Г.А. Седов, М.Ф. Ребров

Лётчику о практической аэродинамике

Москва
«Книга по Требованию»

УДК 030
ББК 92
Г11

Г.А. Седов
Г11 Лётчику о практической аэродинамике / Г.А. Седов, М.Ф. Ребров – М.: Книга по Требованию, 2012. – 232 с.

ISBN 978-5-458-32959-0

Книга рассчитана на летный состав ВВС и ГВФ, курсантов авиационных училищ и аэроклубов, она может быть также полезна для широкого круга читателей, интересующихся аэродинамикой скоростных самолетов.

ISBN 978-5-458-32959-0

Эта книга является репринтом оригинала, который мы создали специально для Вас, используя запатентованные технологии производства репринтных книг и печати по требованию.

Сначала мы отсканировали каждую страницу оригинала этой редкой книги на профессиональном оборудовании. Затем с помощью специально разработанных программ мы произвели очистку изображения от пятен, клякс, перегибов и попытались отбелить и выровнять каждую страницу книги. К сожалению, некоторые страницы нельзя вернуть в изначальное состояние, и если их было трудно читать в оригинале, то даже при цифровой реставрации их невозможно улучшить.

Разумеется, автоматизированная программная обработка репринтных книг – не самое лучшее решение для восстановления текста в его первозданном виде, однако, наша цель – вернуть читателю точную копию книги, которой может быть несколько веков.

Поэтому мы предупреждаем о возможных погрешностях восстановленного репринтного издания. В издании могут отсутствовать одна или несколько страниц текста, могут встретиться невыводимые пятна и кляксы, надписи на полях или подчеркивания в тексте, нечитаемые фрагменты текста или загибы страниц. Покупать или не покупать подобные издания – решать Вам, мы же делаем все возможное, чтобы редкие и ценные книги, еще недавно утраченные и несправедливо забытые, вновь стали доступными для всех читателей.

Серия Книжный Ренессанс
www.samizday.ru/reprint

Заслуженный летчик-испытатель СССР
Герой Советского Союза
инженер-полковник ***Г. А. СЕДОВ***

СКОРОСТЬ И ВЫСОТА

Скорость и высота полета — основные характеристики самолета-истребителя в воздушном бою — тесно связаны между собой. Летчик всегда может за счет избытка высоты увеличить скорость полета и, наоборот, имея запас скорости, увеличить высоту полета. Эта взаимосвязь лежит в основе вертикального маневра (боевого разворота, горки, разгона до сверхмаксимальной скорости на снижении и т. д.).

Взаимосвязь скорости с высотой. Чтобы количественно связать изменение скорости с высотой полета при выполнении вертикального маневра, будем рассматривать энергию летящего самолета как сумму двух энергий[1]: потенциальной, или энергии высоты, и кинетической, или энергии скорости. Потенциальная энергия равна произведению веса самолета G на высоту H, а кинетическая — половине произведения массы самолета m на квадрат истинной скорости V^2. Таким образом, суммарная энергия летящего самолета будет

$$E = GH + \frac{mV^2}{2}, \qquad (1)$$

[1] Энергетический метод рассмотрения движений самолета подробно изложен в статьях проф. В. С. Пышнова, опубликованных в журналах «Вестник Воздушного Флота», № 4, 5 и 6 за 1951 г.

Удобнее рассматривать суммарную энергию не всего самолета, а одного его килограмма. Поделив обе части равенства (1) на вес самолета G, получим

$$e = H + \frac{V^2}{2g},$$

где g — ускорение силы тяжести.

Если тяга двигателя превосходит лобовое сопротивление самолета, то силы, действующие на самолет, производят положительную работу и его суммарная энергия возрастает. В случае превышения лобового сопротивления над тягой, наоборот, суммарная энергия летящего самолета будет уменьшаться. Ее изменение может происходить как за счет одновременно обоих слагаемых (т. е. за счет высоты и скорости), так и одного из них, причем одно из слагаемых может расти, а другое уменьшаться.

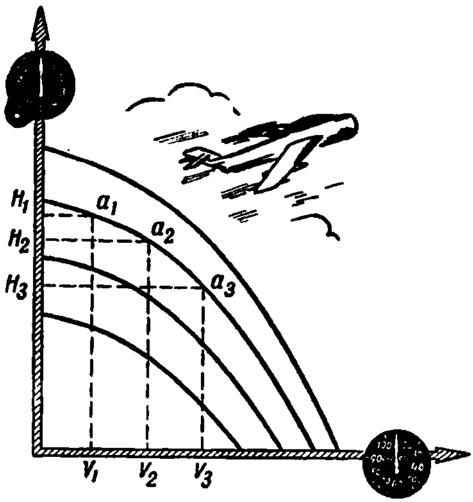

Рис. 1. Линии равных энергий

При равенстве сил тяги и лобового сопротивления суммарная энергия самолета останется неизменной. Однако при этом возможны превращения энергии высоты в энергию скорости и наоборот. Иными словами, набор высоты будет происходить за счет потери скорости, а увеличение последней — за счет потери высоты.

Если из некоторой точки a_1 (рис. 1) самолет, имея высоту H_1 и скорость V_1, перейдет в точку a_2, где его высота станет H_2, а скорость V_2, то при той же суммарной энергии будет справедливо равенство

$$e = H_1 + \frac{V_1^2}{2g} = H_2 + \frac{V_2^2}{2g} = \text{const}. \qquad (2)$$

Следовательно, высота изменится на величину

$$\Delta H = H_2 - H_1 = \frac{V_1^2 - V_2^2}{2g}, \tag{3}$$

а скорость в точке a_2 можно подсчитать по формуле

$$V_2 = \sqrt{V_1^2 - 2g\Delta H}. \tag{4}$$

Если графически показать зависимость скорости от высоты полета при равенстве сил тяги и лобового сопротивления, то получится параболическая кривая, которую называют линией равных энергий (см. рис. 1). Для каждого значения суммарной энергии самолета будет своя такая линия.

Если точка a_1, которой соответствует скорость самолета V_1 и высота H_1, лежит на линии равных энергий, то в точке a_2, лежащей на этой же линии, самолет будет иметь скорость и высоту V_2 и H_2, в точке a_3 — V_3 и H_3 и т. д. Это значит, что, если при любом маневрировании сила тяги остается равной сопротивлению самолета, скорость с высотой будет изменяться только по линиям равных энергий независимо от крутизны горки или пикирования. Крутизна набора или снижения влияет только на время маневра, но каким бы маневром самолет ни достиг новой высоты, ей соответствует одна и только одна скорость.

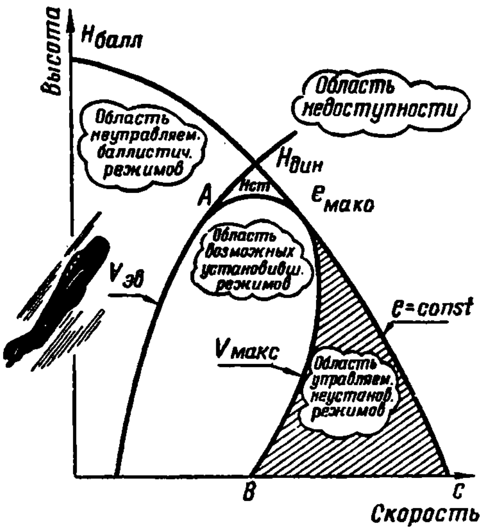

Рис. 2. Области возможных скоростей и высот полета

Области возможных скоростей и высот горизонтального полета. На рис. 2 изображена область возможных установившихся горизонтальных скоростей самолета. Слева снизу до точки A ограничим эту область эволютивной скоростью $V_{эв}$. Справа область ограничится максимальной скоростью горизонтального полета $V_{\text{макс}}$ при полной тяге двигателей. Участок кривой от точки A до статического потолка $H_{\text{ст}}$ будет соответствовать горизонтальному полету на установившейся скорости, но на углах атаки, бóльших, чем на статическом потолке. Внутри области возможных установившихся скоростей в любой точке тяга может быть как больше, так и меньше лобового сопротивления (за исключением правой границы области, где тяга либо равна, либо меньше лобового сопротивления) и в зависимости от режима работы двигателя суммарная энергия самолета либо увеличится, либо уменьшится. Самолет может достичь любой линии равных энергий, пересекающей область возможных установившихся скоростей.

Максимальная суммарная энергия у самолета будет там, где одна из линий равных энергий касается линии, ограничивающей область возможных установившихся скоростей полета. Никаким маневром, ни при каком режиме двигателя самолет не в состоянии достичь суммарной энергии, большей $e_{\text{макс}}$. Поэтому область справа сверху от линии $e_{\text{макс}}$ недоступна для самолета.

На скоростях и высотах, лежащих слева от кривой эволютивной скорости, самолет мог бы летать главным образом на неустановившихся режимах. Это возможно при условии, что удастся обеспечить хорошую управляемость самолета на скоростях, меньших эволютивной. Не исключено, что в будущем с помощью газовых и струйных рулей или других принципиально новых систем управления эта область будет «обжита» самолетами. Пока же в ней возможен только неуправляемый баллистический полет и практически она не используется.

Если самолет наберет высоту и скорость, величина которых соответствует режиму максимальной суммарной энергии $e_{\text{макс}}$, и затем начнет снижаться, то при равенстве сил тяги и сопротивления его скорость с потерей высоты будет увеличиваться в соответствии с кривой максимальной суммарной энергии. Казалось бы, в этом случае для самолета доступна вся область $Be_{\text{макс}}C$. В действительности при скорости, большей максимальной, в особенности на малых высотах, сила сопротивления станет значительно превосходить силу тяги. Поэтому правая часть области управляемых неустановившихся режимов $Be_{\text{макс}}C$ оказывается недоступной для самолета. Левая же часть энергетически доступна. Однако на малых высотах полет на скорости, превышающей максимальную, связан с большими скоростными напорами, обычно превышающими допустимый напор по условиям прочности самолета. Поэтому реально из всей области $Be_{\text{макс}}C$ можно использовать только верхнюю ее часть, расположенную на больших и средних высотах.

Если в точке, соответствующей $e_{\text{макс}}$, перевести самолет в набор высоты, скорость его, уменьшаясь по линии равных энергий, на некоторой высоте станет равной эволютивной. Высота, на которой это случится, выше статического потолка и обычно называется **динамическим потолком** самолета. Таким образом, область $AH_{\text{дин}}e_{\text{макс}}$ также доступна самолету; полет здесь возможен только неустановившийся и сравнительно кратковременный, но управляемый.

Если с созданием принципиально новых систем управления самолетом станет возможным управляемый полет и при скоростях, меньших современных эволютивных, то при переводе самолета в набор высоты из режима с $e_{\text{макс}}$ можно будет довести скорость до величины, близкой к нулю; высоту, достигаемую при этом, назовем **баллистическим потолком**.

Динамический потолок самолета. На рис. 3 изображены области возможных установившихся скоростей различных самолетов. Для истребителя периода второй мировой войны (с поршневым двигателем) максимум суммарной энергии находился на статическом потолке. Здесь его скорость была равна эволютивной. Поэтому высоту, превышающую статический потолок, такой самолет набрать не мог.

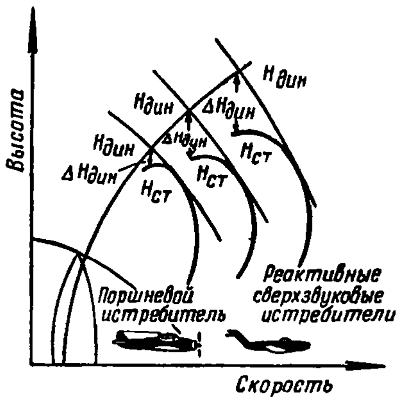

Рис. 3. Статический и динамический потолки самолетов

На современных сверхзвуковых реактивных истребителях на статическом потолке скорость значительно больше эволютивной. Это позволяет летчику после набора статического потолка продолжить набор высоты (за счет уменьшения скорости до эволютивной). Для набора максимальной высоты ему следует уменьшать скорость не со статического потолка, а с режима, соответствующего максимальной суммарной энергии самолета.

С ростом максимальных скоростей самолетов разница между потолками $\Delta H_{дин}$ увеличивается (рис. 3). Следовательно, скоростные реактивные истребители могут летать на высотах, значительно превышающих статический потолок.

При переводе самолета в набор высоты из режима, соответствующего максимальной суммарной энергии, действительная энергия самолета несколько уменьшается. Объясняется это тем, что тяга в криволинейном полете с перегрузкой становится меньше сопротивления. После перевода самолета в набор высоты самолет обладает несколько меньшей суммарной энергией, чем $e_{макс}$. Однако новая линия равных энергий самолета будет расположена близко к линии $e_{макс}$. Чтобы использовать для боевых целей высоты, которые лежат выше статического потолка, лучше всего из режима, соответствующего максимальной суммарной энергии, переводить самолет в набор высоты с углом наклона траектории до 20° и достаточно энергично. При этих условиях прирост высоты над статическим потолком будет значительным и самолет сохранит хорошую управляемость и маневренность.

Цена высоты и скорости. В минувшей войне в воздушных боях летчики ценили преимущество в высоте, так как высоту всегда легко было превратить в скорость: сравнительно небольшая потеря высоты давала ощутимый прирост скорости. На этом основании у летчиков родилась тактическая формула, высказанная трижды Героем Советского Союза А. И. Покрышкиным: **высота — скорость — маневр — огонь.**

Для реактивных самолетов, скорость которых меньше скорости звука, эта формула также справедлива. Однако с дальнейшим ростом скоростей самолета условия изменились.

Для какой-либо высоты H_1 (рис. 4) нанесем точки A и B, причем первую расположим в области малых скоростей, а вторую — в области больших. Проведем через обе точки линии равных энергий. Как видим, во втором случае линия пройдет круче. Если самолет потеряет высоту ΔH, то прирост скорости ΔV_A за счет высоты при малой скорости будет значительно больше, чем ΔV_B при большой скорости.

Рассмотрим пример. Пусть один самолет на скорости $V_1 = 500$ *км/час* а другой на скорости $V_1' = 2000$ *км/час* потеряли при разгоне 500 *м* высоты ($\Delta H = -500$ *м*). Подсчитаем прирост скорости каждого за счет превращения энергии высоты в энергию скорости. Из формулы (4) следует, что прирост скорости первого самолета составит 115 *км/час*, или 23%, а второго — 30 *км/час*, или 1,5%.

Но если при больших скоростях полета потеря высоты дает сравнительно небольшой прирост скорости, то малое уменьшение последней приводит к значительному увеличению высоты полета. Так, при уменьшении скорости на 10% высота полета за счет превращения одного вида энергии в другой увеличивается при начальной скорости 500 *км/час* на 185 *м*, а при скорости 2000 *км/час* — на 2950 *м*.

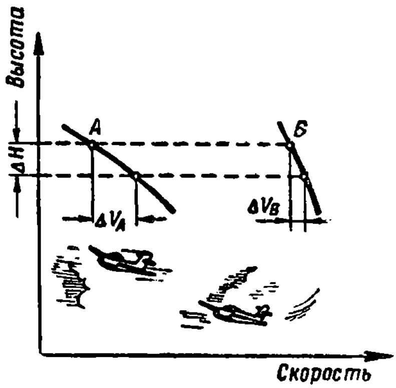

Рис. 4. Линии равных энергий в областях больших и малых скоростей полета

Таким образом, с ростом скорости полета при взаимных превращениях высоты в скорость и, наоборот, скорости в высоту цена высоты уменьшается, а цена скорости возрастает и на больших сверхзвуковых скоростях тактическая формула воздушного боя примет несколько иной вид: **скорость — высота — маневр — огонь.**

Скорость по траектории и вертикальная скорость. Из аэродинамики известно, что вертикальная скорость набора высоты V_y равна избытку мощности ΔN, деленному на вес самолета G, т. е.

$$V_{y_{V=\text{const}}} = \frac{\Delta N}{G}. \qquad (5)$$

Однако эта формула справедлива, если при наборе высоты скорость по траектории не изменяется, или, иными словами, если работа избытка силы тяги изменяет только энергию высоты, а энергия скорости (или кинетическая энергия) самолета остается постоянной. Поэтому в формуле (5) V_y имеет индекс $V = \text{const}$. Если же при наборе высоты скорость по траектории будет изменяться, то при увеличении скорости по траектории вертикальная скорость набора высоты уменьшится, а при уменьшении скорости по траектории — увеличится.

Выведем формулу для вертикальной скорости V_y в общем случае. Пусть самолет набирает высоту в прямолинейном полете с углом наклона траектории Θ (рис. 5). Сумма проекций на траекторию сил, действующих на самолет, будет равна

$$P - Q - G\sin\Theta,$$

где P — сила тяги;

Q — сила лобового сопротивления;

G — вес самолета.

По второму закону Ньютона

$$P - Q - G\sin\Theta = mj_x,$$

где m — масса самолета;

j_x — ускорение по траектории.

Поделив обе части равенства на G и умножив на V, получим

$$\frac{(P-Q)V}{G} - V\sin\Theta = \frac{V}{g} j_x.$$

Но

$$\frac{(P-Q)V}{G} = \frac{\Delta N}{G} = V_{y_{V=\mathrm{const}}}; \quad V\sin\Theta = V_y.$$

Следовательно,

$$V_y = V_{y_{V=\mathrm{const}}} - \frac{Vj_x}{g}. \tag{6}$$

Величина $-\frac{Vj_x}{g}$ представляет собой увеличение или уменьшение вертикальной скорости набора высоты ΔV_y за счет изменения скорости по траектории, т. е.

$$\Delta V_y = -\frac{Vj_x}{g}. \tag{7}$$

При разгоне самолета ускорение j_x положительное, а величина ΔV_y отрицательная, при торможении — наоборот.

Таким образом, изменение вертикальной скорости зависит от истинной скорости по траектории и от продольного ускорения. При одних и тех же отрицательных ускорениях (замедлениях) большей скорости по траектории будет соответствовать и больший прирост вертикальной скорости набора высоты.

Возьмем самолет со сравнительно узким диапазоном дозвуковых скоростей. Запас скорости у него по сравнению с наивыгоднейшей скоростью набора высоты невелик. Поэтому уменьшение скорости по траектории при наборе давало кратковременный и не очень большой прирост V_y.

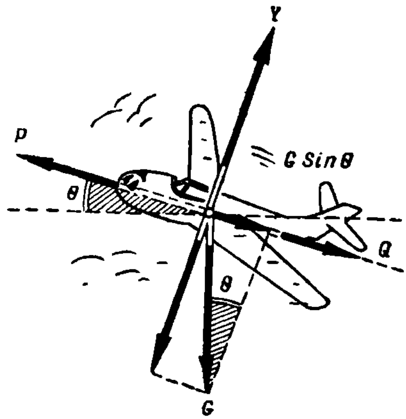

Рис. 5. Силы, действующие на самолет в прямолинейном полете с углом наклона траектории Θ

У самолетов с большими сверхзвуковыми скоростями использование кинетической энергии дает им длительный и значительный прирост вертикальной скорости набора высоты. Рассмотрим такой пример. Самолет набирает высоту с истинной скоростью по траектории 2000 *км/час*, которая за каждую секунду уменьшается на 5 *км/час*. Подсчитаем прирост вертикальной скорости набора высоты за счет уменьшения скорости по траектории. По формуле (7) получим

$$\Delta V_y = -\frac{Vj_x}{g} = \frac{2000 \cdot 5}{3{,}6 \cdot 3{,}6 \cdot 9{,}81} \approx 80 \ м/сек.$$

Как видим, сравнительно небольшое торможение дает значительный прирост вертикальной скорости набора высоты.

Из формулы (7) видно, что

$$j_x = -\frac{\Delta V_y}{V} g. \qquad (8)$$

Другими словами, при одной и той же вертикальной скорости снижения самолет будет разгоняться за счет потери высоты тем с меньшим ускорением, чем больше скорость по траектории. Это еще раз подтверждает справедливость наших рассуждений о тактической формуле воздушного боя.

Таким образом, с ростом скорости полета количественные характеристики взаимосвязи между высотой и скоростью настолько меняются, что приводят к качественно новым явлениям. О них должен хорошо знать каждый летчик.

★