

Горизонтальный полет

(«Практическая аэродинамика и динамика полета» П.Т. Бехтир, глава 4)

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.

Скорость и тяга, необходимые для горизонтального полета

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

Схема сил, действующих на самолет в горизонтальном полете, изображена на рис. 1.



Рис.1.

Если все силы приложены в одной точке (центре масс самолета – точке 0), то для осуществления горизонтального полета подъемная сила должна уравновешивать вес самолета, а тяга силовой установки – лобовое сопротивление самолета.

$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S = G \quad (1)$$

$$X = C_x \frac{\rho V^2}{2} S = P_{zn} \quad (2)$$

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

Скорость, необходимая для горизонтального полета $V_{гп}$, обеспечивает создание подъемной силы, равной полетному весу самолета. Величину необходимой скорости можно определить из условия горизонтального полета (1).

Решив это уравнение относительно $V_{гп}$, получим выражение скорости, необходимой для горизонтального полета:

$$V_{zn} = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S}}$$

Тяга, необходимая для горизонтального полета $P_{эл}$, определяется из условия $X=P_{эл}$. Разделив почленно уравнение (1) на (2), получим:

$$\frac{Y}{X} = \frac{G}{P_{zn}} = K$$

Из этого выражения следует, что тяга необходимая для горизонтального полета:

$$P_{эл} = \frac{G}{K}$$

Как видно из формулы, величины скорости и тяги, необходимых для горизонтального полета, зависят от веса самолета, угла атаки и высоты полета.

Рассмотрим их зависимость от угла атаки.

1. При увеличении угла атаки самолета до критического коэффициент аэродинамической подъемной силы C_y возрастает. Для сохранения подъемной силы, равной полетному весу самолета, скорость необходимо уменьшить. При критическом угле атаки скорость, необходимая для горизонтального полета, будет минимальной.
2. При увеличении угла атаки до наивыгоднейшего аэродинамического качество увеличивается, а необходимая тяга уменьшается. При увеличении угла атаки больше $\alpha_{нв}$ вследствие уменьшения аэродинамического качества самолета необходимая тяга увеличивается. Если горизонтальный полет происходит на скоростях, которым соответствует число $M > 0,4$, то вследствие сжимаемости воздуха коэффициенты C_y и C_x увеличиваются, а аэродинамическое качество несколько уменьшается. Уменьшение аэродинамического качества вызывает увеличение необходимой тяги, а увеличение C_y уменьшение необходимой скорости на каждом угле атаки.

Кривые необходимых и располагаемых тяг

Кривые необходимых и располагаемых тяг позволяют определить основные летные характеристики самолета. Эти кривые строятся для различных полетных весов самолета и высот полета.

Кривая необходимой тяги показывает зависимость тяги, необходимой для горизонтального полета, от скорости полета.

Кривая располагаемой тяги показывает зависимость располагаемой тяги силовой установки самолета от скорости полета. Располагаемая тяга силовой установки самолета – это сумма тяг всех двигателей при работе их на номинальном режиме.

Имея кривые потребных и располагаемых тяг до заданного полётного веса и высоты полета, можно определить основные летные данные самолета при этих условиях.

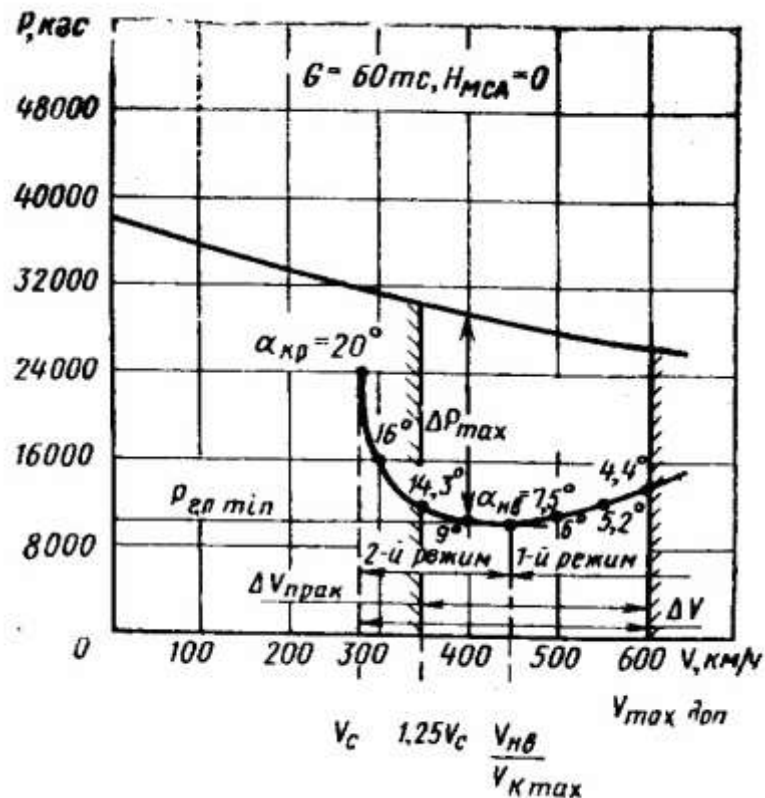


Рис.3.

По кривым потребных и располагаемых тяг можно определить следующее.

1. Для любого угла атаки α скорость, потребную для горизонтального полета $V_{\text{гп}}$, тягу, потребную для горизонтального полета $P_{\text{гп}}$, располагаемую тягу при данной скорости полета $P_{\text{р}}$ и запас тяги $\Delta P = P_{\text{р}} - P_{\text{гп}}$. Используя эти значения, можно определить летные характеристики самолета на этом же угле атаки в режиме набора высоты и других режимах полета.
2. Правая точка пересечения кривых потребных и располагаемых тяг дает угол атаки α , которому соответствует максимальная скорость горизонтального полета. Самолет по условиям прочности имеет ограничение по приборной скорости (скоростному напору), а на больших числах M ограничения по устойчивости и управляемости, поэтому выполнять горизонтальный полет на максимальной скорости запрещается.
3. Проведя касательную к кривой потребной тяги параллельно оси ординат, определим минимальную (теоретическую) скорость горизонтального полета $V_{\text{гп min}}$. Эта скорость соответствует критическому углу атаки $\alpha_{\text{кр}}$. Такую скорость в полете допускать не разрешается по условиям устойчивости и управляемости самолета. Для определения минимально допустимой приборной скорости,

обеспечивающей безопасность полёта, предварительно в процессе летных испытаний определяется при различной конфигурации самолета приборная скорость сваливания V_c и соответствующие ей угол атаки α_c и коэффициент $C_{y\alpha}$. Под сваливанием понимается возникшее в результате отрыва потока на крыле произвольное аperiodическое или колебательное движение самолета относительно любой из трех осей со сравнительно большими, заметными для пилота средней квалификации, амплитудами угловых скоростей и (или) угловых ускорений, не парируемое без уменьшения угла атаки самолета. Минимально допустимые приборные скорости $V_{min\text{ доп}}$, соответствующие им углы атаки $\alpha_{доп}$ и коэффициенты $C_{y\alpha\text{ доп}}$ должны удовлетворять следующим требованиям норм лётной годности самолетов (НЛГС-3):

- не должно возникать самопроизвольных колебаний самолета, которые нельзя немедленно парировать рулями;
 - должна быть обеспечена приемлемая управляемость самолетом по тангажу, крену и рысканью;
 - должен быть обеспечен запас по углу атаки (от угла атаки сваливания) не менее 3° ;
 - не должно быть тряски, угрожающей прочности конструкции или затрудняющей пилотирование;
 - не должно возникать также особых нарушений работы силовой установки и систем, которые требуют немедленных действий пилота по восстановлению их нормальной работы либо немедленного уменьшения угла атаки;
 - не должны появляться признаки неустойчивой работы двигателей;
 - должна быть обеспечена естественная, либо искусственная сигнализация пилоту о выходе самолета на $\alpha_{доп}$ ($C_{y\alpha\text{ доп}}$), предупреждающая о приближении сваливания или других явлений, по которым устанавливается $\alpha_{доп}$ ($C_{y\alpha\text{ доп}}$);
 - производная линейного перемещения штурвальной колонки по коэффициенту подъемной силы самолетах $X_{штC_y}$ должна быть отрицательной, т.е. при отклонении штурвальной колонки «на себя» угол атаки и коэффициент C_y должны увеличиваться и наоборот.
4. Проведя касательную к кривой потребной тяги параллельно оси абсцисс, определим минимальную тягу, потребную для горизонтального полета ($P_{гп\text{ min}}$). Минимальная потребная тяга будет при наивыгоднейшем угле атаки $\alpha_{нв}$, которому соответствует наивыгоднейшая скорость $V_{нв}$.
5. Все скорости, на которых теоретически возможен горизонтальный полет, составляют теоретический диапазон скоростей горизонтального полета (ΔV), т.е. от минимальной скорости до максимальной. Практический диапазон скоростей ($\Delta V_{\text{прак}}$) значительно меньше и включает все скорости горизонтального полета, на которых обеспечивается безопасность полета, т.е. от минимально допустимой скорости $1,25 V_c$ до максимально допустимой. Величину практического диапазона характеризуют разностью между максимально допустимой и минимально допустимой приборными скоростями $\Delta V_{\text{прак}} = V_{\text{макс доп}} - V_{\text{мин доп}}$.

6. Весь диапазон скоростей горизонтального полета делится на два режима, границей которых является наивыгоднейшая скорость $V_{нв}$. Первый режим горизонтального полета выполняется на скоростях, больших наивыгоднейшей ($\alpha \leq \alpha_{нв}$). В этом режиме самолет имеет достаточно хорошую устойчивость и управляемость на числах M не более $M_{\max \text{ доп}}$. Первый режим ограничен числом $M_{\max \text{ э}}$ и $V_{\max \text{ э}}$. Ко второму режиму относятся скорости горизонтального полета, меньшие наивыгоднейшей ($\alpha \geq \alpha_{нв}$). В этом режиме значительно ухудшается продольная и боковая устойчивость и управляемость самолета. Кроме того, при выходе на большие углы атаки наблюдается тряска, которая затрудняет управление самолетом, но вместе с этим и является предупредительным сигналом пилоту о наличии больших углов атаки (второго режима).

Влияние полётного веса на лётные данные самолёта

При выполнении полёта на современном транспортном самолёте полётный вес значительно уменьшается вследствие выгорания топлива. Такое изменение полётного веса вызывает значительное изменение лётных характеристик самолёта. Для выполнения горизонтального полёта с меньшим полётным весом необходима меньшая подъемная сила, а значит, при том же угле атаки и высоте полета необходима меньшая скорость и тяга.

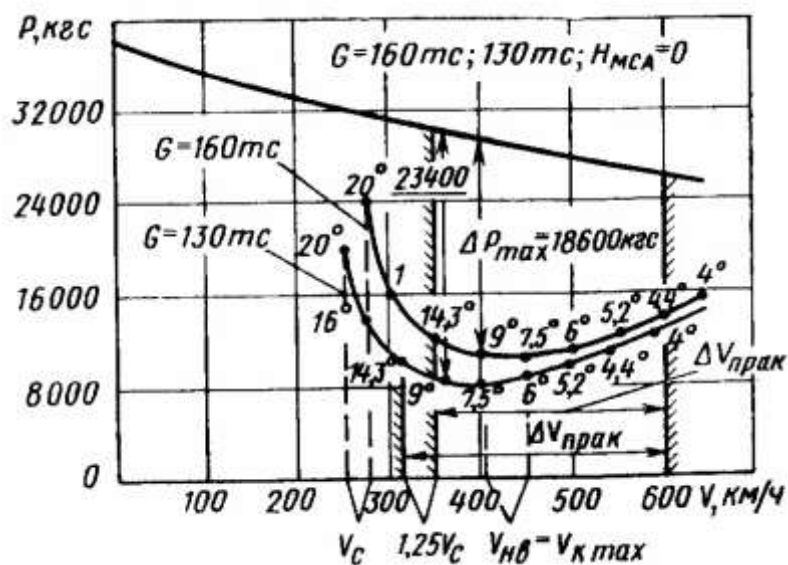


Рис.4.

Для оценки изменения летных характеристик самолета при уменьшении полетного веса удобно построить кривые потребных тяг для различных весов на одном и том же графике. Располагаемая тяга на любой скорости полета остается величиной постоянной. Уменьшение потребной скорости и тяги при уменьшении веса самолета вызывает перемещение каждой углы атаки и всей кривой потребной тяги в системе координат влево и вниз. На рис.4 построены кривые потребной тяги для веса самолета 160000 и 130000 кгс.

При таком изменении полетного веса, как указано на рис.4, наблюдаются следующие изменения характерных скоростей горизонтального полета:

- а) минимальная скорость горизонтального полета уменьшается с 280 до 252 км/ч ПР;
- б) наивыгоднейшая скорость уменьшается с 448 до 402 км/ч ПР;
- в) теоретический диапазон скоростей горизонтального полета увеличивается с 320 до 348 км/ч ПР;
- г) максимальный избыток тяги при наивыгоднейшей скорости горизонтального полета увеличивается с 18600 до 23400 кгс.

Аналогичные изменения характерных скоростей горизонтального полета происходят на всех высотах.

Влияние высоты на летные данные самолета

Рассмотрим горизонтальный полет на различных высотах при одном и том же полетном весе и угле атаки.

При выполнении горизонтального полета на любой высоте необходимо обеспечить равенство подъемной силы и веса самолета. Для выполнения этого условия при постоянном весе и угле атаки на большей высоте, где плотность воздуха меньше, истинная скорость горизонтального полета должна быть больше, но приборная скорость одна и та же.

Сохранение приборной скорости при любом постоянном угле атаки на различных высотах объясняется тем, что приборная скорость замеряет динамическое давление:

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

С поднятием на высоту для сохранения $Y=G$ при постоянном угле атаки ($C_y=\text{const}$) квадрат истинной скорости полета увеличивается во столько раз, во сколько раз уменьшается плотность воздуха, а значит, динамическое давление и приборная скорость остаются постоянными.

Это хорошо видно из выражения $\rho V^2/2$, получаемого из уравнения $Y=G$; правая часть не зависит от высоты, т.е. динамическое давление и приборная скорость с высотой не меняются.

Учитывая это, можно установить связь между истинной и приборной скоростями. Для определения истинной скорости необходимо значение приборной скорости умножить на высотный коэффициент:

$$\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_h}}, \text{ т.е. } V = V_{np} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_h}} \text{ и наоборот, } V_{np} = V \sqrt{\frac{\rho_h}{\rho_0}}$$

где значения ρ_0 и ρ_h берутся из таблицы стандартной атмосферы.

Сохранение приборной скорости при любом постоянном угле атаки на всех высотах при одном и том же весе самолета имеет большое значение и в обеспечении безопасности полета, так как позволяет пилоту определять режим полета (угол атаки). Так, например, минимально допустимые скорости полета для всех высот устанавливаются по величине приборной скорости (широкая стрелка на указателе скорости).

Тяга, потребная для горизонтального полета на малых числах M , от высоты (плотности воздуха) не зависит. Это объясняется следующим. Полет при постоянном угле атаки ($C_x = \text{const}$) с данным полетным весом ($G = \text{const}$) на всех высотах выполняется на одной и той же приборной скорости, а значит, при одном и том же динамическом давлении. Следовательно, сопротивление самолета при таких условиях не изменяется, и тяга, потребная для горизонтального полета, остается величиной постоянной:

$$X = C_x \frac{\rho V^2}{2} S = P_{en} = \text{const}$$

Таким образом, под действием одной и той же тяги горизонтальный полет на заданном угле атаки при постоянном полетном весе на больших высотах выполняется на одной и той же приборной скорости, что и у земли, но с большей истинной скоростью.

Так как с поднятием на высоту скорость звука уменьшается, а истинная скорость полета при постоянной приборной увеличивается, то увеличивается и число M . Учитывая это, можно утверждать, что постоянство потребной тяги и приборной скорости (угла атаки) будет сохраняться до той высоты, до которой число M будет оставаться меньшим 0,4, т.е. пока можно еще пренебрегать влиянием сжимаемости воздуха.

Если при заданной приборной скорости (угле атаки) число M горизонтального полета станет больше 0,4, то потребная тяга увеличится, так как вследствие сжимаемости воздуха коэффициент C_x на этом угле атаки и сопротивление самолета увеличатся.

Для определения летных характеристик самолета с заданным полетным весом на различных высотах полета пользуются кривыми потребных и располагаемых тяг для этих высот (рис. 5).

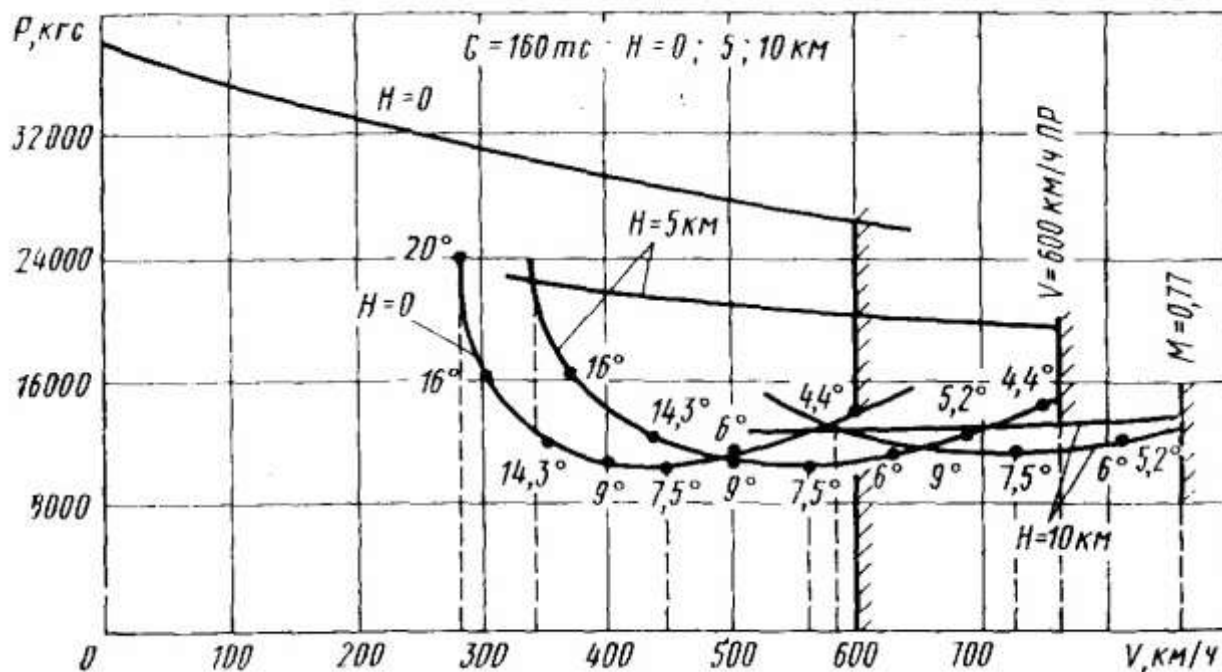


Рис.5.

Так как с поднятием на высоту скорость, необходимая для горизонтального полета, при любом постоянном угле атаки увеличивается, а необходимая тяга не изменяется (за исключением больших чисел M), то кривые необходимой тяги на графике смещаются вправо с поправкой на сжимаемость воздуха при больших числах M .

Располагаемая тяга силовой установки самолета с поднятием на высоту уменьшается.

Вследствие изменения необходимой скорости, располагаемой тяги и необходимой тяги для больших чисел M изменяются летные характеристики самолета с поднятием на высоту.

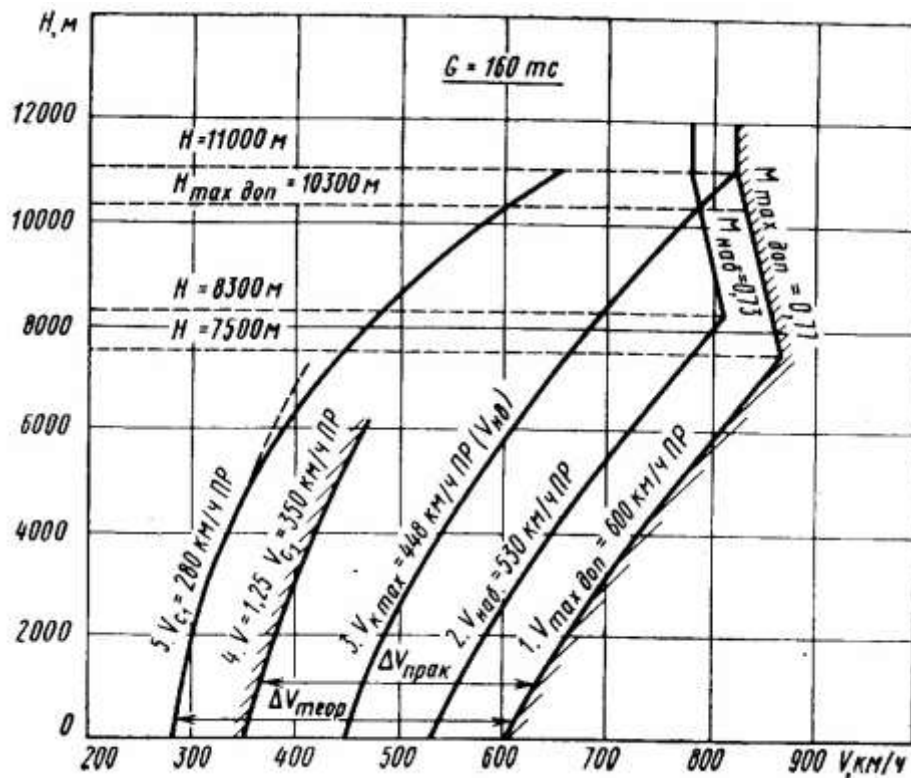


Рис.6.

На рис. 6 показано изменение характерных скоростей горизонтального полета самолета при полетном весе 160000 кгс с поднятием на высоту.

1. На кривой 1 (см. рис. 6) показано изменение истинной максимальной скорости горизонтального полета при приборной скорости 600 км/ч и числе $M=0,77$, причем на $H=7500 \text{ м}$ на $V=600 \text{ км/ч ПР}$ число $M=0,77$.
2. Минимальная (теоретическая) скорость горизонтального полета соответствует критическому углу атаки. Эта скорость практически равна скорости срыва V_c , определяемой летными испытаниями. На кривой 5 показано изменение минимальной истинной скорости горизонтального полета при изменении высоты. Полет на минимальной скорости, соответствующий критическому углу атаки будет до $H=4500 \text{ м}$, а на больших высотах угол атаки станет меньше критического, так как располагаемая тяга силовой установки станет меньше потребной для горизонтального полета. Угол атаки, соответствующий этой скорости, будет уменьшаться. Для обеспечения безопасности полета на всех высотах устанавливается минимально допустимая приборная скорость, равная $1,25 V_c$ (кривая 4). Как видно из графиков минимальная и минимально допустимая истинные скорости с увеличением высоты увеличиваются.
3. Изменение теоретического и практического диапазона скоростей с поднятием на высоту показано соответственно кривыми 1–5 и кривыми 1–4.
4. На кривой 3 показано изменение наивыгоднейшей истинной скорости горизонтального полета. При $H=0$ $V_{\text{нв}}=448...450 \text{ км/ч ПР}$ и равна истинной. С увеличением высоты наивыгоднейшая истинная скорость увеличивается.
5. Кривая 2 показывает увеличение истинной скорости при наборе высоты со скоростью $V_{\text{наб}}=530 \text{ км/ч ПР}$ и ее уменьшение при числе $M=0,73$.

Влияние температуры наружного воздуха

При фиксированной высоте полета увеличение температуры воздуха вызывает пропорциональное уменьшение его плотности:

$$\sqrt{\frac{T_2}{T_1}} = \sqrt{\frac{\rho_1}{\rho_2}}$$

Таким образом, влияние температуры на характеристики прямолинейного полета подобно влиянию высоты полета. В том и другом случае это вызывает изменение плотности воздуха. С увеличением температуры требуемые скорости полета увеличиваются, требуемая тяга не изменяется до $M < 0.4$, располагаемая тяга и избыток тяги уменьшается. Кривые Жуковского с увеличением температуры изменяются так же, как и при увеличении высоты полета.

С достаточной для практики точностью можно принять, что с увеличением температуры воздуха на 1°C теоретический потолок уменьшается на 50-60 м. Аномальные повышения температуры воздуха на больших высотах могут привести к такому уменьшению располагаемой тяги, что полет на заданной высоте станет невозможным, потребуется значительное снижение.

Требуемая скорость горизонтального полета при изменении температуры воздуха на величину Δt определяется как:

$$V_{T_{CA+\Delta t}} = V_{t_{CA}} \sqrt{\frac{T_{CA} + \Delta t}{T_{CA}}}$$