

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ САМОЛЕТА

Полет самолета от взлета до посадки представляет собой сочетание различных видов движения. Наиболее продолжительным видом движения является прямолинейный полет.

Установившимся прямолинейным полетом называется такое движение самолета, при котором скорость движения с течением времени не изменяется по величине и направлению.

К установившемуся прямолинейному полету относятся горизонтальный полет, подъем и снижение самолета (планирование).

Определим характерные режимы и характеристики горизонтального полета, подъема и планирования применительно к самолетам Як-52 и Як-55, их зависимость от высоты полета, полетного веса и режима работы двигателя.

УСТАНОВИВШИЙСЯ ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

Установившимся горизонтальным полетом называется прямолинейный полет с постоянной скоростью без набора высоты и снижения.

На Рис. 1 показаны силы, действующие на самолет в горизонтальном полете без скольжения, где

Y - подъемная сила;

X - лобовое сопротивление;

G - вес самолета;

P - сила тяги двигателя.

Все эти силы необходимо считать приложенными к центру тяжести самолета, так как его прямолинейный полет возможен лишь при условии, что сумма моментов всех сил относительно центра тяжести равна нулю.

Необходимое равновесие моментов летчик создает соответствующим отклонением рулей управления.

Из рисунка видно, что вес самолета G уравновешивает подъемная сила самолета Y , а лобовое сопротивление X - сила тяги P .

Для установившегося горизонтального полета необходимы два условия:

$$Y - G = 0 \text{ (условие постоянства высоты } H = \text{const);} \quad (4.1)$$

$$P - X = 0 \text{ (условие постоянства скорости } V = \text{const).} \quad (4.2)$$

Эти равенства называются **уравнениями движения для установившегося горизонтального полета**. При нарушении этих равенств движение самолета станет криволинейным и неравномерным.

Пользуясь этими равенствами, можно определить скорость, коэффициент подъемной силы, тягу и мощность, потребные для горизонтального полета.

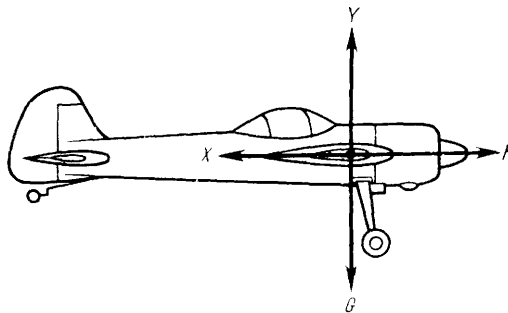


Рис. 1 Схема действующих сил на самолет в установившемся полете

СКОРОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Для того чтобы крыло самолета могло создать подъемную силу, равную весу самолета, нужно, чтобы оно двигалось с определенной скоростью относительно воздушных масс.

Скорость, необходимая для создания подъемной силы, равной весу самолета при полете самолета на данном угле атаки и данной высоте полета, называется потребной скоростью горизонтального полета.

По определению горизонтального полета должно быть выполнено условие $Y = G$.

Известно, что

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

$$Y = C_y \frac{\rho v^2}{2} S, \quad (4.3)$$

следовательно,

$$Y = G = C_y \frac{\rho v^2}{2} S. \quad (4.4)$$

Решив это уравнение, найдем скорость, потребную для выполнения горизонтального полета

$$v_{г.п.} = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S}}. \quad (4.5)$$

Величина потребной скорости зависит от веса самолета, площади его крыла, от высоты полета (выраженной через массовую плотность ρ) и коэффициента подъемной силы C_y .

Из формулы (4.5) видно, что с увеличением веса самолета скорость, потребная для горизонтального полета, также увеличивается, так как для уравновешивания большего веса требуется большая подъемная сила, что достигается (при прочих равных условиях) увеличением скорости полета (см. формулу 6.4). Увеличение площади крыла, наоборот, уменьшает потребную скорость. Для расчетов на практике обычно применяют отношение

$$\frac{G}{S} = P, \quad (4.6)$$

называемое удельной нагрузкой на крыло.

У современных самолетов удельная нагрузка на крыло колеблется в широких пределах: от 100 кг/м² у легких самолетов до 800 кг/м² и более у тяжелых самолетов и самолетов больших скоростей полета.

С увеличением высоты полета массовая плотность воздуха уменьшается. Согласно формуле (6.5) уменьшение плотности ρ приводит к увеличению потребной скорости полета.

Если изменять угол атаки, то пропорционально будет изменяться и коэффициент подъемной силы C_y . А изменение C_y отражается на величине потребной скорости горизонтального полета. Чем меньше C_y (и угол атаки соответственно), тем больше должна быть скорость полета, и наоборот. Из этого следует важный вывод: каждому углу атаки на данной высоте полета соответствует вполне определенная скорость горизонтального полета $V_{г.п.}$

ТЯГА И МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНЫЕ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Потребной тягой для горизонтального полета называется тяга, необходимая для установившегося горизонтального полета, т. е. для уравновешивания лобового сопротивления самолета на данном угле атаки ($P_{п}=X$).

В горизонтальном полете подъемная сила равна весу самолета $Y=G$, тогда, разделив первое равенство на второе, получим

$$\frac{Y}{X} = \frac{G}{P_{п}} = K; \quad P_{п} = \frac{G}{K}. \quad (4.7)$$

Формула показывает, что чем меньше вес самолета и чем больше его качество K , тем меньшая тяга потребуется для горизонтального полета. Но качество самолета зависит от угла атаки, следовательно, при изменении угла атаки меняется и потребная тяга. Поэтому для определения потребной тяги при заданном угле атаки необходимо предварительно найти соответствующее ей качество самолета.

Чтобы найти зависимость $P_{п}$ от $V_{г.п.}$ подставим в формулу (4.7) развернутое выражение подъемной

силы, получим $P_{п} = \frac{C_y \rho V^2}{2K}$. Из формулы видно, что потребная тяга горизонтального полета зависит от квадрата скорости.

На Рис. 2 приведены кривые зависимости $P_{п}$ от $V_{г.п.}$ скорости полета на высоте $H=500$ м для самолетов Як-52 и Як-55.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

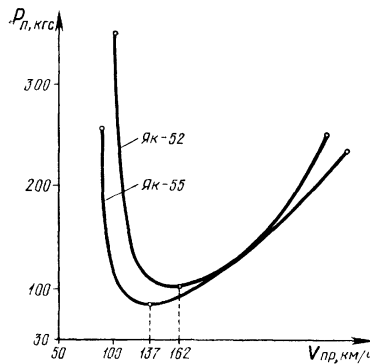


Рис. 2 Кривые потребных тяг для горизонтального полета самолетов Як-52 и Як-55

Задача 1. Определить тягу, необходимую для горизонтального полета «самолета Як-55 при угле атаки 5° и полетном весе 870 кгс

Решение. По поляре самолета Як-55 находим, что при угле атаки 5° коэффициенты имеют значения. $C_y=0,39$, $C_x=0,045$, следовательно, качество равно

$$K = \frac{C_y}{C_x} = \frac{0,39}{0,045} = 8,66.$$

Тогда необходимая тяга будет иметь значение

$$P_{\Pi} = \frac{G}{K} = \frac{870}{8,66} \cong 100 \text{ кгс}.$$

Задача 2. Определить тягу, необходимую для горизонтального полета «самолета Як-52 при угле атаки 7° и полетном весе 1290 кгс

Решение. На поляре самолета Як-52 находим, что при угле атаки 7° коэффициенты равны. $C_y = 0,67$, $C_x = 0,056$, следовательно,

$$K = \frac{C_y}{C_x} = \frac{0,67}{0,056} = 11,96.$$

Тогда необходимая тяга будет равна

$$P_{\Pi} = \frac{G}{K} = \frac{1290}{11,96} \cong 108 \text{ кгс}.$$

В задачах не указана высота полета, так как высота при равных углах атаки и отсутствии сжимаемости воздуха не влияет на необходимую тягу.

Качество самолета зависит только от величины коэффициентов C_y и C_x , а на них высота полета на скоростях до 700 км/ч не влияет. Таким образом, для самолетов Як-52 и Як-55 можно считать, что необходимая тяга от высоты не зависит.

Потребная мощность. Для горизонтального полета необходимой мощностью называется мощность, необходимая для обеспечения установившегося горизонтального полета на данном угле атаки и обозначается N_{Π} .

Если при полете со скоростью V_{Π} требуется тяга P_{Π} , то необходимая мощность определяется по формуле

$$N_{\Pi} = \frac{P_{\Pi} V_{\Pi}}{75}. \quad (4.8)$$

Эта формула показывает, что необходимая мощность зависит от тех же факторов, от которых зависят необходимая тяга и скорость полета. Подставив в формулу (4.8) вместо P_{Π} и V_{Π} их развернутые выражения, получим развернутую формулу необходимой мощности

$$N_{\Pi} = \frac{G}{75} \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S}}. \quad (4.9)$$

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Из формулы видно, что потребная мощность зависит: от высоты полета самолета (плотность воздуха); от веса самолета и удельной нагрузки на крыло; от аэродинамического качества самолета и коэффициента подъемной силы.

Следовательно, потребная мощность тем больше, чем больше вес самолета, меньше плотность воздуха и хуже качество самолета.

При условии $G=\text{const}$ и $H=\text{const}$ потребная мощность зависит только от угла атаки и, как следствие, от скорости полета.

В горизонтальном полете потребная тяга равна лобовому сопротивлению $P_{\Pi}=X$, тогда формула потребной мощности будет иметь следующий вид:

$$N_{\Pi} = \frac{XV}{75}. \quad (4.10)$$

Если в формулу подставить развернутое выражение лобового сопротивления, то получим

$$N_{\Pi} = \frac{C_x \rho \cdot V^3}{75}. \quad (4.11)$$

Формула показывает, что мощность, потребная для горизонтального полета, пропорциональна кубу скорости (потребная тяга пропорциональна квадрату скорости). На Рис. 3 приводятся кривые зависимости N_{Π} от V , скорости полета на высотах $H=500$ м и $H=1000$ м для самолетов Як-52 и Як-55.

Таким образом, чтобы увеличить скорость полета в 2 раза, мощность необходимо увеличить в 8 раз.

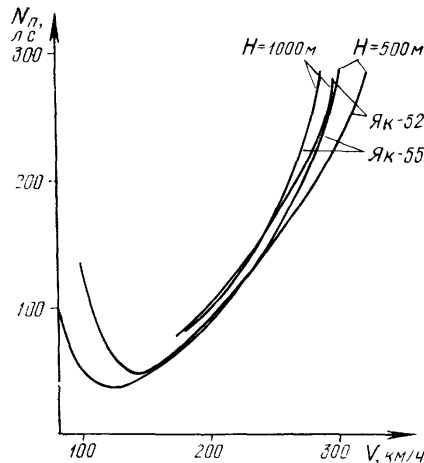


Рис. 3 Кривые мощностей, потребных для горизонтального полета

Задача. Определить мощность, потребную для горизонтального полета у земли, если вес самолета Як-52 $G=1200$ кгс, коэффициенты $C_y=0,4$ и $C_x=0,044$, $S=15$ м².

Решение. 1. Определим скорость полета

$$V = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S}} \sqrt{\frac{2 \cdot 1200}{0,4 \cdot 0,125 \cdot 15}} \cong 203,7 \text{ км/ч.}$$

Решение. 2. Качество самолета

$$K = \frac{C_y}{C_x} = \frac{0,4}{0,044} = 9.$$

Решение. 3 Потребная тяга

$$P_{\Pi} = \frac{G}{K} = \frac{1200}{9} = 133 \text{ кгс.}$$

Решение. 4. Потребная мощность

$$N_{\Pi} = \frac{P_{\Pi} \cdot V_{\text{III}}}{75} = \frac{133 \cdot 54,2}{75} \cong 96 \cong 70,6 \text{ Вт.}$$

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

ЗАВИСИМОСТЬ ПОТРЕБНОЙ ТЯГИ И МОЩНОСТИ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА ОТ СКОРОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА. КРИВЫЕ Н. Е. ЖУКОВСКОГО

Для полной характеристики горизонтального полета и определения летных данных самолетов воспользуемся графоаналитическим методом, предложенным Н. Е. Жуковским. Наложим на кривые потребных тяг и мощностей $P_{п}$ и $N_{п}$ кривые располагаемых тяг и мощностей $P_{р}$ и $N_{р}$. Полученные таким образом кривые носят название кривых потребных и располагаемых тяг и мощностей, или кривых Н. Е. Жуковского (Рис. 4, Рис. 5).

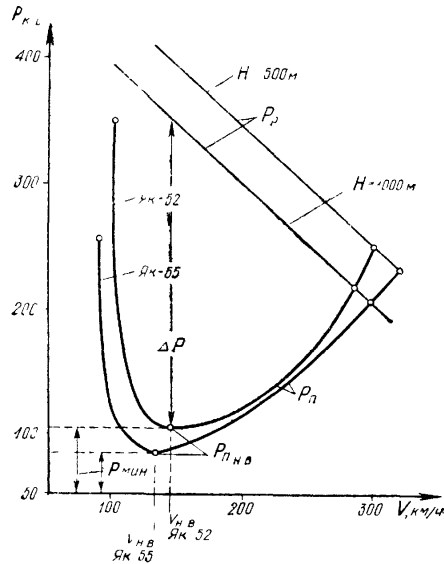


Рис. 4 Кривые располагаемых и потребных тяг самолетов Як-52 и Як-55 (кривые Н. Е. Жуковского)

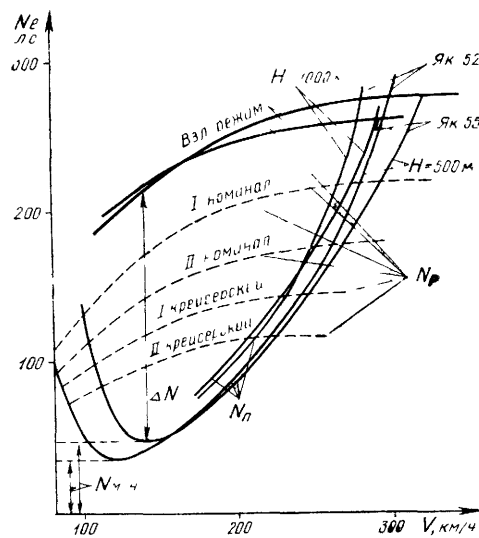


Рис. 5 Кривые располагаемых и потребных мощностей самолетов Як-52 и Як-55 (кривые Н. Е. Жуковского)

На рисунках приведены кривые $P_{п}$, $N_{п}$, $P_{р}$ и $N_{р}$ самолетов Як-52 и Як-55 ($H=500$ м и $H=1000$ м).

Располагаемой тягой (мощностью) принято называть наибольшую тягу (мощность), которую может развить силовая установка на данной высоте и скорости полета. Располагаемая тяга зависит от высоты, поэтому кривую необходимо брать для той высоты, на которой задано определить летные качества самолета.

Точка пересечения кривых соответствует полету с наименьшим возможным в горизонтальном полете углом атаки, то есть полету на максимальной скорости горизонтального полета (для самолета Як-52 - $V_{гп} = 300$ км/ч, для Як-55 - $V_{гп.макс}$).

С уменьшением скорости полета и увеличением угла атаки потребная тяга и мощность уменьшаются, минимальная потребная тяга находится проведением касательной к кривой $P_{п}$ параллельно оси скорости. Точка касания обозначает угол атаки, при котором требуется минимальная тяга для горизонтального полета (для самолета Як-52 при $H=500$ м $P_{п} = 103$ кгс, для Як-55 при $H=500$ м $P_{п.мин} = 87$ кгс).

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Из формулы потребной тяги следует, что минимальная тяга для горизонтального полета требуется при максимальном качестве самолета

$$P_{\Pi} = \frac{G}{K_{\text{МАКС}}}. \quad (4.12)$$

Максимальное качество самолета достигается при наивыгоднейшем угле атаки. Скорость, соответствующая $\alpha_{\text{НВ}}$, называется наивыгоднейшей скоростью горизонтального полета $V_{\text{НВ}}$ (для самолета Як-52 $V_{\text{НВ}}=162$ км/ч, для Як-55 $V_{\text{НВ}}=137$ км/ч).

При наивыгоднейшем угле атаки требуется минимальная потребная тяга $R_{\text{мин}}$. Следовательно, расход топлива на один километр пути будет минимальным и дальность полета максимальной.

Но расход топлива был бы минимальным, если бы двигатель работал без потерь. Поэтому для компенсации потерь требуется дополнительная тяга двигателя и общая тяга $R_{\Pi\text{НВ}}$ будет больше на эту величину. Минимальный километровый расход топлива получается на несколько большей скорости, чем наивыгоднейшая.

Далее, анализируя график на Рис. 4, видно, что при дальнейшем уменьшении скорости (после наивыгоднейшей) и увеличении угла атаки потребная тяга растет. Это объясняется ухудшением качества самолета.

Скорость может быть уменьшена до минимальной, соответствующей критическому углу атаки. Касательная к кривой, параллельной оси P , отмечает угол атаки и соответствующую ему минимальную скорость горизонтального полета.

Для того чтобы установить ту или иную скорость горизонтального полета самолета, летчику необходимо создать условия (изменяя тягу двигателя) равенства располагаемой и потребной тяги ($P_{\Pi}=P_{\text{р}}$). Поэтому на скоростях, меньших максимальной, летчику необходимо уменьшить тягу двигателя до определенной величины, и точка пересечения располагаемой и потребной тяги будет на меньшей, выбранной летчиком скорости.

Если располагаемая тяга будет больше потребной, то самолет начнет подниматься, если меньше - снижаться. В обоих случаях самолет не будет лететь горизонтально.

Анализируя график Рис. 4, можно сделать вывод, что на всех скоростях, кроме максимальной, тяга силовой установки $P_{\text{рМАКС}}$ больше потребной тяги P_{Π} .

ДИАПАЗОН СКОРОСТЕЙ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Диапазоном скоростей горизонтального полета называется разность между максимальной и практической минимальными скоростями на одной и той же высоте полета.

Следовательно, диапазон скоростей горизонтального полета будет равен

$$D = V_{\text{МАКС}} - V_{\text{ЭК}}. \quad (4.13)$$

Для сравнения разных самолетов пользуются понятием *относительный диапазон скоростей*. Относительным диапазоном скоростей называется отношение диапазона скоростей к максимальной скорости полета. Чем больше относительный диапазон скоростей, тем лучше самолет в летном отношении. В относительном диапазоне скоростей самолета находятся также характерные скорости, как экономическая, наивыгоднейшая и максимальная.

ПЕРВЫЕ И ВТОРЫЕ РЕЖИМЫ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

В установленном горизонтальном полете тяга силовой установки должна уравновешивать лобовое сопротивление. Это значит, что в любом режиме полета, кроме $V_{\text{МАКС}}$, летчику необходимо задресселировать двигатель (уменьшить обороты коленчатого вала), то есть уменьшить мощность до такой степени, чтобы она сравнялась с потребной мощностью.

Если после уравновешивания самолета в одном из режимов установленного горизонтального полета скорость по какой-либо причине изменится, то поведение самолета в большей степени будет зависеть от соотношения приращения потребной мощности и располагаемой мощности задресселированного двигателя $N_{\text{др}}$.

Интервал первых режимов - это все скорости от $V_{\text{МАКС}}$ до $V_{\text{ЭК}}$, для которых производные мощности от скорости полета больше производной мощности задресселированного двигателя от скорости

$$\frac{dN_n}{dV} > \frac{dN_n}{dV}. \quad \text{Интервал вторых режимов - это все скорости от } V_{\text{ЭК}} \text{ до } V_{\text{мин}}, \text{ для которых } \frac{dN_n}{dV} < \frac{dN_n}{dV}.$$

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Это значит, что увеличение скорости горизонтального полета на первых режимах сопровождается уменьшением избытка мощности, а на вторых режимах - увеличением избытка мощности. Границей первых и вторых режимов горизонтального полета является экономическая скорость горизонтального полета, при

$$\frac{dN_n}{dV} = \frac{dN_{др}}{dV}$$

которой устанавливается равенство (Рис. 6).

Полет самолета на первых режимах выполняется на малых углах атаки, когда крыло обтекается установившимся ламинарным воздушным потоком, самолет хорошо устойчив и управляем. Поэтому обычно пользуются первыми режимами.

Для установившегося горизонтального полета на некоторой скорости V_1 в области первых режимов (Рис. 6) двигатель должен быть задресселирован до характеристики $M_{др1}$. При случайном увеличении скорости горизонтального полета возникает отрицательный избыток мощности, самолет будет двигаться с торможением и вернется к исходной скорости. При уменьшении скорости избыток мощности будет направлен вперед и самолет также восстановит скорость исходного режима. Для сохранения скорости на первых режимах от летчика требуется одно - выдерживать горизонтальный полет при помощи руля высоты. Если летчику по условиям полета необходимо перейти на новую, большую скорость, в пределах первых режимов на той же высоте, то, сохраняя горизонтальный полет, он должен увеличить мощность двигателя, а для перехода на меньшую скорость горизонтального полета - уменьшить мощность силовой установки (уменьшить частоту вращения коленчатого вала).

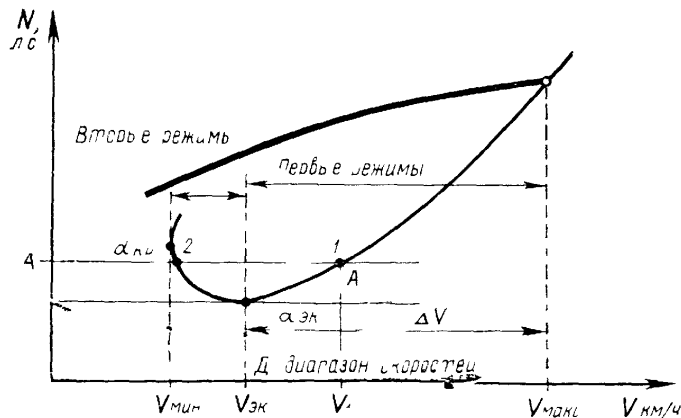


Рис. 6 Первые и вторые режимы и диапазоны скоростей горизонтального полета

Полет на вторых режимах горизонтального полета происходит на больших углах атаки и на скоростях горизонтального полета, меньших, чем экономическая скорость, что связано с ухудшением обтекания крыла и понижением эффективности рулей, и тем самым ухудшением устойчивости и управляемости самолета, особенно поперечной. Поэтому летать на вторых режимах не рекомендуется. К ним прибегают лишь при некоторых тренировочных полетах и при выполнении посадки.

Рассмотрим влияние изменения скорости на выполнение горизонтального полета на вторых режимах. Пусть самолет выполняет горизонтальный полет на скорости V_2 . С увеличением скорости возникает положительный избыток мощности, и если летчик не изменит режим работы двигателя и будет выдерживать горизонтальный полет, то увеличение скорости будет продолжаться, пока не наступит равновесие на новой скорости V_1 , лежащей в области первых режимов. При случайном уменьшении скорости избыток лобового сопротивления над тягой вызывает торможение самолета до минимальной скорости (самолет может сорваться в штопор).

Таким образом, на вторых режимах выдерживание постоянства высоты полета не обеспечивает сохранение скорости.

При выполнении длительного полета на вторых режимах для восстановления исходной скорости летчику необходимо либо изменением режима работы двигателя (при увеличении скорости тягу необходимо уменьшить, а при уменьшении скорости - увеличить), либо изменением угла наклона траектории полета восстановить заданную скорость горизонтального полета. Во втором случае траектория полета будет не прямолинейной, а волнообразной.

В области вторых режимов для увеличения скорости горизонтального полета необходимо сначала увеличить мощность двигателя, а затем, когда скорость начнет возрастать, уменьшить ее. Для уменьшения скорости горизонтального полета следует несколько задресселировать двигатель (уменьшить частоту вращения коленчатого вала), чтобы скорость начала падать, после чего увеличить мощность до потребной.

То есть на вторых режимах горизонтального полета требуется двойное движение рычагом управления дроссельной заслонкой карбюратора.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Исходя из вышесказанного, можно сделать вывод, что допускать уменьшение скорости ниже экономической не следует. Иначе говоря, для самолетов Як-52 и Як-55 экономическая скорость является практически минимальной скоростью горизонтального полета.

Разность между скоростью $V_{ГП}$, которую летчик выдерживает в горизонтальном полете, и экономической скоростью называется *запасом скорости ΔV* :

$$\Delta V = V_{ГП} - V_{ЭК} \quad (4.14)$$

В полете на малой высоте рекомендуется иметь запас скорости (для самолета Як-52 $V_{мин}=170$ км/ч), равный примерно 20...30% экономической скорости горизонтального полета.

Из сказанного ясно, что в летной практике запас скорости имеет большое значение. Имея достаточный запас скорости, летчик гарантирован от неожиданного попадания в интервал вторых режимов, следовательно, и от опасности потери скорости.

ЭВОЛЮТИВНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА

Эволютивная скорость летательного аппарата - минимальная скорость, на которой самолет имеет возможность выполнять некоторые минимальные эволюции (маневры) Для неманевренных самолетов различают минимальную эволютивную скорость: при разбеге, взлете, посадке и при уходе на второй круг.

ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ НА ПОТРЕБНЫЕ СКОРОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА.

ГРАФИК ПОТРЕБНЫХ И РАСПОЛАГАЕМЫХ МОЩНОСТЕЙ ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ ВЫСОТ

Воспользовавшись формулой (4.11), найдем зависимость потребной мощности от высоты полета. После преобразований получим

$$N_H = N_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}} \quad (4.15)$$

Где N_H - потребная мощность горизонтального полета на заданной высоте H ;

N_0 - потребная мощность горизонтального полета у земли. Из формулы видно, что при неизменном угле атаки потребная для горизонтального полета мощность будет увеличиваться с высотой

пропорционально $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$.

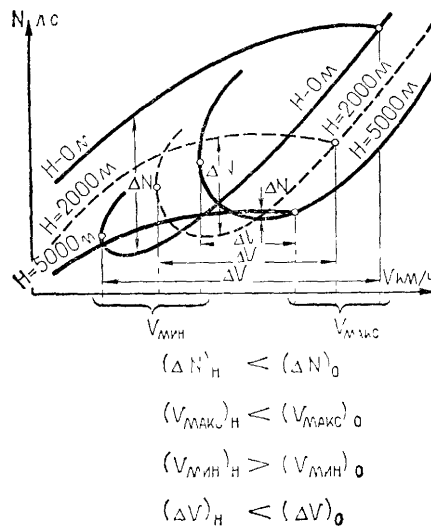


Рис. 7 Кривые потребных и располагаемых мощностей для различных высот полета

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

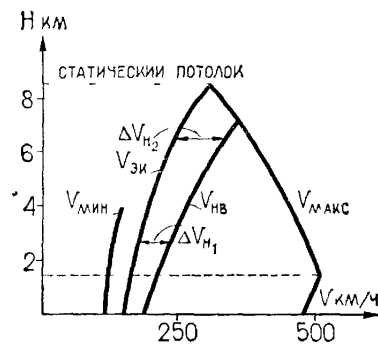


Рис. 8 Изменение характерных скоростей горизонтального полета с подъемом на высоту самолета с поршневой силовой установкой

Полет на наивыгоднейшем угле атаки и соответствующих ему максимальном качестве $k_{МАКС}$ и наивыгоднейшей скорости при увеличении высоты полета потребует увеличения потребляемой мощности, так

как наивыгоднейшая скорость с поднятием на высоту растет пропорционально $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$.

Однако отношение $\frac{N_{П}}{V}$ для всех высот сохранится постоянным, потому что

$$tg \varphi = \frac{N_{П}}{V_0} = \frac{N_{П_0} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}}{V_{П_0} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}} = \frac{N_{П_0}}{V_{П_0}} = const. \quad (4.16)$$

Из этого следует, что кривые для различных высот полета будут иметь общую касательную, проведенную из начала координат (Рис. 7). Кривые располагаемых мощностей снимаются с характеристик двигательных установок с учетом КПД воздушного винта.

У самолетов с высотными поршневыми двигателями располагаемая мощность увеличивается до расчетной высоты, вследствие этого увеличивается и максимальная скорость полета. Выше расчетной высоты располагаемая мощность уменьшается, уменьшается и $V_{МАКС}$ (Рис. 8). С увеличением высоты полета до расчетной увеличивается и избыток мощности. Дальнейшее увеличение высоты полета сопровождается уменьшением избытка мощности ΔN , который на потолке самолета обращается в нуль.

ВЛИЯНИЕ МАССЫ САМОЛЕТА НА ПОТРЕБНЫЕ СКОРОСТИ.

Удельная нагрузка на крыло в полете меняется в зависимости от количества горючего (его расхода).

Рассмотрим горизонтальный полет самолета Як-52 при изменении нагрузки, но при одинаковом угле атаки и на одной высоте.

Пусть полетный вес уменьшается, но условие горизонтального полета сохраняется ($Y=G$), поэтому соответственно необходимо уменьшить подъемную силу. Это можно выполнить либо уменьшением угла атаки, либо путем уменьшения скорости до величины V_1 .

Если известна потребляемая скорость V при расчетном весе G , то вычислить потребляемую скорость при новом весе можно по формуле

$$V = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S}} \quad \text{и} \quad V_1 = \sqrt{\frac{2G_1}{C_y \rho S}},$$

разделив второе выражение на первое и сократив, получим

$$\frac{V_1}{V} = \sqrt{\frac{G_1}{G}}, \quad V_1 = V \sqrt{\frac{G_1}{G}}. \quad (4.17)$$

Из формулы видно, что при уменьшении полетного веса потребляемая скорость уменьшается пропорционально квадратному корню отношения весов (плотность воздуха неизменна). При уменьшении веса на самолетах Як-52 и Як-55 потребляемая скорость горизонтального полета уменьшается.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Задача. Летчик выполняет перелет на высоте 500 м. Первоначальный полетный вес составлял 1240 кгс. Скорость полета $V=240$ км/ч. К концу перелета израсходовано 80 кгс горючего. Какова величина необходимой скорости горизонтального полета при том же угле атаки и той же высоте полета.

Решение 1 Определим вес самолета без израсходованного горючего. Он составляет 1160 кгс.

2 Определим необходимую скорость для сохранения горизонтального полета по формуле (725)

$$V_1 = 240 \cdot \sqrt{\frac{1160}{1240}} = 225,6 \text{ км/ч.}$$

Потребная скорость для сохранения горизонтального полета при том же угле атаки и при той же высоте полета составляет 225,6 км/ч.

Изменение полетного веса влияет также и на другие летные качества самолета. Рассматривая кривые потребных мощностей для разного веса самолета, можно сделать выводы:

при увеличении веса самолета его минимальная посадочная, экономическая и наивыгоднейшая скорости увеличиваются, максимальная скорость уменьшается по причине увеличения угла атаки, необходимого для поддержания веса самолета в горизонтальном полете;

с увеличением полетного веса диапазон скоростей уменьшается вследствие уменьшения максимальной скорости и увеличения экономической;

с увеличением полетного веса уменьшается потолок самолета вследствие уменьшения избытка мощности.

Анализируя вышесказанное, можно сделать вывод, что с увеличением полетного веса самолета его летные характеристики ухудшаются, а с уменьшением веса самолета - улучшаются.