text{max}}$.

После нахождения всех компонентов заполнить шестой столбец, используя (4).

По данным первого и шестого столбца на миллиметровке, на листе А-4, повернутом на 90° , в левой половине строится поляра самолета (зависимость $C_{ya} = f(C_{xa})$).

Эта поляра должна быть размечена по углам атаки. Для этого в правой части миллиметровки строится зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$. Масштаб по ординате (C_{ya}) такой же, как у левого графика. По абсциссе диапазон изменения угла атаки (α) целесообразно выбрать в пределах от 0° до 20° – 30° .

Экспериментально доказано, что зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$ в летном диапазоне углов атаки для крыльев удлинением больше, чем 2,5 характеризуется линейной функцией. Летный диапазон углов атаки считается от угла отвесного пикирования, когда подъемная сила равна нулю, до допустимого угла атаки, для которого коэффициент подъемной силы равен величине $0,85 C_{ya \text{max}}$.

Для построения линейной части зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки необходимо выбрать координаты двух точек. Координаты одной ($C_{ya} = 0$; $\alpha = \alpha_0$), координаты другой ($0,85 C_{ya \text{max}}$; $\alpha_{\text{доп}}$). Одна неизвестная абсцисса ($\alpha_{\text{доп}}$) – допустимый угол атаки – зависит от удлинения и стреловидности крыла. Значение производной ($dC_y / d\alpha$), то есть тангенс угла наклона прямой, соединяющей две названные точки, можно определить по графику на рис. 1.

Для крыльев большого удлинения (удлинение больше шести) значение производной зависит только от угла стреловидности по линейному закону:

$$dC_y / d\alpha = 0,082 - 0,0005\chi. \quad (12)$$

Угол стреловидности χ берется в градусах и для крыльев без стреловидности ($\chi = 0$) значение производной равно 0,082 (рис. 1).

Нетрудно и предлагается показать, что

$$\alpha_{\text{доп}} = 0,85 C_{ya \text{max}} / (dC_y / (d\alpha) + \alpha_0). \quad (13)$$

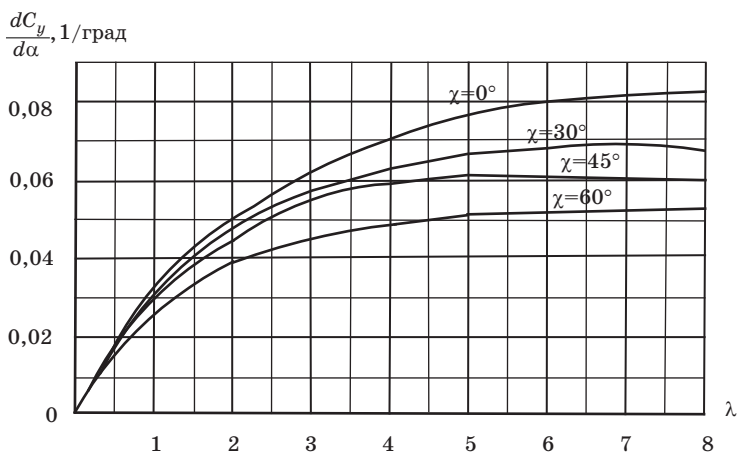


Рис. 1. Значения производной подъемной силы по углу атаки в зависимости от удлинения и стреловидности крыла

Когда неизвестная абсцисса ($\alpha_{\text{доп}}$) найдена, следует провести прямую линию между точками с координатами ($C_{ya} = 0; \alpha = \alpha_0$) и ($0,85 C_{ya_{\text{max}}}; \alpha_{\text{доп}}$).

Допустимый угол атаки, как уже сказано, определяется уровнем коэффициента подъемной силы, равным $0,85 C_{ya_{\text{max}}}$. Остающиеся 15% подъемной силы характеризуют диапазон углов атаки между допустимым и критическим. Когда допустимый угол атаки определен, нужно добавить к его значению 6 градусов и плавно с уменьшением производной $dC_{ya} / d\alpha$ до нуля завершить построение зависимости $C_{ya} = f(\alpha)$. Дальнейшее увеличение угла атаки приводит к срыву потока с верхней поверхности крыла и к падению подъемной силы.

Поскольку каждая точка поляры и зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки связаны между собой через угол атаки, поляру следует разметить по углам атаки. На поляре необходимо отметить 4 характерных угла атаки и один–два любых других:

- угол отвесного пикирования, соответствует нулевой подъемной силе ($C_{ya} = 0$);
- угол критический, соответствует максимальной подъемной силе ($C_{ya_{\text{max}}}$);
- угол допустимый, соответствует уровню $C_{ya} = 0,85 C_{ya_{\text{max}}}$;
- угол наивыгоднейший определяется касательной к поляре, проведенной из начала координат.

Далее, на поляре необходимо выбрать угол атаки горизонтально-го полета из условия (3) (равенство подъемной силы весу самолета).

$$G = Y_a; \text{ при этом } Y_a = C_{ya} \rho (V_k^2 / 2) S.$$

При $G = Y_a$ следует найти C_{ya} , определить на поляре точку, соответствующую этому C_{ya} и по графику определить C_{xa} . При этом найденная точка будет соответствовать какому-то углу атаки горизонтального полета. Найти этот угол по графику. Этот найденный угол атаки следует считать минимальным для удержания заданного веса самолета.

Далее следует перейти к доказательству возможности горизонтального полета на заданной высоте с заданным числом M .

Возможность поддержания веса самолета уже доказана. Теперь следует найти потребную тягу, равную силе лобового сопротивления для ее преодоления:

$$P_{\text{потр}} = X_a; \text{ при этом } X_a = C_{xa} \rho (V_k^2 / 2) S.$$

Потребную тягу следует сравнить с располагаемой тягой, которая должна быть больше потребной. Располагаемая тяга в исходных данных задана как P_0 (тяга на земле).

При полете с заданной скоростью на заданной высоте располагаемая тяга будет уменьшаться. Коэффициент потерь следует найти, используя высотные – скоростные характеристики турбореактивных двигателей (рис. 2).

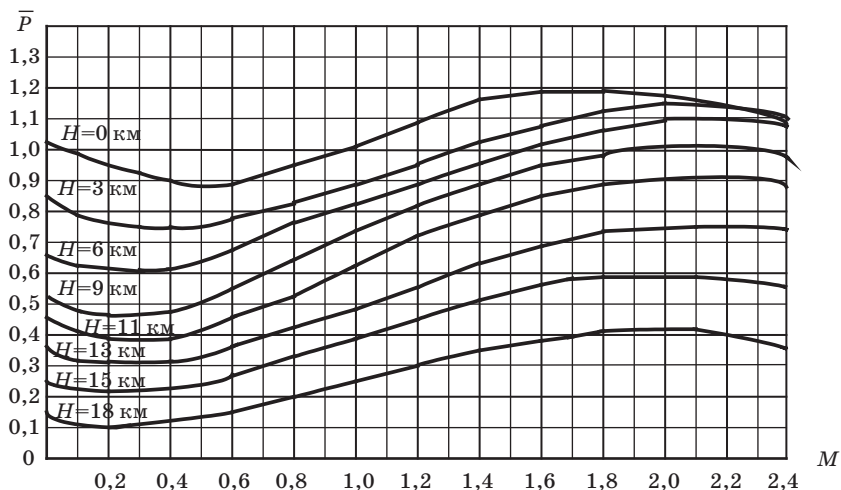


Рис. 2. Коэффициент потерь тяги турбореактивных двигателей в зависимости от высоты и скорости полета

Располагаемая тяга (тяга на земле), умноженная на коэффициент потерь, будет равна располагаемой тяге на высоте полета и должна быть больше потребной тяги: $P_{\text{расп}} = P_0 \cdot P > P_{\text{потр}}$.

Выполнение этого неравенства будет являться доказательством возможности горизонтального полета. Следует учесть, что при выполнении выражений, связанных с набором высоты или выполнении маневра в горизонтальной плоскости, необходим некоторый запас по тяге.

По выполнении первого раздела сделать выводы.

2. РАСЧЕТ МАНЕВРЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

Под маневром самолета понимают короткий этап полета с целью штатно изменить параметры движения центра масс самолета: величину и направление скорости поступательного движения центра масс и положение самолета в пространстве – высоту и дальность. Маневренный самолет способен быстро изменить положение центра масс в пространстве.

Рассмотрим систему уравнений поступательного движения центра масс самолета в вертикальной плоскости в перегрузках. Для этого введем понятия вектора перегрузки. Вектором перегрузки называется отношение векторов всех сил, действующих на систему (кроме силы веса), к вектору силы тяжести. Для самолета:

$$\bar{n} = \frac{\bar{P} + \bar{R}_a}{\bar{G}}.$$

Вектор перегрузки может быть спроектирован на оси выбранной системы координат для получения его составляющих. Обычно проектируют на оси траекторной или на оси скоростной систем координат.

Воспользуемся системой уравнений движения самолета в вертикальной плоскости (1). Разделим левые и правые части уравнений на $G = mg$. Получим уравнения движения центра масс самолета в вертикальной плоскости в перегрузках. Эти уравнения описывают движение самолета без крена и скольжения:

1. $\dot{V}_k = (n_{xa} - \sin\theta)g$,
2. $\dot{\theta} = (n_{ya} - \cos\theta)g / V_k$,
3. $\dot{H} = V_k \sin\theta$,
4. $\dot{L} = V_k \cos\theta$.

Левые части первых двух уравнений этой системы характеризуют быстроту изменения (по времени) параметров самолета – его скорость и угол наклона траектории, то есть – маневренность, а правые части – это величины составляющих вектора перегрузки. Таким образом, маневренность характеризуется способностью самолета создавать перегрузки. Поэтому маневренность и перегрузка тесно связаны друг с другом.

Характерным маневром самолета в вертикальной плоскости является пикирование самолета.

2.1. Пикирование самолета

Маневр, характеризующийся крутым снижением самолета и быстрой потерей высоты. Траектория пикирования, как правило, лежит в вертикальной плоскости и состоит из трех участков:

- криволинейный участок (вход в пикирование); (рис. 3, [1])
- прямолинейный участок (постоянный отрицательный угол наклона траектории); (рис. 3, [2])
- криволинейный участок (выход из пикирования) (рис. 3, [3]).

Вход и выход из пикирования – это неустановившиеся движение по криволинейным траекториям. При обычном входе в пикирование летчик отклоняет руль высоты вниз движением штурвала управления (ручки управления) «от себя». На отклоненном руле высоты возникает управляющая сила аэродинамического характера, которая относительно центра масс создает аэродинамический момент. Если смотреть со стороны оси z , направленной на правое крыло, управляющий момент действует по часовой стрелке и трактуется как отрицательный по знаку. Нос самолета под действием этого момента будет опускаться вниз, уменьшая угол атаки. Подъемная сила тоже станет меньше и уже перестанет у равнове-

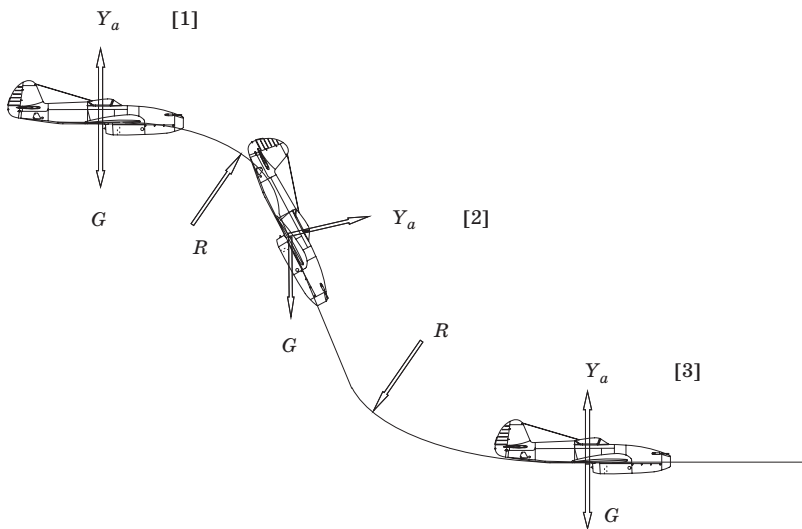


Рис. 3. Траектория пикирования самолета

шивать вес. Возникнет центростремительная сила, которая будет искривлять траекторию самолета вниз (рис. 3).

Угол наклона траектории из нулевого (горизонтальный полет) станет отрицательным, т. е. производная по времени угла наклона траектории на участке входа в пикирование будет отрицательной. Искривление траектории будет происходить до тех пор, пока не будет достигнут заданный или желаемый угол пикирования (наклона траектории).

Тягу двигателя можно убрать до малого газа, если нежелателен быстрый рост скорости, а если целью, например, военного самолета является максимальный разгон, тяга ограничена выходом на скорость, превышающую допустимую. В этом случае возможен выпуск воздушных тормозов (отклоняемых поверхностей на фюзеляже).

Обратимся к уравнению 2 в системе уравнений (14). Если левая его часть на участке входа в пикирование отрицательная величина, то значит, летчик должен выполнить условие

$$n_{ya}^{BX} < \cos\theta$$

На участке горизонтального полета перед входом в пикирование $\theta = 0$, $\dot{\theta} = 0$, а перегрузка $n_{ya} = 1$. При входе в пикирование угол θ становится отрицательным, а интенсивность его изменения зависит от действий летчика. Перегрузка n_{ya}^{BX} будет меньше 1 и может стать отрицательной в зависимости от величины скорости и быстроты изменения угла наклона траектории.

Отрицательные перегрузки $(-0,5 \dots -1,0)$ недопустимы, а действия пилота должны следовать рекомендованным нормам. Выполнив пошаговый численный расчет по уравнениям 1 и 2 в системе (14), получим необходимый или заданный угол пикирования. Все расчеты должны учитывать изменение плотности и скорости звука с высотой.

Таким образом:

на участке входа в пикирование $n_{ya} < \cos\theta$;

на прямом участке $n_{ya} = \cos\theta$;

на участке выхода из пикирования $n_{ya} > \cos\theta$.

Если учесть, что условия маневра заданы по θ , то программу n_{ya} следует задавать по θ , а не по времени.

Для участков входа и выхода из пикирования, поскольку энергия меняется незначительно, можно принять

$$n_{xa} \cong 0, \quad n_{ya} \cong const.$$

Уравнения 1 и 2 зависят от времени. Освободимся от времени в уравнении 2 системы (14):

$$dt = V_k d\theta / g(n_{ya} - \cos\theta) \quad (15)$$

Подставим это значение dt в уравнение 1 системы (14):

$$dV_k = ((n_{xa} - \sin\theta) / (n_{ya} - \cos\theta)) V_k d\theta$$

Разделив переменные, получим:

$$dV_k / V_k = ((n_{xa} - \sin\theta) / (n_{ya} - \cos\theta)) d\theta.$$

В рамках предположения о малости продольной перегрузки и постоянстве нормальной, предыдущее равенство аналогично такому:

$$dV_k / V_k = d(n_{ya} - \cos\theta) / (n_{ya} - \cos\theta).$$

Интегрирование с учетом начальных условий приводит к следующему результату:

$$V_k = V_{k0}((n_{ya} - \cos\theta_0) / (n_{ya} - \cos\theta)). \quad (16)$$

Для нахождения изменения высоты полета подстановка (16) в уравнение 3 системы (14) дает:

$$dH / d\theta = (V_k^2 \sin\theta) / (n_{ya} - \cos\theta) \quad (17)$$

С помощью этого уравнения изменения высоты снижения можно определить только численно. Задаваясь последовательными значениями угла с помощью (16) найдем значения скорости на этих углах наклона траектории, а по (17) – изменение высоты снижения.

Другой путь нахождения изменения высоты полета состоит в том, что можно воспользоваться предположением о малости продольной перегрузки (изоэнергетический маневр). В этом случае полная энергия должна оставаться постоянной.

$$m_0(V_0^2 / 2) + m_0 g H_0 = m_1(V_1^2 / 2) + m_1 g H_1.$$

Пренебрегая изменением массы, получим:

$$H_1 = H_0 + (1 / 2g)(V_0^2 - V_1^2)$$

Для расчетов прямолинейного участка пикирования можно рассматривать две задачи. Первая связана с необходимостью увеличения скорости. Это характерно для боевых и учебных маневров военных самолетов. В начале прямолинейного участка известна скорость V_k , которая была получена по (16). Обратившись к уравнению (1) в сис-

теме (14) и записав его в форме конечных разностей, можно найти желаемую добавку к скорости

$$\Delta V = (n_{xa} - \sin \theta) \Delta t, \text{ где } \Delta V = V - V_k,$$

V_k – конечная скорость в конце прямолинейного участка. Угол пикирования θ известен, постоянен и отрицательный по знаку. Перегрузкой n_{xa} можно варьировать, управляя тягой P и (или) сопротивлением X_a . Если желаемая скорость достигается за большой (нежелательный промежуток времени), можно увеличить продольную перегрузку не выше допустимой.

Второй вариант связан с необходимостью снижения до заданной высоты H_2 за ограниченное время. Рассмотрев уравнение (4) в системе (14) и записав его в конечно-разностной форме, получим:

$$\Delta H / V_k \sin \theta = \Delta t, \text{ где } \Delta H = H_2 - H_1$$

Если время снижения больше заданного, следует увеличить угол пикирования (угол наклона траектории).

Выход из пикирования – задача обратная входу в пикирование. Штурвалом «на себя» руль высоты переводится в положение «вверх», при этом для нормальной перегрузки должно выполняться условие:

$$n_{ya} > \cos \theta.$$

2.2. Виращ самолета

Будем рассматривать установившийся виращ самолета в горизонтальной плоскости.

Виращом называется движение самолета по криволинейной траектории, при котором направление скорости образует небольшой угол с горизонтом. Если скорость, высота полета и угол крена самолета при вираже не меняются по величине и отсутствует скольжение, то виращ называется «правильным» или «координированным». [2] Схема сил, действующих на самолет на правильном вираже, представлена на рис. 4. Для того, чтобы центр тяжести при правильном вираже двигался в горизонтальной плоскости, необходимо, чтобы проекция сил на вертикаль была равна нулю. При таком движении будем считать, что сила тяги лежит в горизонтальной плоскости. Тогда можно рассматривать только две силы: полную аэродинамическую силу и силу тяжести.

$$Y_a \cos \gamma = G \tag{18}$$

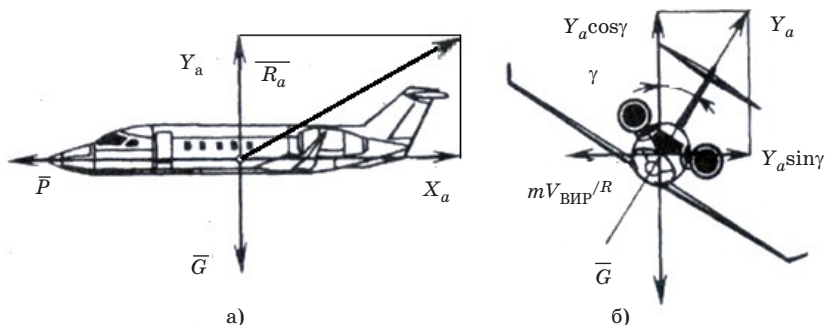


Рис. 4. Правильный вираж самолета
 а – силы действующие на самолет в горизонтальном полете;
 б – при выполнении правильного виража.

Радиус кривизны траектории движения центра масс определяется из равенства центростремительной силы ее же значению как центростремительной силы:

$$F = mV_{\text{вир}}^2 / R.$$

Тогда, сравнивая эти выражения, получим:

$$Y_a \sin \gamma = mV_{\text{вир}}^2 / R,$$

а с учетом (18) радиус кривизны получим в виде

$$R = V_{\text{вир}}^2 / g \cdot \text{tg } \gamma. \quad (19)$$

Введем понятие перегрузки:

$$\bar{n} = (\bar{P} + \bar{R}_a) / \bar{G}. \quad (20)$$

Как было сказано, перегрузка – это вектор, равный отношению всех сил, действующих на рассматриваемую систему (кроме силы веса), к весу. Для вертикальной составляющей перегрузки, учитывая (18), получим:

$$Y_a / G = n = 1 / \cos \gamma. \quad (21)$$

Принимая во внимание основное тригонометрическое тождество и выражение для перегрузки (20), можно найти, что $\text{tg } \gamma = \sqrt{n^2 - 1}$.

Тогда радиус кривизны траектории можно вычислить по формуле:

$$R = V_{\text{вир}}^2 / g \sqrt{n^2 - 1} \quad (22)$$

Найдем соотношение между скоростью при вираже $V_{\text{вир}}$ и скоростью горизонтального полета $V_{\text{г.п}}$, если значения C_{ya} одинаковы. Рассмотрим равенство (18):

$$G = Y \cos \gamma = C_{ya} (\rho V_{\text{вир}}^2 / 2) S \cos \gamma.$$

Отсюда с учетом (21) можно найти:

$$V_{\text{вир}} = V_{\text{г.п}} n^{0,5}. \quad (23)$$

Из этого выражения следует, что чем больше перегрузка, тем больше скорость при вираже. Другими словами, скорость при вираже пропорциональна корню квадратному из перегрузки.

Тяга, необходимая для преодоления лобового сопротивления при вираже ($P_{\text{п.вир}}$), равна:

$$P_{\text{п.вир}} = C_{xa} (\rho V_{\text{вир}}^2 / 2) S.$$

С учетом (23) необходимая тяга при вираже вырастет пропорционально перегрузке:

$$P_{\text{п.вир}} = n \cdot P_{\text{п.г.п}},$$

поэтому следует выполнить проверку на запас тяги: $P_{\text{п.вир}} < P_{\text{расп}}$ — неравенство должно быть выполнено.

Зная радиус виража, можно определить время виража:

$$t = 2\pi R / V_{\text{вир}}. \quad (24)$$

Числитель в выражении (24) равен длине окружности и, следовательно, характеризует угол, на который развернулся самолет. В данном случае разворот выполняется на 360° .

2.3. Экстренное снижение самолета

Экстренное снижение выполняется, если на борту возникает чрезвычайное происшествие, например: разгерметизация салона, пожар на борту и др. Такое снижение пилот выполняет с высоты полета до высоты, равной 4500 м, где человек может дышать свободно.

Уравнение движения центра масс в проекции на траекторную ось x_k без учета угла скольжения имеет вид:

$$m dV_k / dt = P \cos \alpha - X_a - mg \sin \theta. \quad (25)$$

Если воспользоваться понятием перегрузки, это же уравнение принимает вид:

$$dV_k / dt = g(n_x - \sin\theta), \text{ где } n_x = (P \cos\alpha - X_a) / mg. \quad (26)$$

Нормы летной годности предписывают при экстренном снижении выдерживать приборную скорость постоянной. Истинная скорость V_k отличается от приборной на величину, учитывающую изменение плотности воздуха с высотой. Если пренебречь этим обстоятельством и учитывать рекомендации по выдерживании скорости постоянной, то левая часть уравнения, содержащая производную скорости, будет равна нулю, а продольная перегрузка (n_x) определяется только углом наклона траектории (26):

$$n_x = \sin\theta.$$

Таким образом, выбор угла наклона траектории при снижении самолета ограничивается величиной продольной перегрузки. С другой стороны, от величины угла наклона траектории зависит время снижения до высоты, где можно дышать относительно свободно. Величина продольной перегрузки и время снижения ограничены нормами летной годности.

Поскольку угол наклона траектории отрицательный, а \sin – функция нечетная, перегрузка тоже будет отрицательная. Отрицательные перегрузки очень опасны для организма человека и ограничены значением $(-0,5)$ – $(-1,0)$. Рекомендуемый нормами летной годности диапазон отрицательных перегрузок для пассажирских самолетов находится в пределах $(-0,2)$ – $(-0,3)$.

Выбрав перегрузку в экстренном снижении, можно найти время снижения с заданной высоты до высоты $H = 4500$ м. Для этого используется кинематическое уравнение поступательного движения центра масс самолета в проекции на вертикальную ось.

$$dy / dt = V_k \sin\theta, \quad dy / dt = V_k \sin\theta. \quad (27)$$

В конечных разностях это уравнение можно представить в виде:

$$\Delta y / \Delta t = V_k \sin\theta, \text{ где } \Delta y = 4500 - H.$$

Отсюда время снижения находится из соотношения:

$$\Delta t = (4500 - H) / V_k \sin\theta. \quad (28)$$

Числитель и знаменатель в последнем равенстве отрицательные; числитель за счет порядка в пределах интегрирования, знаменатель за счет отрицательного угла наклона траектории. Время

снижения по нормам летной годности не должно превышать 180 с, или 3 минут.

Таким образом, существуют два ограничения при экстренном снижении: 1 – уровень отрицательной перегрузки; 2 – время снижения. Рекомендуется сделать вычисления времени снижения с шагом по перегрузке 0,1 от $n=0$ до $n=-0,5$ и сделать вывод об оптимальных параметрах снижения.

3. ПРИМЕР РАСЧЁТА ЛЁТНЫХ И МАНЕВРЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

Исходные данные:

H , км	V , м/с	P_0 , н	G , н	L , м	S , м ²	C_{x0}	χ	b_0/b_k	$\alpha_{оп}$	l_c , м	$k_{ш'}$, МКМ
7	200	$195 \cdot 10^3$	$47 \cdot 10^4$	34,88	150	0,022	23°	3	0°	36,38	50

3.1. Пример выбора $C_{y_{a\max}}$ для заданного самолета

Рекомендация. При выборе $C_{y_{a\max}}$ для заданного самолета следует ограничиваться диапазоном 0,9...1,5, на величину которого очень сильно влияет эксплуатационная перегрузка.

Самолет ЯК-42 – пассажирский. Масса – $48 \cdot 10^3$ кг.

Высота полета – $7 \cdot 10^3$ м, плотность воздуха для этой высоты – $\rho = 0,59$ кг/м³. Площадь крыла самолета – 150 м².

Для ограниченно маневренных самолетов рекомендованный коэффициент безопасности $f = 1,5$, а эксплуатационная перегрузка $N_y = 2,5 g$. Расчеты по формуле (10) дают:

$$C_{y_{a\max}} = 1,1.$$

3.2. Расчет лобового сопротивления и построение поляры самолета

Произведем предварительный расчет параметров, необходимых для определения аэродинамических коэффициентов сил.

Для заданной высоты полета по таблице стандартной атмосферы находим:

$$H = 7 \text{ км};$$

$$\text{массовая плотность воздуха } \rho = 0,59 \text{ кг/м}^3;$$

$$\text{скорость звука: } a = 312,9 \text{ м/с};$$

$$\text{кинематическая вязкость: } \nu = 2,78 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}.$$

Далее находим:

$$\text{число Маха: } M = V/a = 200/312,9 \approx 0,64;$$

$$\text{удлинение крыла: } \lambda = L^2/S = 34,88^2/150 = 8,11 \text{ м};$$

$$\text{средняя аэродинамическая хорда: } b = L/\lambda = 34,88/8,11 = 4,3 \text{ м}.$$

Расчитанную в п. 3.1 величину $C_{y_{a\max}}$ разбиваем на доли с равным шагом от 0 до $C_{y_{a\max}}$, например: 0; 0,2; 0,4; 0,6 ;.....; $C_{y_{a\max}}$.

Второй столбец – квадраты этих долей, от которых зависит индуктивное сопротивление, представленное в третьем столбце.

Четвертый столбец представляет относительные доли коэффициента подъемной силы, т. е. значения первого столбца отнесены к их максимальному значению.

В пятый столбец записываются величины вредного сопротивления, которые определяются по формуле (11):

$$\Delta C_x^{\text{вп}} = 0,05(C_{ya} / C_{y\text{max}})^7.$$

Таким образом, в составе лобового сопротивления есть постоянные величины C_{x0} и $\Delta C_x^{\text{ш}}$ и переменные $C_x^{\text{инд}}$ и $\Delta C_x^{\text{вп}}$, зависящие от угла атаки.

В шестой столбец записываются величины полного лобового сопротивления, полученные с помощью (4):

$$C_{xa} = C_{x0} + C_x^{\text{инд}} + \Delta C_x^{\text{ш}} + \Delta C_x^{\text{вп}},$$

где C_{x0} – минимальный коэффициент силы лобового сопротивления; по заданию $C_{x0} = 0,025$; $C_x^{\text{инд}}$ – коэффициент индуктивного сопротивления, имеющий вихревой характер; $\Delta C_x^{\text{ш}}$ – коэффициент сопротивления шероховатости поверхности, рассчитываемый последовательно по формулам: (6), (8), (7), (9), (10).

Для рассматриваемого варианта задания получим:

$$b = 4,3 \text{ м}; \nu = 2,78 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2 / \text{с}; \text{Re} = 3,1 \cdot 10^7;$$

$$C_F = 2,6 \cdot 10^{-3}; [k] = 3,8 \cdot 10^{-6} \text{ м};$$

$$\Delta C_x^{\text{ш}} = 5 \cdot 10^{-4}.$$

$\Delta C_x^{\text{вп}}$ – прочие вредные сопротивления.

Далее, используя первую и последнюю графы табл. 2, строим график поляры первого рода (рис. 5). Поляра первого рода

Таблица 2

C_{ya}	C_{ya}^2	$\bar{C}_{ya} = \frac{C_{ya}}{C_{ya\text{max}}}$	$C_{xi} = \frac{C_{ya}^2}{\pi \lambda}$	$\Delta C_x^{\text{вп}}$	C_{xa}
0	0	0	0	0	0,0225
0,2	0,04	0,18	0,0016	$3 \cdot 10^{-7}$	0,0241
0,4	0,16	0,36	0,0063	$3,9 \cdot 10^{-5}$	0,0288
0,6	0,36	0,54	0,0141	$6,7 \cdot 10^{-4}$	0,0372
0,8	0,64	0,73	0,0251	$5,5 \cdot 10^{-3}$	0,0530
1,1	1,21	1,00	0,047	0,05	0,1195

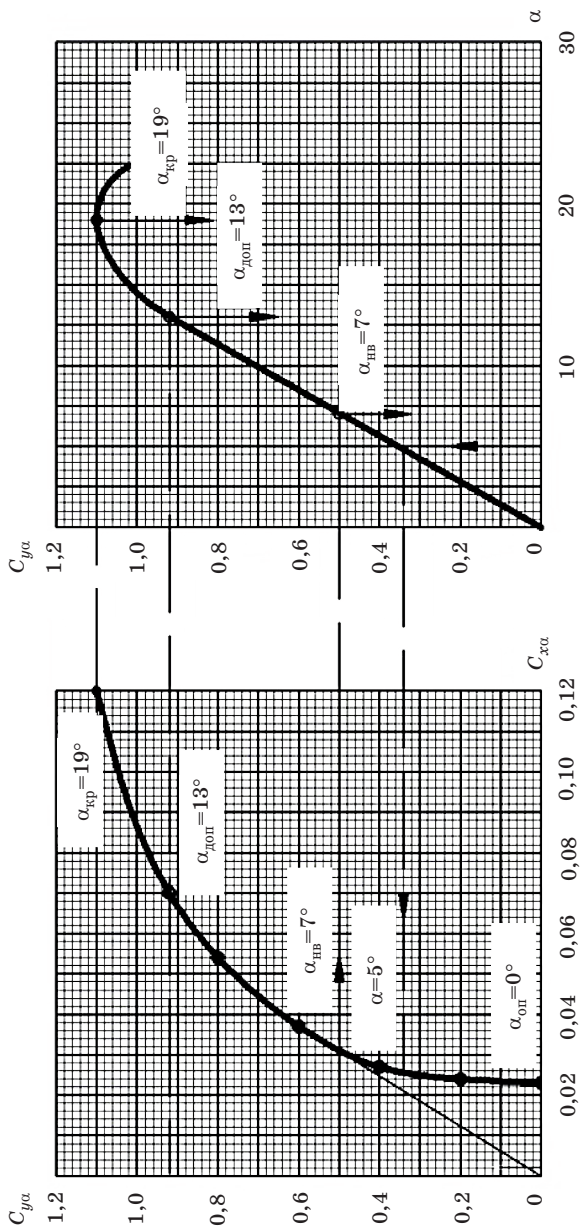


Рис. 5. Поляра первого рода

Рис. 6. График зависимости $C_{y\alpha} = f(\alpha)$

строится в скоростной системе координат. Поляра второго рода строится в связанной системе координат. Затем строим график зависимости $C_{ya} = f(\alpha)$ и определяем по нему характерные для заданного самолета углы атаки. Для этого предварительно найдем угол наклона линейной части графика, определив производную

$$C_{ya}^{\alpha} = \frac{dC_{ya}}{d\alpha}.$$

Для крыльев большого удлинения (больше 6) значение производной зависит только от угла стреловидности по линейной зависимости:

$$C_{ya}^{\alpha} = 0,082 - 0,0005X;$$

Для $\chi = 23^{\circ}$, $\lambda > 6$, получим $\frac{dC_{ya}}{d\alpha} = 0,07$ или в конечных разно-

стях: фактически – это угол наклона гипотенузы с катетами: противолежащий – 0,07, прилежащий – 1 град. Из соотношений прямоугольного треугольника находим:

– допустимый угол атаки:

$$\alpha_{\text{доп}} = \frac{0,85 \cdot C_{ya \text{ max}}}{C_{ya}^{\alpha}} + \alpha_{\text{оп}} = \frac{0,85 \cdot 1,1}{0,07} + 1^{\circ} = 13^{\circ},$$

– критический угол атаки: $\alpha_{\text{кр}} = \alpha_{\text{доп}} + 6^{\circ} = 19^{\circ}$,

– наивыгоднейший угол атаки: $\alpha_{\text{нв}} = 7^{\circ}$ (он определяется касательной к поляре самолета, проведенной из начала координат) рис. 5, рис. 6.

4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПОЛЁТА НА ЗАДАННОЙ ВЫСОТЕ

Для выбора α_i приравняем подъемную силу весу самолета и определим $C_{y\alpha}$:

$$G = C_{y\alpha} \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S,$$

$$C_{y\alpha} = \frac{2G}{\rho V^2 \cdot S},$$

$$C_{y\alpha} = \frac{2 \cdot 470000}{0,59 \cdot 200^2 \cdot 150} = 0,266.$$

По графику измененной поляры находим, что полученному значению $C_{y\alpha}$ соответствует: $C_{x\alpha} = 0,025$.

Минимально возможный угол атаки на заданной высоте полета с учетом сжимаемости воздушной среды составляет $\alpha_i = 4^\circ$.

Теперь определим, возможен ли полет на заданной высоте $H = 7$ км при заданных условиях.

По подъемной силе, удерживающей вес самолета, эта возможность уже доказана.

Определим величину потребной тяги:

$$P_{\text{потр}} = C_x^{\text{сж}} \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S = 0,025 \cdot \frac{0,59 \cdot 200^2}{2} \cdot 150 = 44250 \text{ Н.}$$

Определим величину располагаемой тяги $P_{\text{расп}} = P_0 \cdot \bar{P} > P_{\text{потр}}$:

$$P_{\text{расп}} = 191 \cdot 10^3 \cdot 0,65 = 124 \cdot 10^3 \text{ Н.}$$

Коэффициент потерь тяги $\bar{P} = 0,65$ определяем по высотно-скоростным характеристикам турбореактивных двигателей по графику (рис. 2):

$$\bar{P} = f(M, H)$$

Сравнивая, получим $P_{\text{расп}} > P_{\text{потр}}$.

Превышение располагаемой тяги над потребной почти в два раза дает возможность выполнять маневры.

Таким образом, полет на заданной высоте возможен.

5. РАСЧЁТ ВРЕМЕНИ ЭКСТРЕННОГО СНИЖЕНИЯ

Находясь на заданной высоте полета $H_1 = 7000$ м, следует осуществить экстренное снижение до высоты $H_2 = 4500$ м (рис. 7).

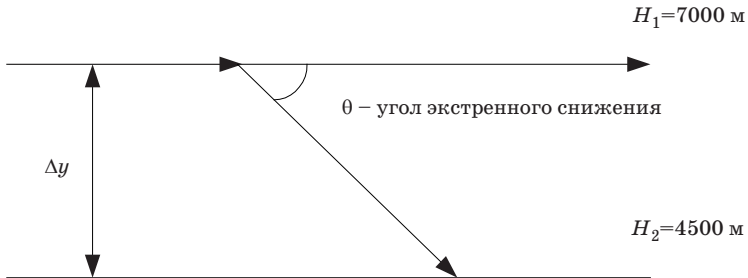


Рис. 7. Схема экстренного снижения

В рамках выполнения норм летной годности снижение следует осуществлять с постоянной приборной скоростью. Рассматривая уравнение продольного движения при этом условии, получим, что продольная перегрузка $n_x = \sin\theta$. Рекомендованный постоянный угол снижения соответствует продольной перегрузке, равной $(-0,23)$.

Время снижения. Воспользуемся одним из кинематических уравнений поступательного движения центра масс:

$$\frac{dy}{dt} = V_k \sin\theta$$
$$dt = \frac{dy}{V_k \sin\theta} \approx \frac{\Delta Y}{V_k \sin\theta} = \frac{H_2 - H_1}{V_k \sin\theta} = \Delta t.$$

При этом время снижения не должно быть больше трех минут:
 $\Delta t < 3$ мин.

$$\Delta t = \frac{4500 - 7000}{200(-0,23)} \approx 54,35 \text{ с} < 3 \text{ мин}$$

**6. ВАРИАНТЫ ЗАДАНИЙ ПО РАСЧЕТУ
ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ ЛА
ПРИ ОТКЛОНЕНИИ РУЛЯ ВЫСОТЫ**

Варианты	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
самолеты параметры	В-52	В-52	В-52	В-52	В-52	В-52	В-52	В-52	В-52	В-52	В-52	В-52	В-52	В-52	ТУ-142
Н км	9	10	11	9	12	11	10	13	9	10	11	12	13	10	12
V_m / c	200	220	230	200	220	230	200	220	230	200	220	230	230	220	197
P_0 н	$398 \cdot 10^3$	$398 \cdot 10^3$	$398 \cdot 10^3$	$398 \cdot 10^3$	$398 \cdot 10^3$	$398 \cdot 10^3$	$398 \cdot 10^3$	$398 \cdot 10^3$	$398 \cdot 10^3$	$398 \cdot 10^3$	$398 \cdot 10^3$	$398 \cdot 10^3$	$398 \cdot 10^3$	$398 \cdot 10^3$	$588 \cdot 10^3$
G н	$134 \cdot 10^4$	$134 \cdot 10^4$	$134 \cdot 10^4$	$134 \cdot 10^4$	$134 \cdot 10^4$	$134 \cdot 10^4$	$134 \cdot 10^4$	$134 \cdot 10^4$	$134 \cdot 10^4$	$134 \cdot 10^4$	$134 \cdot 10^4$	$134 \cdot 10^4$	$134 \cdot 10^4$	$134 \cdot 10^4$	$180 \cdot 10^4$
L м	56,39	56,39	56,39	56,39	56,39	56,39	56,39	56,39	56,39	56,39	56,39	56,39	56,39	56,39	51,1
S_{M^2}	371,6	371,6	371,6	371,6	371,6	371,6	371,6	371,6	371,6	371,6	371,6	371,6	371,6	371,6	311,1
C_{x0}	0,025	0,025	0,025	0,025	0,025	0,025	0,025	0,025	0,025	0,025	0,025	0,025	0,025	0,025	0,04
χ	23°	23°	23°	23°	23°	23°	23°	23°	23°	23°	23°	23°	23°	23°	30°
b_0 / b_k	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3
a_0	+1°	+1°	+1°	+1°	+1°	+1°	+1°	+1°	+1°	+1°	+1°	+1°	+1°	+1°	+1°
l_{cM}	48,3	48,3	48,3	48,3	48,3	48,3	48,3	48,3	48,3	48,3	48,3	48,3	48,3	48,3	49,5
δ_b	-5	4	6	-6	5	-4	3	6	-5	4	-3	6	-5	4	9

Варианты	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26
самолеты параметры	ТУ-134	ЯК-40	ЯК-42	МИРАЖ 4	F-15	КАНБЕРРА	ВУЛКАН	F-102A	МИЛАН S	Старфайтер F-104	СПИРИТ B-2
H км	9	8,1	7,6	10	15	15	16	16	18	9	15
$M=V/a$	0,6	0,32	0,66	1,1	2,1	0,7	0,8	1,2	1,8	0,5	0,7
P_0 н	$80 \cdot 10^3$	$45 \cdot 10^3$	$195 \cdot 10^3$	$140 \cdot 10^3$	$170 \cdot 10^3$	$65 \cdot 10^3$	$36 \cdot 10^3$	$78 \cdot 10^3$	$50 \cdot 10^3$	$71 \cdot 10^3$	308
G н	$35 \cdot 10^4$	$16 \cdot 10^4$	$45 \cdot 10^4$	$22 \cdot 10^4$	$12 \cdot 10^4$	$19,6 \cdot 10^4$	$109 \cdot 10^4$	$12,7 \cdot 10^4$	$10 \cdot 10^4$	$9 \cdot 10^4$	150
L м	29	25	34,88	11,85	13,6	19,5	30	11,62	8,22	6,68	52
S м ²	115	70	150	78	68	89,3	340	61,45	34,85	18,22	477,52
C_{x0}	0,022	0,022	0,022	0,025	0,021	0,025	0,03	0,015	0,018	0,021	0,017
χ	38	0	23	45	45	0	40	60	55	30	45
b_0/b_k	5	2	3,5	5,4	2,5	2,3	4	5	4	1,8	4
a_0	+1	0	0	-1,5	-1,5	-1,2	-1,0	-1,5	-0,8	-1,7	0
l_{cM}	36,38	20,36	36,38	12	19,6	20	29,6	20,8	15,55	16,69	21,03
δ_b	6	-5	7	-3	2,5	4	-5	5	-7	8	-9

7. Литература

1. *Бочкарев А. Ф.* и др. Аэромеханика самолета: учебник для авиационных вузов – М.: Машиностроение 1985. – 360 с., ил.
2. *Лойцянский Л. Г.* Механика жидкости и газа. – 2-е изд., испр. и доп. – М.:Наука, 1970. – 904 с.
3. *Горощенко Б. Т.* Динамика полета самолета. Оборонгиз – М.: 1954. – 36 с.
4. *Авдонина Т. Н.* Расчет летных характеристик самолета. Методические указания к выполнению домашнего задания. – ЛИАП, 1965. – 40 с.

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие	3
Введение	4
1. РАСЧЕТ ЛЁТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК	6
1.1. Расчет видов лобового сопротивления самолета	6
1.2. Определение максимального коэффициента подъемной силы ($C_{y_{\max}}$) для заданного самолета	9
1.3. Построение поляры самолета	12
2. РАСЧЕТ МАНЕВРЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК	17
2.1. Пикирование самолета	18
2.2. Виращ самолета	21
2.3. Экстренное снижение самолета.....	23
3. ПРИМЕР РАСЧЁТА ЛЁТНЫХ И МАНЕВРЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК	25
3.1. Пример выбора $C_{y_{\max}}$ для заданного самолета	25
3.2. Расчёт лобового сопротивления и построение поляры самолета	25
4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПОЛЁТА НА ЗАДАННОЙ ВЫСОТЕ.....	30
5. РАСЧЁТ ВРЕМЕНИ ЭКСТРЕННОГО СНИЖЕНИЯ	31
6. ВАРИАНТЫ ЗАДАНИЙ ПО РАСЧЕТУ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ ЛА ПРИ ОТКЛОНЕНИИ РУЛЯ ВЫСОТЫ	32
7. Литература	34