

Основы полета Principles of Flight
Оксфордская авиационная академия
Четвертое издание

Соответствует требованиям [EASA](#) для получения [ATPL](#)

Содержание

Часть 1

- 1 Определения
- 2 Атмосфера
- 3 Основные законы аэродинамики
- 4 Дозвуковое течение воздуха
- 5 Подъемная сила
- 6 Лобовое сопротивление
- 7 Сваливание
- 8 Механизация крыла
- 9 Обледенение

Часть 2

- 10 Устойчивость и управляемость

Часть 3

- 11 Управление самолетом
- 12 Механика полета
- 13 Полет на больших числах М

Часть 4

- 14 Ограничения
- 15 Сдвиг ветра
- 16 Теория воздушного винта

Часть первая

Общее представление.

Крыло служит для создания подъемной силы, фюзеляж – для размещения полезной нагрузки, хвостовое оперение – для обеспечения устойчивости, управляющие поверхности – для изменения направления движения и двигатели приводят самолет в движение.

При создании самолета конструкторы, опираясь на знания законов движения воздуха, придают ему такие формы, чтобы он отвечал определенным требованиям заказчика. Расположение и форма крыла и оперения выбираются исходя из задач, которые будет выполнять данный самолет.

Самолет, как и любое тело, имеет массу. Когда самолет стоит на земле, то на него действует единственная сила, направленная вертикально вниз – **сила тяжести**. В воздухе эта сила сбалансирована **подъемной силой**. Для создания подъемной силы самолет должен двигаться вперед, что обеспечивается за счет силы **тяги двигателей**. При движении через воздух самолет испытывает **силу лобового сопротивления**. Таким образом, на

летающий самолет действуют четыре основные силы: сила тяжести, подъемная сила, сила тяги двигателей и сила лобового сопротивления.

Все они тесно взаимосвязаны:

- чем больше сила тяжести, тем больше требуемая подъемная сила;
- чем больше подъемная сила, тем больше лобовое сопротивление;
- чем больше лобовое сопротивление, тем больше требуемая тяга двигателей и т. д.

Воздух меняет свои свойства с высотой. Понимание, как эти изменения влияют на самолет, принципиально для понимания основ полета.

Конструирование самолета – это мастерство компромисса. Получая преимущество в одном, как правило, теряем в другом.

Направление продольной оси самолета и направление его движения, как правило, не совпадают.

Глава 1 Определения

Масса. Измеряется в килограммах. Масса тела определяет, насколько трудно данное тело разогнать или затормозить. Чем больше масса, тем больше сила требуется, чтобы разогнать (или остановить) тело до заданной скорости при одинаковом пройденном расстоянии.

Сила. Измеряется в ньютонах. Это то, что меняет (или стремится изменить) параметры движения тела.

Сила тяжести. Измеряется в ньютонах. $F = m * g$, где m – масса, а g – ускорение свободного падения.

На самолет массой 60000 килограмм действует сила тяжести $60000 * 9,81 = 588600$ ньютонов.

Центр тяжести (CG). Точка, через которую на тело действует сила тяжести. В полете самолет вращается относительно центра тяжести. Для обеспечения устойчивости и управляемости самолета центр тяжести должен находиться между предельно передним и предельно задним положением.

Работа. Измеряется в джоулях. Сила выполняет работу над телом, если она перемещает тело в направлении своего действия. Количество работы определяется произведением силы на расстояние, пройденное в направлении её действия. Ньютон * метр = джоуль.

Если тело перемещается перпендикулярно направлению действия силы, то работа не производится.

Мощность. Измеряется в ваттах. Мощность – это скорость выполнения работы.

Ватт = джоуль / секунда = ньютон * метр / секунда.

Энергия. Измеряется в джоулях. Масса обладает энергией, если она может выполнить работу. Количество энергии, которым обладает тело, измеряется количеством работы, которую оно может выполнить.

Кинетическая энергия. Измеряется в джоулях. Это энергия, которой обладают движущиеся тела, поскольку они могут выполнить работу за счет потери скорости движения.

$$KE = \frac{1}{2} * m * V^2.$$

Первый закон Ньютона. Тело остается в покое или в равномерном прямолинейном движении, если на него не действует внешняя сила.

Инерция. Это реакция, которую оказывает тело на изменение параметров движения. Это свойство всех тел. Это качество, но измеряется в единицах массы, которая является количеством.

Чем больше масса, тем больше силы требуется для достижения того же результата.

Большая масса обладает большей инерцией.

Инерция присуща, как неподвижным, так и движущимся массам.

Второй закон Ньютона. Ускорение тела прямо пропорционально приложенной силе и обратно пропорционально его массе.

Скорость. Измеряется в метрах за секунду (м/с).

Ускорение. Измеряется в метрах за секунду в квадрате (м/с²).

Ускорение = сила / масса.

Количество движения. Измеряется в единицах массы умноженной на скорость (кг * м/с).

Третий закон Ньютона. Каждое действие имеет равное по величине и противоположное по направлению противодействие.

Если сила разгоняет массу в одном направлении, то тело, применяющее эту силу, будет испытывать такую же силу в обратном направлении.

Толковый словарь

Aerofoil. Профиль крыла – тело, имеющее специальную форму для создания подъёмной силы при движении через воздух при минимальном лобовом сопротивлении.

Aft. Задняя часть, хвост самолета.

Air brake. Воздушные тормоза – любое устройство, предназначенное для увеличения силы лобового сопротивления.

Ambient. Относящийся к окружающей среде возле самолета.

Amplitude. Величина, размах колебаний.

Attitude. Тангаж, положение продольной оси самолета относительно горизонта.

Boundary Layer. Пограничный слой – тонкий слой воздуха возле поверхности самолета, в котором преобладают силы вязкости.

Buffeting. Бафтинг – тряска, вибрация какой либо части самолета, вызванная завихрениями воздуха.

Cantilever (wing). Свободнонесущее крыло – крыло без подкосов и расчалок.

Control lock (Gust lock). Стопор рулей – фиксатор рулевых поверхностей на земле во избежание повреждений от порывов ветра.

Control Reversal. Реверс рулей – обратная реакция самолета на отклонение рулевых поверхностей. При больших скоростях полета происходит из-за деформации крыла, на малых скоростях, сваливании – из-за провокации срыва потока на крыле с опущенным элероном.

Convergent. Сходящийся, сужающийся к какому-то значению.

Critical Mach number (M_{CRIT}). Критическое число Маха - число Маха невозмущённого потока, при котором скорость течения воздуха возле тела в какой-либо точке становится равной местной скорости звука.

Damping. Демпфирование – затухание, уменьшение амплитуды колебаний.

Geometric Dihedral. Угол между двумя плоскостями – угол между горизонтальной плоскостью фюзеляжа и плоскостью крыла или стабилизатора.

Divergent. Расходящийся. **Divergence.** Дивергенция - возмущение, нарушение равновесия, которое постоянно усиливается.

Eddy. Воздушный вихрь.

Effective Angle of Attack (α_e). Эффективный угол атаки – угол между хордой профиля и средним направлением возмущённого потока воздуха, набегающего на данный профиль.

Equilibrium. Равновесие – условие, когда все силы, действующие на тело, и их моменты взаимно скомпенсированы. Т. е. их сумма равна нулю.

Fairing. Обтекатель – второстепенная часть конструкции, предназначенная для уменьшения силы лобового сопротивления.

Feel. Усилия и перемещения органов управления, воспринимаемые летчиком от аэродинамических сил на рулевых поверхностях.

Fence. Аэродинамический гребень, перегородка – выступ на крыле, предназначенный для улучшения распределения давления по плоскости крыла.

Fillet. Зализ – обтекатель, установленный в месте соединения двух поверхностей.

Flightpath. Траектория движения центра тяжести (CG) самолета.

Fluid. Текучая среда – газ или жидкость, принимающие форму ёмкости, в которой находятся.

Free stream velocity. Скорость невозмущённого потока воздуха.

Gradient. Градиент – степень изменения давления по длине поверхности.

Gust. Порыв – быстрое изменение направления или скорости движения воздуха.

Instability. Неустойчивость – стремление самолета к увеличению любого самопроизвольно возникшего отклонения от равномерного движения.

Laminar Flow. Ламинарный поток – течение воздуха без перемешивания соседних слоёв.

Load Factor. Нормальная перегрузка. Отношение подъёмной силы к силе тяжести. Правильно обозначается (**n**), но часто встречается обозначение (**g**).

Mach Number (M). Число Маха – отношение истинной скорости самолета к местной скорости звука (**a**).

Magnitude. Величина, значимость.

Moment (N-m). Момент силы – произведение силы на плечо, на котором она действует относительно какой-либо точки. Измеряется в ньютонах, умноженных на метр, но не в джоулях. (См. выше – **работа**).

Nacelle. Гондола – обтекаемая конструкция на крыле для установки двигателя.

Normal. Нормаль- перпендикуляр к поверхности.

Oscillation. Колебания, вибрация.

Parallel. Параллельные линии – линии на плоскости, которые никогда не пересекаются.

Pitot tube. Приемник полного давления (ППД) – трубка, открытый конец которой направлен навстречу набегающему потоку. При числах M до 0,4 давление в этой трубке с практической точностью соответствует полному давлению набегающего потока.

Pod. Гондола двигателя, расположенного отдельно от фюзеляжа или крыла.

Propagate. Распространяться, передаваться.

Relative Airflow (Free Stream Flow). Невозмущённый поток воздуха – направление набегания потока воздуха на самолет не искажённое влиянием самолета.

Scale. Масштаб. Если рассматривается модель самолета в масштабе 1/10, то все линейные размеры уменьшены в 10 раз, площади – в 100 раз, а массы (при тех же материалах) – в 1000 раз.

Schematic. Схема – описание чего-либо с использованием схем, диаграмм.

Separation. Отрыв потока от обтекаемой поверхности.

Shockwave. Скачок уплотнения – тонкая поверхность, пересекающая набегающий поток воздуха, при прохождении через которую происходит скачкообразное увеличение давления,

плотности и температуры и уменьшение скорости воздуха. До скачка уплотнения нормальная составляющая скорости набегающего потока больше, а после скачка - меньше местной скорости звука

Side-slip. Скольжение – движение самолета, когда набегающий поток имеет составляющую скорости относительно поперечной оси самолета.

Slat. Предкрылок – выгнутый, дугообразный профиль, располагаемый впереди основного профиля, образуя с ним профилированную щель.

Spar. Лонжерон – основная силовая балка крыла или оперения.

Speed. Скорость. Измеряется в метрах за секунду (**m/s**), однако часто используется узел (**kt**) – миль/час = 1,852 км/час.

Speed of Sound (a). Скорость звука. Звук – это волны давления, распространяющиеся сферически в атмосфере от их источника. Скорость распространения звука зависит **только** от температуры воздуха. При $t^{\circ}=15^{\circ}\text{C}$ скорость звука равна 340 м/с (660 kt).

Stability. Устойчивость – стремление самолета самостоятельно уменьшать самопроизвольно возникшие отклонения от равномерного движения.

Stagnation point. Точка торможения, разделения потока. В этой точке поток, обтекающий тело, разделяется и скорость потока относительно тела равна нулю.

Static vent. Приёмник статического давления – отверстие в плите, установленной на фюзеляже, предназначенное для замера статического давления.

Throat. Горло, критическое сечение – самое узкое место в канале, проходе.

True Air Speed (TAS) or (V). Истинная скорость – скорость самолета относительно воздуха.

Turbulent Flow. Турбулентный поток – течение воздуха с завихрениями, характеризуется непрерывными колебаниями параметров движения.

Velocity. Скорость (обычно указывается вместе с направлением).

Viscosity. Вязкость – сопротивление частиц текучей среды перемещению относительно друг друга. Вязкость воздуха значительно меньше вязкости жидкостей, но играет очень важную роль в аэродинамике.

Vortex. Вихрь – зона в текучей среде в которой находится ядро интенсивного кругового движения. Сила вихря определяется его циркуляцией.

Vortex generator. Генератор вихрей – обычно это небольшая пластинка, прикреплённая к поверхности, генерирующая вихри. Эти вихри способствуют перемешиванию пограничного слоя (увеличению его кинетической энергии) и, тем самым, задерживают отрыв потока от поверхности.

Vorticity. Завихрённость – наличие вращения в любой точке текучей среды. Также может означать угловую скорость вращения маленького элемента текучей среды.

Wake. Спутный след – зона воздушного потока позади самолета. Полное давление в ней меняется по сравнению с полным давлением набегающего потока из-за присутствия самолета.

Wash-out. Отрицательная крутка крыла – уменьшение угла установки крыла от корня к законцовкам.

Wing Loading. Нагрузка на крыло – отношение силы тяжести самолета к площади крыла.

Zoom. «Свеча» - восходящий маневр с использованием кинетической энергии для набора высоты.

Обозначения

JAA	СССР	Значение	JAA	СССР	Значение
a	a	скорость звука	m	m	масса
AC	x_F	аэродинамический фокус	n	n_y	нормальная перегрузка
AR	λ	относительное удлинение крыла	p	p	давление
b	l	размах крыла	Q or q	q	скоростной напор
C	C	по шкале Цельсия	S	S	площадь крыла
c	b	длина хорды	T	T	температура
C_D	C_x	коэффициент лобового сопротивления	t/c	c/b	относительная толщина профиля
CG	x_T	центр тяжести	V	V	истинная скорость
CP	x_P	центр давления	Vs	Vs	скорость сваливания
C_L	C_y	коэффициент подъёмной силы	W	G	сила тяжести
C_m	m_z	коэффициент момента тангажа	α	α	угол атаки
D	X	сила лобового сопротивления	β	β	угол скольжения
Di	X_i	индуктивное сопротивление	γ	θ	угол наклона траектории
F	F	сила	Δ	Δ	приращение
g	g	ускорение свободного падения	μ		угол Маха
K	K	по шкале Кельвина	ρ	ρ	плотность
L	Y	подъёмная сила	σ	Δ	относительная плотность
L/D	K	аэродинамическое качество	ϕ	γ	угол крена
M	M	число Маха			

Глава 2 Атмосфера

Введение

Наиболее важным свойством атмосферы является **плотность воздуха**.

При уменьшении плотности уменьшается масса воздуха, обтекающая самолет за единицу времени, так называемый секундный расход воздуха (kg/s). Поскольку эта масса участвует в создании подъемной силы, то для продолжения полета мы должны увеличить скорость для поддержания секундного расхода, а значит и подъемной силы на том же уровне.

Физические свойства воздуха.

Воздух обладает массой. Эта масса, разогнанная до скорости 100 узлов, обладает достаточной кинетической энергией, чтобы разрушать постройки и т. п.

Воздух – это сжимаемая текучая среда. Она всегда движется в сторону меньшего давления. Вязкость воздуха так мала, что достаточно очень малого перепада давления, чтобы привести воздух в движение.

Рассмотрим атмосферу до высоты 40000 футов. С поднятием на высоту давление равномерно уменьшается, температура воздуха также уменьшается до высоты приблизительно 36000 футов, а затем сохраняется постоянной, (этот слой называется стратосферой).

Статическое давление (p).

Статическое давление создается силой тяжести атмосферы, сжимающей нижележащие слои воздуха. Оно действует на все предметы, находящиеся в атмосфере. Чем меньше высота, тем больше давление.

Единица измерения – Паскаль, равный 1 ньютон на квадратный метр (N/m^2). В авиации используется величина гектоПаскаль (hPa). $1 \text{ hPa} = 100 \text{ N/m}^2 = 1$ миллибар. В некоторых странах используют величину фунты ртутного столба (ins Hg).

Статическое давление в любой точке постоянно меняется. На уровне моря среднее давление составляет приблизительно $1000 \text{ hPa} \approx 30 \text{ ins Hg}$.

Температура (T).

Температура измеряется в градусах. Используются три шкалы отсчета температуры: Цельсия (C), Кельвина (K) и Фаренгейта (F).

Плотность (ρ).

Плотность измеряется в килограммах на метр кубический (kg/m^3).

Плотность воздуха зависит от давления, температуры и влажности.

Плотность, давление и температура воздуха связаны уравнением состояния идеального газа.

Из него следует, что плотность прямо пропорциональна давлению и обратно пропорциональна температуре. $\rho \sim p / T$;

Повышение влажности воздуха уменьшает плотность воздуха, поскольку плотность водяного пара составляет 5/8 от плотности сухого воздуха. Таким образом, кубический метр сухого воздуха будет весить больше, чем влажного, при тех же давлении и температуре.

Стандартная атмосфера (ISA).

С целью обеспечения расчетов летных характеристик самолетов и градуировки приборов в ИКАО приняты стандартные значения параметров атмосферы по высоте – стандартная атмосфера (ISA).

На уровне моря – температура $t_0 = 15^\circ\text{C}$, давление $p_0 = 1013,25 \text{ hPa}$, плотность $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$.

Температура равномерно понижается на $1,98^\circ\text{C}$ на каждую 1000 футов до высоты 36090 футов (11000 метров) и далее сохраняется постоянной $-56,5^\circ\text{C}$.

С увеличением высоты плотность воздуха уменьшается, потому что влияние на плотность уменьшения давления преобладает над влиянием понижения температуры.

Скоростной напор (q или Q).

Движущаяся масса воздуха обладает кинетической энергией ($KE = \frac{1}{2} m V^2$) и будет оказывать силу на любой объект, расположенный у неё на пути.

Если воздух попадет в замкнутое пространство и будет остановлен, то его кинетическая энергия полностью перейдет в энергию давления, это и будет скоростной напор.

$$Q = \frac{1}{2} \rho V^2 \text{ (N/m}^2\text{)}$$

Если быть более точным, то полученное давление будет суммой скоростного напора и статического давления, поскольку статическое давление присутствует **всегда**. Данная сумма называется **полным** давлением.

Скоростной напор является общей составляющей всех аэродинамических сил, действующих на самолет, и определяет нагрузки, испытываемые конструкцией самолета от набегающего потока воздуха.

Измерение скоростного напора.

Все аэродинамические силы зависят от скоростного напора, поэтому знание его величины очень важно для пилотирования самолета.

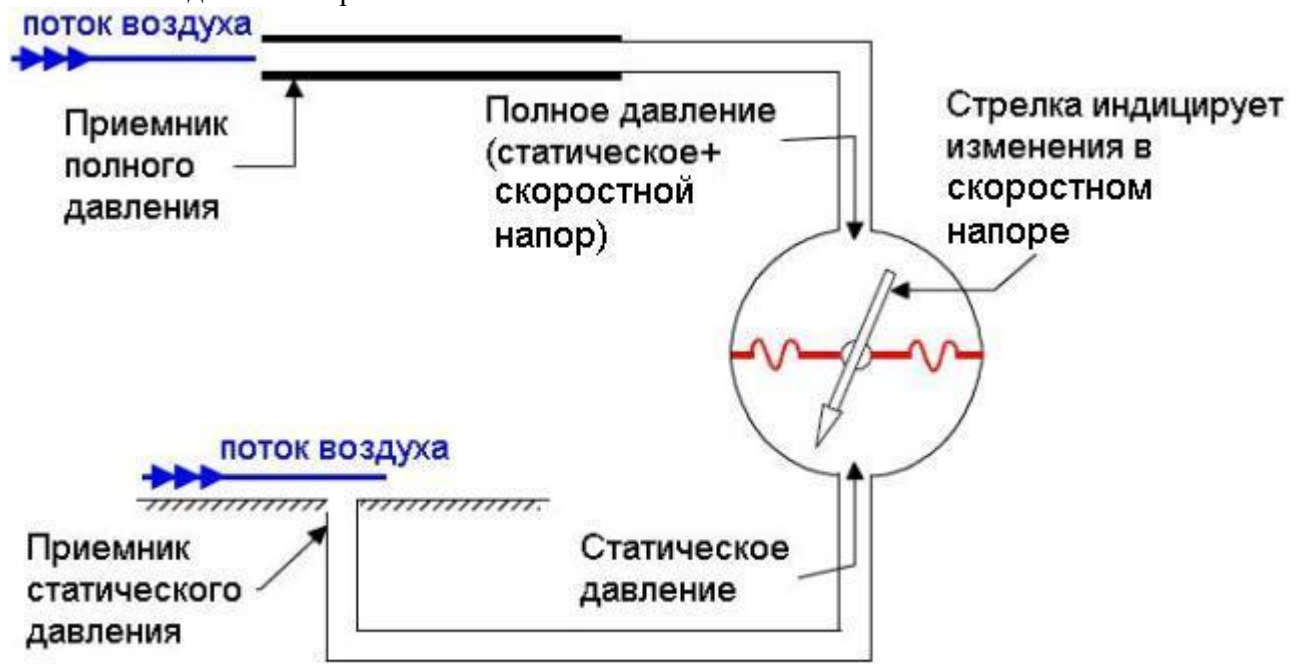


Схема индикатора приборной скорости (ASI)

Для измерения скоростного напора используют два приёмника – полного (трубка Пито) и статического давления. Затем подают оба давления в замкнутое пространство, разделённое диафрагмой. Таким образом, на диафрагму действует разница поступающих давлений, которая соответствует скоростному напору.

Данный прибор проградуирован в единицах скорости полёта, но он будет индцировать скорость самолета только при стандартной плотности воздуха на уровне моря ($1,225 \text{ kg/m}^3$). Во всех остальных случаях показания прибора будут отличаться от **истинной** (относительно воздуха) скорости самолета. Индцируемая скорость называется **приборной** скоростью, и она имеет первостепенное значение для пилотирования.

Взаимосвязь между воздушными скоростями.

Приборная скорость (Indicated speed; IAS) – величина, полученная при измерении скоростного напора в приборе (ASI) (см. рисунок выше).

Индикаторная земная скорость (Calibrated speed; CAS).

Изменение углов атаки и скольжения в полете меняет картину обтекания самолета. Это может неблагоприятно сказываться на точность восприятия давлений датчиками (особенно приёмниками статического давления). Также сам прибор может обладать погрешностями. Эти ошибки устраняют введением соответствующих поправок. Таким образом, индикаторная земная скорость это приборная скорость с учетом аэродинамической и инструментальной погрешности.

Индикаторная скорость (Equivalent speed; EAS).

Воздух – сжимаемая среда. Поэтому воздух сжатый внутри приёмника полного давления будет иметь повышенную плотность. Особенно это проявляется на больших скоростях полёта и ведёт к погрешностям индикации. Индикаторную скорость получают из индикаторной земной скорости путём введения поправки на сжимаемость.

Истинная скорость (True speed; TAS; V).

Скорость относительно воздуха. Все скорости, рассмотренные ранее, фактически скоростями не являются, а представляют собой величину скоростного напора набегающего потока. Истинную скорость получают из индикаторной путём введения поправки на различие фактической плотности окружающего воздуха от стандартной.

$TAS = EAS / \sqrt{\sigma}$, где $\sigma = \rho/\rho_0$ - относительная плотность воздуха.

Скорость звука (a). Звук – это «слабые» волны давления, которые распространяются в атмосфере сферически от своего источника. Скорость распространения звука пропорциональна корню квадратному из абсолютной (по шкале Кельвина) температуры воздуха. Скорость звука у земли в стандартной атмосфере равна 340 м/с (660 узлов).

Число Маха (M).

Отношение истинной скорости полета к местной скорости звука называется числом Маха.
 $M = TAS / a$

Критическое число Маха (M_{CRIT}).

Это такое число Маха, когда скорость воздушного потока возле какой либо части самолета (обычно возле точки максимальной толщины профиля крыла) впервые достигает скорости звука.

Погрешности и поправки.

Ещё раз отметим, что индикатор приборной скорости является манометром, измеряющим перепад давлений. Он проградуирован в единицах скорости из условий стандартной плотности воздуха.

В работе этого прибора бывают следующие погрешности:

- **Инструментальная** погрешность (Instrument error).

Эта ошибка может возникнуть из-за несовершенства конструкции или погрешностей изготовления прибора. В наше время подобные погрешности очень малы, и их можно проигнорировать. На тех самолетах, где инструментальную погрешность надо учитывать, соответствующие поправки внесены в таблицу индикаторной земной скорости (calibrated).

- **Аэродинамическая** погрешность (Position error; Pressure error).

Эта погрешность может проявляться в неправильном измерении статического и полного давлений. На давление, воспринимаемое приёмником статического давления, оказывает влияние место его установки на фюзеляже, выпуск механизации крыла, близость земли и т.п. Поэтому принятое давление может отличаться от статического давления невозмущённого потока.

Погрешности в измерении полного давления могут возникнуть, если поток будет набегать на приёмник полного давления не прямо, а под углом (при изменении угла атаки самолёта).

- **Поправка на сжимаемость** (Compressibility error).

При полете на больших числах M , скоростной напор не определяется выражением $Q = \frac{1}{2} \rho V^2$, а увеличивается за счёт сжимаемости. Таким образом, если не вводить поправку, то прибор будет показывать ошибку в сторону увеличения.

Скорости «V».

При пилотировании самолета используются большое количество контрольных (опорных) скоростей, таких как V_s , V_1 , V_r , V_2 и так далее. Всё это индикаторные земные (Calibrated) скорости, потому что они относятся к пилотированию самолёта на малых скоростях. Тем не менее, все требуемые поправки внесены, и данные скорости представляются в руководстве по летной эксплуатации для пилотов, как приборные (IAS).

V_{mo} – максимально допустимая в эксплуатации скорость, является индикаторной (EAS), поскольку это большая скорость. Но в руководстве по летной эксплуатации она также приведена, как приборная (IAS).

В качестве итога можно сделать следующее замечание: Самолету, взлетающему с аэродрома при низком атмосферном давлении и/или высокой температуре воздуха и/или высокой влажности, потребуется развить более высокую скорость относительно воздуха (TAS), чтобы достичь требуемого уровня скоростного напора (IAS).

Глава 3 Основные законы аэродинамики

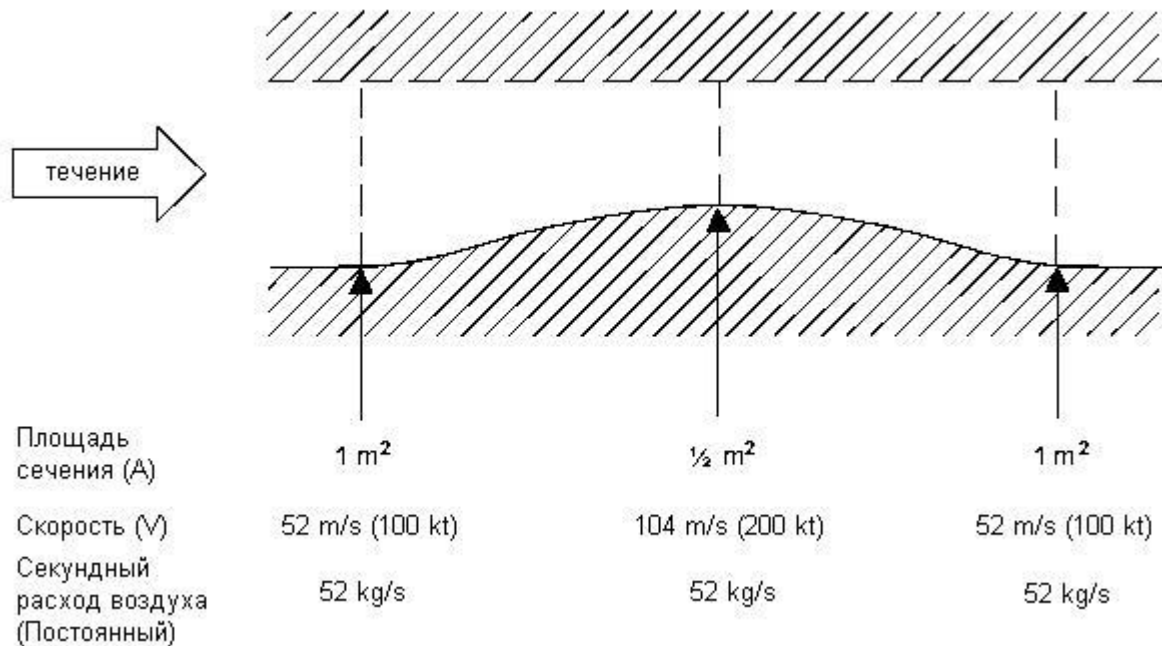
Принцип непрерывности.

Основополагающий закон физики гласит, что масса и энергия не могут быть созданы или уничтожены, а только могут переходить из одной формы в другую.

Рассмотрим поток воздуха через трубу, сужающуюся в середине. Массовый расход воздуха за единицу времени в любом сечении данной трубы одинаков. Его можно найти как произведение площади сечения (A) на скорость (V) и на плотность (ρ).

Уравнение непрерывности выглядит так: $A * V * \rho = \text{Constant}$

При малых дозвуковых скоростях ($M < 0,4$) изменениями плотности можно пренебречь и упростить уравнение: $A * V = \text{Constant}$, или $V = \text{Constant} / A$.



Поскольку массовый расход воздуха **должен** быть постоянным во всех сечениях, то скорость потока будет увеличиваться при уменьшении проходного сечения и наоборот. Ещё раз заметим, что это верно при малых числах Маха, когда можно пренебречь изменениями плотности.

Теорема Бернулли.

«В стационарном движении идеальной текучей среды сумма давления и кинетической энергии на единицу объёма остаётся постоянной».

Текучая среда является идеальной, если она несжимаема и не имеет вязкости. При малых скоростях движения воздух можно считать идеальной текучей средой.

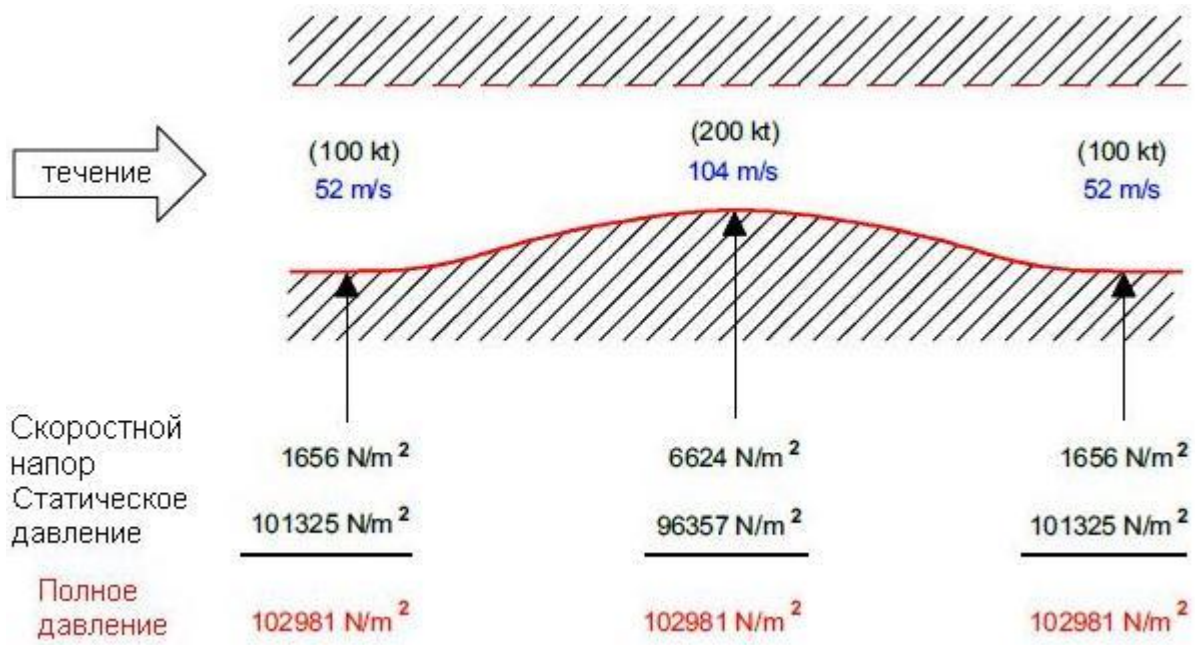
Уравнение теоремы Бернулли: $p + \frac{1}{2} \rho V^2 = \text{Constant}$.

В качестве примера рассмотрим: статическое давление 101325 N/m^2 , плотность $1,225 \text{ kg/m}^3$, скорость 52 m/s. Скоростной напор будет: $\frac{1}{2} * 1,225 * 52 * 52 = 1656 \text{ N/m}^2$.

Сумма статического давления и скоростного напора будет: $101325 \text{ N/m}^2 + 1656 \text{ N/m}^2 = 102981 \text{ N/m}^2$.

Поскольку скорость в горле удвоилась (см. рисунок), то скоростной напор вырос в четыре раза, а статическое давление упало.

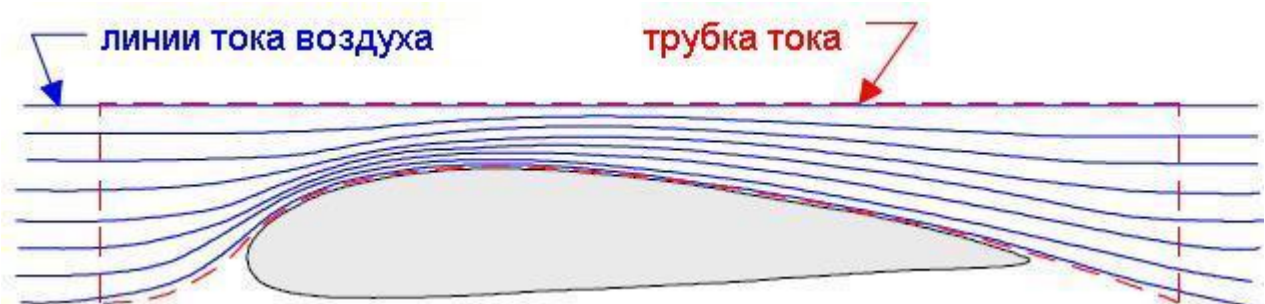
Из Теоремы Бернулли следует вывод, что если скорость потока увеличивается, то давление в нём падает и наоборот.



Для создания подъёмной силы крылу самолёта придают определённый профиль. При его обтекании скорость потока над верхней поверхностью получается больше, чем под нижней. Вверху давление падает и возникает подъёмная сила.

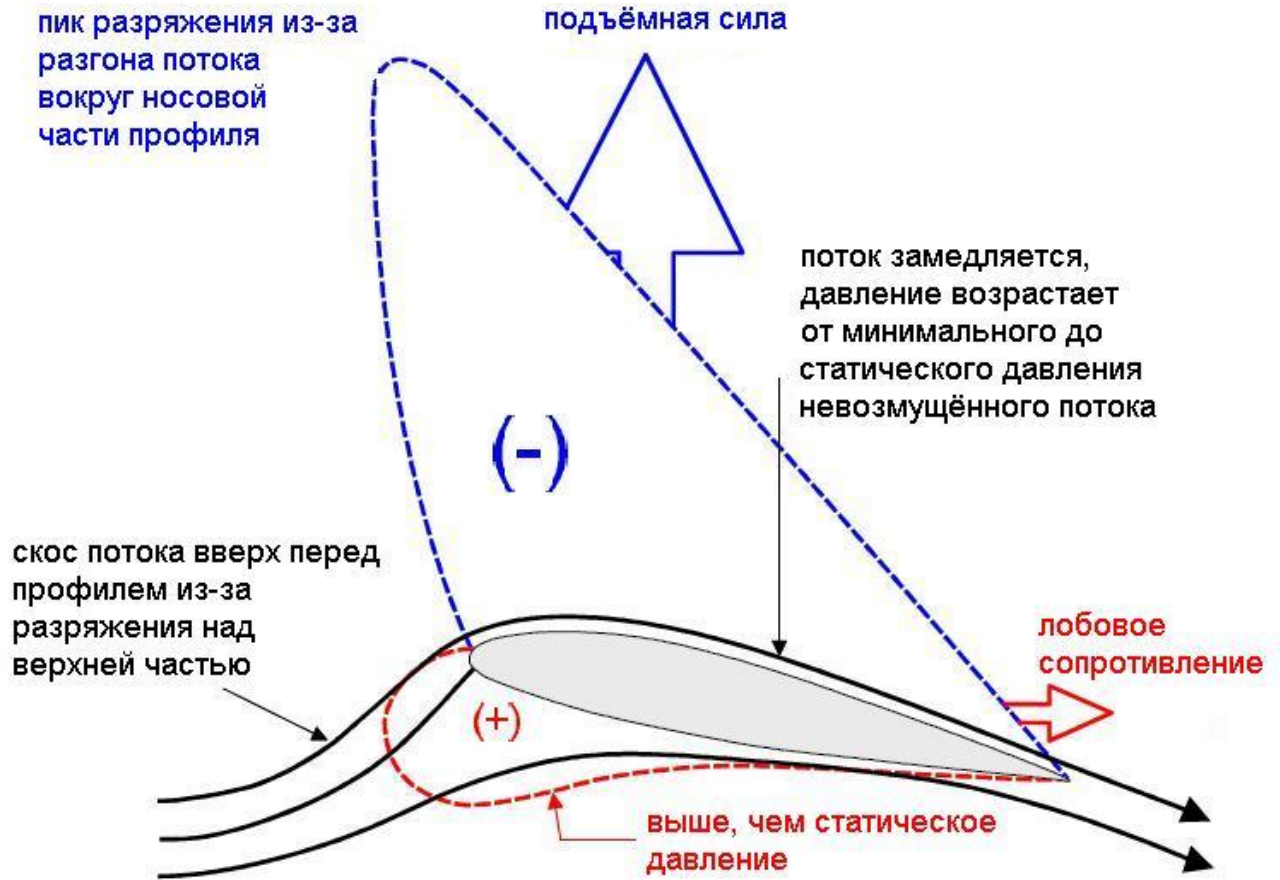
Линии тока воздуха и трубка тока.

Линии тока воздуха - это траектории движения воздушных частиц при стационарном обтекании. Если расстояние между соседними линиями тока уменьшается, то это говорит о том, что скорость течения в данном месте увеличивается и наоборот.
Трубка тока – это воображаемая труба со стенками из линий тока воздуха. Весь воздух внутри трубки тока перемещается только вдоль трубки и не выходит за её боковые границы.



Таким образом, можно визуализировать течение воздуха возле обтекаемой поверхности.

Глава 4 Дозвуковое течение воздуха



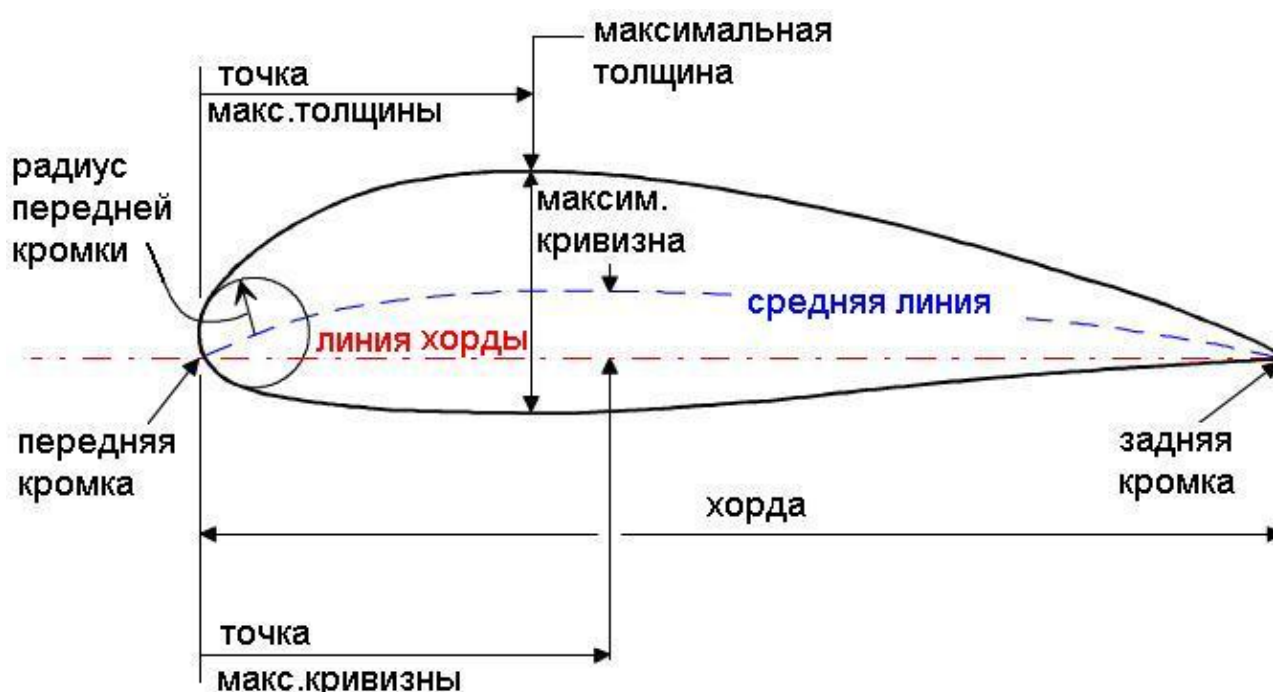
Используемые термины.

Профиль – контур, позволяющий получить подъёмную силу с относительно высокой эффективностью.

Линия хорды – прямая линия, соединяющая переднюю и заднюю кромки профиля.

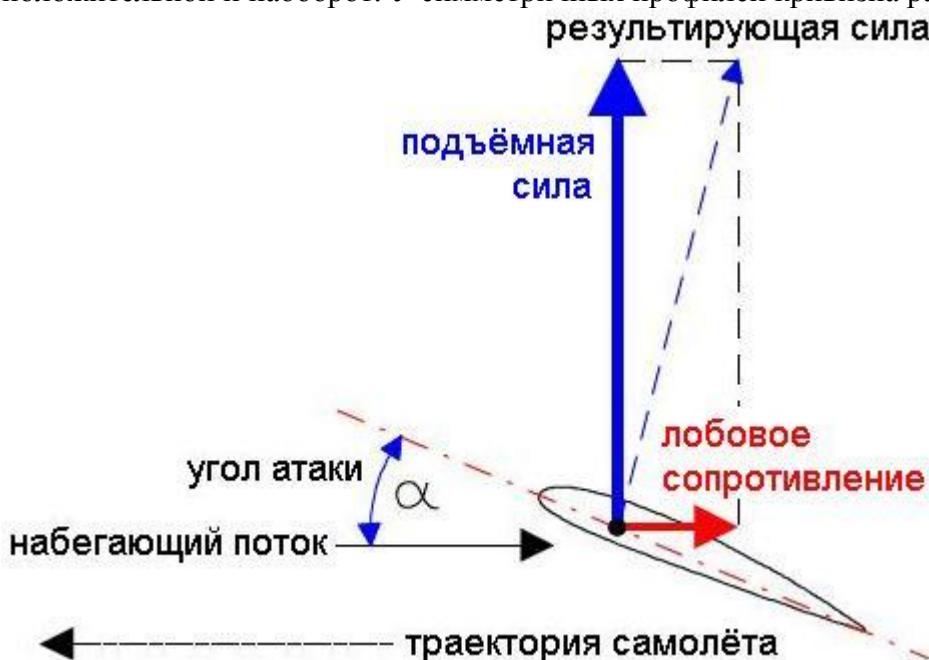
Хорда – длина линии хорды.

Угол установки крыла – угол между хордой крыла и горизонтальной осью самолета. Этот угол фиксирован для крыла, но может быть переменным для стабилизатора.



Средняя линия – линия, соединяющая переднюю и заднюю кромки и равноудалённая от верхней и нижней границы профиля.

Максимальная кривизна профиля – максимальное расстояние между средней линией и линией хорды. Это расстояние выражается в процентах от длины хорды. Также указывается координата точки максимальной кривизны от передней кромки, тоже выраженная в процентах от хорды. Если средняя линия выше линии хорды – кривизна считается положительной и наоборот. У симметричных профилей кривизна равна нулю.



Толщина профиля. Толщина и координата точки максимальной толщины профиля выражаются в процентах от длины хорды. Эти величины имеют очень большое влияние на характеристики воздушного потока.

Радиус закругления передней кромки – оказывает существенное влияние на первоначальное обтекание профиля.

Невозмущённый поток воздуха (Relative). Имеет три характеристики:

- **Направление.** Воздух движется в направлении противоположном направлению движения центра масс самолета, независимо от направления продольной оси самолёта.
- **Состояние.** Воздух находится в невозмущённом присутствием самолёта состоянии.
- **Скорость потока** определяется истинной (TAS) скоростью самолёта.

Если поток воздуха не соответствует всем трём пунктам, то это уже местный, возмущённый поток (**Effective**).

Результирующая сила – полная аэродинамическая сила, действующая на профиль.

Центр давления (CP) – точка на хорде, через которую действует подъёмная сила.

Подъёмная сила – поперечная составляющая полной аэродинамической силы по отношению к направлению набегающего потока.

Лобовое сопротивление – продольная составляющая полной аэродинамической силы по отношению к направлению набегающего потока.

Угол атаки (α) – угол между хордой крыла и направлением невозмущённого потока. Если поток уже возмущённый, то этот угол называют **эффективным** углом атаки.

Обтекание самолёта.

С точки зрения картины обтекания самолёта совершенно безразлично - самолет движется через неподвижный воздух или движущийся воздух обтекает неподвижный самолёт. Важна только скорость движения их **относительно** друг друга.

Трёхмерное обтекание самолёта. Реальная картина обтекания трёхмерная и будет рассмотрена позднее.

Двухмерная картина обтекания профиля – упрощённая схема обтекания, предполагающая, что нет перепада давления и течения воздуха вдоль размаха крыла.

Двухмерное обтекание профиля.



Когда поток приближается к профилю, он разворачивается вверх, увлекаемый зоной низкого давления над профилем. Это называется скос потока вверх (upwash). После прохождения над профилем поток возвращается к своему первоначальному положению и состоянию. Это называется скос потока вниз (downwash).

Влияние скоростного напора.

Если рассмотреть обтекание профиля при одном и том же угле атаки, то при увеличении скоростного напора потока разрежение будет усиливаться, а значит, будет увеличиваться подъёмная сила.

Влияние угла атаки.

При постоянном скоростном напоре, но увеличивающемся угле атаки (приблизительно до 16°) будет увеличиваться перепад давлений между верхней и нижней частью профиля и, одновременно, будет меняться картина распределения давления.

Кроме угла атаки на распределение местных скоростей потока, а значит, и распределение давлений по профилю влияет его геометрия. Геометрия профиля определяется распределением толщины и кривизны профиля по длине хорды.

Наибольшей величины давление достигает в точке торможения потока, где относительная скорость потока равна нулю. Эта точка находится недалеко от передней кромки профиля. При отрицательных углах атаки она находится немного выше передней кромки и по мере роста угла атаки она смещается по направлению к нижней поверхности профиля. Поток воздуха, подходя к точке торможения, делится на поток над и под профилем. Давление в точке торможения равно **полному** давлению.

Поток, проходящий над профилем, быстро разгоняется вокруг носовой части профиля, образуя зону разрежения. Темп ускорения потока существенно увеличивается при увеличении угла атаки (вплоть до, приблизительно 16°). Любая помеха в этой области, такая как отложение льда, снега, инея или грязь и т.п., может существенно воспрепятствовать разгону потока воздуха.

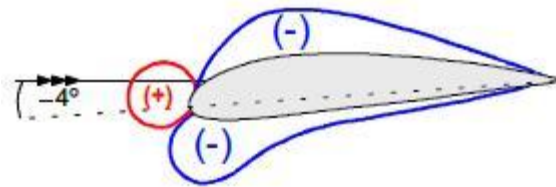
При дальнейшем прохождении воздуха над спинкой профиля поток снова замедляется и давление повышается до статического давления невозмущённого потока в районе задней кромки.

Поток, проходящий под профилем, немного разгоняется и вновь тормозится, образуя небольшую зону разрежения (при углах атаки до 8°).

Разница давлений между точкой торможения потока и задней кромкой профиля создаёт силу, направленную против движения самолёта и называемую **профильным** сопротивлением. Она будет рассмотрена позже.

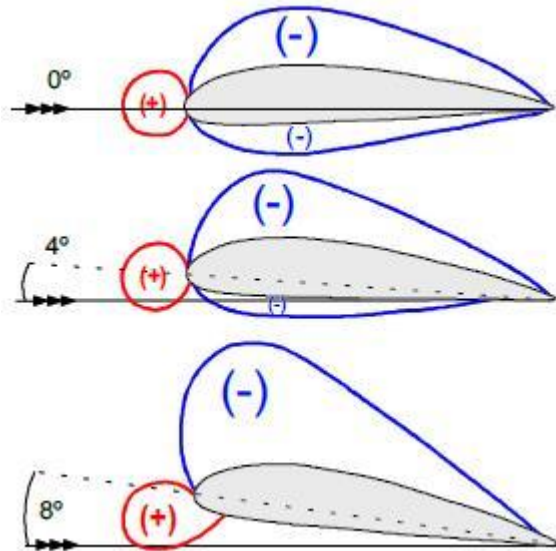
Рассмотрим обтекание профиля на характерных углах атаки:

Угол атаки около -4° .



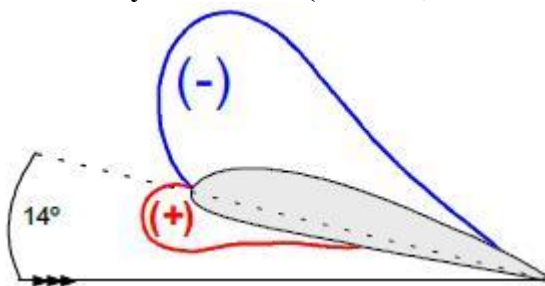
Разрежение над и под профилем одинаковое, перепад давлений отсутствует. Профиль находится на «угле атаки нулевой подъемной силы».

Малые углы атаки ($0^\circ \div 8^\circ$).



Разрежение, возникающее над верхней поверхностью профиля больше, чем под нижней поверхностью. Профили с положительной кривизной создают подъемную силу даже на малых отрицательных углах атаки (от -4° до 0°).

Большие углы атаки ($8^\circ \div 16^\circ$).



При увеличении угла атаки подъемная сила увеличивается из-за разгона потока над верхней поверхностью, который усиливается, потому что уменьшается площадь поперечного сечения местной трубки тока воздуха. При этом «пик» разрежения движется по направлению от задней к передней кромке.

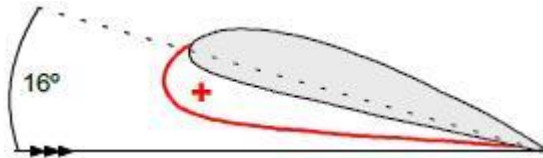
Наибольшую роль в создании подъемной силы играет верхняя поверхность крыла.

Закритические углы атаки. Градиент давления.

Градиент давления – это величина изменения давления на единицу расстояния.

Благоприятный градиент – когда давление уменьшается в направлении движения потока и неблагоприятный – наоборот.

Неблагоприятный градиент давления наблюдается на верхней поверхности профиля от точки максимального разрежения до задней кромки, и он усиливается с ростом угла атаки.

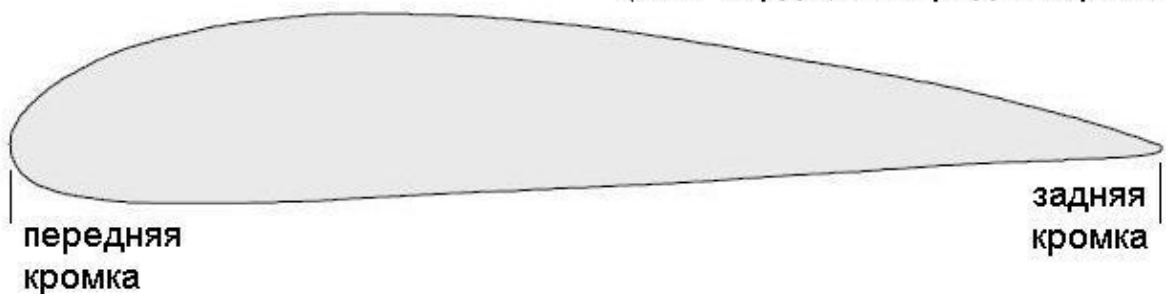
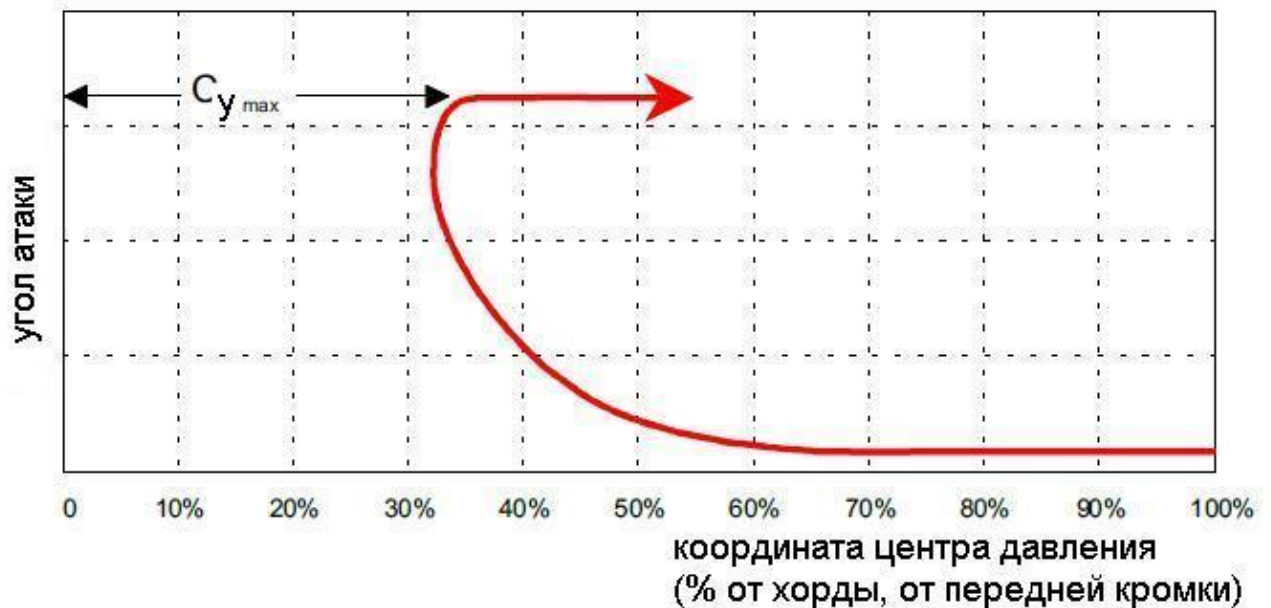


При углах атаки больших, чем приблизительно 16° , этот градиент не позволяет потоку воздуха следовать контуру профиля. Происходит отрыв потока от поверхности, приводящий к разрушению зоны низкого давления над профилем. Перепад давлений на профиле, в этом случае, сохраняется в основном за счет зоны повышенного давления под нижней поверхностью. Это явление называется **срыв потока** и будет рассмотрено позже.

Центр давления (СР).

Подъёмная сила – поверхностная сила и возникает на всей поверхности профиля. Поэтому её заменяют единичной силой, действующей на профиль с тем же эффектом. Точку пересечения линии действия подъёмной силы с линией хорды называют центром давления. Расположение центра давления зависит от кривизны профиля и угла атаки.

Перемещение центра давления.



При увеличении угла атаки профиля «пик» разрежения перемещается к передней кромке. Соответственно так же перемещается центр давления. Это происходит вплоть до развития срыва потока, когда подъемная сила резко уменьшается и центр давления начинает двигаться к задней части хорды. Обратите внимание, что центр давления находится в самой передней точке непосредственно перед началом срыва потока.

Коэффициент аэродинамической силы.

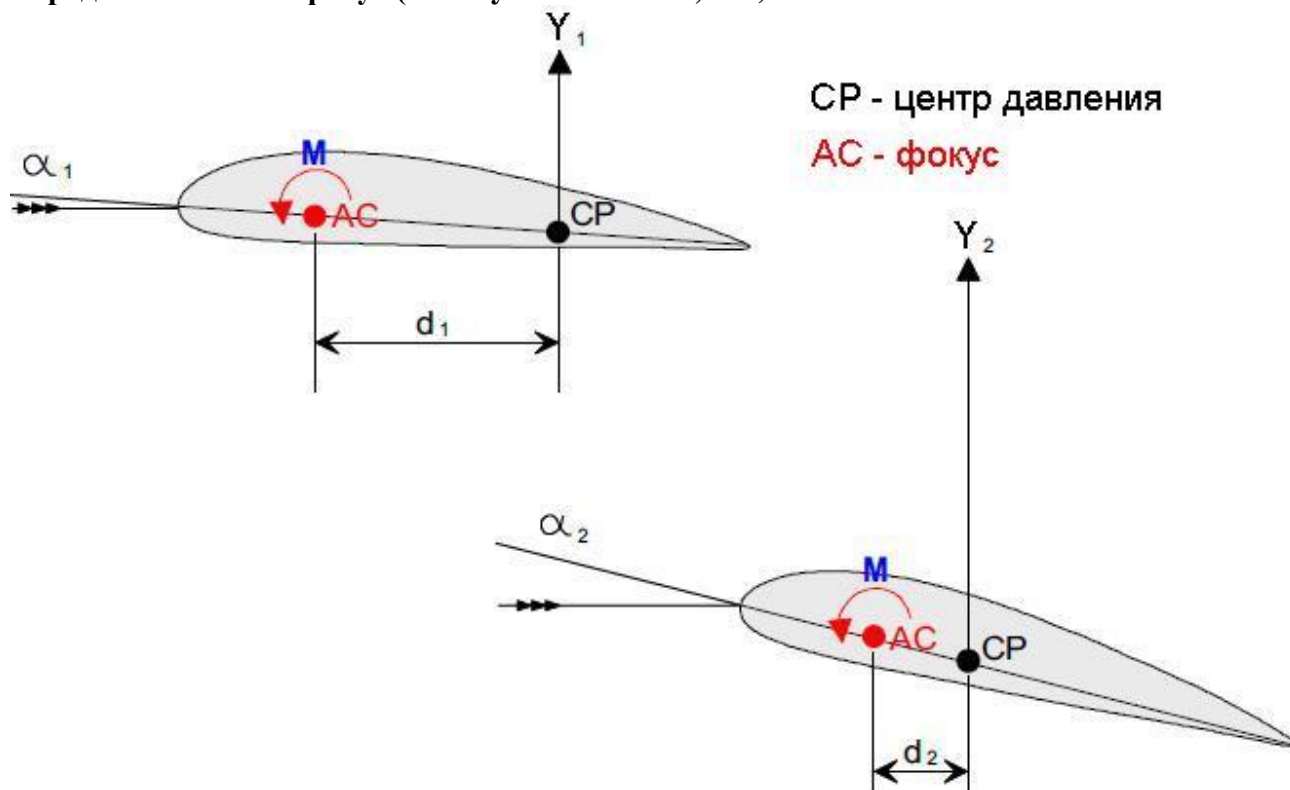
Это безразмерное число, выражающее отношение аэродинамической силы к произведению скоростного напора на характерную площадь (обычно площадь крыла). Этот коэффициент позволяет сравнивать различные самолеты независимо от их веса, размера и скорости. Он показывает отношение перепада давления, создающего аэродинамическую силу, к скоростному напору набегающего потока.

Коэффициент аэродинамической силы не зависит от площади поверхности, плотности и скорости потока. На него влияет только распределение давлений и скоростей по профилю. Поэтому он зависит только от формы профиля и угла атаки.

Аэродинамический момент тангажа.

Поскольку величина и точка приложения подъемной силы постоянно меняются при изменении угла атаки, то рассчитать изменение момента тангажа относительно центра масс довольно сложно. Для упрощения вводят понятие аэродинамического фокуса – фиксированной точки, в которой находится точка приложения приращения подъемной силы.

Аэродинамический фокус (Aerodynamic Centre; AC).



Фокус – это точка на хорде, относительно которой момент подъемной силы на «нормальных» углах атаки остаётся постоянным.

Как видно из рисунка, подъёмная сила создаёт пикирующий момент относительно фокуса. Величина момента силы определяется произведением силы на плечо, на котором она действует. При увеличении угла атаки подъёмная сила увеличивается, но уменьшается плечо приложения силы, за счёт смещения центра давления вперёд. Таким образом, момент от подъёмной силы относительно фокуса остаётся постоянным в пределах «нормальных» углов атаки.

При дозвуковом обтекании профиля ($M < 0,4$), фокус любого профиля независимо от кривизны, толщины и угла атаки находится на расстоянии 25% хорды от передней кромки.

Момент тангажа симметричного профиля.

При изменении угла атаки симметричного аэродинамического профиля, центр давления не перемещается. То есть центр давления и фокус совпадают и момент тангажа относительно фокуса всегда равен нулю. Это является одним из достоинств симметричных аэродинамических профилей.

Итоги по теме «Дозвуковое течение воздуха».

Подъёмная сила и лобовое сопротивление зависят от:

- угла атаки и геометрии профиля, через изменение площади проходного сечения трубки тока воздуха.
- плотности и скорости потока, через изменение массового расхода воздуха за единицу времени.

Подъёмная сила создаётся перепадом давления между верхней и нижней поверхностями профиля. Более важную роль здесь играет верхняя поверхность.

Лёд, снег, иней, грязь, отверстия и даже капли воды, которые меняют профиль передней части верхней поверхности профиля, могут нарушать разгон потока в этой области и уменьшить подъёмную силу.

Центр давления профилей, имеющих кривизну, с увеличением угла атаки смещается вперёд. Центр давления симметричных профилей не перемещается (в пределах «нормальных» углов).

В пределах «нормальных» углов атаки пикирующий момент подъёмной силы относительно фокуса не меняется.

Профильное сопротивление (сопротивление давления) создаётся перепадом давлений между точкой торможения потока (полное давление) и задней кромкой профиля (статическое давление невозмущённого потока).

При возрастании скоростного напора будет расти профильное сопротивление и наоборот.

Глава 5 Подъёмная сила

Коэффициент аэродинамической силы.

Аэродинамические силы зависят от многих факторов. Наиболее важные из них:

- Скорость и плотность потока (они определяют скоростной напор $\frac{1}{2} \rho V^2$).
- Скоростной напор является главным фактором, определяющим, какой перепад давления возникнет на обтекаемой поверхности, поскольку оно определяет кинетическую энергию движущейся массы воздуха ($KE = \frac{1}{2} m V^2$);
- Геометрия профиля и угол атаки (они определяют распределение давления по профилю и, соответственно, C_y и C_x);
- Площадь поверхности (S). Чем больше площадь поверхности, на которой создан заданный перепад давления, тем больше будет полученная сила;
- Состояние поверхности;
- Эффект сжимаемости воздуха (будет рассмотрен позже).

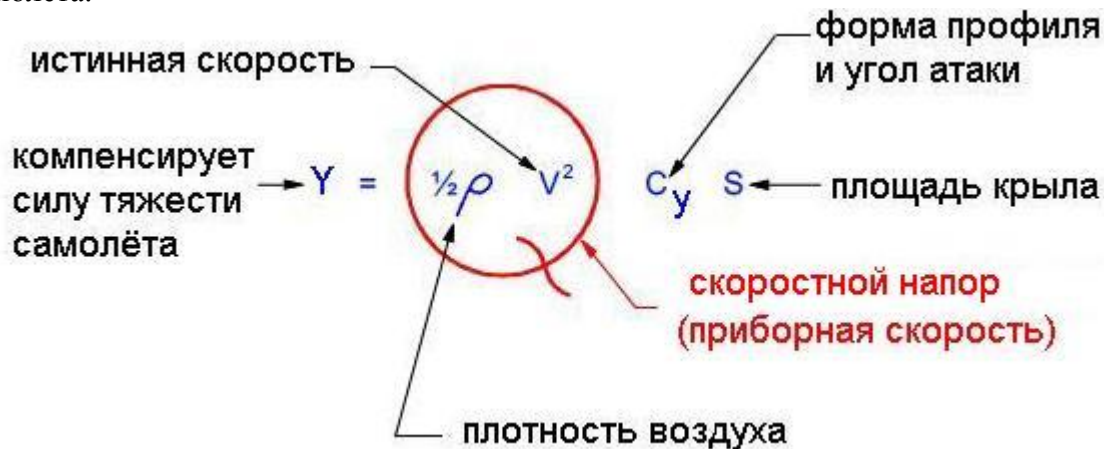
Любая аэродинамическая сила может быть найдена из уравнения: $F = Q C_F S$;
 где Q – скоростной напор, C_F – коэффициент аэродинамической силы и S – площадь.

Основное уравнение подъёмной силы.

Подъёмной силой называется составляющая полной аэродинамической силы, направленная поперёк направления движения самолёта (невозмущённого набегающего потока). Она является результатом перепада давлений, возникающего между нижней и верхней поверхностями крыла.

Уравнение подъёмной силы: $Y = \frac{1}{2} \rho V^2 C_y S$.

Правильное понимание этой формулы является важным элементом понимания принципов полёта.

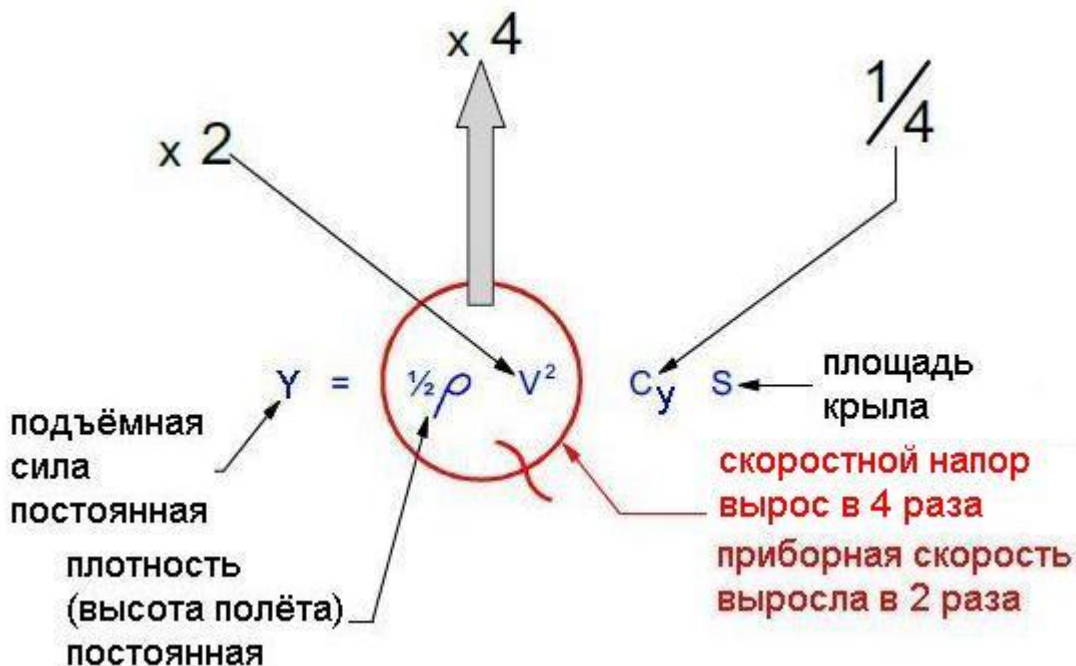


Аэродинамическое качество (L/D) – это отношение подъёмной силы к силе лобового сопротивления. Максимальное качество достигается на определённом угле атаки. Для современных крыльев этот угол равен приблизительно 4° . Обратите внимание, что максимальный C_y и минимальный C_x не реализуются на угле максимального качества.

С подъёмом на высоту плотность воздуха уменьшается, и чтобы обеспечить постоянство массового расхода воздуха, обтекающего крыло, необходимо увеличивать скорость. На высоте 40000 футов плотность воздуха в четыре раза меньше плотности на уровне моря. Поэтому для поддержания постоянства подъёмной силы, при всех остальных факторах неизменных, требуется увеличить истинную скорость самолёта в два раза.



При полёте на постоянной высоте (постоянная плотность воздуха), если мы увеличим скорость полёта вдвое, то для постоянства подъёмной силы нам будет необходимо уменьшить коэффициент подъёмной силы (C_y) в 4 раза, то есть уменьшить угол атаки.



Приборная скорость полёта пропорциональна квадратному корню из скоростного напора:

$$IAS \sim \sqrt{Q}$$

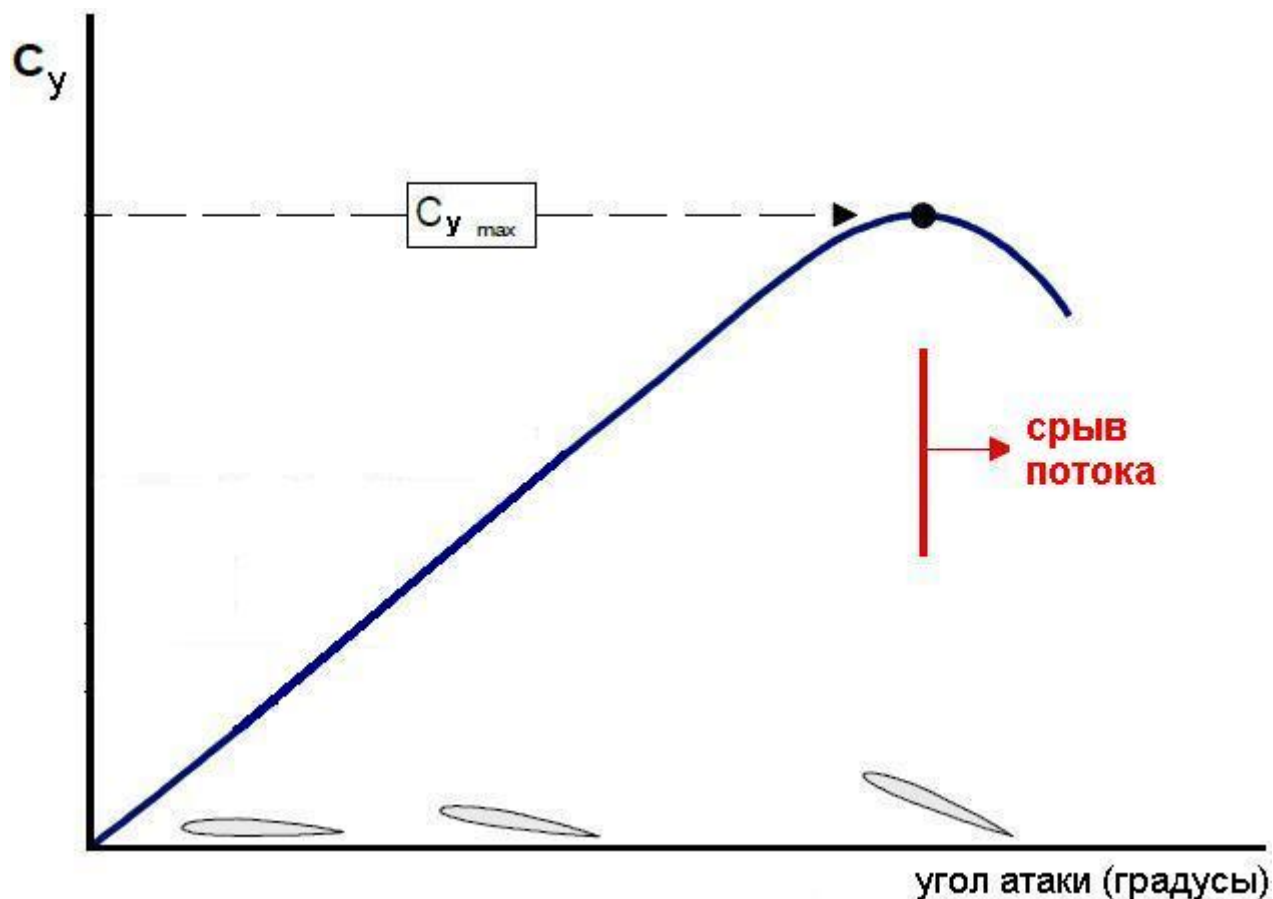
При малых числах M приборная скорость пропорциональна истинной: $IAS \sim TAS$.

С помощью формулы подъёмной силы можно выполнить множество прикладных расчётов. Например, скорость полёта на 30% выше минимальной скорости горизонтального полёта и нужно узнать коэффициент подъёмной силы в процентах от максимальной величины.

Из формулы подъёмной силы мы видим, что при постоянных ρ и S , $C_y \sim 1/V^2$. Подставив в значение V величину 1,3, получим 0,59. То есть на скорости 1,3 от минимальной горизонтального полёта, наш C_y будет 59% от $C_{y \text{ макс}}$.

При выполнении расчётов по формулам все величины должны быть приведены в систему СИ.

График подъёмной силы.



Этот график изображает зависимость C_y от угла атаки. На данном рисунке изображен график подъёмной силы для симметричного профиля, потому что нулевому углу атаки соответствует нулевой C_y .

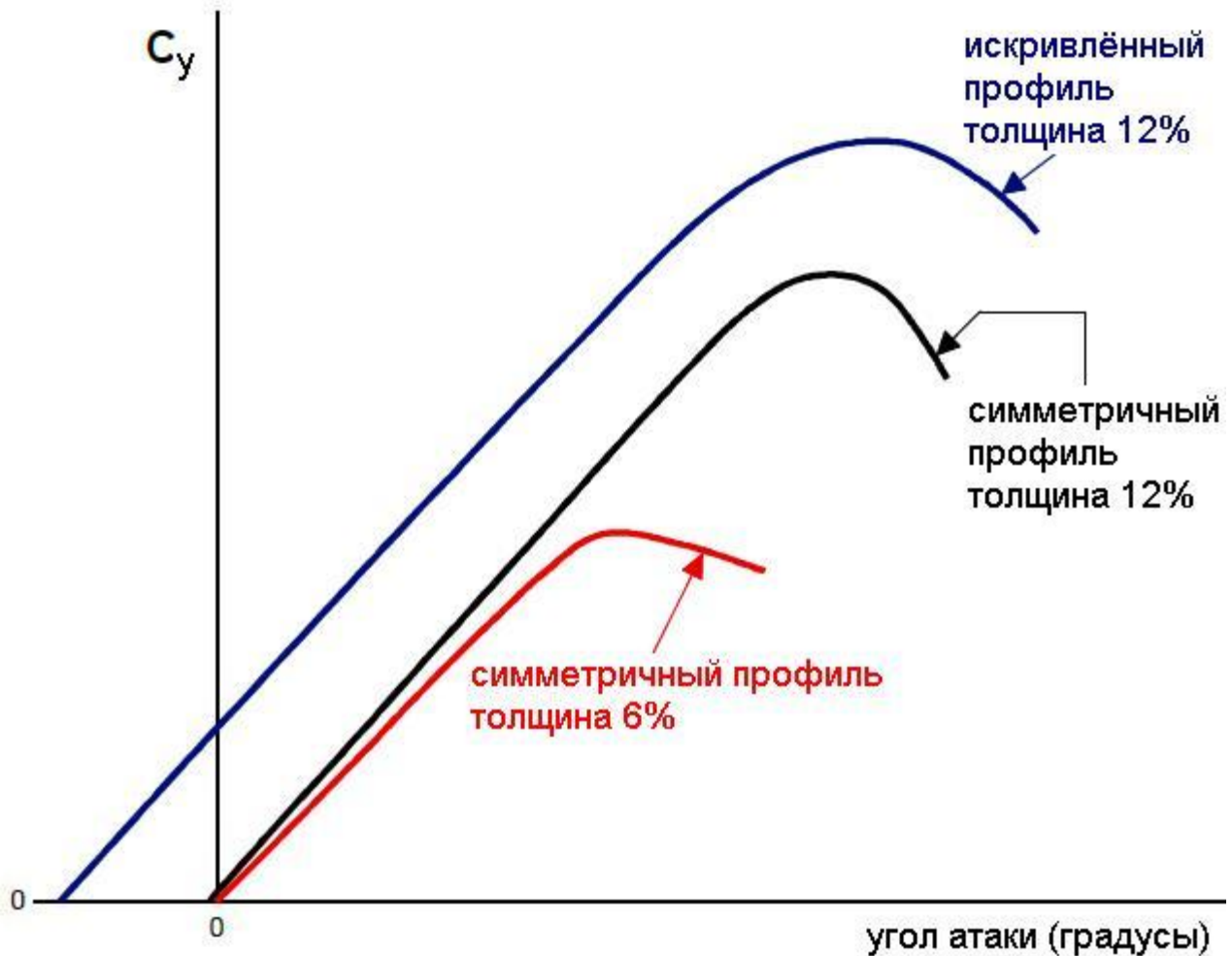
Из графика видно, что C_y растёт пропорционально росту угла атаки вплоть до $C_{y \text{ макс}}$, что соответствует «критическому» углу атаки. При дальнейшем увеличении угла атаки плавное обтекание профиля становится невозможным. Происходит срыв потока и подъёмная сила уменьшается.

Анализ графика подъёмной силы.

Для поддержания постоянства подъёмной силы, любое изменение скоростного напора должно сопровождаться изменением угла атаки. При этом каждому значению скоростного напора соответствует свой определённый угол атаки.

Минимально-допустимый скоростной напор определяется величиной $C_{y \text{ макс}}$, которая достигается на критическом угле атаки (около 16°). Этот угол есть величина постоянная (для заданной конфигурации самолёта).

Если требуется увеличение подъёмной силы при сохранении заданного угла атаки, то необходимо увеличение скоростного напора. Чем больше сила тяжести самолёта, тем больше минимально-допустимый скоростной напор.



На рисунке представлены графики подъемной силы для трёх профилей, двух симметричных с разной толщиной профиля и одного искривлённого.

Увеличение толщины профиля позволяет увеличить $C_{y \text{ макс}}$ до 70%.

Искривление профиля также позволяет увеличить $C_{y \text{ макс}}$, потому что проходное сечение трубки тока воздуха над верхней поверхностью сужается сильнее, что приводит к большему ускорению потока и большему перепаду давления.

Искривлённые профили создают подъёмную силу даже на малых отрицательных углах атаки, потому что, при обтекании профиля, всё равно создаётся небольшая зона уменьшения проходного сечения трубки тока воздуха.

У симметричных профилей на тех же углах атаки проходное сечение трубки тока имеет больший размер, поэтому генерируемая подъёмная сила меньше. Особенно сильно это

проявляется на тонких профилях. Но при полёте на больших числах M , это становится преимуществом, поскольку замедляется развитие скачков уплотнения (подробное объяснение будет позже).

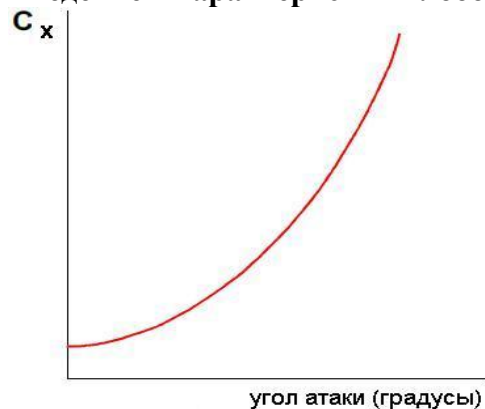
Более толстые и искривлённые профили имеют больший $C_{y \text{ макс}}$, что позволяет самолёту иметь меньшую скорость сваливания. Но вместе с тем, такие профили создают большее профильное сопротивление и большие моменты тангажа при полёте на больших числах M . Поэтому самолёт с таким профилем крыла будет иметь относительно небольшую крейсерскую скорость полёта. На современных самолётах используют профили эффективные на больших скоростях крейсерского полета, поскольку именно на этом режиме самолет находится большую часть летного времени. Недостаток подъемной силы при малых скоростях полёта компенсируют высоко развитой механизацией крыла.

Взаимосвязь скорости и скоростного напора.

Ещё раз повторим, что при полёте на заданном угле атаки, условием постоянства подъемной силы, есть постоянство скоростного напора. Если самолёт попадает в зону меньшей плотности воздуха, то скорость полёта должна быть увеличена для сохранения скоростного напора. Плотность воздуха уменьшается не только при подъёме на высоту, но и при увеличении температуры на той же высоте полёта. Попав в такие условия, самолёт оказывается как бы на более большой высоте, по условиям полёта. Эту высоту называют «большой высотой по плотности воздуха» (high density altitude). Это такая высота, на которой в стандартной атмосфере будет такая же плотность воздуха, какая сейчас существует на более низкой высоте, но при температуре выше стандарта.

Так пилот самолёта, взлетающего в жару с равнинного аэродрома, должен понимать, что характеристики у самолёта будут, как будто он взлетает с горного аэродрома (расположенного на большей высоте).

Введение в характеристики лобового сопротивления.



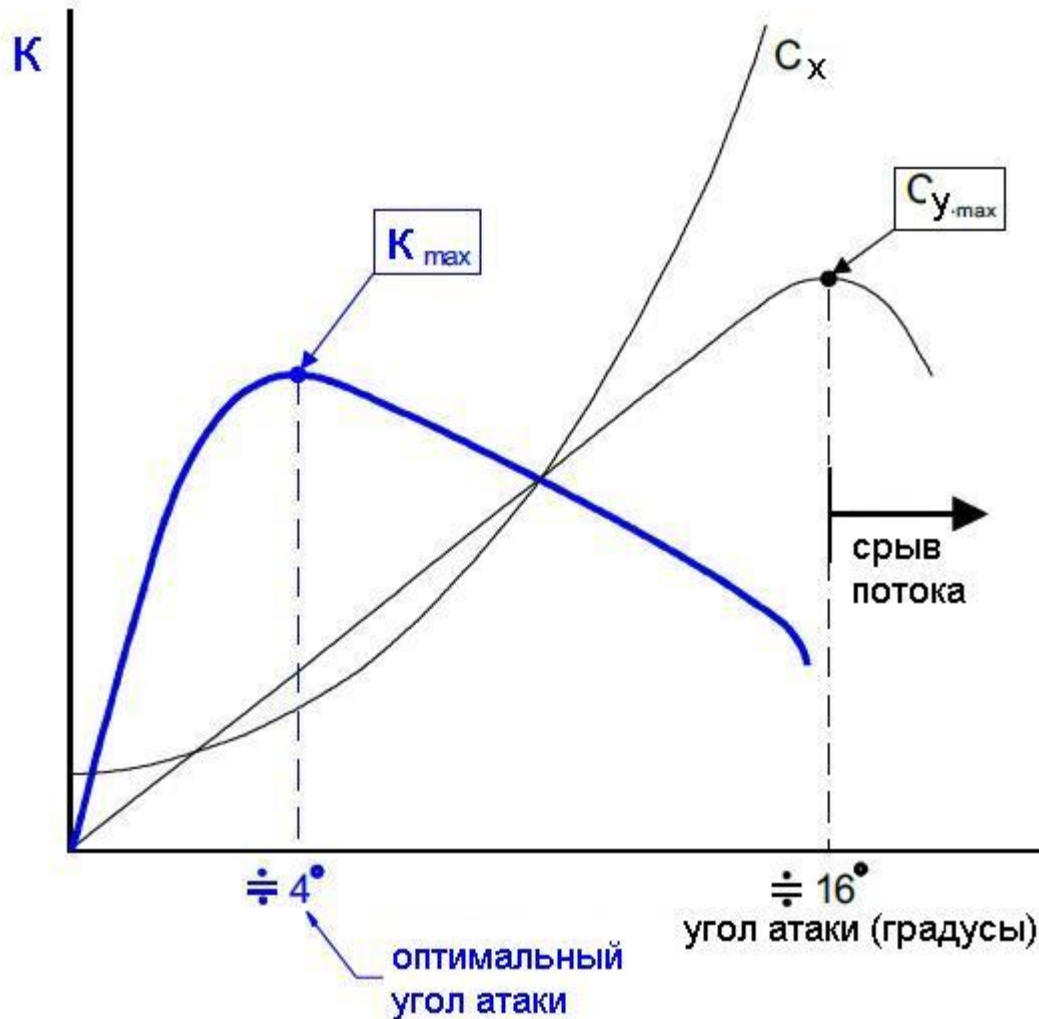
Лобовое сопротивление – это составляющая полной аэродинамической силы, действующая параллельно направлению движения самолета (направлению движения невозмущённого потока воздуха).

Формула лобового сопротивления: $X = Q C_x S$, где Q – скоростной напор, C_x – коэффициент лобового сопротивления и S – площадь крыла.

Изменение C_x по углу атаки изображено на рисунке. На малых α величина C_x небольшая и слабо изменяется при изменении α . Но на больших углах атаки изменения C_x становятся более значительными. На углах атаки больших критического сопротивление продолжает расти.

Аэродинамическое качество (L/D ratio).

Оценка эффективности создания подъёмной силы производится с помощью отношения между подъёмной силой и лобовым сопротивлением.



На рисунке показано, что аэродинамическое качество увеличивается при росте угла атаки примерно до 4° . Этот угол называется «наивыгоднейшим» (optimum). При дальнейшем увеличении угла атаки качество уменьшается.

Если самолёт летит на наивыгоднейшем угле атаки, то лобовое сопротивление у него наименьшее из возможных, для реализуемой подъёмной силы. Если он изменит скорость в любую сторону, то для сохранения постоянства подъёмной силы изменится и угол атаки. На новом угле атаки аэродинамическое качество будет уже меньше, а значит, при той же подъёмной силе самолёт будет испытывать большее лобовое сопротивление.

При изменении силы тяжести самолёта будет меняться приборная скорость (скоростной напор), соответствующая полёту на наивыгоднейшем угле атаки. Чем меньше вес, тем меньше приборная скорость соответствующая минимальному сопротивлению и наоборот. При заданной конфигурации самолёта и числах M менее 0,4 изменения веса самолёта не влияют на величину максимального аэродинамического качества.

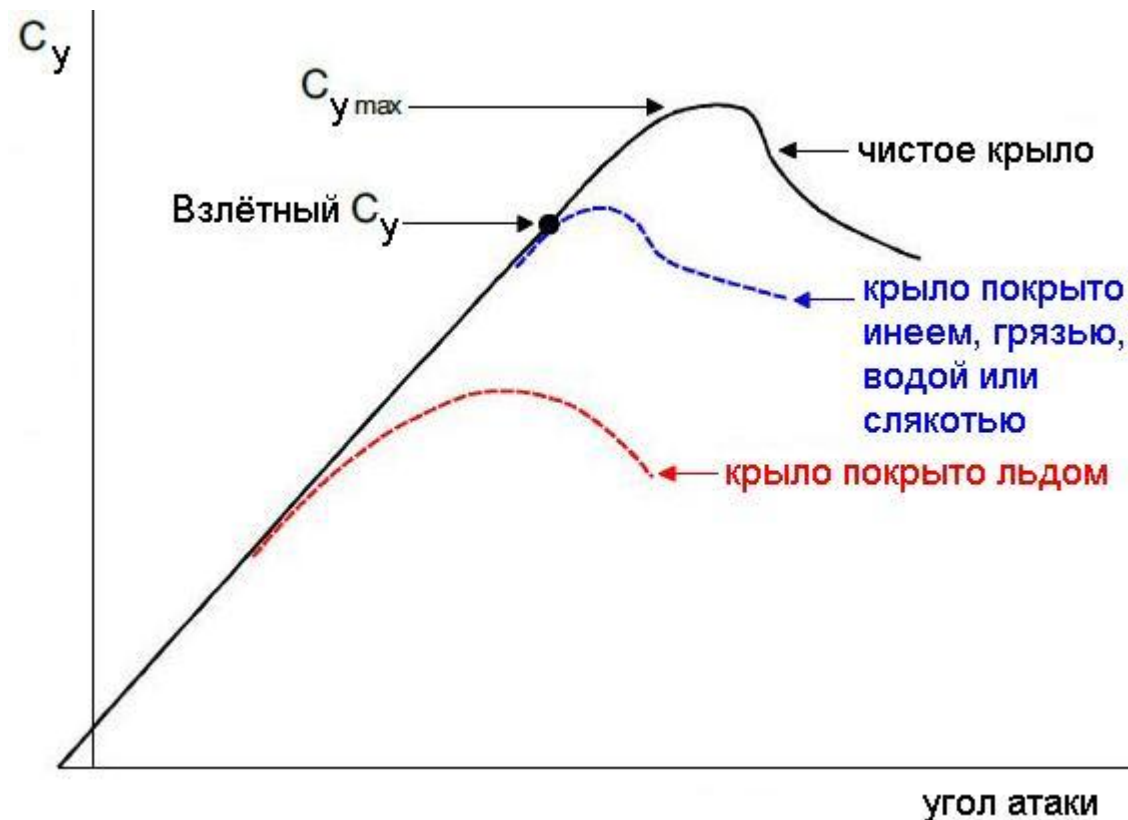
Значения максимального аэродинамического качества по видам летательных аппаратов:

Планера – от 25 до 60, реактивные транспортные самолёты – от 12 до 20, винтовые учебные самолёты – от 10 до 15.

Влияние веса самолёта на минимальную скорость полёта.

Срыв потока происходит всегда на одном и том же угле атаки, но изменение силы тяжести самолёта приводит к тому, что достижение этого угла атаки происходит на разных приборных скоростях полёта. У современных самолётов вес топлива может достигать до половины взлётного веса самолёта, поэтому диапазон изменения веса в полёте может быть очень велик. Соответственно будет меняться и минимальная скорость горизонтального полёта.

Состояние поверхности.

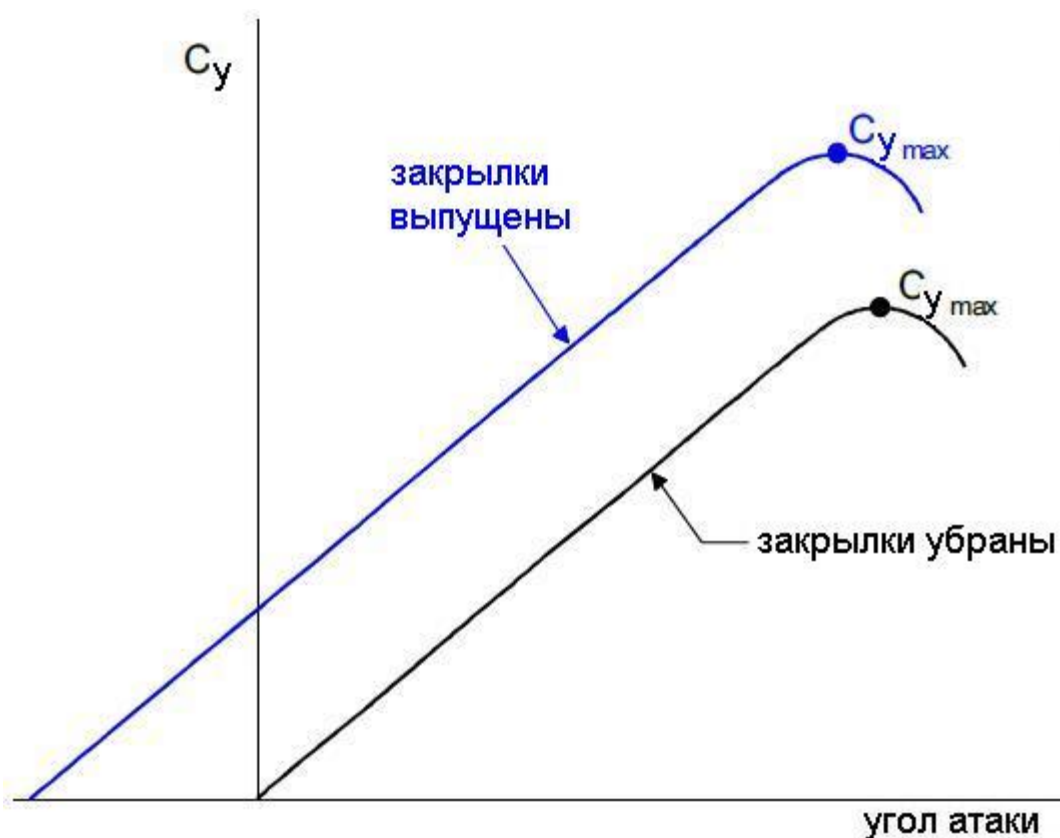


Неровности поверхности, особенно вблизи передней кромки, оказывают существенный эффект на обтекание и $C_{y \max}$ в частности. На рисунке проиллюстрировано влияние неровностей на передней кромке по сравнению с гладкой поверхностью.

Неровности, расположенные на крыле далее 20% хорды от передней кромки, мало влияют на $C_{y \max}$.

Иней, снег и даже капли дождя могут существенно повысить неровность поверхности. Грязь или слякоть, попавшие на крыло при рулении по неочищенным рулёжным дорожкам и т. п., также серьёзно влияют на обтекание крыла. При обледенении крыла в полёте намерзание льда происходит на передней кромке и это может очень сильно уменьшить $C_{y \max}$.

Полёт с выпущенной механизацией крыла.



Основная цель механизации крыла (закрылков и предкрылков) в уменьшении взлётных и посадочных дистанций путём повышения $C_{y\max}$ и, благодаря этому, уменьшения минимальной скорости полёта.

Как видно из рисунка, при выпуске механизации увеличивается $C_{y\max}$ и уменьшается угол атаки для любого заданного коэффициента подъемной силы. Это приводит к уменьшению скорости сваливания (срыва потока). Подробно механизация крыла будет рассмотрена позже.

Трёхмерное обтекание самолёта.

До сих пор рассматривалось двухмерное обтекание профиля крыла. Это упрощённая модель реальной картины обтекания самолёта. Как уже говорилось, даже малейший перепад давлений меняет направление движения воздушного потока в сторону меньшего давления. Реальное трехмерное обтекание крыла приводит к изменению местных углов атаки профиля, увеличивает лобовое сопротивление, влияет на характеристики срыва потока, устойчивость и управляемость самолёта. Далее, вместо профиля, будет рассматриваться обтекание целого крыла.

Геометрические характеристики крыла.

Площадь крыла (S): Хотя часть площади крыла может быть покрыта фюзеляжем или гондолами двигателей, но распределение давлений по этим поверхностям позволяет засчитывать эту площадь в общую площадь крыла.

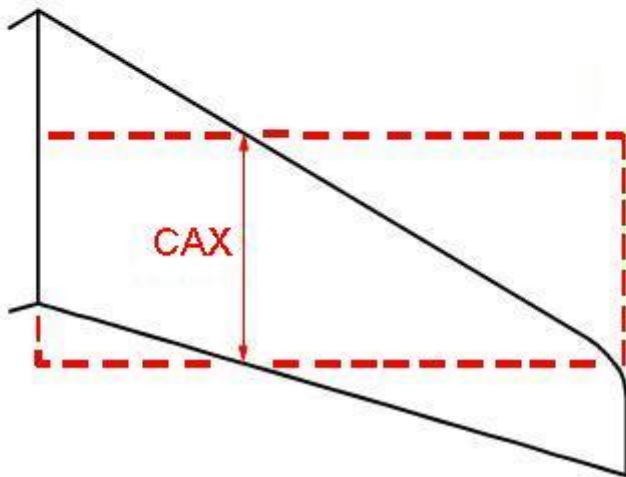
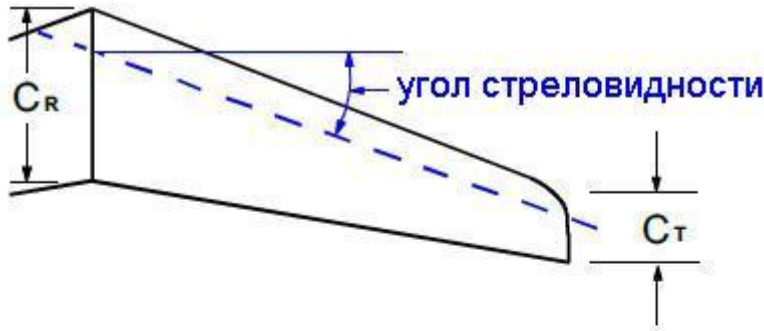
Размах крыла (wing span; b): Расстояние от законцовки до законцовки.

Средняя хорда (Average chord; c): Отношение площади крыла к размаху. $c = S/b$.

Удлинение крыла (aspect ratio; AR): Отношение размаха крыла к средней хорде. $AR = b/c = b^2/S$. Удлинение крыла определяет его аэродинамические характеристики и массу конструкции. Значение этой величины у современных планеров до 35, реактивных транспортных самолётов – около 12, реактивных истребителей – уменьшается вплоть до 3.

Корневая хорда (root chord; C_R): Длина хорды в районе осевой линии самолёта.

Концевая хорда (Tip chord; C_T): Длина хорды на законцовке крыла.

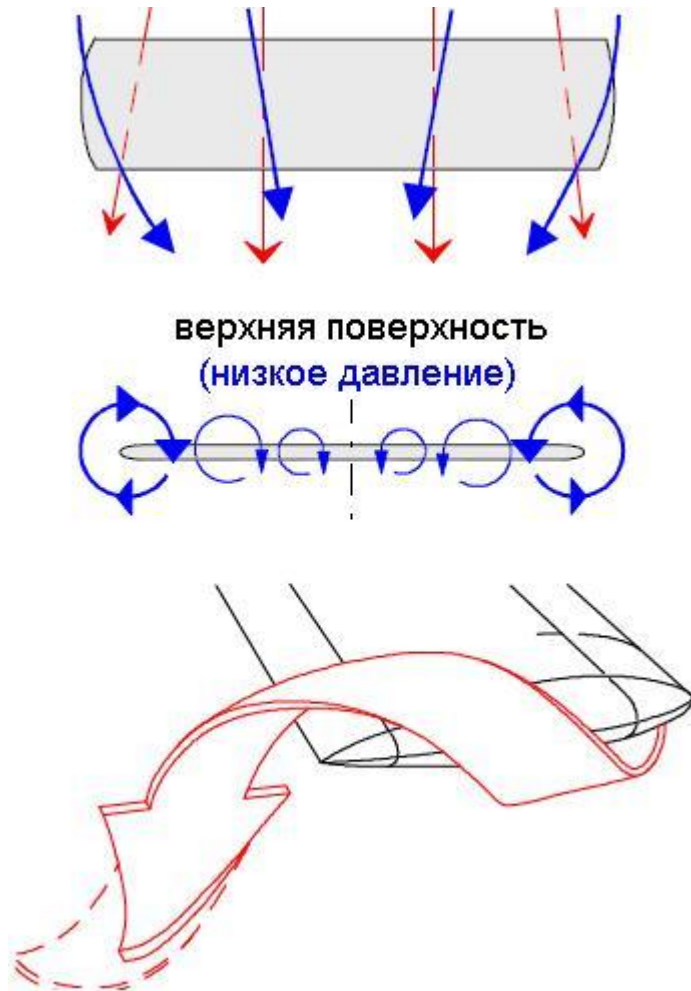


Величина обратная сужению крыла (taper ratio; C_T / C_R): Отношение концевой хорды к корневой. Влияет на распределение давления по размаху и вес конструкции крыла. У прямоугольного крыла эта величина равна 1, а у дельтовидного – 0.

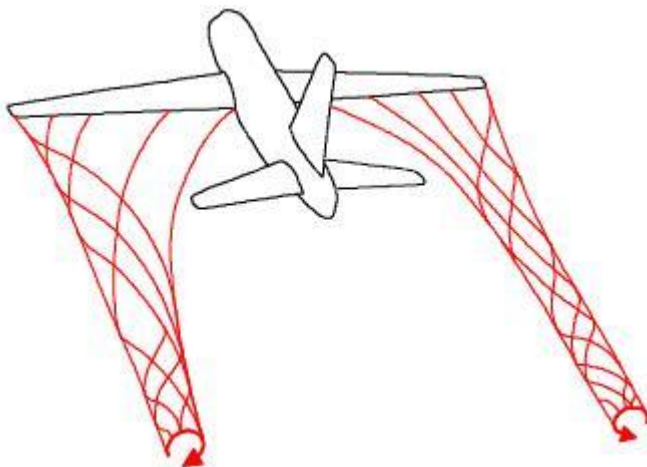
Угол стреловидности (sweep angle). Измеряется между линией 25% хорды и перпендикуляром к корневой хорде. Определяет влияние на обтекание крыла сжимаемости воздуха, на максимальную подъёмную силу и характеристики сваливания самолёта.

Средняя аэродинамическая хорда (mean aerodynamic chord; МАС): Хорда прямоугольного крыла с таким же размахом и обладающего такими же пикирующим моментом подъёмной силы, как и исходное крыло. Средняя аэродинамическая хорда расположена на продольной оси самолёта и имеет прямое отношение к продольной устойчивости самолёта.

Концевой вихрь.



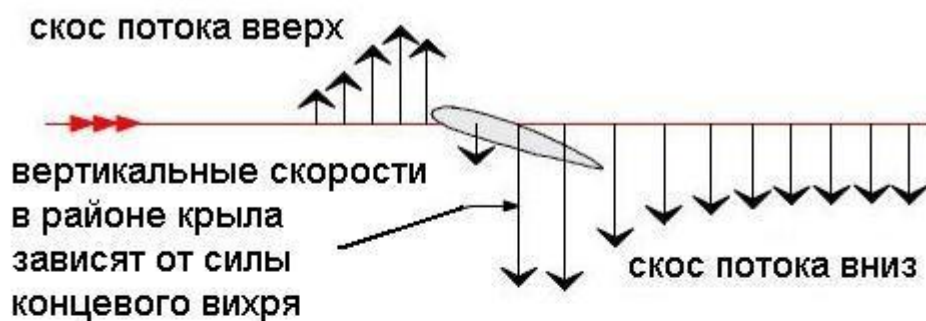
Воздух, обтекающий верхнюю поверхность, находится в зоне пониженного давления по отношению к воздуху под крылом. Верхний и нижний потоки воздуха взаимодействуют в зоне законцовки крыла и на его задней кромке. Перепад давления меняет направление потока, индуцируя движение к корню крыла над верхней поверхностью и в сторону концов крыльев – под крылом. Если смотреть на самолёт сзади, то индуцируется вихрь против часовой стрелки на правом полукрыле и по часовой стрелке – на левом.



На больших углах атаки (малых приборных скоростях полёта) уменьшение скорости потока приводит к увеличению составляющей потока вдоль размаха крыла и, соответственно, к усилению концевой вихря.

Скос потока за крылом.

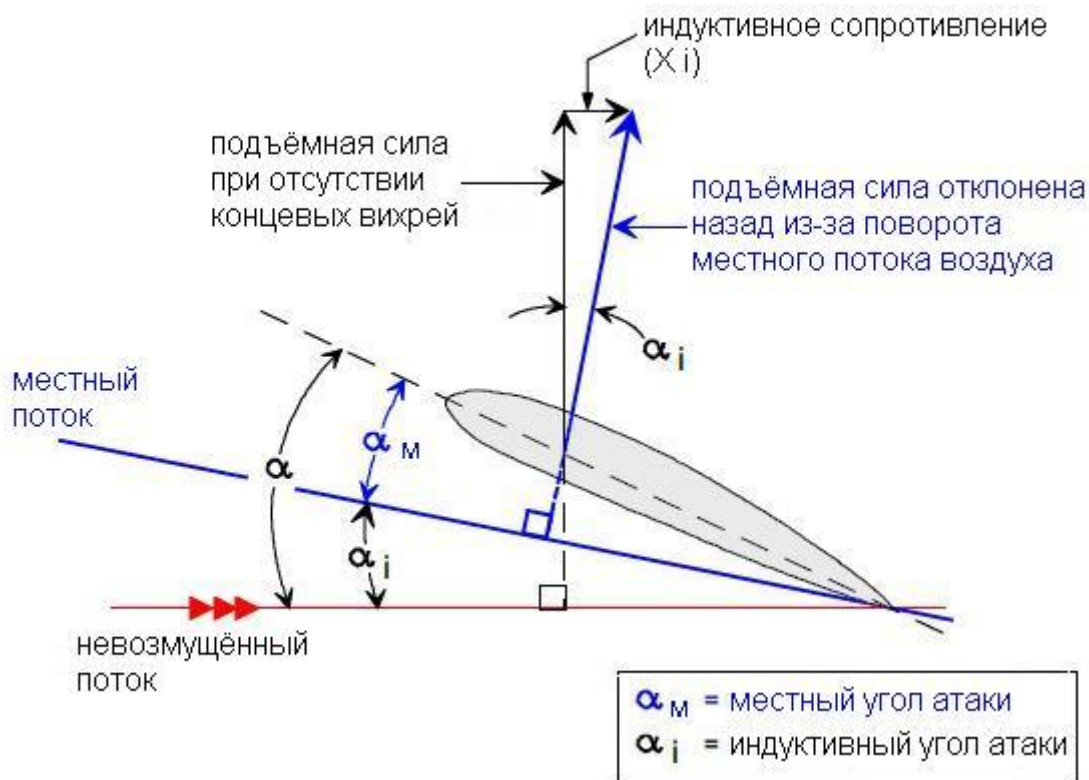
Зоны повышенного и пониженного давления на крыле приводят к появлению вертикальных скоростей воздуха перед крылом и за ним. Концевой вихрь, модифицируя обтекание крыла, усиливает эти скорости. В целом, поток воздуха, проходящий в районе крыла приобретает нисходящую вертикальную скорость, то есть поток воздуха поворачивается на определённый угол вниз. Таким образом, можно говорить, что реальный угол обтекания (местный угол атаки) крыла уменьшается.



Сила скоса потока за крылом определяется силой концевых вихрей.

Из-за уменьшения местного угла атаки подъёмная сила крыла будет меньше той величины, которую можно было бы получить при условии отсутствия концевых вихрей. Причиной уменьшения подъёмной силы в данном случае является сам процесс создания подъёмной силы. Чтобы компенсировать этот эффект нужно увеличить угол атаки, а это приведет к увеличению лобового сопротивления. Этот прирост называется индуктивным сопротивлением, и он напрямую зависит от силы концевых вихрей.

Концевые вихри имеют значительное влияние на аэродинамику самолёта, его устойчивость и управляемость. Некоторые эффекты будут рассмотрены здесь и в следующих разделах.



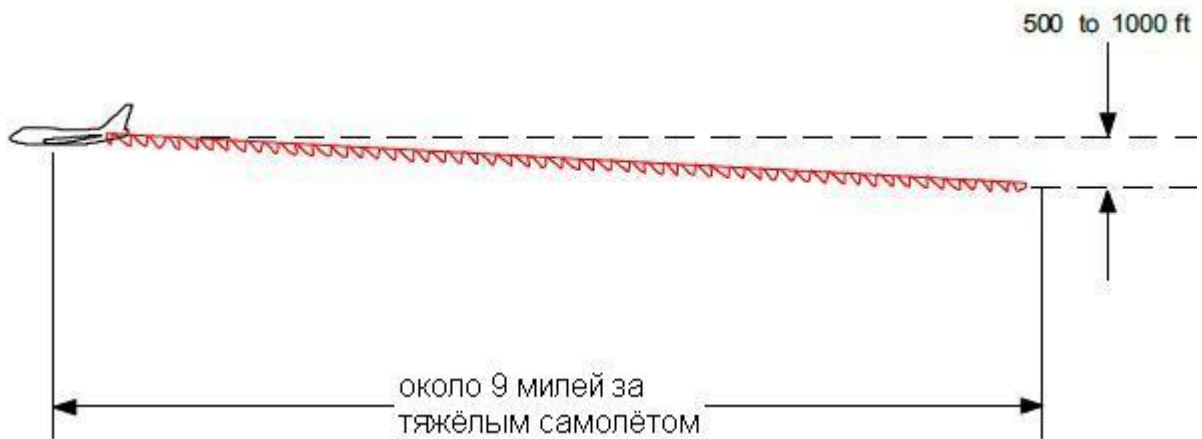
Спутный след самолёта.

Спутный след самолёта простирается на значительное расстояние и может представлять чрезвычайную опасность для другого самолёта, попавшего в него. Скорость воздуха в спутном следе за тяжёлым самолётом может достигать 90 м/с. Спутный след не поддается обнаружению инструментальными средствами, поэтому важно знать его расположение относительно самолёта и движение в пространстве.

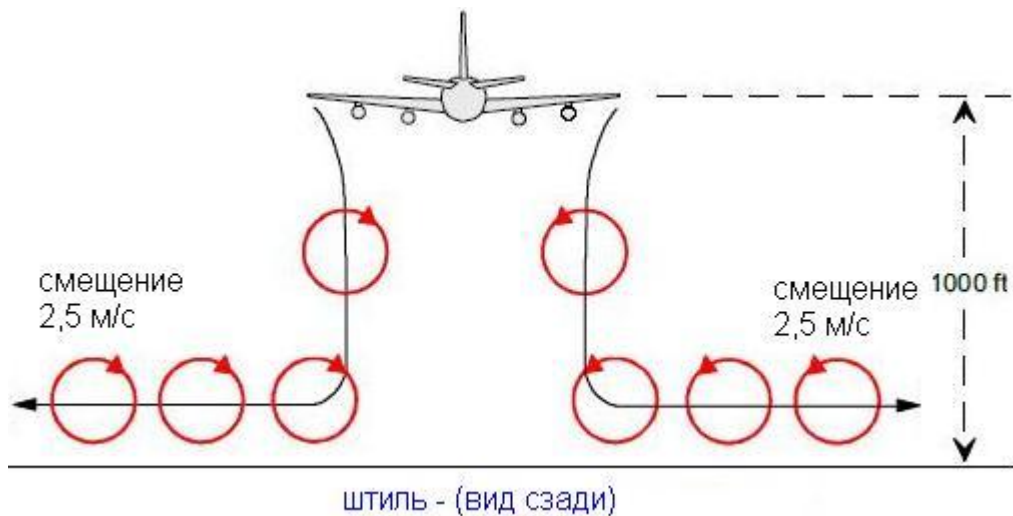


Спутный след за самолётом начинается при подъёме передней ноги на взлёте и прекращается после её опускания на посадке. Он существует за любым летательным аппаратом тяжелее воздуха, но наибольшую опасность представляет спутный след за тяжёлыми самолётами. История знает много катастроф вызванных попаданием легких самолётов в спутный след. При попадании в спутный след самолёт может потерять управление, может произойти разрушение конструкции или пилоту может не хватить высоты для вывода самолёта из сложного положения.

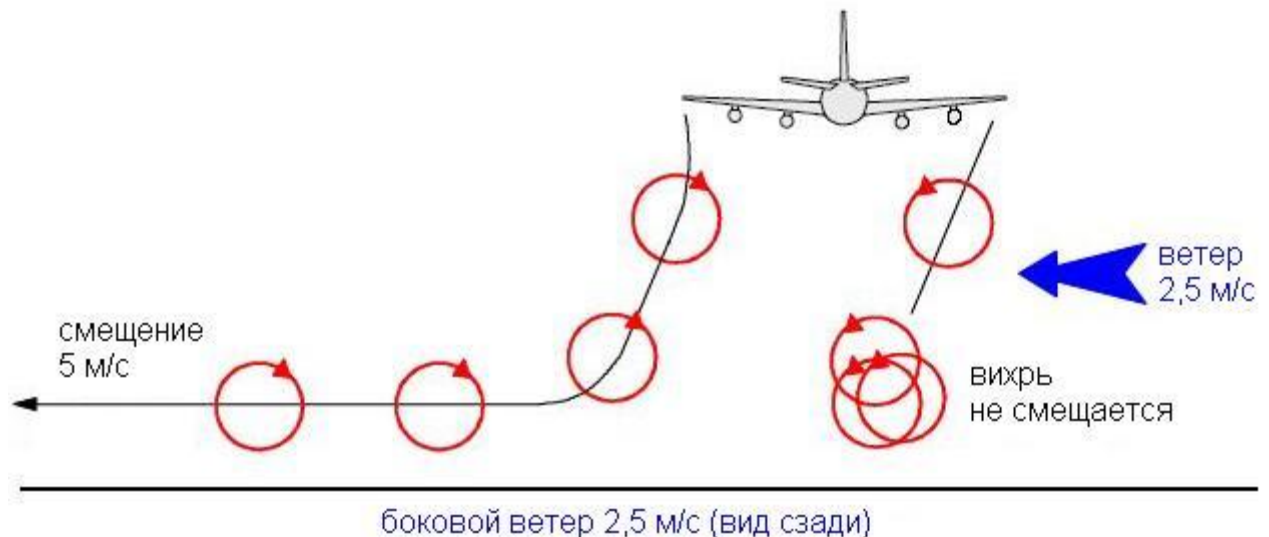
Чем тяжелее самолёт и меньше его скорость (больше угол атаки), тем сильнее концевые вихри. Наибольшая сила вихрей, при прочих равных условиях, при убранной механизации крыла. Чем тяжелее самолёт, генерирующий вихри, по сравнению с самолётом в них попавшим, тем больше опасность. При прочих равных условиях вертолёты имеют более мощный спутный след, чем самолёты.



Обычно два концевых вихря остаются разделёнными на расстоянии примерно три четверти от размаха крыла. Они плавно спускаются на 500 – 1000 футов и сохраняют свою силу на протяжении до 9 миль (за тяжёлыми самолётами).



Если самолёт летит на высоте менее 1000 футов, то вихри, опустившись до высоты, приблизительно двух размахов крыла, расходятся в стороны со скоростью около 2,5 м/с.



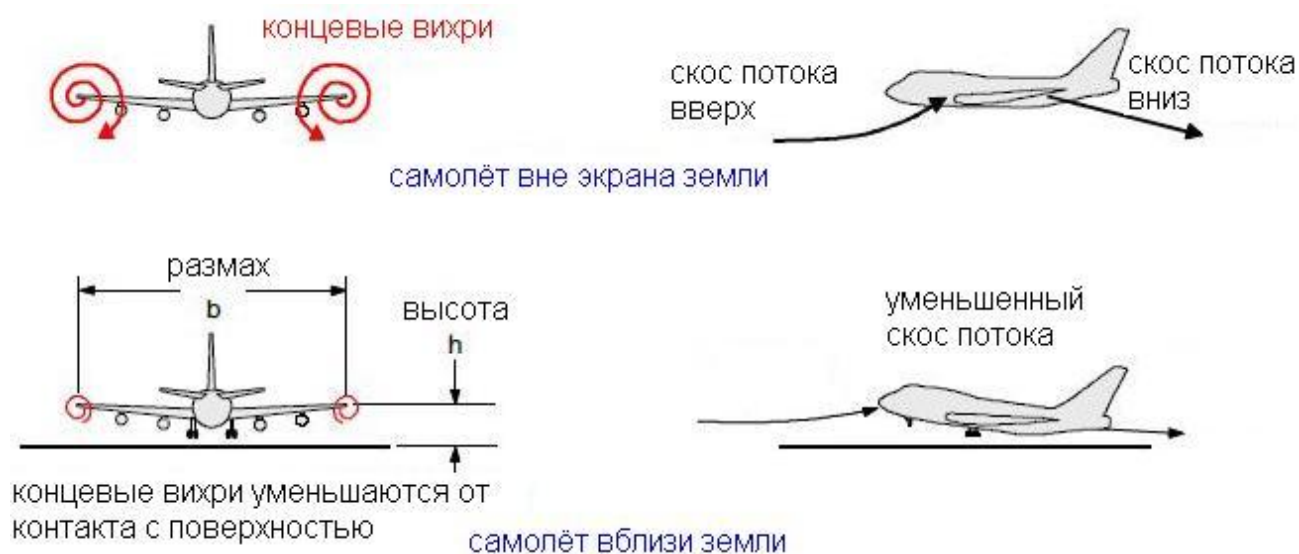
При слабом устойчивом ветре возле земли концевые вихри будут смещаться вдоль поверхности. Могут возникнуть условия, что вихрь «зависнет» над ВПП. Вихри от взлетевшего с соседней ВПП самолёта могут представлять опасность для самолёта, взлетающего с параллельной ВПП.

При наличии турбулентности атмосферы вихри быстро разрушаются. Чем сильнее ветер, тем быстрее разрушаются вихри.

Безопасные интервалы между взлетающими и заходящими на посадку самолётами, поддерживаемые службой управления движением, уменьшают вероятность, но не гарантируют не попадание в спутный след. Особенно велика опасность в условиях слабого ветра. В этих условиях происходит большинство инцидентов, связанных с попаданием в спутную струю. Общее правило для избежания спутной струи – быть выше и с наветренной стороны от впереди летящего самолёта. Также выдерживать интервалы при взлёте и посадке не менее заданных.

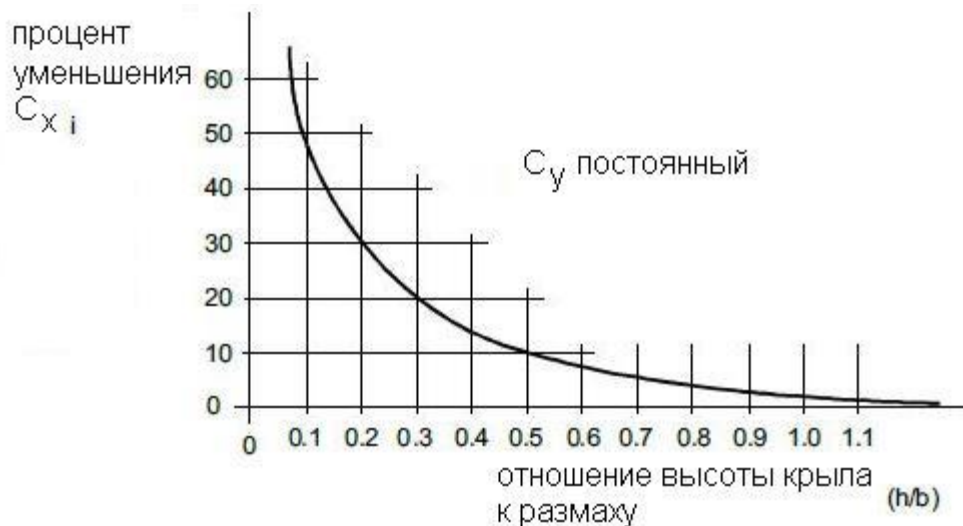
Влияние близости земли.

При полёте в непосредственной близости от поверхности развитие концевых вихрей крыла значительно ослабляется. Соответственно уменьшаются скосы потока перед и за крылом. Это эффект «экрана» земли – подъёмная сила возрастает, индуктивное сопротивление падает. Также меняется балансировка самолёта из-за смещения центра давления и изменения местных углов атаки стабилизатора.

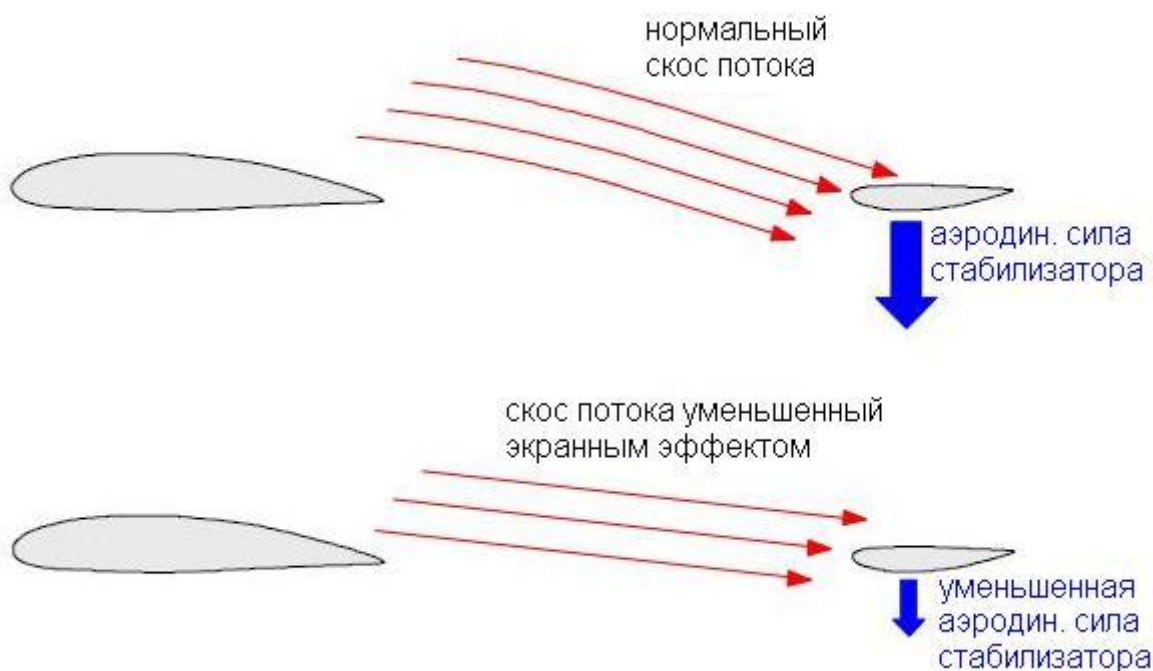


Влияние экранного эффекта зависит от расстояния между крылом и поверхностью. Значительное уменьшение индуктивного сопротивления происходит при высоте над поверхностью не более половины размаха крыла.

Например, при размахе 40 метров индуктивное сопротивление уменьшится на высоте 40 м на 1,4%, на высоте 10 м – на 23,5%, на высоте 4 м – на 47,6%.



В связи с этим можно сказать, что низкопланы более подвержены эффекту экрана земли, чем высокопланы.



На самолётах с низкорасположенным стабилизатором экраный эффект меняет его местный угол атаки из-за уменьшения скоса потока за крылом. Высокорасположенный стабилизатор, как правило, находится вне зоны влияния скоса потока.

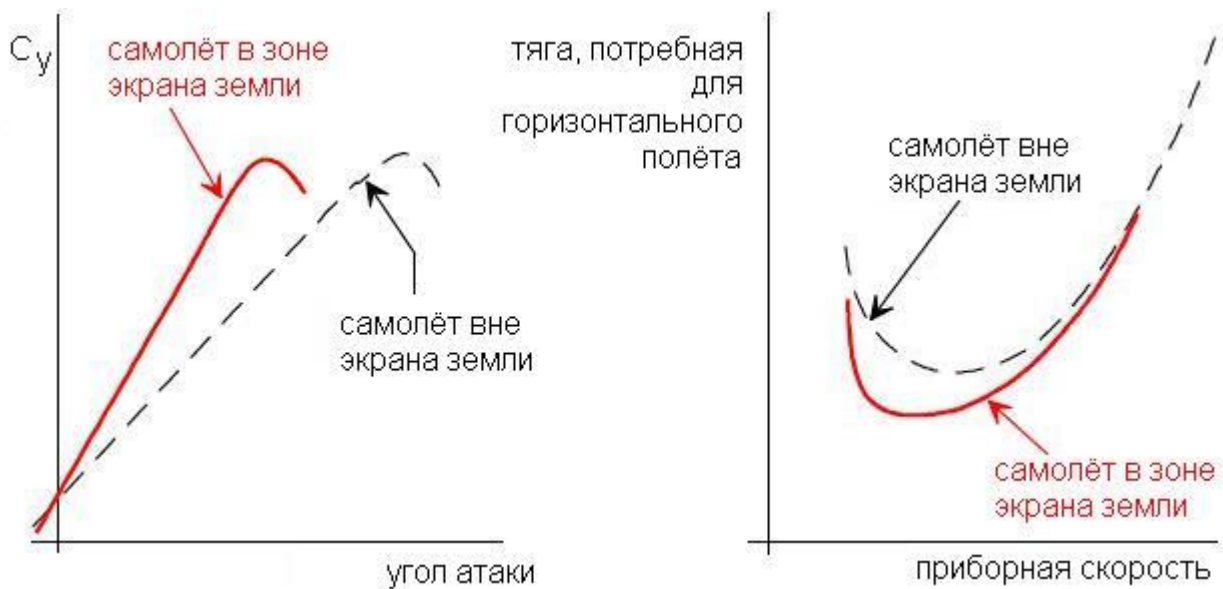
Уменьшение скоса потока приводит к появлению пикирующего момента, а увеличение – кабрирующего.

Скос потока за крылом меняется не только от экранного эффекта земли, но и при изменении положения механизации крыла и формировании скачков уплотнения на числах M более критического. Поэтому понимание его влияния очень важно для усвоения основ полёта.



Поток, обтекающий стабилизатор, как правило, возмущен впереди расположенным крылом. Поэтому, рассматривая угол атаки стабилизатора, мы говорим о местном угле атаки, то есть об угле между линией хорды и направлением местного потока воздуха. При этом не используется понятие «отрицательный угол атаки». Если набегающий поток на стабилизатор меняет своё направление от D к G, то говорят, что угол атаки стабилизатора увеличивается и наоборот.

Увеличивающийся скос потока уменьшает угол атаки стабилизатора и наоборот.



Предположим, что самолёт входит в зону действия экранного эффекта земли с постоянным C_y и приборной скоростью. При этом произойдёт:

- уменьшение скоса потока приведёт к увеличению местного угла атаки крыла, что потребует уменьшения угла тангажа самолёта для сохранения постоянной подъёмной силы. Если тангаж самолёта не меняется, то подъёмная сила увеличится, и самолет замедлит или прекратит снижение. Этому будет также способствовать уменьшение индуктивного сопротивления самолёта.

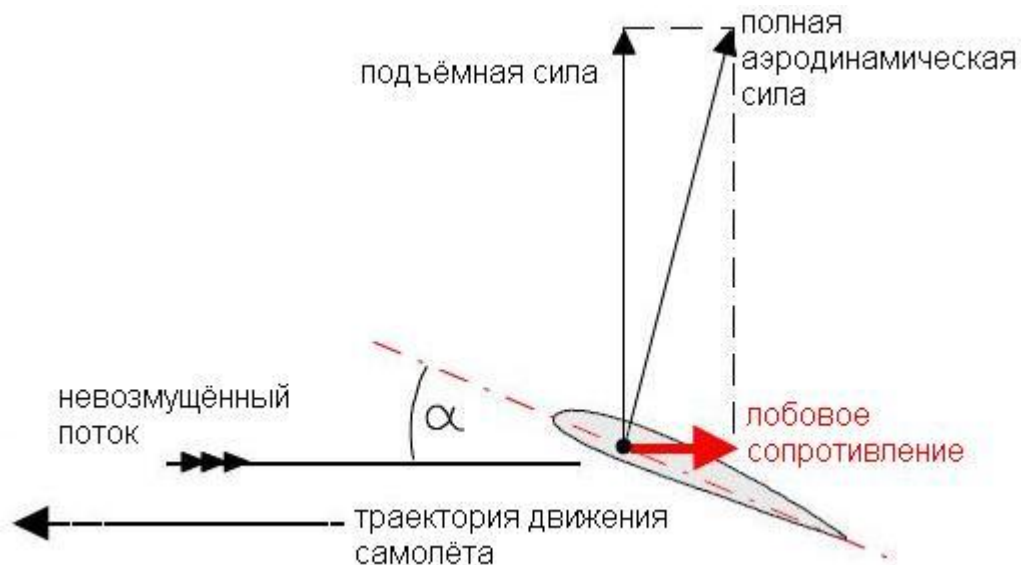
- уменьшение сопротивления приведет к замедлению темпа гашения скорости (на посадке), что может выразиться в «перелёте».
- если перед входом в зону влияния экрана земли самолёт находился на углах атаки близких к критическим, то эффект экрана может привести к развитию срыва потока с крыла.
- уменьшение скоса потока увеличивает местный угол атаки стабилизатора. Аэродинамическая сила на стабилизаторе (направленная вниз) уменьшается и возникает пикирующий момент. Чтобы сохранить неизменный тангаж самолёта пилот должен взять штурвал «на себя».
- из-за экранного эффекта земли местное давление в районе приёмников статического давления, как правило, повышается, что приводит к занижению показаний приборной скорости и барометрической высоты.

При выходе из зоны экрана земли эффект будет противоположный:

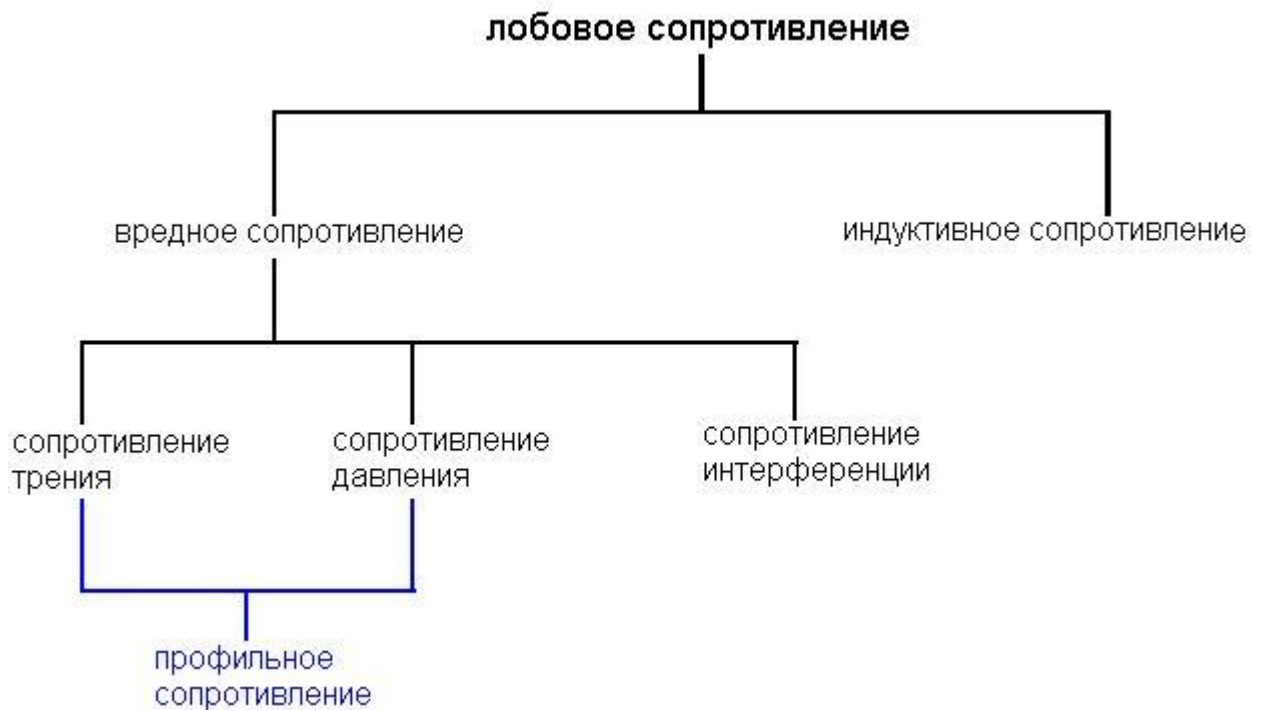
- подъёмная сила уменьшится и увеличится индуктивное сопротивление. Для сохранения C_y потребуется увеличение угла атаки.
- увеличение скоса потока приведет к появлению кабрирующего момента тангажа.
- местное давление в районе приёмников статического давления уменьшится, что приведёт к завышению показаний скорости и барометрической высоты.
- из-за экранного эффекта возможно преждевременное отделение самолёта от земли на малой скорости с последующим повторным касанием ВПП, из-за уменьшения подъёмной силы при выходе из зоны экрана.
- кабрирующий момент при выходе из зоны экрана может способствовать созданию чрезмерного угла тангажа или удару хвостом самолёта о ВПП на взлёте.

Глава 6 Лобовое сопротивление

Лобовое сопротивление – это сила противодействующая движению самолёта вперёд. Это составляющая полной аэродинамической силы на направление движения невозмущённого потока воздуха (на направление, противоположное движению центра масс).



Любая часть самолёта, находясь в потоке воздуха, создаёт различные типы сопротивления движению вперёд, внося свою долю в общее лобовое сопротивление самолёта.



В целом всё сопротивление делится на два типа:

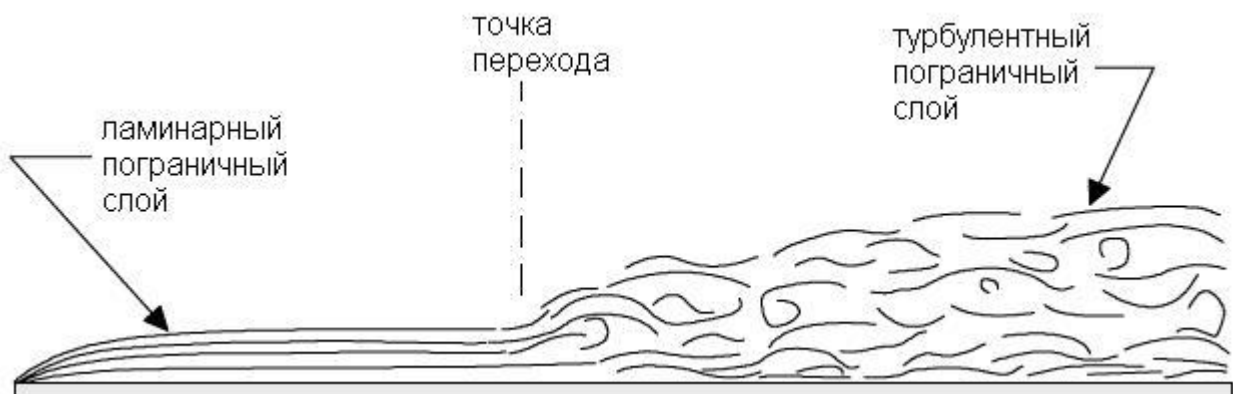
- вредное сопротивление – его причины не связаны с созданием подъёмной силы;
- индуктивное сопротивление – результат создания подъёмной силы.

Вредное сопротивление делится на сопротивления трения, давления и интерференции.

Вредное сопротивление.

Это сопротивление самолёта при нулевой подъёмной силе.

Сопротивление трения. Частицы воздуха, находящиеся в прямом контакте с поверхностью самолёта, разгоняются до его скорости и движутся вместе с ним. Расположенные рядом частицы, за счёт вязкости воздуха, также будут разгоняться, но их скорость будет уже меньше. Чем больше расстояние от поверхности самолёта, тем меньше ускорение частиц воздуха. Таким образом, вокруг летящего самолёта существует слой воздуха, в котором относительная скорость частиц меняется от нуля до максимальной, на таком расстоянии от поверхности, где влиянием вязкости можно пренебречь.



Этот слой называется пограничным. Характер пограничного слоя определяет максимальный C_y , характеристики срыва потока, сопротивление давления, обтекание на больших числах M . Рассмотрим движение воздуха над плоской поверхностью. Пограничный слой может быть в двух формах: ламинарной и турбулентной. Как правило, обтекание начинается ламинарным слоем, а затем, после точки перехода, продолжается турбулентным пограничным слоем. Силы трения в турбулентном слое выше, чем в ламинарном. Это происходит из-за увеличения градиента изменения скорости потока по расстоянию от поверхности. Также турбулентный слой обладает большей кинетической энергией. Чем ближе к передней кромке расположена точка перехода, тем больше сопротивление трения поверхности.

Тонкий ламинарный слой очень чувствителен к любым неровностям на поверхности. После обтекания неровности поток становится турбулентным, и возмущенный поток распространяется далее по поверхности, существенно увеличивая сопротивление трения. Также ламинарный слой не может существовать при неблагоприятном градиенте давления (когда давление растет в направлении движения потока). Поэтому на профиле крыла точка перехода находится в районе точки максимальной толщины профиля.



Толщина пограничного слоя на рисунке сильно преувеличена. Реальная толщина пограничного слоя в районе передней кромки около 2 мм и увеличивается к задней кромке до 20 мм.

Сопротивление давления. Оно возникает из-за разницы давлений между зонами передней и задней кромки. Силы трения в пограничном слое постепенно уменьшают его кинетическую энергию по мере продвижения вдоль поверхности. Неблагоприятный градиент давления на нисходящей части профиля усиливает падение кинетической энергии пограничного слоя. Это приводит к тому, что нижние слои пограничного слоя перестают двигаться. Тогда верхние слои в данной точке отделяются от поверхности. Данная точка называется точкой отделения пограничного слоя. Пограничный слой позади этой точки движется навстречу общему потоку. Из-за отделения пограничного слоя давление в районе задней кромки ниже давления у передней кромки. Образовавшийся перепад давлений и дает сопротивление давления.

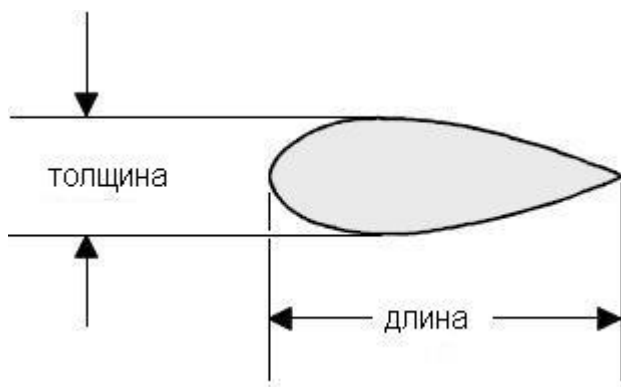
Отделение пограничного слоя происходит из-за его недостаточной кинетической энергии в условиях неблагоприятного градиента давления.

Потеря кинетической энергии пограничного слоя может быть вызвана разными факторами:

- При увеличении угла атаки точка перехода смещается в сторону передней кромки и неблагоприятный градиент давления усиливается. В этих условиях точка отделения пограничного слоя движется вперёд. В конечном счёте, отделение пограничного слоя может начинаться так близко к передней кромке, что уже не останется достаточно площади крыла для производства подъёмной силы, C_y начнет уменьшаться и крыло окажется на режиме срыва потока.

- Когда на верхней поверхности крыла формируется скачок уплотнения, то давление за ним резко повышается. Это создает очень сильный неблагоприятный градиент давления, приводящий к отделению пограничного слоя сразу же за скачком уплотнения.

Турбулентный пограничный слой обладает большей энергией, чем ламинарный. Поэтому ламинарный слой отделяется при меньшем неблагоприятном градиенте давления, что является его недостатком. Но в нём меньше силы трения, что является его достоинством.



Обтекаемость. На каждой выступающей части самолёта создаётся сопротивление давления. Чтобы уменьшить эту форму сопротивления необходимо задержать отделение пограничного слоя, чтобы это произошло как можно ближе к задней кромке. Для этого увеличивают соотношение между длиной и толщиной тела, уменьшают кривизну поверхности и, таким образом, уменьшают неблагоприятный градиент давления. Оптимальное соотношение между длиной и толщиной тела равно 3:1.

Сумма сопротивлений трения и давления называется **профильным сопротивлением**.

Сопротивление интерференции. Если рассматривать вредное сопротивление всего самолёта, то оно окажется больше суммы вредных сопротивлений отдельных его частей. Эта прибавка сопротивления называется сопротивлением интерференции. Для её уменьшения используют зализы – обтекаемые поверхности в местах соединения различных частей самолёта.

Факторы, влияющие на вредное сопротивление:

- вредное сопротивление пропорционально квадрату приборной скорости. Если скорость увеличить в два раза, то вредное сопротивление вырастет в четыре раза.

- вредное сопротивление пропорционально фронтальной площади тела, противостоящего потоку воздуха. Фронтальная площадь самолёта увеличивается при выпуске механизации, шасси, воздушных тормозов и т. п.

- загрязнение поверхности самолёта льдом, инеем, грязью и т. п. Повышает вредное сопротивление.

Формула вредного сопротивления: $X_{\text{вред}} = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{x \text{ вред}} S$,

где $\frac{1}{2} \rho V^2$ – скоростной напор; $C_{x \text{ вред}}$ - коэффициент вредного сопротивления; S - фронтальная площадь тела.

Индуктивное сопротивление.

Индуктивное сопротивление - это нежелательный побочный продукт производства подъёмной силы. Оно подробно рассмотрено в разделе «Подъёмная сила».

Общий принцип: чем меньше приборная скорость, больше угол атаки, тем сильнее концевые вихри и тем больше индуктивное сопротивление.



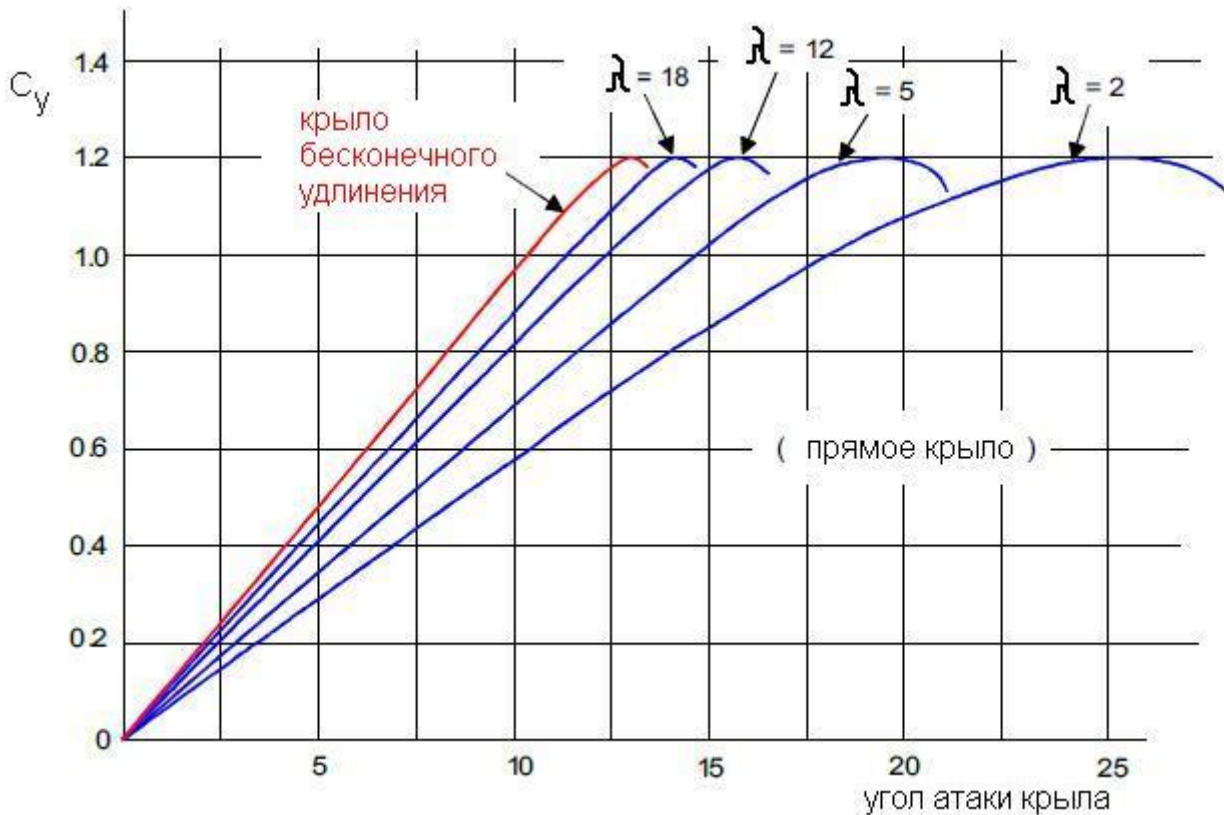
Факторы, влияющие на индуктивное сопротивление:

- **Величина подъёмной силы.** Чем больше сила тяжести самолёта и перегрузка, тем больше подъёмная сила, соответственно больше индуктивное сопротивление. (Перегрузкой называется отношение подъёмной силы к силе тяжести самолёта). Индуктивное сопротивление пропорционально квадрату подъёмной силы.

- **Скорость самолёта.** Чем больше скорость, тем меньше индуктивное сопротивление. Это происходит, потому что вертикальные скорости, индуцированные вихрем, накладываясь на возросшую поступательную скорость (по треугольнику) дают меньшее изменение местного угла атаки. Соответственно меньше наклон вектора подъёмной силы назад, а значит и меньше индуктивное сопротивление. Индуктивное сопротивление обратно пропорционально квадрату скорости.

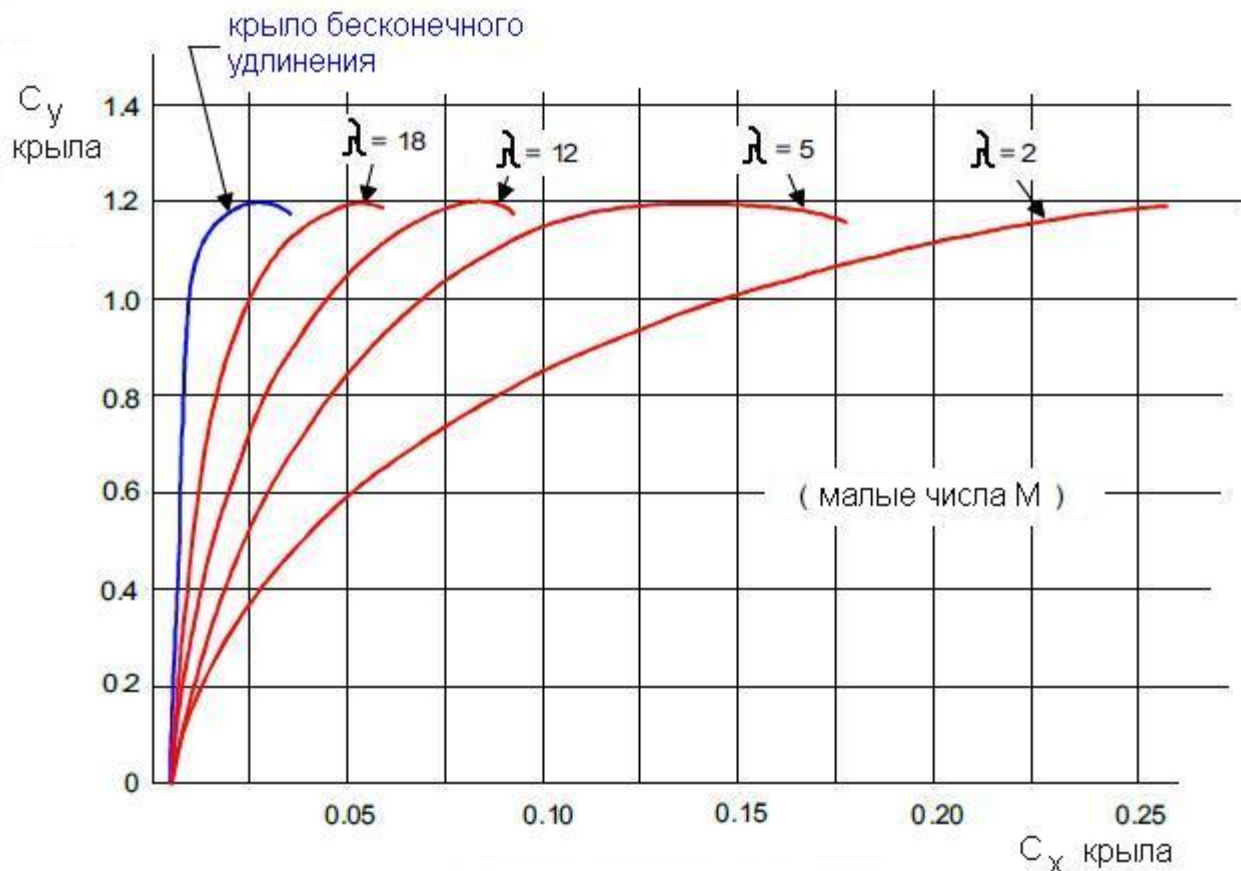
- **Удлинение крыла.** Концевые вихри на крыле большого удлинения влияют на относительно меньшую часть крыла. Индуктивное сопротивление обратно пропорционально удлинению крыла.

Из вышесказанного можно сделать вывод, что крылья большого удлинения требуются для самолётов, которые большую часть лётного времени проводят на режимах больших потребных C_y . К этой категории относятся транспортные самолёты.



На рисунке показано влияние удлинения крыла график подъемной силы. Чем больше удлинение, тем меньше требуется угол атаки для производства той же подъемной силы и увеличивается чувствительность на изменение угла атаки.

На следующем рисунке показана зависимость лобового сопротивления крыла от подъемной силы при различных значениях удлинения крыла. Из него видно, что крыло с большим удлинением имеет меньшее сопротивление, поскольку индуктивное сопротивление очень зависит от удлинения крыла. При больших удлинениях крыла сопротивление мало изменяется при росте подъемной силы, но на больших C_y (малых приборных скоростях) сопротивление начинает резко увеличиваться.



Использование крыльев большого удлинения на самолётах ограничено следующими факторами:

- Большой изгибающий момент крыла. Его уменьшают, размещая в крыле топливо и навешивая на крыло двигатели.
- Уменьшение располагаемых угловых скоростей крена (особенно на малых скоростях). При кренении самолёта на опускающемся полукрыле местные углы атаки увеличиваются, а на поднимающемся – уменьшаются. Возникает разность подъёмных сил полукрыльев, препятствующая кренению (демпфирующий момент). Чем больше удлинение крыла, тем на большую величину будет увеличиваться угол атаки в районе законцовки крыла при той же угловой скорости крена, следовательно, будет больше демпфирующий момент.
- Уменьшение расстояния от земли до законцовки крыла при создании крена на взлёте или посадке.

Формула индуктивного сопротивления: $X_i = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{x_i} S$,

где $\frac{1}{2} \rho V^2$ – скоростной напор; C_{x_i} - коэффициент индуктивного сопротивления; S - площадь крыла.

Коэффициент индуктивного сопротивления зависит от коэффициента подъёмной силы и удлинения крыла: $C_{x_i} = C_y^2 / \lambda$.

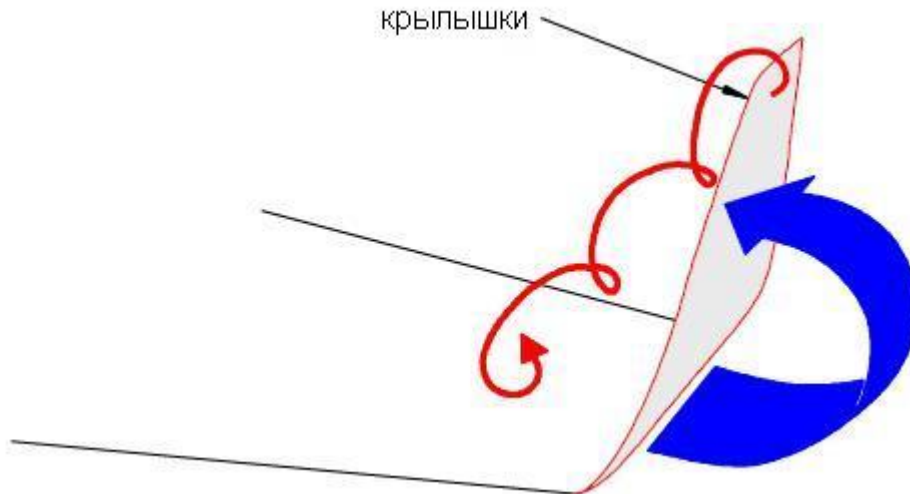
Рассмотрим, как меняется индуктивное сопротивление по скорости. Допустим, скорость выросла в два раза, значит, скоростной напор увеличится в четыре раза ($\frac{1}{2} \rho V^2$). Значит, для сохранения подъёмной силы C_y уменьшится в четыре раза ($Y = \frac{1}{2} \rho V^2 C_y S$). Это приведет к уменьшению коэффициента индуктивного сопротивления в шестнадцать раз (C_y^2 / λ).

Подставляя изменившиеся значения скоростного напора и C_{xI} в формулу индуктивного сопротивления, получим, что оно уменьшится в четыре раза.

Методы уменьшения индуктивного сопротивления:

Плоские пластины, расположенные на концах крыльев ограничивают развитие концевых вихря, не производя подъёмной силы, а значит, не увеличивая изгибающий момент крыла. Тем не менее, они повышают вредное сопротивление самолёта, что на больших скоростях может свести на нет эффект уменьшения сопротивления.

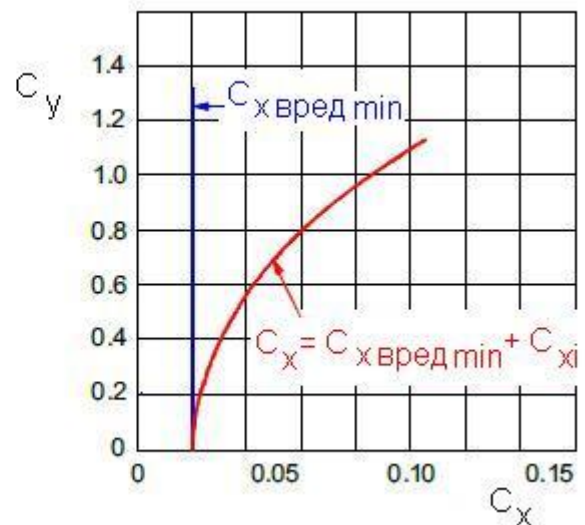
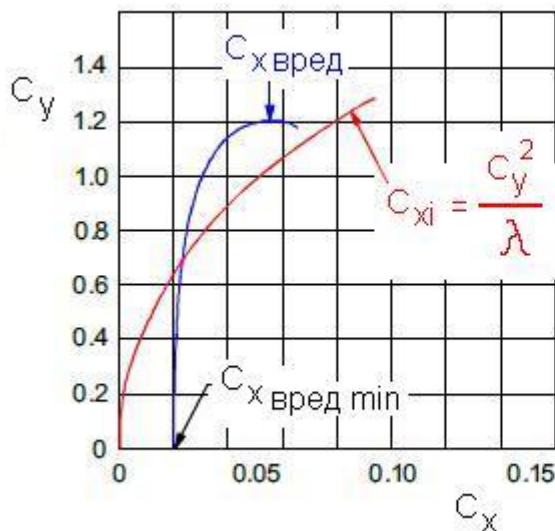
Топливные баки на законцовках крыльев играют ту же роль, что и плоские пластины, но при этом ещё, за счёт веса топлива, уменьшают изгибающий момент крыла.



Крылышки (загнутые вверх законцовки крыла, winglets). Они спрофилированы и установлены так, что производят небольшую силу, направленную вперед (отрицательное сопротивление). Крылышки частично блокируют поток воздуха от нижней поверхности крыла к верхней, уменьшая силу концевых вихря. Кроме того, маленький вихрь с законцовки взаимодействует с концевым вихрем крыла и ослабляет его.

Форма законцовки крыла влияет на силу концевых вихря. На Боинге-787 используется загнутая назад законцовка крыла.

Влияние подъёмной силы на вредное сопротивление.



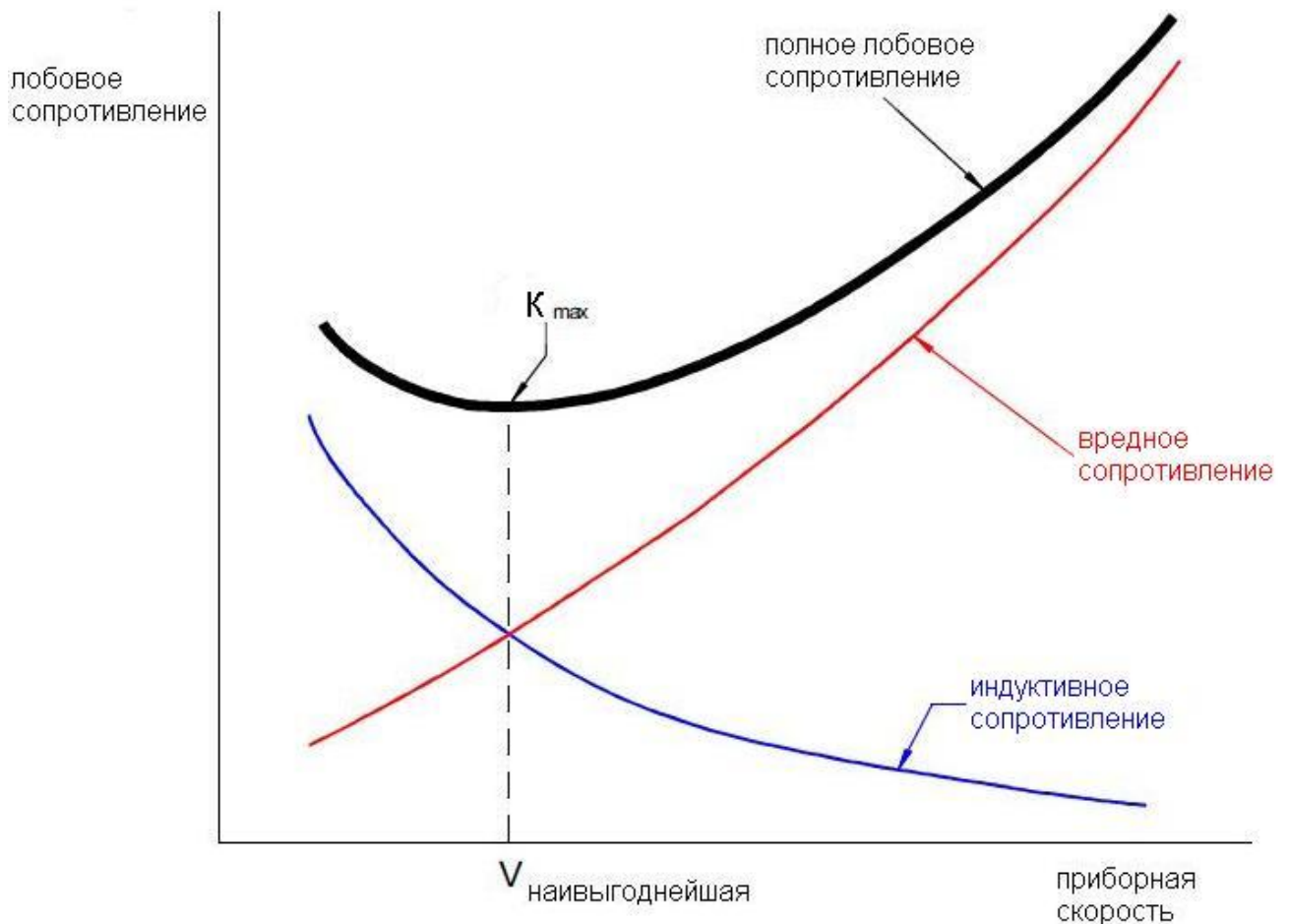
Причина вредного сопротивления самолёта не связана напрямую с производством подъёмной силы, тем не менее, величина вредного сопротивления зависит от неё.

Влияние C_y на $C_{x \text{ вред}}$ показано на левом рисунке. Тем не менее, прибавку вредного сопротивления выше $C_{x \text{ вред min}}$ включают в индуктивное сопротивление (см. правый рисунок).

Как уже было сказано ранее, на вредное сопротивление влияет фронтальная площадь. Например, выпуск шасси и механизации может увеличить вредное сопротивление самолёта на 80%.

Если самолет летит на постоянной приборной скорости, то изменения высоты полёта не влияют на вредное сопротивление (хотя истинная скорость самолёта будет меняться). Изменение скорости полёта при остальных неизменных факторах является главным фактором, влияющим на вредное сопротивление. При удвоении скорости вредное сопротивление увеличивается в четыре раза. Если самолёт движется со скоростью близкой к скорости сваливания, то вредное сопротивление составляет около 25% от общего. Зато на максимальной скорости, доля вредного сопротивления практически 100%. Данный факт говорит о необходимости обеспечения хорошей обтекаемости и аэродинамической чистоты поверхностей самолёта для достижения высоких скоростей полёта.

Полное лобовое сопротивление.

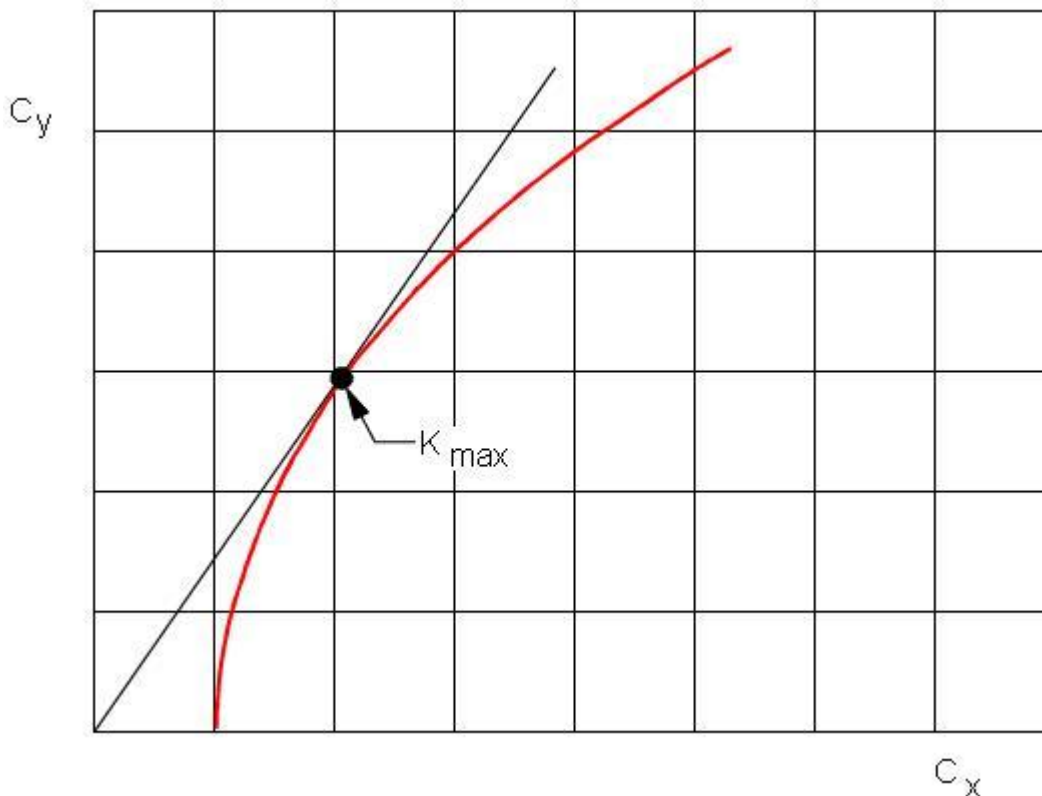


Полное сопротивление самолёта является суммой индуктивного и вредного сопротивлений.

На рисунке показано изменение полного сопротивления самолёта в горизонтальном прямолинейном полёте в зависимости от приборной скорости.

На малых скоростях доминирует индуктивное сопротивление, а на больших – вредное. Минимальное полное сопротивление достигается при равенстве индуктивного и вредного сопротивлений. Эта скорость называется наивыгоднейшей (V_{MD}). Она является точкой отсчёта при определении лётных характеристик самолёта, таких как дальность и продолжительность полёта, угол набора высоты и планирования, взлетные и посадочные характеристики.

При полёте на наивыгоднейшей скорости самолёт обладает максимальным аэродинамическим качеством, что соответствует полёту на наивыгоднейшем угле атаки (около 4°).

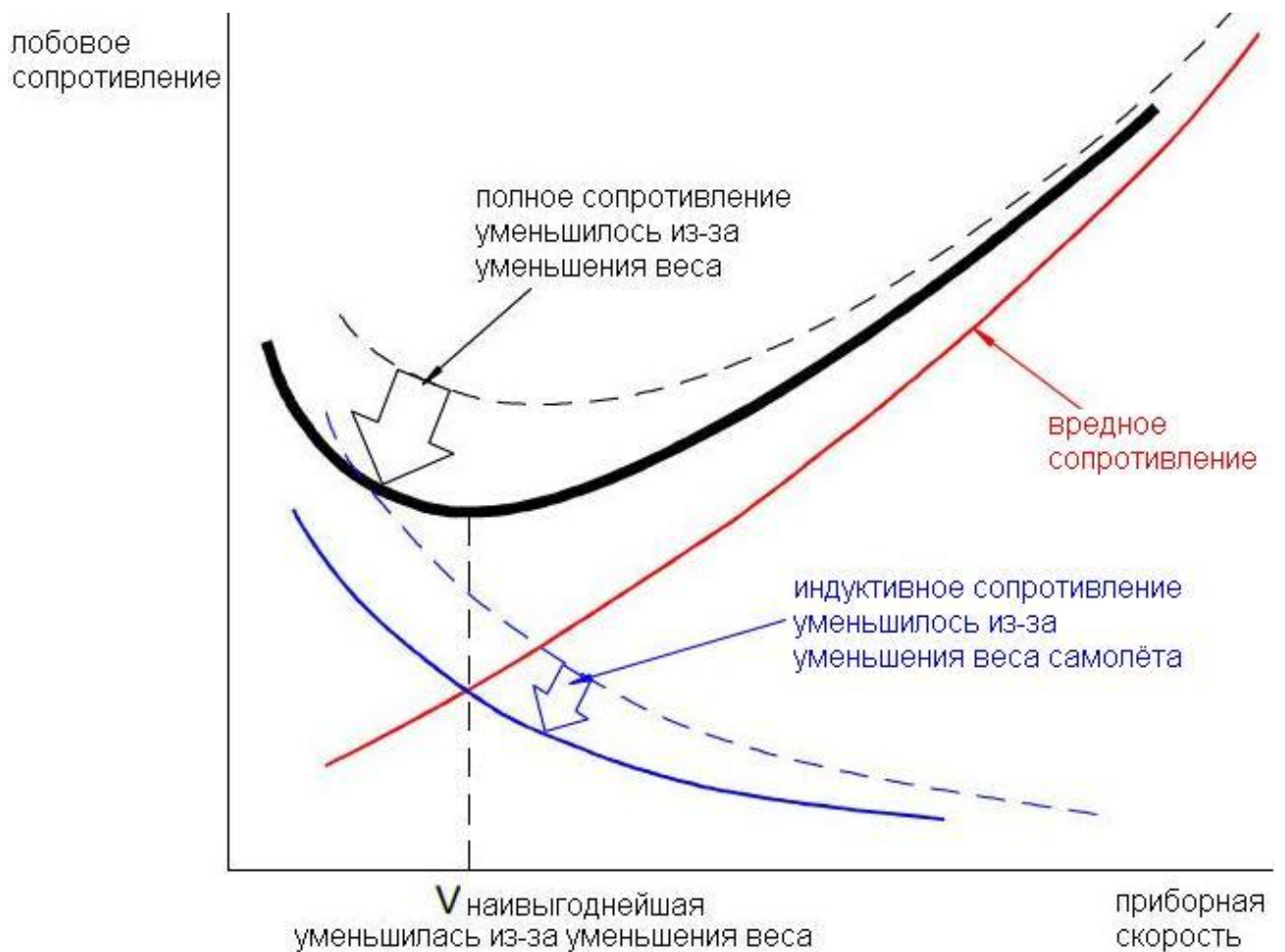


На рисунке изображена поляра самолёта – зависимость C_x от C_y . На ней видно, что C_y сначала растёт быстрее, чем C_x , но затем рост C_x ускоряется. Точку максимального качества можно найти, проведя касательную к графику из начала координат.

Влияние веса самолёта на полное лобовое сопротивление.

При уменьшении веса самолёта уменьшается необходимая подъёмная сила, а значит, и индуктивное сопротивление. Общее сопротивление также уменьшается, и точка минимального сопротивления смещается влево (см. рисунок).

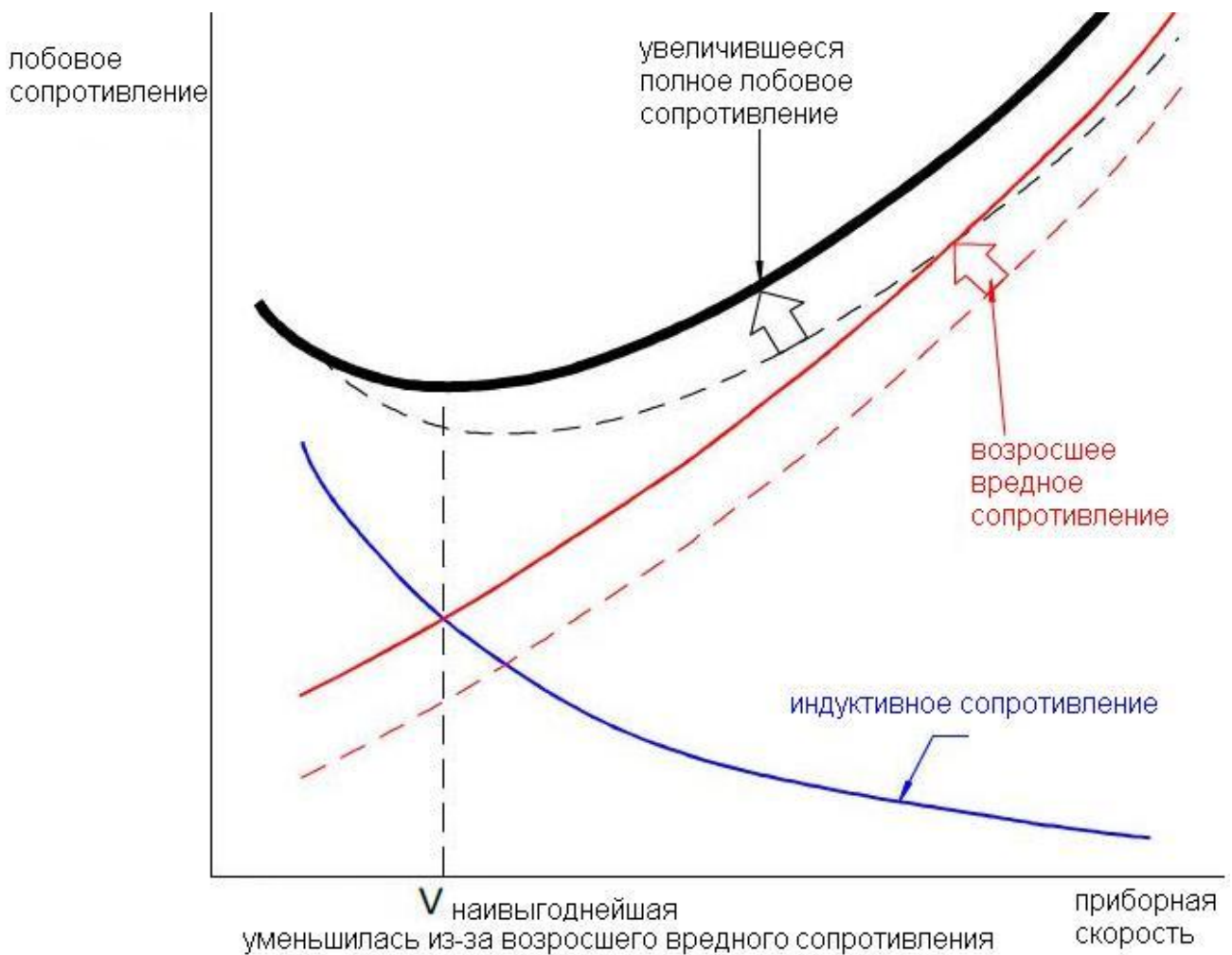
Таким образом, при уменьшении силы тяжести самолёта наивыгоднейшая скорость уменьшается, и наоборот. При увеличении перегрузки (при развороте) наивыгоднейшая скорость также увеличивается (из-за роста индуктивного сопротивления).



Изменение высоты полёта не влияет на полное сопротивление самолёта, если не изменяется приборная скорость. Истинная скорость при этом будет меняться в соответствии с изменениями плотности воздуха.

Влияние конфигурации самолёта на полное лобовое сопротивление.

Выпуск шасси, тормозных щитков, механизации крыла увеличивает вредное сопротивление самолёта, но не оказывает существенного влияния на индуктивное сопротивление. В результате полное сопротивление самолёта повышается, и наивыгоднейшая скорость самолёта уменьшается по сравнению с наивыгоднейшей скоростью для чистой конфигурации.



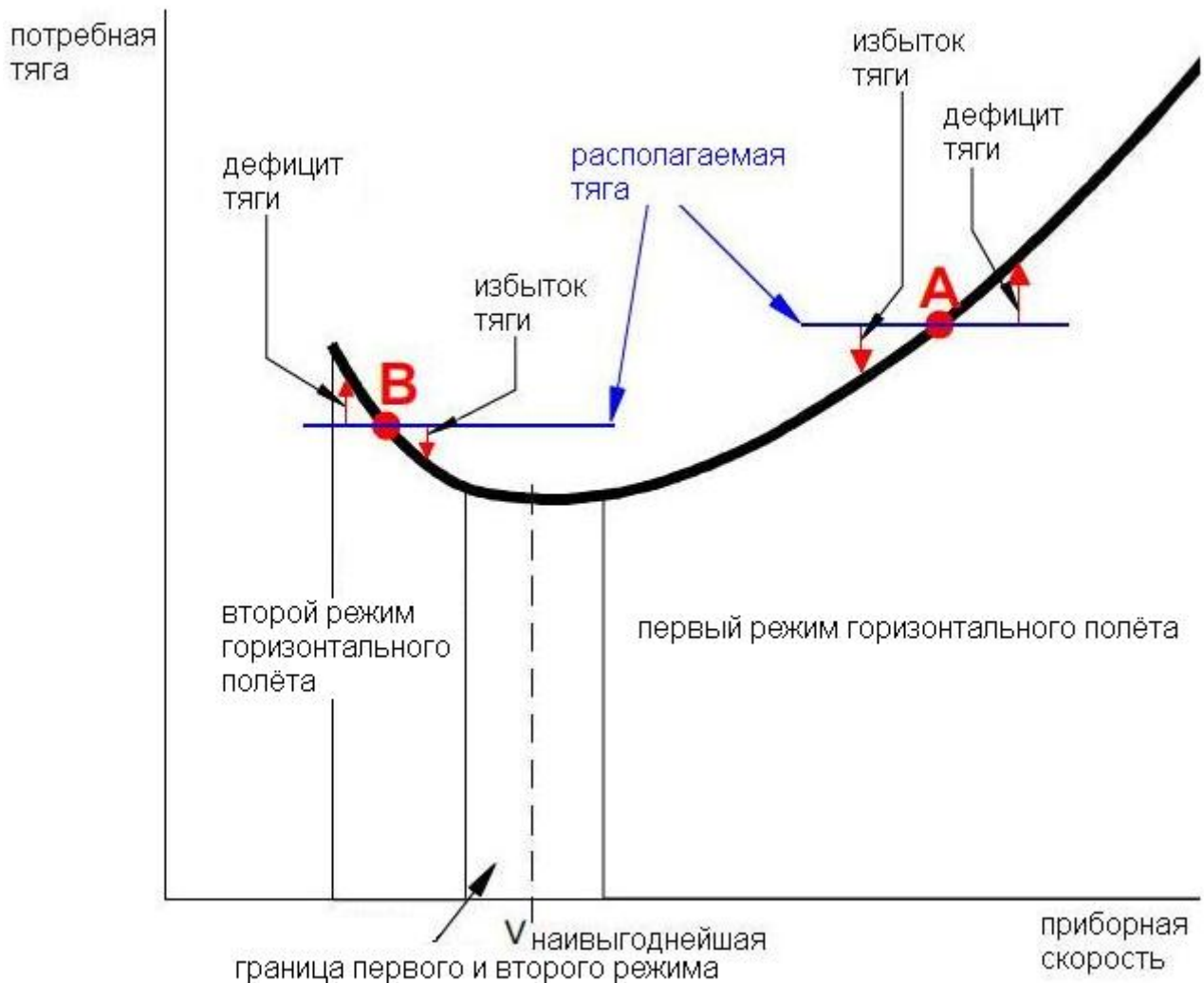
Первые и вторые режимы горизонтального полёта.

В горизонтальном прямолинейном полёте на постоянной скорости все силы и моменты, действующие на самолёт взаимно уравновешены. Тяга двигателей равна лобовому сопротивлению. Поэтому термин лобового сопротивления в данном случае можно заменить термином «потребная тяга».

Рассмотрим самолёт в равномерном прямолинейном полёте на постоянном режиме работы двигателей. Предположим, что произошло случайное изменение скорости полёта. Равновесие тяги и сопротивления нарушится. Если скорость самолёта в этот момент была больше наивыгоднейшей (точка А), то при росте скорости возникнет дефицит тяги, а при падении – избыток тяги двигателей. Таким образом, самолёт будет иметь тенденцию к возвращению на исходную скорость, при которой самолёт был полностью сбалансирован. В данном случае мы наблюдаем устойчивое равновесие продольных сил. Такой режим горизонтального полёта называется первым режимом. В англоязычных учебниках говорят, что на данном режиме самолёт устойчив по скорости, хотя здесь идет речь только об устойчивом равновесии сил тяги и лобового сопротивления. Устойчивость по скорости будет рассмотрена позже.

Если скорость самолёта меньше наивыгоднейшей скорости (точка В), то увеличение скорости приведет к избытку тяги, и самолёт будет иметь тенденцию к дальнейшему разгону скорости. При падении скорости – тенденцию к дальнейшему торможению. В данном случае самолёт находится на втором режиме – равновесие тяги и лобового сопротивления неустойчиво.

Пилот в этом случае должен внимательно следить за скоростью и без замедления противостоять тенденции скорости отклониться от заданного значения. Выпуск шасси или механизации в этом случае будет способствовать выходу самолёта на первый режим полёта за счёт уменьшения наивыгоднейшей скорости.



Если скорость самолёта близка к наивыгоднейшей, то при случайном изменении скорости не возникает существенной разбалансировки самолёта по тяге — самолёт находится на границе первого и второго режима полёта.

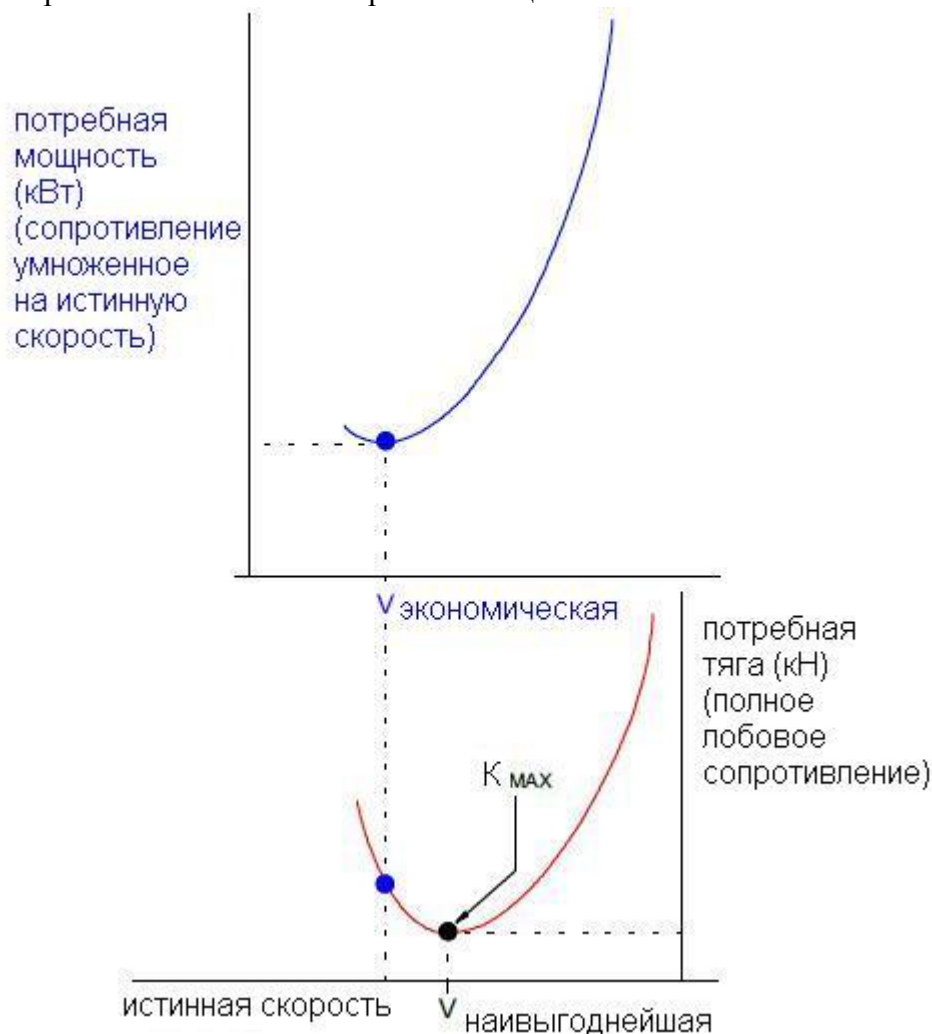
Потребная мощность двигателей.

Тяга двигателей — это сила, а мощность — это темп выполнения работы (количество выполненной работы за единицу времени). Работу силы можно найти, умножив силу на пройденное в направлении действия силы расстояние.

Таким образом, потребная мощность двигателей находится произведением потребной тяги на истинную скорость.

Если самолёт набирает высоту на постоянной приборной скорости, то лобовое сопротивление (потребная тяга) остаётся постоянным, но растёт истинная скорость, и, следовательно, растёт потребная мощность двигателей.

Понятие потребной мощности используется при изучении лётных характеристик самолёта. Чтобы «поднять» самолёт на высоту необходимо выполнить работу. Логично предположить, что максимальную работу за единицу времени можно совершить, имея максимальную располагаемую мощность двигателей при минимальной мощности, требуемой самолёту. Для более легкого понимания следует ассоциировать слово **мощность** с понятием **вертикальной скорости**. Например, минимальная скорость снижения достигается на скорости минимальной потребной мощности. Скорость минимальной потребной мощности называется **экономической** скоростью (V_{MP}).



На рисунке изображён процесс получения кривой потребной мощности из кривой потребной тяги путем умножения её на истинную скорость полёта. Обратите внимание, что экономическая скорость **всегда** меньше наивыгоднейшей.

Глава 7 Сваливание

Введение.

Сваливание – это потенциально опасный манёвр, происходящий с потерей высоты и ухудшением управляемости самолёта. Пилот должен быть в состоянии безошибочно определить приближающееся сваливание самолёта, чтобы быть в состоянии его предотвратить. Различные самолёты демонстрируют различное поведение на сваливании,

поэтому при сертификации к самолёту предъявляются определённые требования по характеристикам сваливания.

Причина сваливания.

C_y профиля увеличивается вместе с ростом угла атаки вплоть до $C_{y\text{ max}}$, что соответствует критическому углу атаки. Дальнейшее увеличение угла атаки делает невозможным плавное обтекание профиля, поток отделяется от поверхности, C_y уменьшается и C_x резко возрастает. Критический угол атаки соответствует определённой приборной скорости горизонтального полёта (V_S), которая является важной точкой отсчёта при пилотировании самолёта.

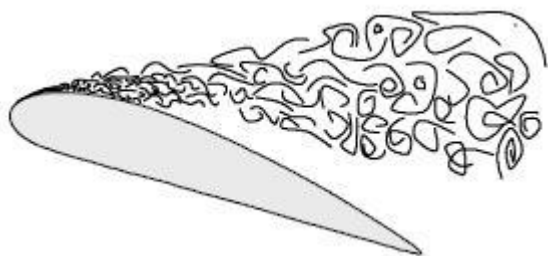
Сваливание самолёта происходит из-за отделения пограничного слоя. Это может произойти или при недостатке кинетической энергии пограничного слоя, или при слишком большом неблагоприятном градиенте давления.



На небольших углах атаки практически нет отделения потока до задней кромки профиля. Поток безотрывно обтекает заднюю поверхность в форме турбулентного пограничного слоя.



По мере увеличения угла атаки неблагоприятный градиент давления усиливается, уменьшая кинетическую энергию пограничного слоя, и поток начинает отделяться от поверхности в районе задней кромки.

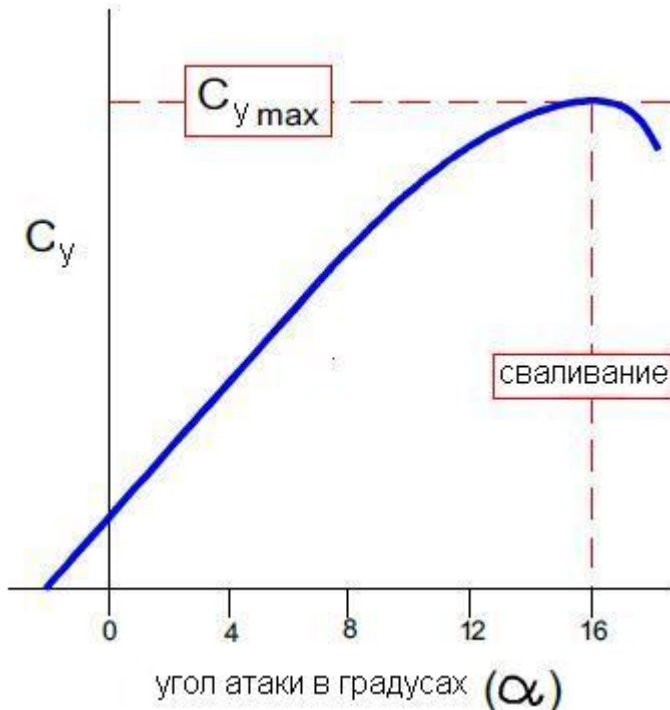


Дальнейшее увеличение угла атаки приводит к смещению точки отделения потока по направлению к передней кромке. На углах больших приблизительно 16° , чрезмерно возросший неблагоприятный перепад давления приводит к такому отделению потока от поверхности, что подъёмной силы уже становится недостаточно, для балансировки силы тяжести самолёта.

Важно помнить, что угол атаки крыла – это угол между его хордой и касательной к траектории движения самолёта, поэтому сваливание может произойти на **любой скорости** и при **любом пространственном положении** самолёта.

Кривая подъёмной силы.

На рисунке показано, что C_y имеет прямую зависимость от угла атаки до относительно больших значений.



Затем начинает чувствоваться эффект отделения пограничного слоя и угол наклона кривой уменьшается. В конечном счёте, C_y достигает своего максимума и начинает уменьшаться. Угол атаки, соответствующий $C_{y \max}$ называется углом сваливания или критическим.

Выход из сваливания.

Чтобы выйти из сваливания или предотвратить глубокое сваливание, необходимо уменьшить угол атаки, чтобы уменьшить неблагоприятный градиент давления. В зависимости от особенностей самолёта, для этого необходимо уменьшить тянущие усилия на штурвале (ручке управления) или слегка отдать его от себя. (Чрезмерная отдача штурвала от себя может привести к отрицательной перегрузке и усложнит вывод). Для большинства современных самолётов достаточно опустить нос на горизонт или чуть ниже с выводом двигателей на максимальный режим для уменьшения потери высоты.

При сваливании на крыло (с энергичным кренением), на самолётах с прямым крылом следует использовать руль направления для вывода из крена. На самолётах со стреловидным крылом следует использовать элероны в сочетании с плавными координированными отклонениями руля направления. На современных реактивных самолётах руль направления очень эффективен, поэтому его неаккуратное использование может привести к раскачке самолёта лётчиком (PIO).

Далее следует дождаться увеличения скорости и плавным движением штурвала на себя набрать потерянную высоту. Слишком энергичное взятие штурвала на себя может привести к повторному сваливанию или созданию чрезмерной перегрузки.

Угол атаки уменьшится до нормального значения, неблагоприятный градиент уменьшится, восстановится плавное обтекание, подъёмная сила и лобовое сопротивление вернуться к нормальным значениям.

Поведение самолёта перед сваливанием.

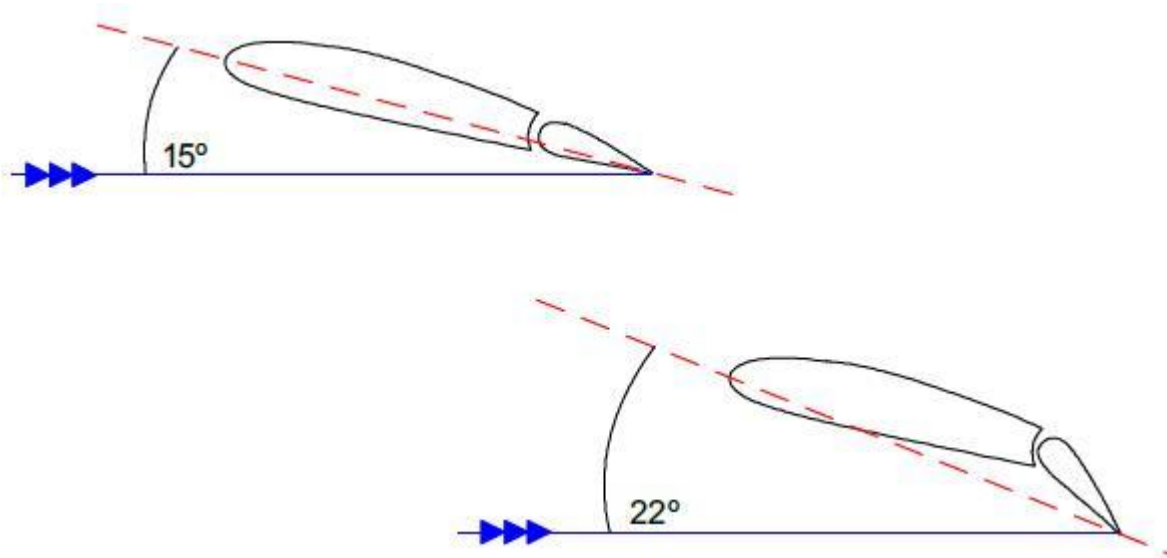
Характеристики сваливания отличаются у различных типов самолётов. Тем не менее, у большинства современных самолётов при обычном маневрировании сваливание наступает постепенно. Первыми признаками приближающегося сваливания могут быть:

- вялая реакция на отклонение рулей;
- срабатывание предупреждающей сигнализации;
- аэродинамическая тряска.

Особенности управления самолётом вблизи сваливания.

На малых скоростях полёта, обычно ассоциируемых со сваливанием, скоростной напор очень слабый, поэтому для получения той же реакции самолёта требуются большие отклонения рулей. Самолёт вяло реагирует на отклонения рулей, появляется ощущение, что рули «резиновые». При неожиданном сваливании и выводе из него очень важно, чтобы у самолёта не развился большой крен (для уменьшения потери высоты и предотвращения потери пространственной ориентировки пилотами).

Срыв потока с крыла происходит, как правило, несимметрично. Это приводит к кренению самолёта и естественная реакция пилота - парировать кренение элеронами. При отклонении рулевых поверхностей меняется профиль крыла и местный угол атаки. Таким образом, опускание элерона на крыле с развивающимся срывом потока может привести к усилению срыва, дальнейшему падению подъёмной силы и ускорению кренения.



На скоростях, близких к сваливанию, элероны следует использовать с осторожностью. На самолётах с прямым крылом, для удержания самолёта от кренения при сваливании следует использовать руль направления. На самолётах со стреловидными крыльями, существуют специальные требования по сохранению эффективности элеронов вплоть до «распознавания сваливания». Поэтому возникающий крен следует устранять элеронами с небольшим координированным отклонением руля направления.

Распознавание сваливания.

Самолёт считается находящимся на режиме сваливания, если произошло одно или комбинация следующих явлений:

- происходит опускание носа, и самолёт не реагирует на взятие штурвала на себя;
- аэродинамическая тряска достигает такой силы, что удерживает пилота от дальнейшего снижения скорости;
- штурвал полностью отклонён на себя в течение короткого времени и это не привело к увеличению угла тангажа.

Скорость сваливания.

Чтобы обеспечить приемлемые требования взлётно-посадочным полосам, необходимо летать на малых скоростях, на этапах взлёта и посадки. При этом должен быть обеспечен достаточный запас до скорости сваливания.

Каждый самолёт при сертификации испытывается на сваливание, и результаты кладутся в основу руководства по лётной эксплуатации.

В [EASA](#) принято два документа, определяющих сертификационные требования для самолётов - [CS-23](#) для лёгких самолётов с весом до 5670 кг (8618 кг для винтовых двухмоторных самолётов) и [CS-25](#) – для больших самолётов.

Первый документ оперирует скоростями V_{S0} и V_{S1} .

Второй документ использует расчётную (reference) скорость сваливания V_{SR} .

В документе [CS-Definitions](#) даются следующие определения скоростям сваливания:

V_S – скорость сваливания или минимальная скорость равномерного полёта, на которой самолёт управляется;

V_{S0} - скорость сваливания или минимальная скорость равномерного полёта в посадочной конфигурации;

V_{S1} - скорость сваливания или минимальная скорость равномерного полёта в заданной конфигурации;

V_{SR} – расчётная скорость сваливания;

V_{SR0} – расчётная скорость сваливания в посадочной конфигурации;

V_{SR1} – расчётная скорость сваливания в заданной конфигурации;

V_{SW} – скорость, на которой начинаются естественные или искусственные признаки сваливания;

V_{S1g} - скорость сваливания, на которой самолёт может развить подъёмную силу, равную его весу.

V_{SR} – это индикаторная земная скорость (CAS), определённая производителем. Она не может быть меньше V_{S1g} .

$V_{SR} \geq V_{C_{y\max}} / \sqrt{n_{zw}}$, где $V_{C_{y\max}}$ - индикаторная земная скорость, полученная в процессе плавного торможения, соответствующая первому максимуму C_y . Поскольку при этом перегрузка могла немного не соответствовать единице, то C_y рассчитывается по формуле $C_y = n_y G / q S$. Кроме этого, на самолётах с установленными толкателями штурвала, $V_{C_{y\max}}$ не может быть меньше скорости срабатывания толкателя.

n_{zw} - перегрузка на траектории, соответствующая моменту достижения скорости $V_{C_{y\max}}$.

На самолётах без толкателя штурвала V_{SR} соответствует V_{S1g} . При установке толкателя, V_{SR} будет на 2 узла или на 2% (что больше) превышать скорость его срабатывания.

При определении скорости $V_{C_{y_{max}}}$ соблюдаются следующие условия:

- тяга двигателей равна нулю;
- шаг винта во взлётном положении;
- самолёт находится в заданной конфигурации;
- вес самолёта, требуемый для сертификации;
- центровка, дающая наибольшую скорость сваливания (предельно-передняя);
- самолёт стриммирован перед торможением в диапазоне скоростей $1,13 \div 1,3 V_{SR}$;
- торможение выполняется с темпом не более 1 узел за секунду.

Все вышеуказанные факторы влияют на V_{SR} . Кроме этого, на скорость сваливания влияет перегрузка, тяга двигателей и состояние поверхности крыла. **Изменение высоты полёта не влияет на скорость сваливания.**

Предупреждение о приближении сваливания.

После того, как определены скорости сваливания для каждой конфигурации самолёта, разработчик самолёта обеспечивает четко различимую сигнализацию о приближении сваливания.

Предупреждение о сваливании должно сработать заблаговременно, чтобы не допустить неожиданного сваливания самолёта.

Предупреждением может являться аэродинамическая тряска, появляющаяся заблаговременно до сваливания, или же оно должно выдаваться специальным устройством. Визуальная индикация, требующая внимания экипажа недопустима. Устройство предупреждения сваливания должно работать во всех конфигурациях самолёта.

При плавном торможении (менее узла в секунду), предупреждение о приближении сваливания должно сработать на скорости (V_{SW}), которая на 5 узлов (или 5% что больше) превышает скорость сваливания (V_{S1g}) или на 3 узла (3% что больше) превышает расчетную скорость сваливания (V_{SR}).





Если самолёт будет тормозиться с перегрузкой 1,5 на режиме двигателей, соответствующих балансировке на скорости $1,3 V_{SR}$ (темпа падения скорости не менее 2 узлов в секунду), то предупреждение о приближении сваливания должно обеспечить предотвращение сваливания самолёта, если пилот начнёт вывод через 1 секунду после сигнала.

При любом отказе механизации, описанном в руководстве по лётной эксплуатации, пилоты должны быть обеспечены предупреждением о приближающемся сваливании.

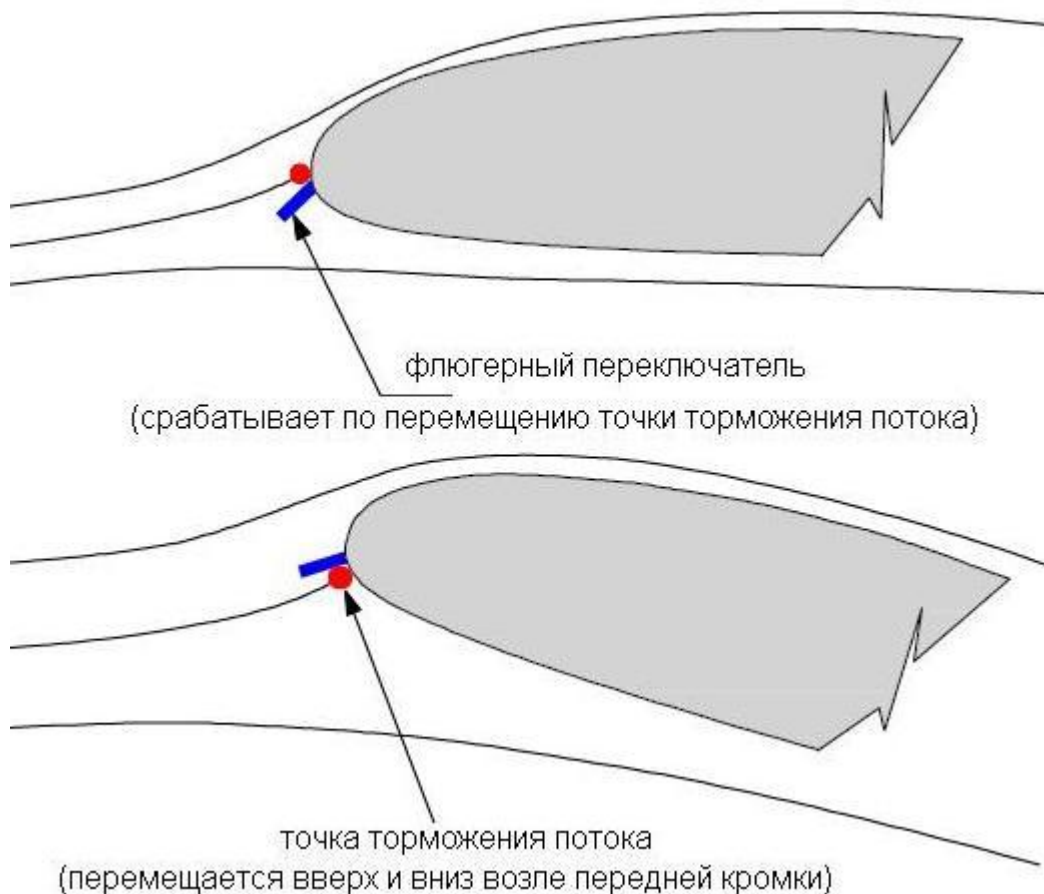
Устройства предупреждения о сваливании.

Естественным признаком приближающегося сваливания является отделяющийся с крыла пограничный слой, создающий аэродинамическую тряску крыла (стабилизатора). Эта тряска может по системе управления передаваться на штурвал. Но, как правило, для своевременного распознавания, естественные признаки не достаточны.

Предупреждение о сваливании на маленьких самолётах выдаётся обычно сиреной или горном, на больших самолётах – механизмом тряски штурвала в сочетании со световыми и звуковыми сигналами.

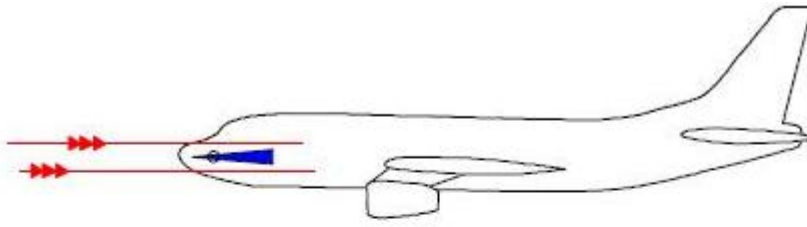
Механизм тряски – тактильная сигнализация. Поскольку руки пилота могут не лежать на органах управления (при работе автопилота), то предупреждение дублируется звуковым сигналом.

Принцип тряски – электромотор с эксцентриком, вращаясь, передаёт вибрацию на орган управления.

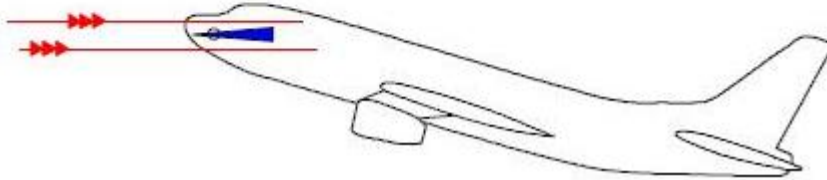


Существует несколько типов датчиков приближающегося сваливания:

- Флюгерный переключатель. При увеличении угла атаки точка торможения движется вниз и назад. Флюгерный переключатель расположен таким образом, что на заданном угле атаки точка торможения опускается ниже лопасти, и, от возникшего перепада давления, она поднимается, замыкая контакты переключателя.
- Флюгерный датчик угла атаки. Располагается на боковой поверхности фюзеляжа. Лопасть флюгарки располагается по потоку, что позволяет определить угол набегания местного потока воздуха и соответствующим пересчетом определить угол атаки крыла. В базе данных вычислителя зашито влияние механизации, шасси и других факторов, влияющих на изменение местного потока в районе флюгарки.



при изменении угла атаки флюгарка вращается относительно фюзеляжа



- Щелевой датчик угла атаки. Устанавливается на боковой поверхности фюзеляжа. Все эти датчики измеряют угол атаки самолёта, а это значит, что изменения веса самолёта автоматически учитываются. Кроме того, большинство датчиков позволяют вычислить темп нарастания угла атаки, что позволяет выдавать более раннее предупреждение при более энергичном росте угла атаки. Датчики угла атаки всегда обогриваются и обычно расположены по обеим сторонам фюзеляжа, чтобы избежать ложных показаний при скольжении.

Основные требования к характеристикам сваливания (EASA, FAR).

Вплоть до момента сваливания должна сохраняться возможность создания и корректировки крена и скольжения элеронами и рулем направления без проявления обратной реакции на отклонение. Не допускается самопроизвольное кабрирование самолёта. Должна сохраняться управляемость по тангажу до и в процессе сваливания. Должна быть обеспечена возможность быстро предотвратить сваливание или вывести из него прямым действием рулей.

При сваливании с прямолинейного полёта крен, возникающий в процессе сваливания и завершения вывода из него, не должен превышать приблизительно 20° .

При сваливании с разворота реакция самолёта на сваливание не может быть такой резкой, чтобы создать трудности пилоту средней квалификации по выводу самолёта из сваливания и восстановлению его управляемости. При этом крен не должен превысить следующих значений:

- приблизительно 60° в направлении первоначального разворота, или 30° в противоположную сторону, при темпе торможения перед сваливанием не более одного узла в секунду;
- приблизительно 90° в направлении первоначального разворота, или 60° в противоположную сторону, при темпе торможения перед сваливанием более одного узла в секунду;

Влияние профиля крыла на характеристики сваливания.

Форма профиля крыла оказывает сильное влияние на характер сваливания. На некоторых профилях срыв развивается очень стремительно с резким падением подъёмной силы. На других - этот процесс протекает плавней.

На тех самолётах, где сваливание происходит резко, устанавливают устройства раннего предупреждения или даже предотвращения сваливания.

У каждого крыльевого профиля есть свой угол атаки сваливания, который **не меняется**.

На угол сваливания профиля влияют следующие геометрические характеристики:

- радиус закругления передней кромки;
- относительная толщина профиля;
- кривизна профиля, особенно в районе передней кромки;
- координаты точек максимальной толщины и кривизны профиля.

В целом, более острая передняя кромка, более тонкий профиль, более задняя позиция точек максимальной толщины и кривизны – дают более резкое сваливание (такие профили наиболее эффективны для полётов на больших числах M).

Вышеперечисленные характеристики профиля используются для организации более раннего отрыва потока или, наоборот, для обеспечения безотрывного обтекания определённых зон по размаху крыла.



Влияние формы крыла в плане.

Отделение потока от поверхности крыла не происходит одновременно по всему размаху.



На **прямоугольном крыле** отделение потока начинается у корня крыла и распространяется к законцовкам. Уменьшение подъемной силы происходит вблизи центра тяжести самолёта, поэтому несимметричный срыв не создаёт большого кренящего момента. Самолёт теряет высоту, но крен, как правило, не развивается. Потеря подъемной силы ощущается впереди центра тяжести, и центр давления смещается назад. Таким образом, самолёт сам опускает нос и уменьшает угол атаки, то есть самолёт имеет тенденцию к самопроизвольному выходу из сваливания. Отделившийся поток с крыла возбуждает тряску задней части фюзеляжа и хвостового оперения, предупреждая пилота о приближающемся сваливании. Элероны, находясь вне зоны срыва потока, могут сохранять эффективность. Все вышперечисленные факторы представляют наиболее желательное поведение самолёта на сваливании:

- сохранение эффективности элеронов;
- пикирующий момент тангажа;
- предупредительная аэродинамическая тряска;
- отсутствие резкого кренящего момента.

К сожалению, прямоугольные крылья имеют чрезмерный изгибающий момент и не очень эффективны с точки зрения аэродинамики, поэтому на большинстве современных самолётов используются сужающиеся или стреловидные крылья.

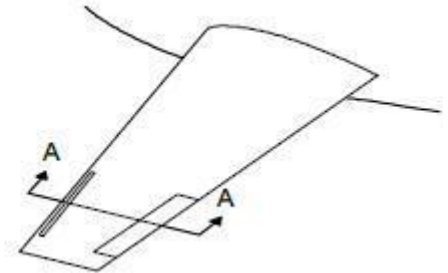
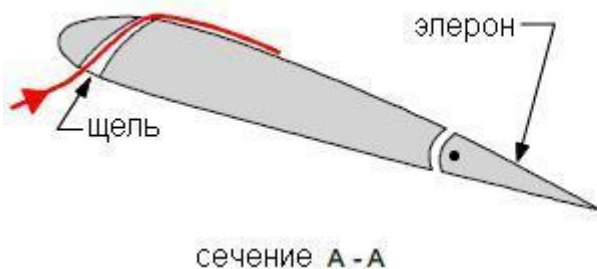


На **сужающихся крыльях** срыв потока начинается в районе законцовок крыла, уменьшая подъемную силу в этих зонах. Если на реальном крыле возникнет срыв в этих зонах, то будет тряска элеронов и возможно резкое кренение при несимметричном срыве. (Энергичное кренение на сваливании может спровоцировать переход самолёта в штопор). Не будет тряски

хвоста, не будет сильного пикирующего момента, вряд ли сохранится эффективность элеронов.

Для получения приемлемых характеристик сваливания на сужающихся крыльях проводят следующие мероприятия:

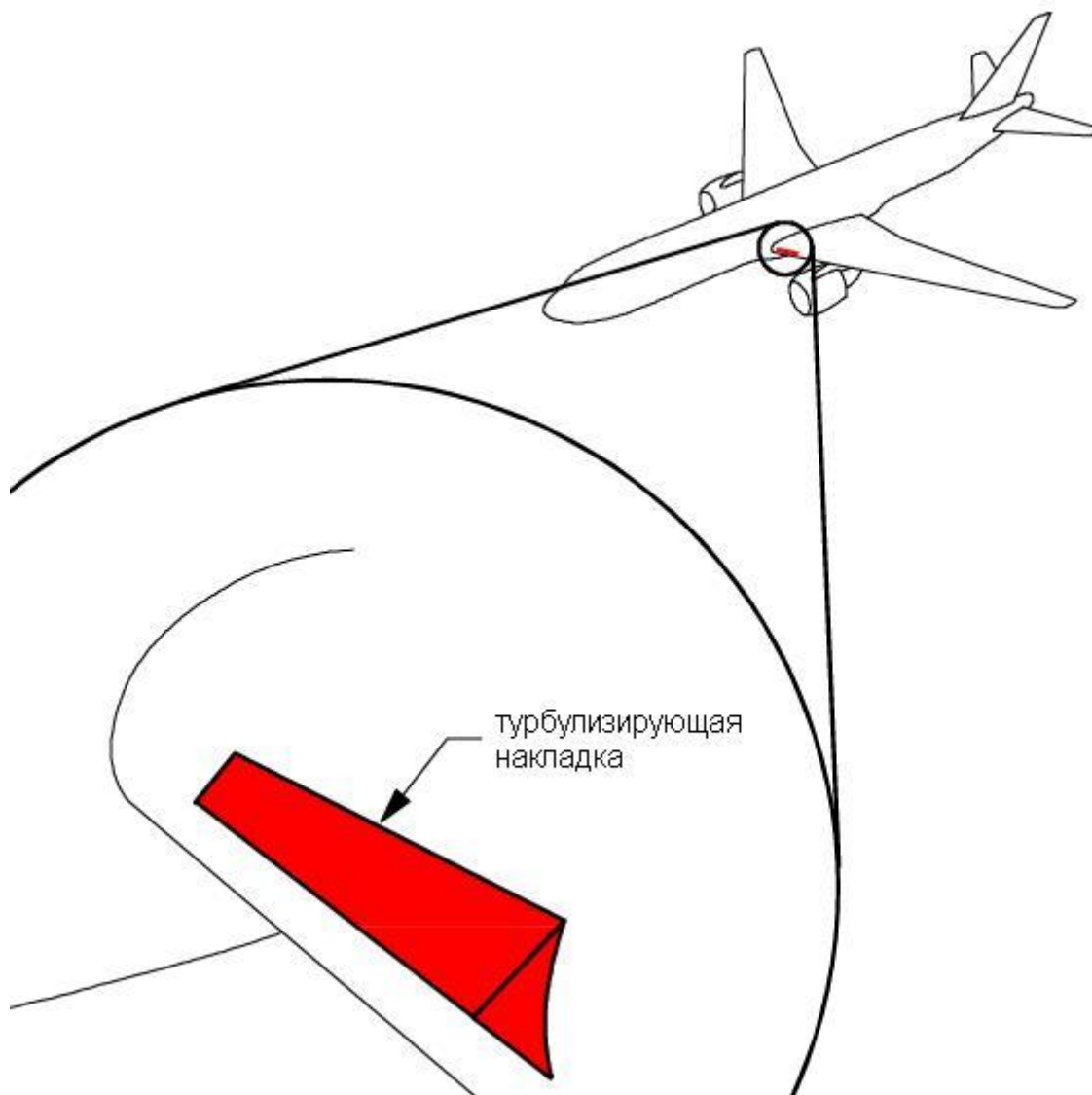
- геометрическая крутка крыла (washout), уменьшающая установочный угол профилей крыла от корня к законцовкам. Таким образом обеспечивается начало срыва потока у корня крыла.
- аэродинамическая крутка крыла – размещение более толстых и изогнутых профилей ближе к законцовкам. Эти профили имеют больший $C_{y\text{max}}$, поэтому срыв будет у корня крыла.
- щели передней кромки крыла. Расположенные вблизи концов крыльев, они повышают кинетическую энергию пограничного слоя. Тем самым щели задерживают отделение потока и способствуют сохранению эффективности элеронов.



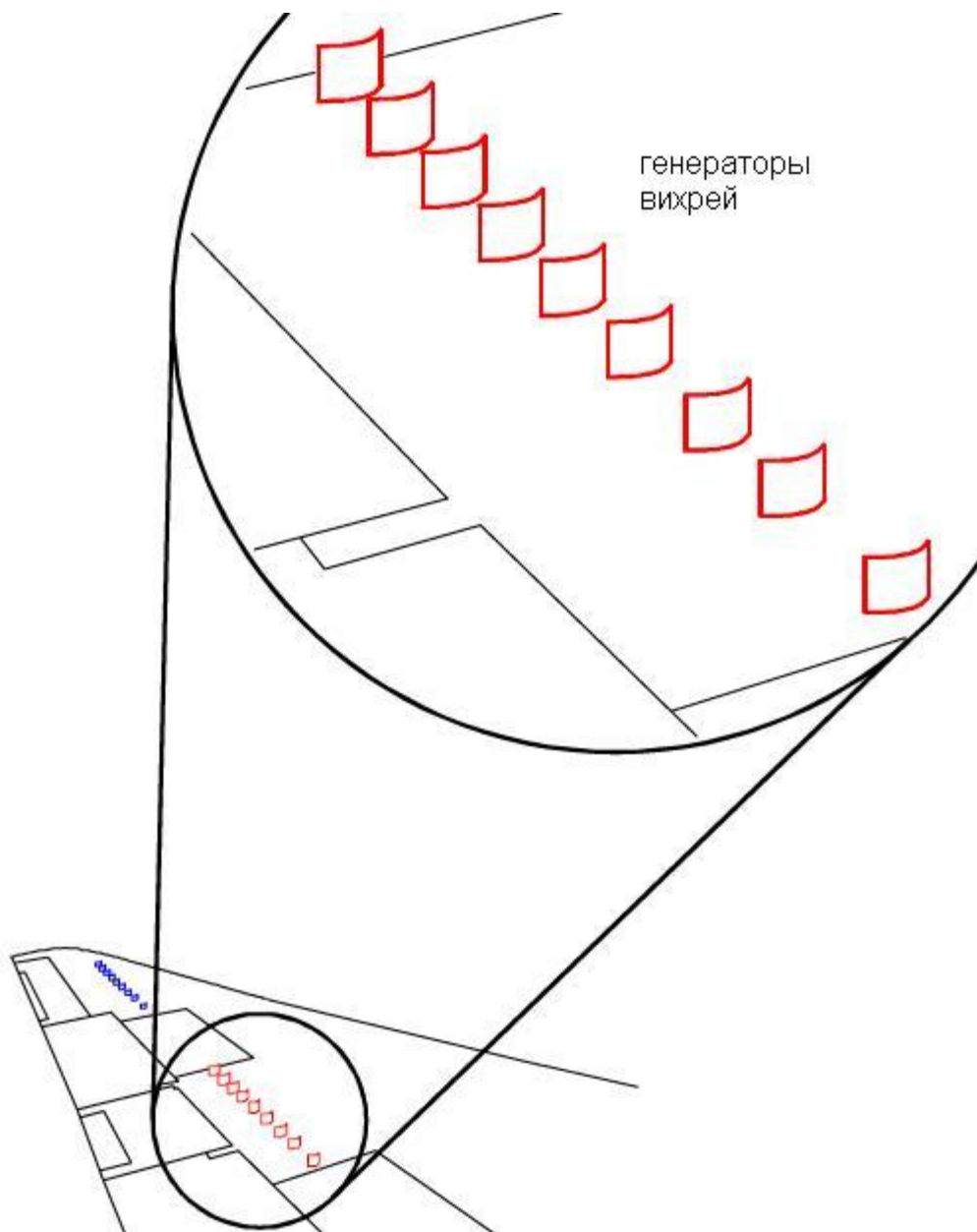
Другой метод улучшения характеристик сваливания – это провоцирование срыва потока возле корня крыла. Использование профилей с маленьким радиусом закругления передней кромки способствует отделению потока на меньших углах атаки, но и уменьшает общую эффективность крыла.

Того же результата можно достичь, прикрепив к передней кромке крыла **турбулизирующие накладки** (маленькие треугольные полоски).

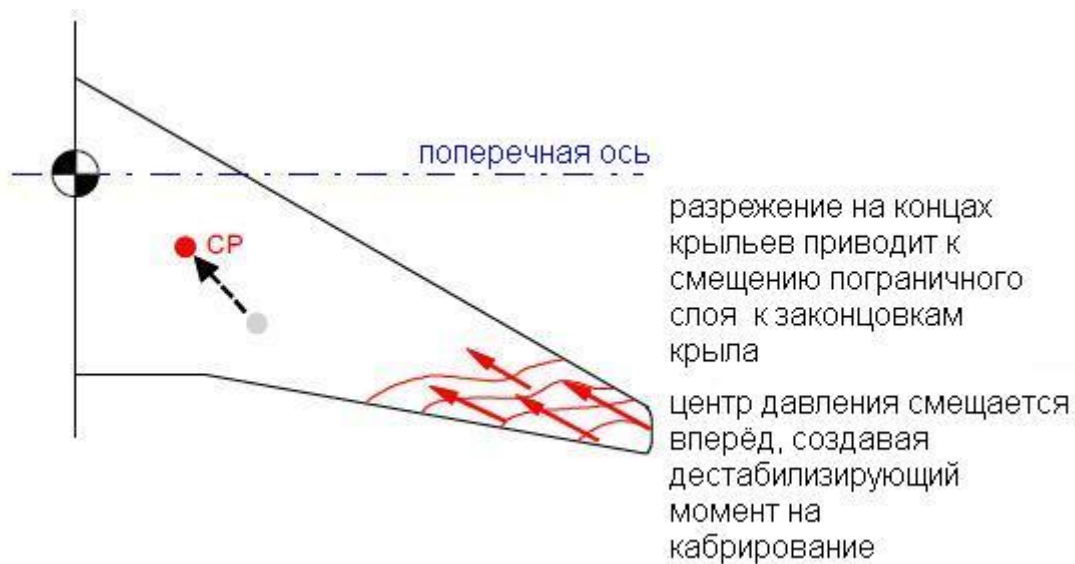
На больших углах атаки накладки будут способствовать отделению потока, но не будут влиять на эффективность крыла на крейсерском режиме полёта.



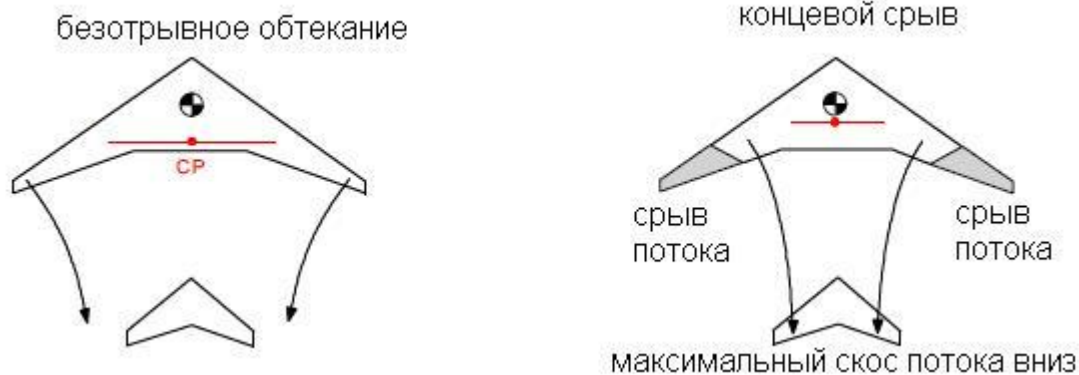
Генераторы вихрей – это ряды маленьких (около 2,5 см), тонких профилированных пластинок, установленных на крыле вертикально. Каждая из них генерирует маленький вихрь, смешивающий невозмущенный поток воздуха с пограничным слоем, увеличивая кинетическую энергию последнего. Таким образом, задерживается отделение потока у концов крыльев.



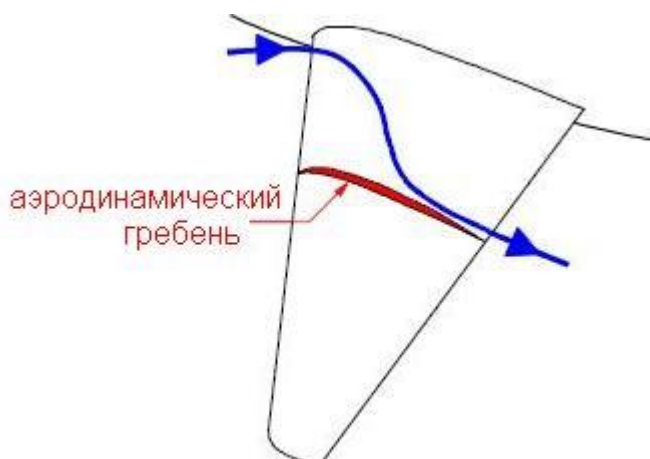
Стреловидные крылья обеспечивают достижение высоких скоростей полёта, но обладают ещё более сильной тенденцией к зарождению срыва потока на концах крыльев. Если это произойдёт, то центр давления переместится вперёд, создавая кабрирующий момент тангажа.



Центральная часть крыла продолжает эффективно создавать подъёмную силу и максимальный снос потока вниз добавляет дополнительный кабрирующий момент.

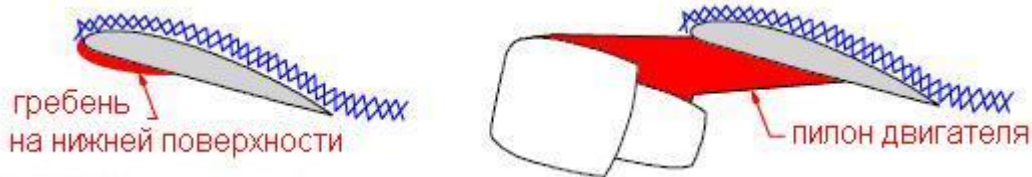


Смещение центра давления вперёд совместно с увеличением сноса потока приводят самолёт к энергичному задиранью носа вверх и дальнейшему увеличению угла атаки. Это очень опасная и недопустимая реакция самолёта на срыв потока с крыла – **срывной подхват (pitch-up)**. Попадание в срывной подхват может привести к полной потере управляемости по тангажу и сильно затруднить или даже сделать невозможным вывод из сваливания. Многие скоростные самолёты со стреловидными крыльями склонны к срывному подхвату.

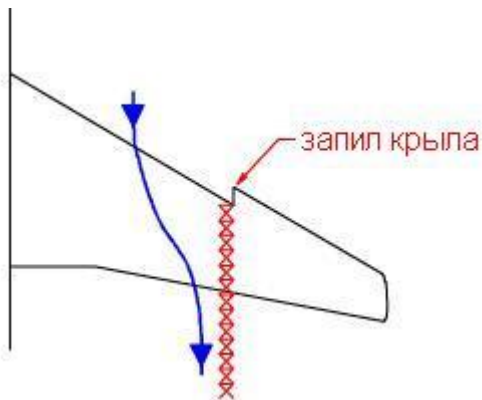


Тенденция стреловидных крыльев к срыву на концах крыльев связана с перетеканием пограничного слоя вдоль размаха. Чтобы уменьшить перетекание на крыле устанавливают дополнительные поверхности:

- **аэродинамические гребни** – тонкие металлические барьеры на верхней поверхности крыла вытянутые от передней кромки к задней. Они не позволяют пограничному слою смещаться к концам крыльев.

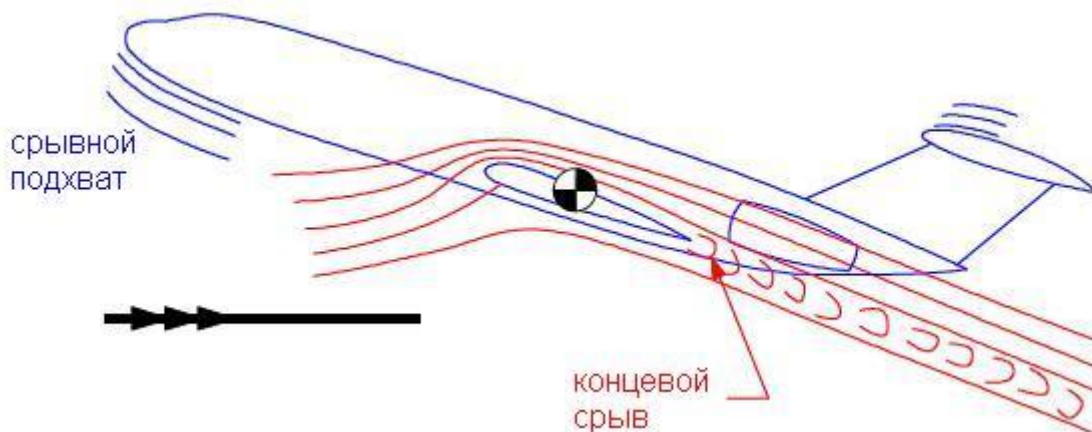


- **гребни на нижней поверхности крыла (vortilon)**. Они более короткие и находятся в районе передней кромки. Пилоны двигателей, расположенных под крылом, выполняют ту же функцию. На больших углах атаки они создают маленький, но интенсивный вихрь, который, распространяясь над верхней поверхностью крыла, играет роль аэродинамического гребня.



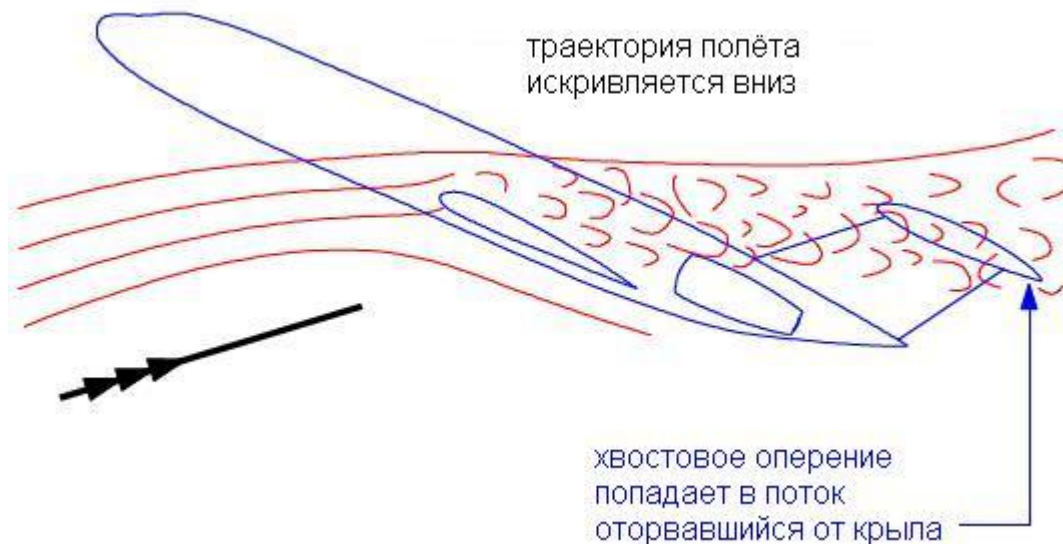
- **запил крыла** также генерирует мощный вихрь над верхней поверхностью на больших углах атаки. (Редко используется на современных транспортных самолётах).

Глубокое сваливание.



Стреловидное крыло склонно к срыву потока на концах крыльев. Поскольку они расположены сзади центра тяжести, то потеря подъёмной силы вызывает кабрирующий момент и дальнейшее увеличение угла атаки. Это «автоматическое» увеличение угла атаки приведёт к увеличению срыва потока с крыла. Лобовое сопротивление будет быстро

нарастать, подъёмная сила – падать. И самолёт начнет снижаться с постоянным, большим положительным углом тангажа. Это приведёт к дальнейшему увеличению угла атаки.



Высокорасположенный стабилизатор оказывается в зоне оторвавшегося от крыла турбулентного потока с низкой энергией. Эффективность стабилизатора резко уменьшается, делая невозможным для пилота уменьшение угла атаки. Самолёт стабилизируется в состоянии **глубокого сваливания**.

Таким образом, комбинация факторов стреловидного крыла и высокорасположенного стабилизатора способствуют входу самолёта в режим глубокого сваливания.

Более важную роль здесь играет стреловидность крыла. Как уже было сказано, устройства препятствующие перетеканию пограничного слоя **задерживают** наступление конечного срыва. Генераторы вихрей также часто используются на стреловидных крыльях, задерживая конечной срыв и улучшая характеристики сваливания.

Также принимаются меры для организации первоначального срыва потока у корня крыла. Этого достигают, используя другой профиль крыла в корневой части, устанавливая турбулизирующие накладочки, менее эффективные предкрылки (предкрылки Крюгера) на переднюю кромку у корня крыла.

Такие самолёты, как DC-9, MD-80, Boeing 727, Fokker 28, Ту-154, Ту-134 и другие, имеют стреловидное крыло и высокорасположенный стабилизатор. Они также имеют двигатели, расположенные в задней части фюзеляжа. Само по себе, такое расположение двигателей не способствует входу самолёта в глубокое сваливание, но является причиной высокой установки стабилизатора.

Предотвращение глубокого сваливания – толкатель штурвала.

Самолёты, входящие в режим глубокого сваливания, должны быть оборудованы устройствами, предотвращающими их от входа в сваливание. Таким устройством является **толкатель штурвала**.

Для таких самолётов попадание даже на начальную стадию сваливания недопустимо.

Переход самолёта в глубокое сваливание происходит слишком быстро, чтобы пилот успел среагировать, и самолёт оказывается на неуправляемом режиме.

Толкатель штурвала – это устройство, входящее в систему управления рулём высоты, которое механически отклоняет штурвал на пикирование, уменьшая угол атаки прежде, чем самолёт перейдет в глубокое сваливание.

Усилие толкателя около 40 кг. Этого достаточно для эффективного вывода самолёта, и не слишком много, чтобы чрезмерно не забросить руль высоты на пикирование. В случае отказа данная система сама отключается. Повторное включение отказавшего толкателя возможно только после полёта на земле.

Исправный толкатель после уменьшения угла атаки до нормального значения снимает нагрузку с проводки управления.

Факторы, влияющие на скорость сваливания.

Единственной причиной сваливания является превышение критического угла атаки.

Сваливание не имеет прямой связи со скоростью самолёта. **Критический угол атаки может быть превышен на любой скорости.** И, с другой стороны, самолёт не свалится на любой малой скорости, вплоть до нулевой, если не будет превышен критический угол атаки.

Тем не менее, при плавном торможении в горизонтальном полёте без крена самолёт свалится на определённой скорости (V_{SR}). На значении этой скорости базируются рекомендованные скорости для взлёта, маневрирования, захода на посадку и посадки. При этом устанавливаются необходимые запасы, например $1,1 V_{SR}$, $1,2 V_{SR}$ и т. п.

Факторы, влияющие на V_{SR} :

- изменение веса самолёта;
- изменение перегрузки (маневрирование);
- изменение конфигурации (меняется $C_{y\max}$ и момент тангажа);
- тяга двигателя и спутная струя за воздушным винтом;
- число M ;
- состояние поверхности крыла;
- мощные ливневые осадки.

Скорость сваливания в горизонтальном полёте (V_{S1g}).

В прямолинейном горизонтальном полёте подъёмная сила равна силе тяжести самолета.

Нормальная перегрузка $n_y = Y/G$, то есть, равна единице. Часто с понятием перегрузки связывают g – ускорение свободного падения. Вес нашего тела в повседневной жизни равен массе умноженной на ускорение свободного падения. Поэтому можно сказать, что в прямолинейном горизонтальном полёте, мы испытываем перегрузку равную $1g$. Если подъёмная сила станет больше веса, то перегрузка станет больше единицы, самолёт и всё, что в нём находится, будет испытывать дополнительное ускорение и нагрузку.

Уравнение подъёмной силы: $Y = \frac{1}{2} \rho V^2 C_y S$.

Будем считать плотность воздуха ρ и площадь крыла S постоянными. Рассмотрим влияние оставшихся факторов.

Если уменьшить скорость полёта, то подъёмная сила будет падать. Для поддержания её на прежнем уровне, чтобы сохранить горизонтальный полёт, необходимо будет увеличивать C_y , то есть угол атаки. Каждой меньшей скорости будет соответствовать больший угол атаки, и так будет продолжаться, пока угол атаки не достигнет $\alpha_{\text{крит}} (C_{y\max})$. Дальнейшее увеличение угла атаки в попытке увеличить подъёмную силу приведёт к сваливанию самолёта.

Можно трансформировать формулу подъёмной силы, чтобы показать факторы, влияющие на скорость сваливания в горизонтальном полёте:

$$V_{S1g} = \sqrt{\frac{Y}{\frac{1}{2} \rho C_{yMAX} S}}$$

В формуле подъёмной силы стоит истинное значение скорости воздуха, а скорость сваливания, определяемая разработчиком самолёта, является индикаторной земной скоростью (CAS). Поэтому полученная формула не совсем корректна, в отношении плотности.

Изменения высоты (плотности) не влияют на приборную скорость сваливания.

Эффект веса самолёта на скорость сваливания.

Из полученной формулы V_{S1g} видно, что увеличение веса самолёта, влекущее за собой увеличение потребной подъёмной силы, приведёт к увеличению скорости сваливания. Зависимость будет выглядеть следующим образом:

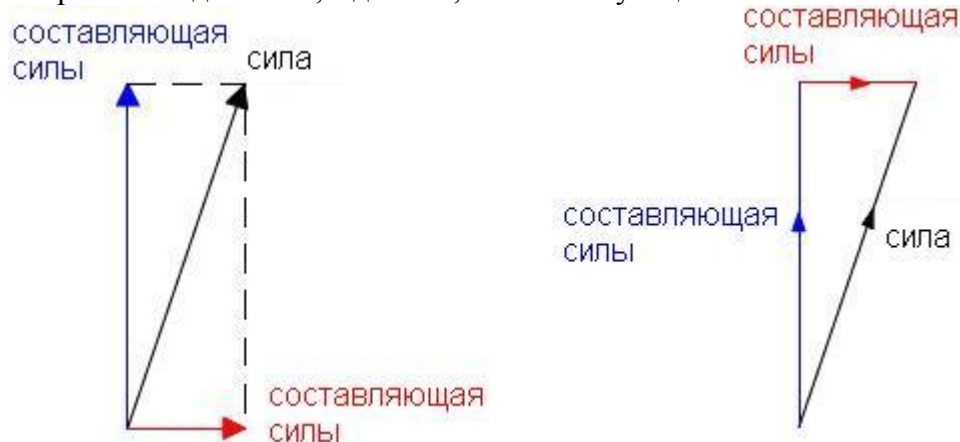
$$V_{S1g \text{ новая}} = V_{S1g \text{ старая}} \sqrt{\frac{\text{новый вес}}{\text{старый вес}}}$$

Вес самолёта не влияет на значение критического угла атаки (ниже будет рассмотрено влияние сжимаемости на $C_{y \text{ max}}$, когда изменение веса, влекущее за собой увеличение минимальной скорости при $M > 0,4$, влияет на $\alpha_{\text{крит.}}$)

Для приблизительного расчета можно пользоваться такой закономерностью: Изменение веса на 20% приводит к соответствующему изменению скорости сваливания на 10%.

Разложение силы на составляющие.

Сила – это векторная величина. Она характеризуется величиной, направлением и точкой приложения. Изображается сила отрезком прямой линии, исходящей из точки приложения, в направлении действия, с длиной, соответствующей величине силы.



Как векторные величины, силы могут складываться или вычитаться, образуя результирующую силу. Или же силу можно разложить на две и более составляющих, которые в сумме дадут исходную силу.

Параллелограмм сил.

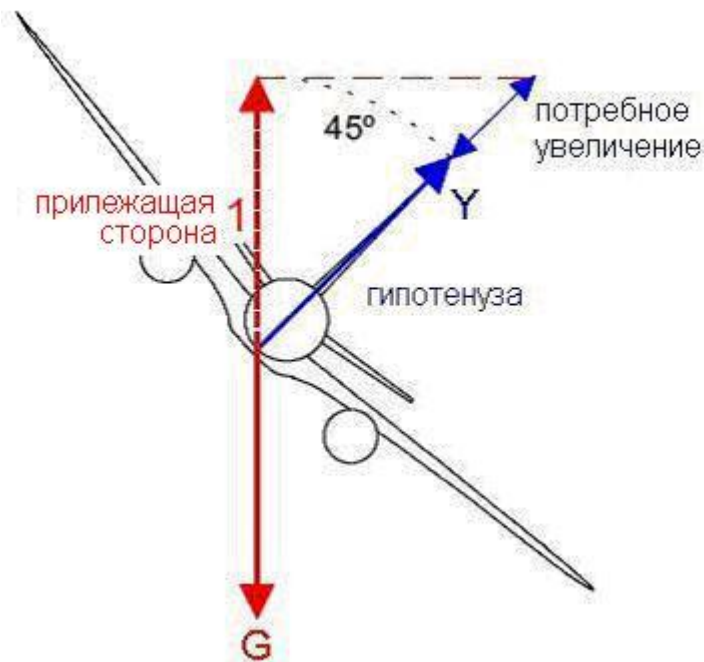
Если три силы, действующие в одной точке, взаимно уравновешены, то их можно представить в виде сторон треугольника. Это называется принципом треугольника сил, или параллелограмма сил (две стороны и диагональ дают тот же треугольник).

Если это прямоугольный треугольник, то знание одного угла и длины одной из сторон достаточно, чтобы узнать длины других сторон.



$\text{tg } \Phi = \text{против}/\text{прилеж}$; $\sin \Phi = \text{против}/\text{гипот}$; $\cos \Phi = \text{прилеж}/\text{гипот}$.

Увеличение подъёмной силы в горизонтальном развороте.



На рисунке показан разворот с креном 45° . Сила тяжести всегда действует вертикально вниз. Чтобы самолёт сохранял высоту сила, направленная вверх, должна быть равна силе тяжести. Подъёмная сила отклонена от вертикали на 45° и её можно разложить на две составляющие: вертикальную и горизонтальную. Как видно из рисунка, подъёмная сила должна быть увеличена, чтобы её вертикальная составляющая была равна весу. Обозначим значение вертикальной составляющей, как 1. Из треугольника находим требуемое значение подъёмной силы: $Y = 1 / \cos \gamma = 1 / 0.707 = 1.41$.

Таким образом, в горизонтальном развороте с креном 45° подъёмная сила должна быть больше силы тяжести в 1,41 раза, то есть нормальная перегрузка $n_y = 1,41$.

Влияние перегрузки на скорость сваливания.

Как было показано, чтобы разворачиваться и сохранять высоту, подъёмная сила должна быть больше веса самолёта. Увеличение подъёмной силы происходит за счёт увеличения угла

атаки. Чем больше подъёмная сила, тем больше нормальная перегрузка. С увеличением угла крена на развороте перегрузка также увеличивается.

В прямолинейном и горизонтальном полёте на $C_{y \max}$ невозможно одновременно разворачиваться и сохранять высоту. Попытка увеличить подъёмную силу приведет к сваливанию. Если начать разворот без снижения на скорости немного выше V_{S1g} и при этом увеличивать крен, то на каком-то угле крена C_y достигнет своего максимума и самолёт свалится на скорости большей, чем V_{S1g} .

Увеличение подъёмной силы в развороте на постоянной высоте зависит только от угла крена (нормальной перегрузки). Значение перегрузки не влияет на величину критического угла атаки.

$$V_{S \text{ на развороте}} = V_{S1g} / \sqrt{\cos \gamma}$$

Допустим, в прямолинейном горизонтальном полёте самолёт сваливается на скорости 150 узлов CAS. Значит, в развороте с креном 25° он свалится на скорости $150 / \sqrt{0,906} = 158$ узлов CAS, с креном 30° - на скорости $150 / \sqrt{0,866} = 161$ узел CAS, с креном 45° - на скорости $150 / \sqrt{0,707} = 178$ узлов CAS, а с креном 60° - на скорости $150 / \sqrt{0,5} = 212$ узлов CAS.

Скорость сваливания в горизонтальном развороте с креном 25° на 5%, с креном 30° на 7%, с креном 45° на 19%, а с креном 60° на 41% больше V_{S1g} . И эти пропорции верны для любого самолёта.

По мере увеличения крена на развороте, скорость сваливания увеличивается с нарастающим темпом. При полётах на больших углах атаки, особенно на взлёте и посадке, следует избегать создания больших кренов. Для современных скоростных транспортных самолётов максимальный крен, допустимый в нормальной эксплуатации - 30° . При этом обычно ограничиваются креном 25° , а на больших высотах - $10 \div 15^\circ$.

Влияние механизации крыла на скорость сваливания.

Современные скоростные транспортные самолёты имеют стреловидные крылья с относительно тонким профилем крыла (12% у А310). Значение $C_{y \max}$ у таких крыльев довольно низкое и скорость сваливания на «чистом» (без механизации) крыле относительно высокая. Чтобы уменьшить скорости на взлёте и посадке, для увеличения $C_{y \max}$, применяется механизация передней и задней кромок крыла. Кроме уменьшения скорости сваливания, механизация крыла меняет характеристики сваливания.

Из формулы скорости сваливания:

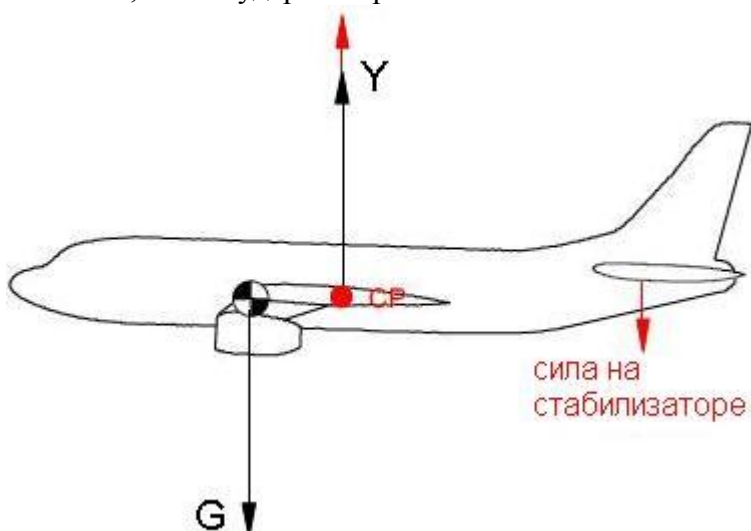
$$V_{S1g} = \sqrt{\frac{Y}{\frac{1}{2} \rho C_{y \max} S}}$$

видно, что увеличение $C_{y \max}$ уменьшает скорость сваливания. Современная механизация крыла позволяет увеличить $C_{y \max}$ до 100%. Подробнее механизация рассматривается позже.

Влияние центра тяжести на скорость сваливания.

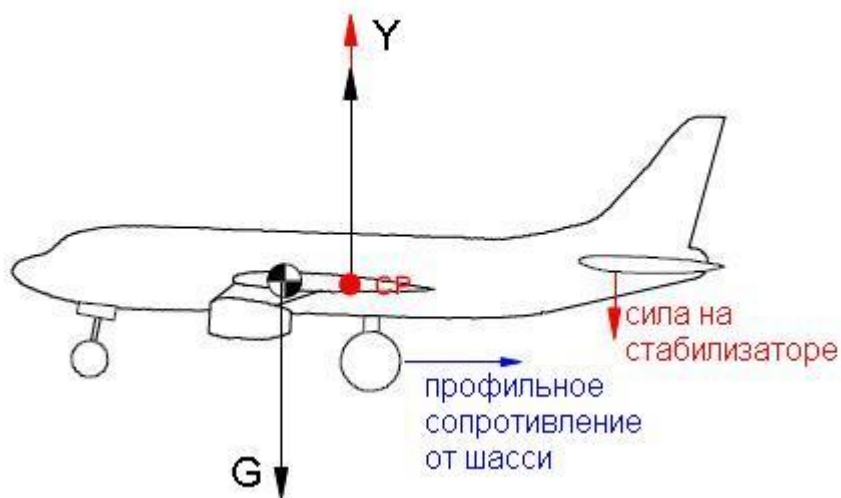
В соответствие с правилами сертификации, скорость сваливания определяют при самой неблагоприятной центровке самолёта.

Как видно из рисунка, если центр тяжести расположен впереди центра давления, то подъемная сила крыла создаёт пикирующий момент тангажа. Чтобы удержать равновесие самолёта, горизонтальное оперение должно дать силу, направленную вниз (кабрирующий момент). Соответственно, подъемная сила крыла должна быть увеличена на такое же значение, чтобы удержать равновесие с силой тяжести.



Это увеличение потребной подъемной силы приводит к увеличению скорости сваливания. **Смещение центра тяжести вперёд увеличивает скорость сваливания.**

Влияние шасси на скорость сваливания.



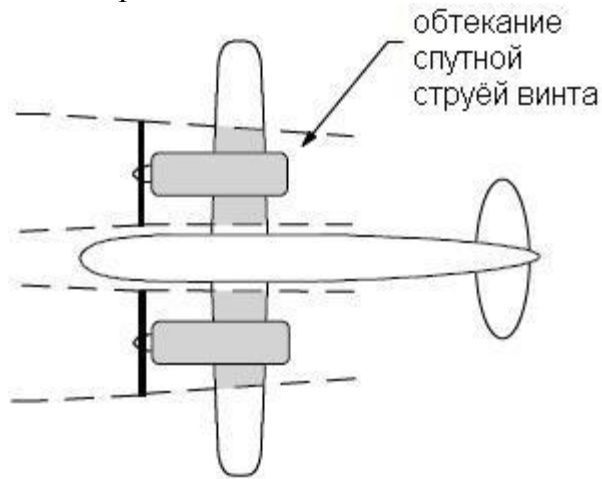
Из рисунка видно, что прибавка профильного сопротивления от выпущенного шасси даёт пикирующий момент тангажа. Этот момент будет балансироваться нисходящей силой хвостового оперения, что приведет к увеличению потребной подъемной силы крыла. **Выпуск шасси приводит к увеличению скорости сваливания.**

Влияние мощности двигателей на скорость сваливания.

В соответствие с правилами сертификации, скорость сваливания определяется при нулевой тяге двигателей. То есть силе тяжести самолёта противодействует только подъемная сила

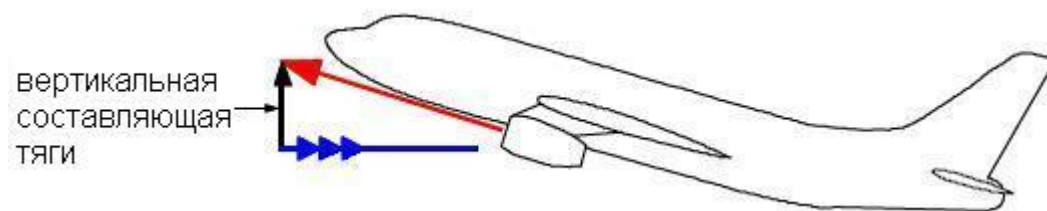
крыла. Тяга двигателей оказывает значительное влияние на скорость сваливания. При этом характер влияния зависит от типа силовой установки, отношения тяги двигателей к весу самолёта и направления вектора тяги на скоростях, близких к сваливанию.

Рассмотрим влияние винтовых двигателей.



Скорость потока в спутной струе винта больше скорости невозмущенного потока воздуха. Чем выше режим работы двигателей, тем больше разница скоростей. Когда самолёт находится на режиме близком к сваливанию и на высоком режиме работы двигателей, то скоростной напор струи воздуха в зоне обдувки значительно больше напора на остальной части крыла, что приводит к созданию значительной дополнительной подъёмной силы. Так, например, на самолёте Ан-70 в посадочной конфигурации (режим КВП, закрылки 60°) за счёт силовой обдувки крыла винтовентиляторами создаётся более половины подъёмной силы. В связи с этим, на винтовых самолётах при выполнении посадки резкая уборка режима двигателей может привести к резкому уменьшению подъёмной силы и, как следствие, к грубому приземлению. И, наоборот, потенциально грубой посадки можно избежать, своевременно добавив режим двигателям на выравнивании.

Рассмотрим влияние тяги реактивных двигателей.



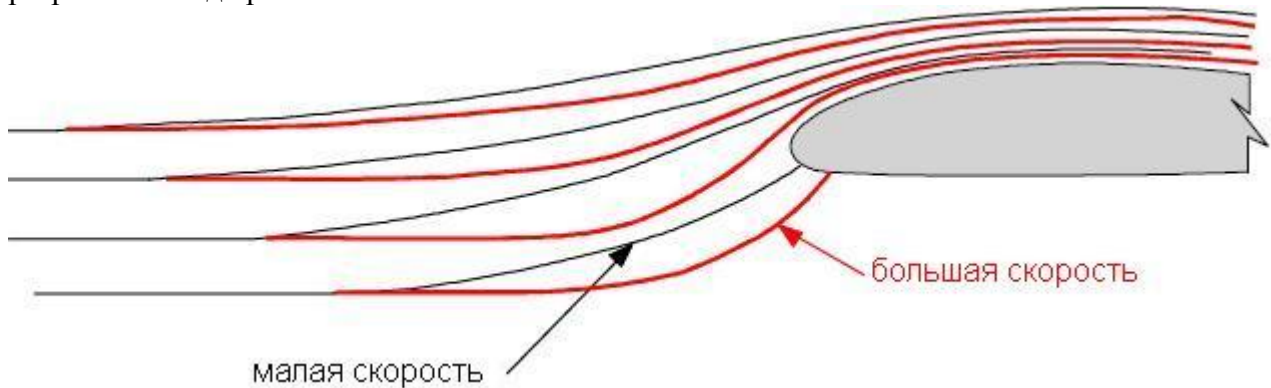
Крыло большинства реактивных самолётов не обтекается выхлопными газами двигателей и, поэтому, единственным фактором, влияющим на скорость сваливания, является вертикальная составляющая вектора тяги. Поскольку она направлена вверх, то меньше подъёмной силы крыла требуется для горизонтального полёта. Чем выше тяга и чем больше угол наклона вектора тяги, тем сильнее эффект. Критический угол атаки в данном случае от тяги двигателей не зависит.

В целом, скорость сваливания на высоком режиме двигателей меньше скорости сваливания без тяги.

Влияние сжимаемости воздуха (числа M) на скорость сваливания.

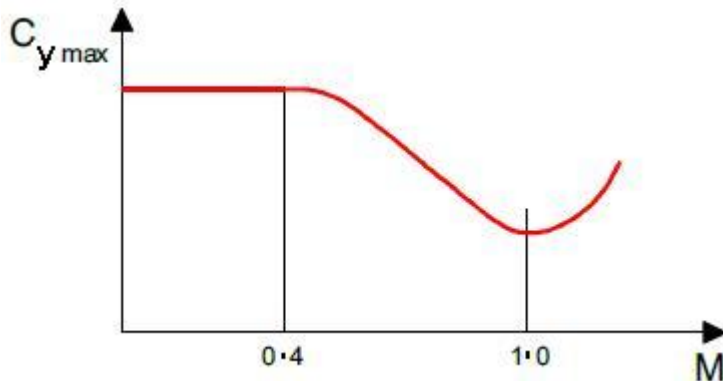
По мере увеличения скорости самолёта, линии тока воздуха вокруг крыла видоизменяются. Когда скорость становится более 0,4 местной скорости звука ($M > 0,4$), эти изменения становятся значительными. Это проявление сжимаемости воздуха. Более подробно будет рассмотрено позже.

Волны давления, вызванные прохождением крыла через воздух, распространяются перед крылом со скоростью звука. Эти волны вызывают скос потока вверх в направлении зоны разрежения над крылом.



На рисунке видно, что на малой скорости линии тока воздуха начинают искривляться на большем расстоянии до крыла и воздух имеет определённую дистанцию для подъёма. На большой скорости расстояние между крылом и, идущими вперёд, волнами давления сокращается, линии движения воздуха искривляются на меньшем расстоянии до крыла, поэтому должны подходить к крылу под большим углом.

Эти изменения усиливают неблагоприятный градиент давления возле передней кромки и отделение пограничного слоя происходит на меньшем угле атаки.



Уменьшение $C_{y \max}$ на $M > 0,4$ приводит к увеличению скорости сваливания.



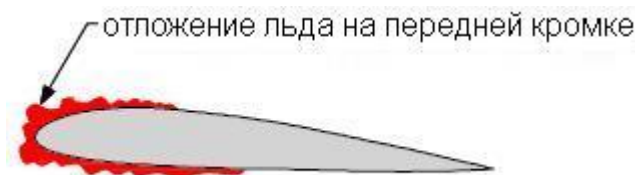
Если набирать высоту на постоянной индикаторной скорости (EAS), то истинная скорость будет возрастать. При этом с увеличением высоты температура воздуха понижается, что приводит к уменьшению местной скорости звука. Число M — это отношение истинной скорости к скорости звука. Таким образом, при постоянной индикаторной скорости (EAS) число M будет расти.

На рисунке показано изменение скорости сваливания при постоянной перегрузке (кривая на рисунке соответствует $n_y = 1$). Данная кривая называется границей сваливания при заданной перегрузке. Самолёт не может выдерживать заданную перегрузку левее данной границы. Как видно из рисунка, на малых высотах скорость сваливания не зависит от высоты. Это происходит, потому что число M в данных условиях менее 0,4 и сжимаемость воздуха не оказывает влияния. На высотах около 30000 футов (9 км) число M на скорости сваливания возрастает настолько, что эффект сжимаемости воздуха приводит к существенному повышению скорости сваливания.

С увеличением высоты полёта скорость сваливания сначала остаётся постоянной, а затем возрастает из-за сжимаемости воздуха.

Влияние состояния поверхности на скорость сваливания.

Любое загрязнение поверхности, а особенно лёд, иней или снег, меняет аэродинамический профиль и влияет на природу пограничного слоя.



Отложение льда на передней кромке приводит к:

- большим изменениям местного профиля, приводящим к появлению сильных местных неблагоприятных градиентов давления.
- высокому коэффициенту трения поверхности и значительному уменьшению кинетической энергии пограничного слоя.

Это приводит к большому уменьшению $C_{y \max}$ и может привести к увеличению скорости сваливания приблизительно на 30%.

Увеличение веса самолёта за счёт накопления льда также увеличивает скорость сваливания, но основной фактор — уменьшение $C_{y \max}$.

иней на верхней поверхности



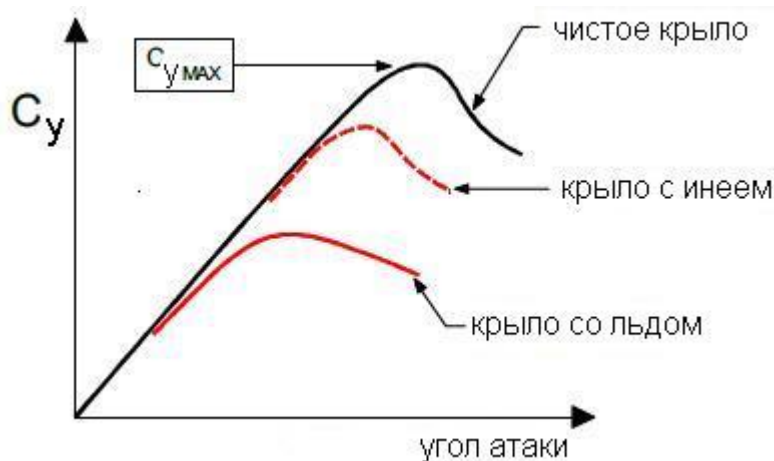
Влияние **иней** менее заметно. Отложение инея на поверхности крыла повышает его шероховатость. Испытания показали, что иней на передней кромке и верхней поверхности с толщиной и шероховатостью, как у средней или грубой наждачной бумаги, крыла может уменьшить подъёмную силу до 30% (увеличить скорость сваливания от 10% до 15%) и увеличить лобовое сопротивление до 40%.

Профиль крыла не меняется. За счёт повышения шероховатости увеличивается трение и падает кинетическая энергия пограничного слоя. Срыв потока начнётся на меньшем угле атаки и меньшем $C_{y_{\max}}$, чем на чистом крыле.

Влияние **снега** похоже на влияние инея – повышение шероховатости поверхности. Если самолёт покрыт снегом – снег должен быть удалён перед полётом. Снег не только повышает сопротивление трения - под ним могут оказаться отложения льда. Снег **не облетит** во время руления и взлёта.

Командир экипажа юридически отвечает за обеспечение аэродинамической чистоты поверхностей на момент взлёта. Очень важно знать срок действия выполненной процедуры противообледенения (holdover time). Если он истёк до момента взлёта – самолёт должен быть обработан повторно.

Поскольку уменьшение $C_{y_{\max}}$ при образовании инея не такое значительное, как при отложениях льда, то можно подумать, что только большие изменения профиля влияют на $C_{y_{\max}}$. Тем не менее, уменьшение кинетической энергии пограничного слоя является важным фактором, влияющим на отделение потока. И эта энергия уменьшается при увеличении шероховатости поверхности. Влияние инея и отложений льда на крыле показано на рисунке.



Отложения льда, инея, снега изменяют профиль, уменьшают критический угол атаки и увеличивают скорость сваливания.

Увеличение скорости сваливания при обледенении крыла трудно рассчитать, поскольку трудно предугадать, какую форму примут отложения льда. **Даже малое количество льда - это уже слишком много.** Лёд, образовавшийся на крыле в полёте должен быть сброшен. Самолет перед взлётом должен быть очищен от любых форм загрязнений.

Предупреждение пилотам о сваливании, вызванном обледенением.

Периодически происходят случаи потери управления самолётом в условиях обледенения. Это происходит из-за сваливания самолёта на скоростях, которые существенно выше нормальных скоростей сваливания. Сваливание наступает неожиданно и сопровождается, как правило, резкими колебаниями по крену.

Для распознавания приближающегося сваливания, вызванного обледенением, и выхода из него предлагаются следующие советы:

- ухудшение летных характеристик (уменьшение вертикальной скорости набора, увеличение потребного режима двигателей и т. п.) может указывать на значительное отложение льда, уменьшающее подъёмную силу и увеличивающее сопротивление;
- обледеневшее крыло может свалиться на скорости, превышающей нормальную скорость сваливания на 30%;
- на сваливании, вызванном обледенением, движение самолёта по тангажу может быть настолько незначительным, что пилот может не обратить на него внимания;
- система предупреждения о сваливании может не сработать, поскольку сваливание происходит на меньших углах. Возможно появление тряски, как предупреждающего фактора.
- первым признаком могут быть проблемы с поперечным управлением. Возможно появление колебаний по крену или резкое развитие крена.
- сочетание развивающегося крена и возросшего лобового сопротивления может вызвать энергичное снижение самолёта;
- если возникают проблемы с поперечным управлением в условиях обледенения, то пилот должен немедленно уменьшить угол атаки. Включить противообледенительную систему (включать до входа в зону обледенения). По возможности выйти из зоны обледенения.

Срыв потока с обледеневшего стабилизатора.

Относительная толщина профиля стабилизатора меньше, чем у крыла, поэтому возможно появление льда на стабилизаторе раньше, чем на крыле. Поскольку аэродинамическая сила на стабилизаторе направлена вниз, то возникший срыв потока из-за обледенения приведёт к уменьшению этой силы и резкому опусканию носа самолёта.

Срыв потока со стабилизатора может быть спровоцирован выпуском закрылков. Увеличение скоса потока за крылом от выпущенных закрылков увеличивает отрицательный угол атаки на стабилизаторе и, если он обледенел, это может привести к срыву потока. Выходом из ситуации будет уменьшение угла выпуска закрылков, что уменьшит скос потока за крылом.

Эффект сильных осадков на скорость сваливания.

Вес. Сильный дождь формирует плёнку воды на поверхности самолёта, увеличивающую его вес на $1 \div 2\%$, что увеличивает скорость сваливания.

Аэродинамический эффект. Плёнка воды искажает профиль, повышает шероховатость поверхности и меняет обтекание самолёта. $C_{y \max}$ уменьшается, увеличивая скорость сваливания.

Лобовое сопротивление. Плёнка воды увеличивает вредное сопротивление самолёта. Легкий дождь – на 5%, средний – на 20%, сильный – до 30%. Увеличение сопротивления требует повышения тяги двигателей.

Импульс. Дополнительным эффектом, не связанным со скоростью сваливания, является потеря количества движения (импульса) самолёта при столкновении с массой падающей воды. Противодействие этому требует дополнительной тяги двигателей. Падающий проливной дождь не только мешает продвижению самолёта, но и увлекает его вниз. Возникает эффект подобный попаданию самолёта в нисходящий сдвиг ветра (будет рассмотрен позднее).

Сваливание самолёта типа «утка».

На самолётах нормальной аэродинамической схемы горизонтальное оперение обеспечивает продольную устойчивость и продольное управление самолётом. Поэтому при срыве потока с крыла, если на горизонтальном оперении нет срыва, то самолёт устойчив и управляем по тангажу.

На самолётах аэродинамической схемы «утка» переднее горизонтальное оперение обеспечивает продольную управляемость, а крыло – продольную устойчивость. Поэтому при срыве потока на крыле самолёт теряет продольную устойчивость, а при срыве потока на переднем горизонтальном оперении – теряется продольная управляемость и уменьшается $C_{y_{\max}}$ (поскольку подъёмная сила на горизонтальном оперении направлена вверх).

Штопор.

Самолёт, находящийся в сваливании, может перейти в штопор. Наиболее важные характеристики штопора:

- самолёт снижается по крутой спиральной траектории, вращаясь относительно вертикальной оси;
- угол атаки обоих полукрыльев значительно выше критического угла атаки;
- самолёт с большой угловой скоростью вращается вокруг вертикальной оси;
- при взгляде сверху, самолёт описывает спираль вокруг вертикальной оси с радиусом обычно менее чем полуразмах крыла;
- самолёт в штопоре может находиться в положении «вверх кабиной» или перевёрнутом.

Штопор является одним из самых сложных манёвров. Штопор можно определить, как усугубленное сваливание, приведшее к авторотации, которая поддерживается аэродинамическими силами и не прекратится без специального вмешательства. В штопоре полукрылья имеют разную степень срыва потока.

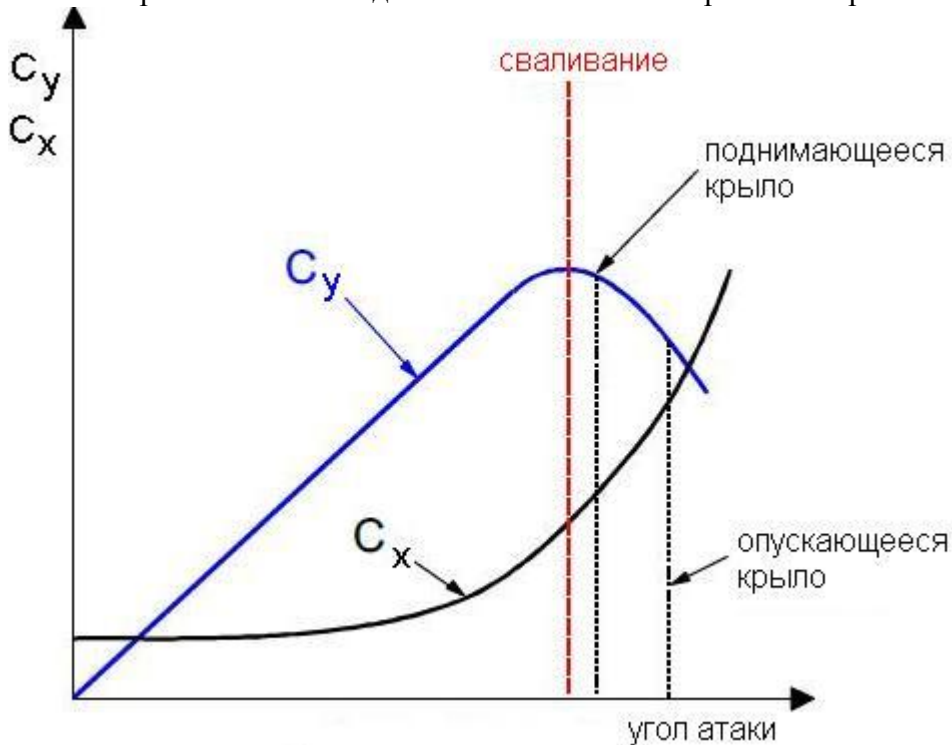
Основные причины штопора.

Прежде чем самолёт войдёт в штопор, должно произойти сваливание. Если при этом срыв потока на одном полукрыле разовьётся больше, чем на другом, то самолёт начнёт крениться и появится скольжение в сторону опускающегося крыла.

Непреднамеренный вход в штопор происходит при превышении критического угла атаки при маневрировании со скольжением. Это происходит, когда нет координации в отклонении элеронов и руля направления (crossed-controls).

Координация действий рулями очень важна, особенно при полёте на малой скорости и больших углах атаки. Большинство пилотов в состоянии координировано пилотировать

самолёт в нормальной обстановке, но при отвлечении внимания эта способность ухудшается. Потеря координации действий рулями может произойти, например, при маневрировании, чтобы избежать столкновения с другим самолётом или с препятствиями на взлёте (посадке). Штопор также может развиваться при боковой разбалансировке самолёта, вызванной несимметричным отказом двигателя или несимметричной выработкой топлива.



Три фазы штопора.

Зарождающийся штопор – от начала сваливания и вращения до полного развития штопора.

Установившийся штопор – угловая скорость вращения, поступательная и вертикальные скорости стабилизировались.

Вывод из штопора – силы, работающие на вывод из штопора, становятся больше сил, удерживающих самолёт в штопоре.

Если при сваливании самолёта одно полукрыло потеряет больше подъёмной силы, чем другое, то оно начнёт опускаться. Это приведёт к увеличению местных углов атаки на опускающемся полукрыле (усилению срыва потока) и уменьшению местных углов на поднимающемся полукрыле. Возникший крен и разница лобовых сопротивлений полукрыльев приводят к скольжению самолёта на опущенное полукрыло. Это также усугубляет дисбаланс подъёмных сил полукрыльев, поскольку внутреннее полукрыло тормозится, а на внешнем - скорость увеличивается. Как и в обычном сваливании, нос самолёта опускается. По мере того, как начинают действовать силы инерции, вращение стабилизируется.

При непреднамеренном попадании в штопор жизненно важно начать вывод как можно раньше. Многие самолёты выходят из установившегося штопора с большим трудом. Самолёт может выполнить несколько витков, прежде чем усилия по выводу начнут действовать.

Вывод из зарождающегося штопора требует меньше высоты и времени. Каждый самолёт имеет индивидуальные характеристики штопора, которые могут сильно варьироваться в зависимости от конфигурации, загрузки и прочих факторов.

Влияние веса и центровки на штопор.

Полная масса самолёта и её распределение влияют на характеристики штопора. Большая масса обычно означает более медленное вращение в зарождающемся штопоре, но в дальнейшем вращение может усиливаться. Более высокий вращательный момент увеличивает время и потерю высоты на выводе из штопора более загруженного самолёта.

Центровка самолёта играет ещё более важную роль в поведении самолёта в штопоре:

- передняя центровка делает самолёт более устойчивым, требуемые усилия для создания единицы перегрузки относительно велики, что делает менее вероятным резкое пилотирование. В стриммированном состоянии самолёт стремится самостоятельно вернуться в горизонтальный полёт. Но скорость сваливания при передней центровке имеет большее значение.
- при задней центровке самолёт менее устойчив, уменьшаются требуемые усилия на единицу перегрузки, что позволяет легче вывести самолёт на сваливание. При попадании в штопор, более задняя центровка даёт более плоский штопор.
- Если центр тяжести выходит за задний предел, или при входе в штопор тяга двигателей не была своевременно убрана, то наиболее вероятен переход в плоский штопор. Плоский штопор характеризуется около нулевыми значениями тангажа и крена и расположением оси вращения недалеко от центра тяжести. Хотя потеря высоты за один виток штопора меньше, чем у нормального штопора, но из-за экстремальной угловой скорости вращения (часто превышающей 400° в секунду), самолёт теряет высоту очень быстро. Направление набегающего потока на самолёт практически вертикально снизу, что создаёт большие закритические углы атаки на крыле. И, что более важно, такое обтекание делает рули высоты и направления неэффективными, что делает вывод из штопора невозможным.

Вывод из штопора.

Вывод из сваливания заключается в уменьшении угла атаки, что восстанавливает обтекание крыла. Вывод из штопора дополнительно включает в себя остановку вращения. Чрезвычайно сложная аэродинамика штопора обуславливает широкое разнообразие методов вывода для различных самолётов. **Не существует универсальной методики вывода из штопора для всех самолётов.**

Для некоторых самолётов достаточно убрать режим работы двигателя и снять усилия с органов управления. Для других же, наоборот, требуются строго определённые движения органами управления, выполненные строго по времени или привязанные к определённым моментам вращения.

Всегда следуйте рекомендациям Руководства по лётной эксплуатации своего самолёта.

Далее описана наиболее распространённая процедура вывода из нормального (не перевёрнутого) штопора:

- уменьшить режим двигателя до малого газа. Это позволяет уменьшить потерю высоты на выводе и уменьшает вероятность развития плоского штопора. Также это уменьшает вероятность асимметричной тяги на многодвигательных самолётах. Крутящий или гироскопический момент двигателя и винта может увеличивать угол атаки или угловую скорость вращения на однодвигательных самолётах, усиливая штопор.

- установить элероны нейтрально. Отклонённые элероны могут способствовать входу в плоский штопор или росту угловой скорости вращения в нормальном штопоре.
- отклонить руль направления полностью против вращения. Направление вращения определяется визуально или по гироскопическому указателю поворота. Не используйте указатель скольжения («шарик»), поскольку его показания ненадёжны и зависят от местоположения в кабине.
- энергично переместите штурвал в нейтральное положение. На некоторых самолётах достаточно только ослабить тянущие усилия, в то время как на других требуется полное отклонение от себя.

Эти четыре пункта можно выполнять одновременно.

- Удерживать рули в рекомендованном положении до остановки вращения.
- Когда вращение прекратится установить руль направления нейтрально. Задержка с выполнением этого пункта может вызвать штопор в другую сторону.
- Вывести самолёт из пикирования плавным движением штурвала на себя. Чрезмерные тянущие усилия на штурвале могут привести к повторному сваливанию или превышению ограничений по перегрузке и поломке самолёта. Вялый вывод из пикирования может привести к превышению ограничений по приборной скорости. По этой же причине убирается тяга при попадании в штопор. После вывода увеличить режим двигателям для восстановления нормального полёта (контроль ограничений по двигателю).

Особые случаи сваливания.

Сваливание при полёте **со скольжением**. Скольжение может быть вызвано отклонением руля направления в сторону, противоположную отклонению элеронов, или при чрезмерном отклонении руля направления в сторону дачи элеронов. Это вызовет отклонение «шарика» на индикаторе скольжения от нейтрала.

Сваливание при скольжении происходит с незначительными предупредительными явлениями или вовсе без них. Одно из полукрыльев срывается намного раньше другого, что создаёт резкий кренящий момент. В этом случае следует воздержаться от «инстинктивной» реакции остановить кренение элеронами.

В течение всего полёта, и особенно на малых скоростях, отклонения руля направления должны быть координированными с отклонением элеронов для обеспечения полёта без скольжения.

Сваливание **на манёвре** происходит при перетягивании штурвала на себя при выполнении маневрирования с перегрузкой более 1. Обычно оно происходит более резко, чем сваливание с горизонтального полёта. Часто это происходит неожиданно, поскольку сваливание происходит на большей скорости.

Повторное сваливание может произойти при выводе из первоначального сваливания. Это обычно случается при попытке ускорить выход из сваливания не дождавшись уменьшения угла атаки или не дав самолёту достаточно времени на набор необходимой скорости, прежде чем набирать потерянную высоту.

Переведя двигатели на полную мощность, уменьшите тянущие усилия на штурвале, чтобы дать возможность самолёту набрать скорость и, затем, плавным движением на себя набирайте потерянную высоту.

Сваливание большого самолёта. В процессе подготовки и тренировки пилотов на больших самолётах не отрабатывается полное сваливание. Для ознакомления с особенностями самолёта отрабатывается только приближение к сваливанию (до срабатывания предупредительной сигнализации).

На самолётах с реактивными двигателями при срабатывании механизма тряски штурвала:

- плавно опустить нос самолёта на горизонт или немного ниже;
- одновременно установить максимальный режим двигателям;
- устранять кренение поперечным управлением;
- убрать шасси, установить заданную конфигурацию.

На многомоторных винтовых самолётах действия те же, но с учётом особенности, что при увеличении режима работы двигателей на самолёт будут действовать крутящие моменты от винтов и изменившейся обдувки крыла. Для пилота важно соблюдать координацию отклонений руля направления и элеронов при парировании кренящих и разворачивающих моментов, вызванных изменением режима работы двигателей. Следует избегать развития скольжения при сваливании и выходе из него.

Сваливание маленького самолёта. Для одномоторного винтового самолёта есть особенности в поведении на сваливании в зависимости от режима работы двигателя.

При сваливании на малой тяге двигателя, действия такие же, как при сваливании большого самолёта (см. выше).

Поведение самолёта на сваливании при высоком режиме работы двигателя имеет свои сложности. Большой угол тангажа и малая скорость, характерные для такого рода сваливания, заметно усиливают влияние крутящего момента от винта. Поэтому пилоту требуется отклонением руля направления и элеронов компенсировать этот момент, чтобы не допустить развития скольжения. В противном случае сваливание легко переходит в штопор. Также при опускании носа на сваливании на самолёт будет действовать гироскопический момент винта, разворачивающий нос влево (при вращении винта по часовой стрелке).

Неожиданное сваливание на высоком режиме двигателя (взлёт, уход на второй круг), когда внимание пилота отвлечено, может легко перейти в штопор. Очень важно, чтобы действия по выводу были начаты при первых признаках сваливания. (Штурвал/ручку от себя, элероны нейтрально, убирать кренение рулём направления).

Сваливание в развороте с набором высоты или снижением.

Когда самолёт выполняет координированный разворот с постоянным креном, то скорость обтекания внутреннего полукрыла меньше, чем внешнего (движется по меньшему радиусу) и, поэтому, создаёт меньшую подъёмную силу. Поэтому самолёт стремится увеличить угол крена (спиральный момент крена). Для сохранения крена пилоту необходимо опускать элерон на внутреннем крыле, и чем меньше скорость, тем больше потребный угол отклонения элеронов. Из-за отклоненного элерона местный угол атаки внутреннего полукрыла больше и может достигнуть критического значения первым. Руль направления должен постоянно удерживать нулевое скольжение (шарик в центре).

В развороте с набором высоты на однодвигательном винтовом самолёте компенсация крутящего момента от винта требует дополнительного отклонения руля направления и элеронов. Например, при вращении пропеллера по часовой стрелке на координированном развороте влево с набором высоты может потребоваться отклонение руля направления и элеронов вправо. Если самолет выйдет на сваливание, то крен и скольжение будут развиваться бурно из-за больших отклонений рулей.

Выводы: В любой конфигурации, пространственном положении, на любом режиме двигателей при попадании в сваливание пилот должен уменьшить угол атаки, установить максимальный режим двигателю, чтобы уменьшить потерю высоты на выводе, и не допускать скольжения самолёта, чтобы уменьшить вероятность попадания в штопор. «Держите шарик в центре».

Скоростная тряска (Волновой срыв).



На скоростях полёта более 0,4 М начинает проявляться сжимаемость воздуха, что влияет на поведение самолёта.

На больших высотах полёта реактивные транспортные самолёты имеют крейсерские скорости полёта немного больше M критического. И поэтому имеют на крыле небольшой скачок уплотнения. Если самолёт будет далее увеличивать скорость, то скачок резко усиливается, возрастает перепад давления. Создаётся резкий неблагоприятный градиент давления в районе скачка, что приводит к отрыву пограничного слоя (волновой срыв). Отделённый поток, попадая на стабилизатор, вызывает очень сильную вибрацию самолёта (скоростная тряска).

Поскольку эта тряска может повредить конструкцию самолёта, то устанавливается специальная сигнализация, предупреждающая пилота о превышении максимально-допустимой скорости полёта (V_{MO}/M_{MO}). Индикация максимально-допустимой скорости и скорости начала скоростной тряски выводится на приборы пилотам, кроме этого используют звуковую трещотку (clacker), легко отличимую по звуку от другой звуковой сигнализации.

Таким образом, существуют два вида аэродинамической тряски, вызванные полётом на малых (low speed buffet) и слишком больших скоростях (high speed buffet). Любая тряска конструкции нежелательна, поскольку приводит к ослаблению конструкции самолёта и дискомфорту пассажиров. На больших высотах полёта (36 000 – 42 000 футов), разница по скорости между этими двумя трясками может уменьшаться всего до 15 узлов.

Примечание: В процессе сертификационных испытаний проверяются расчетные максимальные скорости полёта и устанавливаются значения максимально-допустимых скоростей. При этом обеспечивается запас по скорости, который позволяет пилоту при непреднамеренном превышении ограничения вернуть самолёт в нормальный полёт без проявления нежелательных явлений (Затягивание в пикирование, потеря эффективности управления, проблемы с устойчивостью и т. п.).

Глава 8 Механизация крыла

Скорости взлёта и посадки.

Механизация крыла предназначена для уменьшения потребных взлётных и посадочных дистанций. Это позволяет увеличить вес (полезную нагрузку) самолёта при заданной длине ВПП.

Взлётная дистанция зависит от безопасной скорости взлёта V_2 , которую самолёт должен занять на высоте 35 футов над ВПП, а посадочная – от скорости пролёта торца ВПП V_{AT} , которую самолёт имеет на высоте 50 футов. V_2 не может быть больше $1,2 V_{S1}$, а V_{AT} не может быть меньше $1,3 V_{S0}$. Скорость сваливания определяется максимальным коэффициентом подъёмной силы крыла $C_{уmax}$. Таким образом, чтобы получить минимально возможные дистанции, требуется иметь максимально возможный $C_{уmax}$.

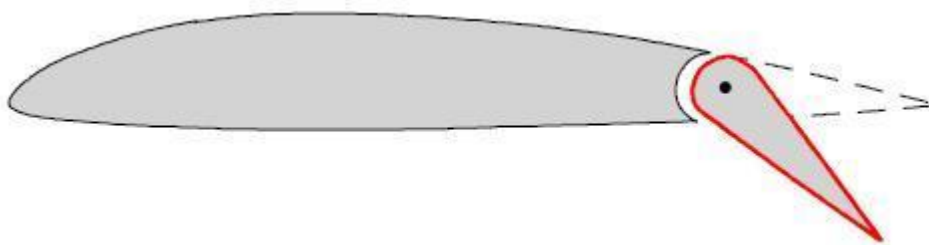
Повышение $C_{уmax}$.

Один из главных факторов, влияющих на $C_{уmax}$ крыла, это кривизна профиля. Поэтому для взлёта и посадки желательно иметь изогнутый профиль крыла. В то же время, в крейсерском полёте изогнутый профиль создаёт большое сопротивление. Обычно в крейсерском полёте используется гладкое крыло с профилем малой кривизны, а на взлёте и посадке для увеличения кривизны профиля используют шарнирные передние и задние кромки крыла (flaps).

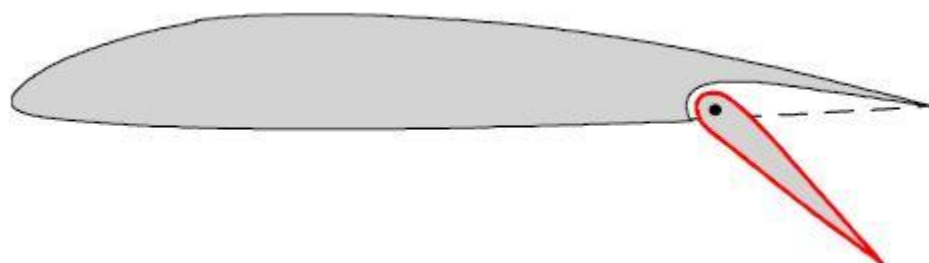
На низкоскоростных профилях обычно используют только отклоняемую заднюю кромку крыла – закрылки. На скоростных профилях, где передняя кромка может быть симметричной или даже с отрицательной кривизной, кроме этого используют ещё и отклоняемую переднюю кромку (предкрылки).

В англоязычной литературе шарнирные предкрылки называют flaps, а выдвижные – slats, закрылки же, в любом случае – flaps.

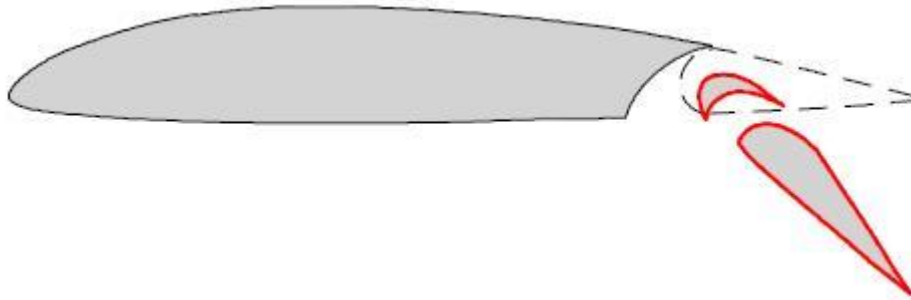
Закрылки.



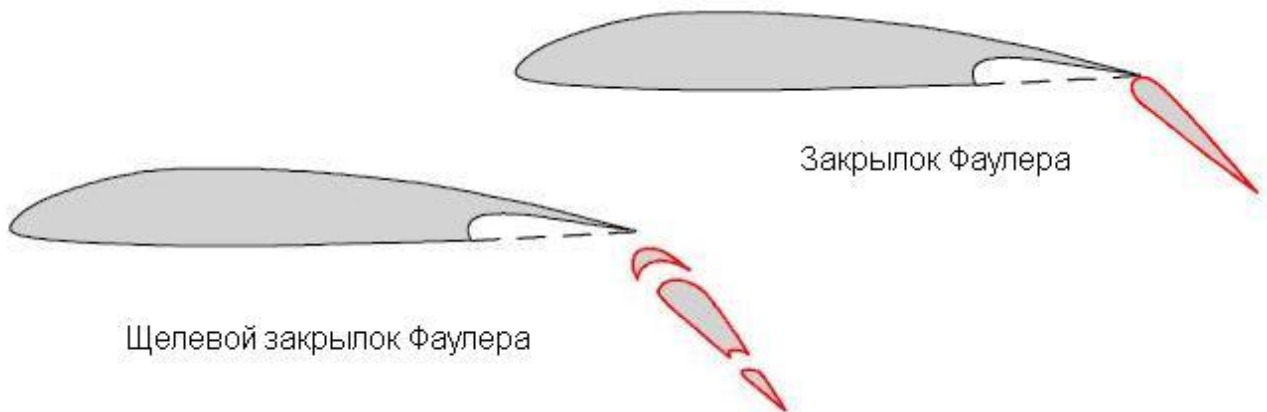
Простые закрылки. Имеют простую конструкцию, дают хороший прирост $C_{уmax}$, но относительно высокое лобовое сопротивление. Используются на не скоростных самолётах, когда не требуются очень короткие дистанции взлёта и посадки.



Разделяющиеся закрылки формируются из задней части нижней поверхности крыла. Верхняя поверхность не изменяется при выпуске закрылков, что позволяет затянуть отделение пограничного слоя на большие углы атаки. Но сопротивление такого закрылка больше, чем простого, из-за образовавшегося разрыва между верхней и нижней поверхностью.

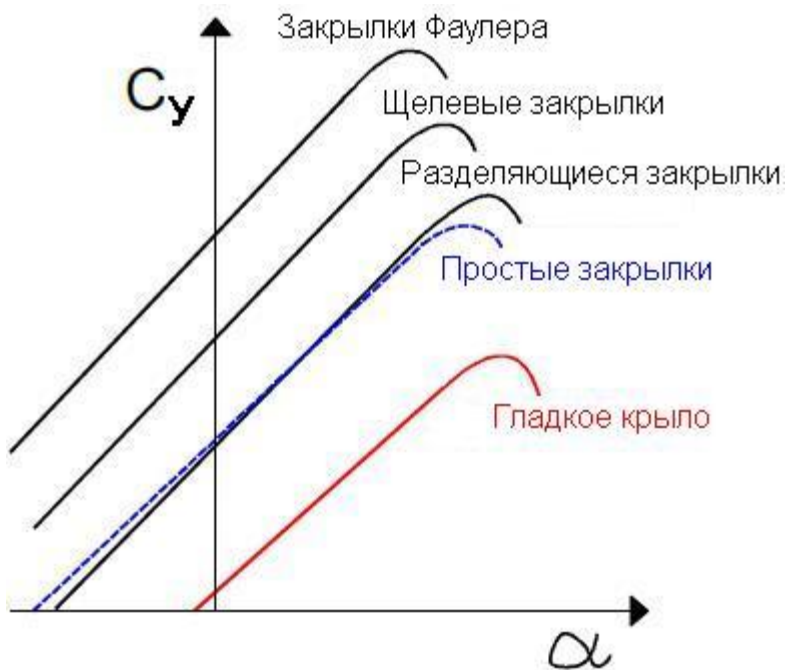


Щелевые закрылки. Когда выпускается щелевой закрылок, то между ним и крылом образуется щель. Через эту щель воздух из зоны высокого давления под крылом, ускоряясь, выходит над закрылком, увеличивая кинетическую энергию пограничного слоя. Это задерживает отделение пограничного слоя с закрылка. Щелевые закрылки дают больший прирост $C_{у\max}$, чем простые и разделяющиеся закрылки и намного меньшее лобовое сопротивление. Недостатком является сложность конструкции.

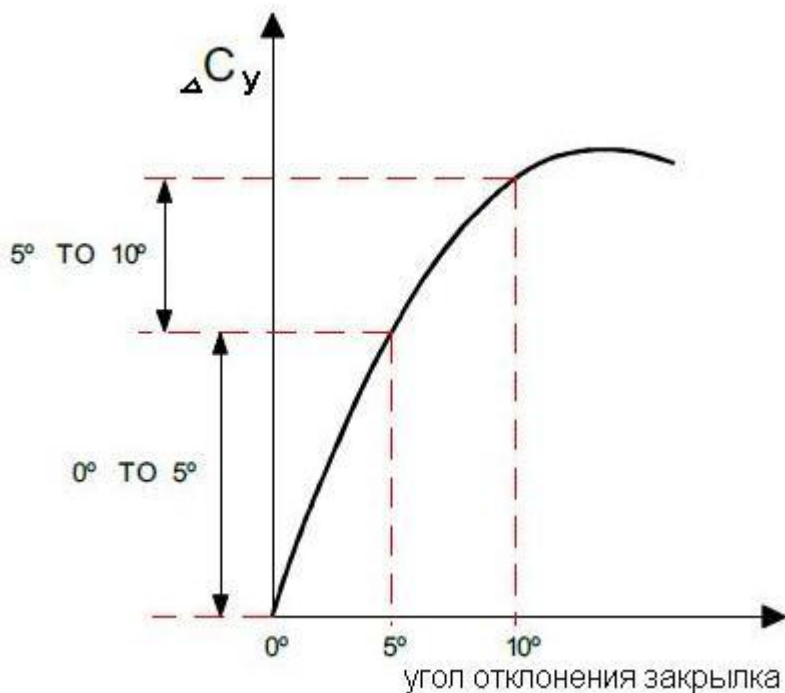


Закрылки Фаулера выдвигаются назад, а затем отклоняются вниз. Первоначально увеличивается площадь крыла, а затем кривизна. Закрылки Фаулера могут быть щелевыми. Из-за двойного эффекта, данные закрылки дают наибольший прирост подъёмной силы из всех перечисленных. Также наименьший прирост лобового сопротивления из-за щелей и уменьшения отношения толщины профиля к длине хорды. Недостатком является большой момент тангажа из-за удлинения хорды назад.

Харлан Фаулер был инженером, работающим на ВВС США. В личное время и за свои деньги он разработал свой вид закрылков, которые впервые были установлены на Локхиде 14 в 1937 году. Из современных самолётов закрылки Фаулера установлены на Боинге 727.



На рисунке показана сравнительная зависимость $C_y=f(\alpha)$ для вышеперечисленных видов закрылков при одном том же угле отклонения закрылка. Следует заметить, что максимальный прирост подъемной силы у разных типов закрылков происходит при разных углах отклонения закрылка.



На рисунке показано изменения прироста подъемной силы в зависимости от угла выпуска закрылков. Из него видно, что прирост подъемной силы увеличивается при увеличении угла отклонения закрылка до определённого оптимального угла, а затем уменьшается.

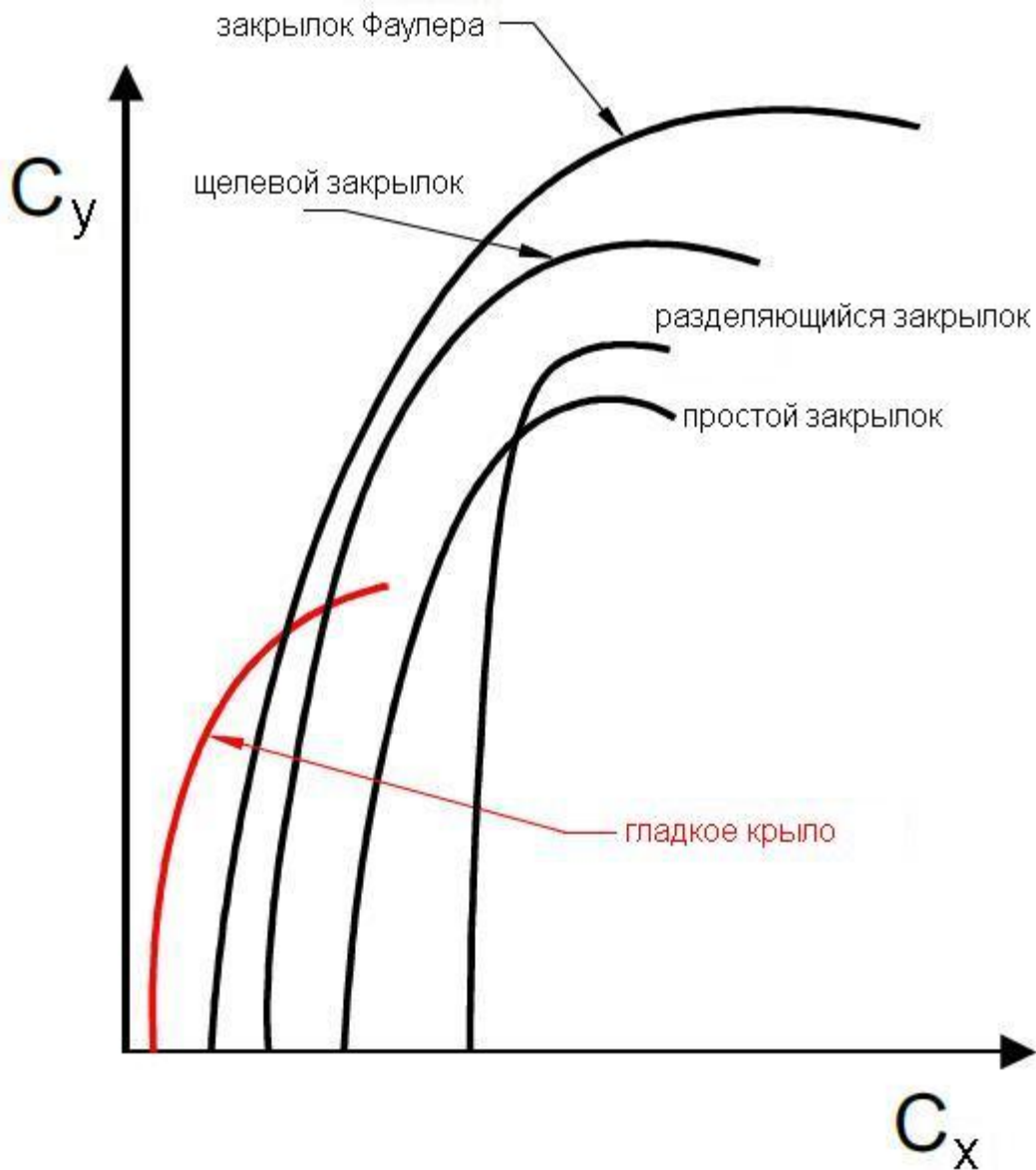
$C_{y\text{max}}$ и критический угол атаки.

На сравнительных графиках $C_y=f(\alpha)$ видно, что выпуск закрылков увеличивает $C_{y_{\max}}$, но уменьшает критический угол атаки. Это происходит потому, что выпуск закрылков увеличивает местный угол атаки.



Обычно график $C_y=f(\alpha)$ изображают, используя угол атаки основной (не отклоняемой) секции крыла. Поэтому, как видно из рисунка, когда крыло с выпущенным закрылком будет находиться на критическом угле атаки, угол атаки основной секции крыла будет значительно меньше.

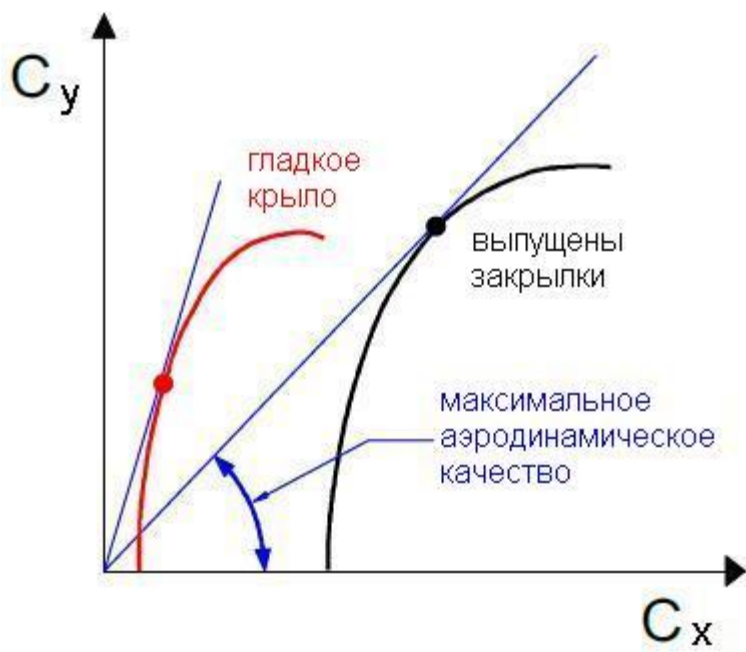
Лобовое сопротивление.



На рисунке показаны сравнительные поляры для различных видов закрылков при одном заданном угле отклонения закрылка. Из рисунка видно, что сопротивление различных видов закрылков сильно отличается. Наибольшее сопротивление у разделяющихся закрылков и наименьшее — у закрылков Фаулера.

На взлёте, лобовое сопротивление уменьшает ускорение самолёта, поэтому закрылки должны давать минимальное сопротивление. На посадке, лобовое сопротивление помогает остановке самолёта и поэтому благоприятно. При заходе на посадку повышенное лобовое сопротивление увеличивает устойчивость по скорости. Прирост лобового сопротивления тем больше, чем больше угол отклонения закрылков.

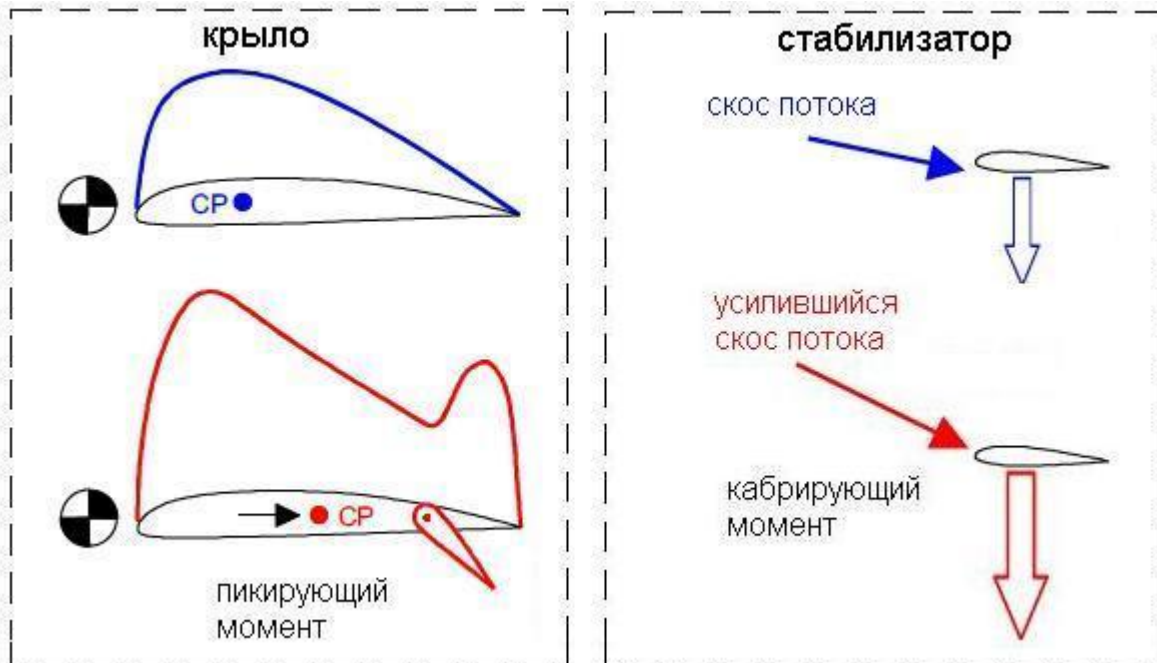
Аэродинамическое качество.



При выпуске закрылков одновременно увеличиваются подъёмная сила и лобовое сопротивление, но в разных пропорциях. Хотя подъёмная сила больше сопротивления, но растёт быстрее и, поэтому, аэродинамическое качество уменьшается. Чтобы найти точку максимального аэродинамического качества, нужно провести касательную к поляре из начала координат. Тангенс угла наклона касательной (или секущей в любой точке графика) будет равен аэродинамическому качеству.

Аэродинамическое качество определяет эффективность самолёта и влияет на лётные характеристики, такие как, дальность полёта, углы наклона траектории набора высоты и планирования. При выпущенной механизации дальность полёта и угол наклона траектории набора высоты уменьшаются, а угол наклона траектории планирования увеличивается.

Момент тангажа.



При выпуске закрылков меняется расположение центра давления на крыле и скос потока в районе стабилизатора. Оба эти процесса влияют на результирующий момент тангажа от выпуска закрылков.

Движение задней кромки крыла вызывает изменение картины распределения давления по всему профилю, но наибольшие изменения происходят в районе самих закрылков. При их выпуске центр давления крыла смещается назад, что дает пикирующий момент относительно центра тяжести самолёта. В случае закрылков Фаулера, сдвиг закрылка назад приводит к ещё большему пикирующему моменту.

Местный угол атаки стабилизатора зависит от скоса потока за крылом. При выпуске закрылков скос потока увеличивается, что приводит к увеличению отрицательной подъёмной силы стабилизатора – кабрирующему моменту.

Знак результирующего момента тангажа зависит от того, какой из указанных моментов окажется выше. Это зависит от вида закрылков, их расположения на крыле и расположения стабилизатора относительно крыла. Например, при высокорасположенном стабилизаторе эффект скоса потока мал и самолёт при выпуске закрылков будет испытывать пикирующий момент.

Изменение угла тангажа при выпуске закрылков.

Для сохранения горизонтального полёта подъёмная сила должна быть равна весу самолёта. При выпуске закрылков на постоянной скорости, подъёмная сила будет возрастать и необходимо уменьшить угол атаки для сохранения прямолинейности полёта. Таким образом, самолёт с выпущенными закрылками будет лететь с меньшим углом тангажа. Это благоприятно для посадки, поскольку улучшается обзор из кабины вперёд. Но если угол тангажа самолёта при снижении по глиссаде отрицательный, это может спровоцировать посадку на переднюю стойку.

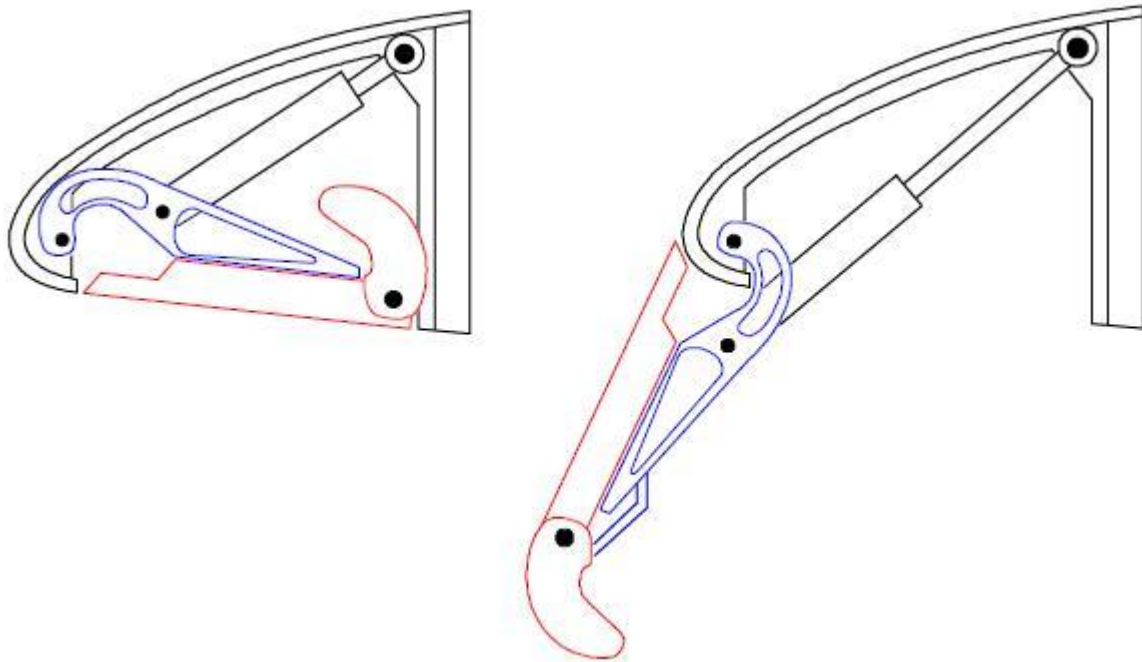
Предкрылки.

Предкрылки бывают двух видов:

- шарнирно отклоняемая вперёд нижняя поверхность передней кромки (flaps);
- выдвигаемая вперёд передняя кромка крыла с образованием щели (slats).

Передняя кромка профиля крыла скоростного самолёта обычно имеет малую кривизну и маленький радиус закругления. Это может вызывать отделение пограничного слоя непосредственно за передней кромкой на довольно малых углах атаки. Этому явления можно избежать, используя предкрылок, увеличивающий кривизну профиля в районе передней кромки.

Предкрылок Крюгера – это часть нижней поверхности передней части крыла, которая может, вращаясь, формировать новую переднюю кромку крыла.



Чтобы способствовать первоначальному срыву потока в средней части стреловидного крыла, предкрылки Крюгера (как менее эффективные) устанавливают у корня крыла.

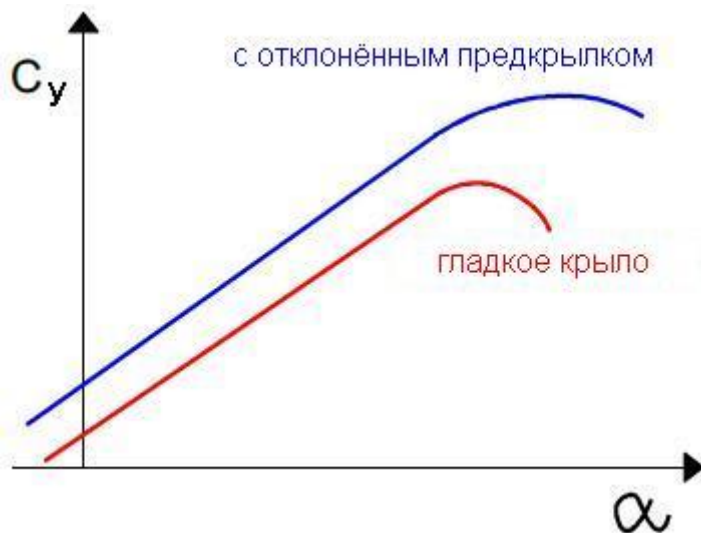


Чтобы улучшить эффективность предкрылка, кривизна его поверхности может увеличиваться в процессе выпуска (см. рисунок).

В отличие от закрылков, рассмотренный вид предкрылков не имеет промежуточных выпущенных положений. Он либо полностью выпущен, либо полностью убран.

Влияние шарнирных предкрылков на подъемную силу.

Главный эффект от отклонения шарнирного предкрылка заключается в увеличении критического угла атаки и соответствующего ему $C_{y\max}$. Кроме этого происходит небольшое увеличение подъемной силы на более низких углах атаки из за увеличения кривизны профиля крыла.



Щелевые предкрылки.

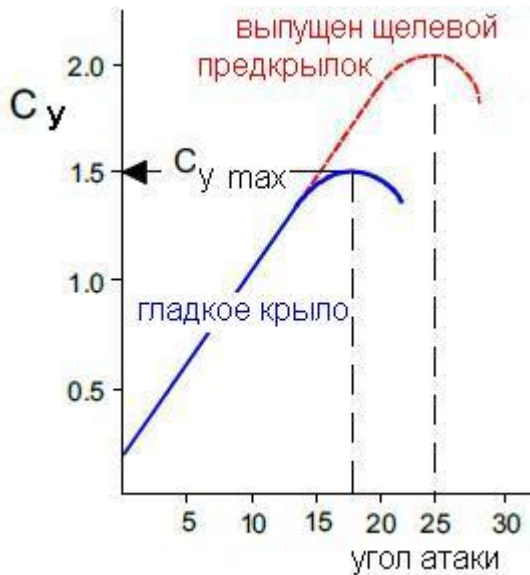
Щелевой предкрылок, при выпуске, образует профилированный проход для воздуха между нижней и верхней поверхностями крыла. На некоторых самолётах такая щель может быть постоянной частью конструкции крыла.



При выпуске щелевого предкрылка кинетическая энергия пограничного слоя увеличивается, и отделение пограничного слоя затягивается на большие углы атаки. Срыв потока начнётся при угле атаки приблизительно 25° , когда усилившийся неблагоприятный градиент давления пересилит кинетическую энергию пограничного слоя.

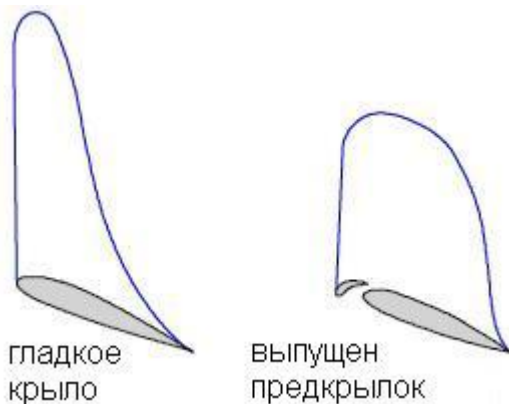
Если щель является постоянной конструкцией крыла, то на больших скоростях полёта это приведёт к дополнительному лобовому сопротивлению. Поэтому, как правило, щелевые предкрылки делают убирающимися и выпускающимися. Выпуск/уборка предкрылков

происходит обычно одновременно с выпуском/уборкой закрылков и управление обоими механизмами осуществляется от одного органа управления.



На рисунке показаны сравнительные цифры для чистого крыла и с выпущенным щелевым предкрылком.

Выпуск предкрылка продлевает график $C_y=f(\alpha)$ на большие углы атаки. На больших углах предкрылок сам создаёт подъёмную силу благодаря своей кривизне. Если рассмотреть картину распределения давления по профилю, то видно, что выпущенный предкрылок сглаживает пик разрежения, чем уменьшает неблагоприятный градиент давления на нисходящей части профиля.



Сглаживание пика разрежения означает, что пограничный слой не подвергается резкому утолщению, которое происходит при преодолении сильного неблагоприятного градиента давления, и сохраняет достаточно кинетической энергии, чтобы пройти вдоль всего профиля без отделения от поверхности. При этом общая величина зоны разрежения над крылом не меняется или даже становится больше. Существенного перемещения центра давления не происходит, поэтому изменение момента тангажа при перемещении предкрылков незначительное.

Автоматически выпускающиеся щелевые предкрылки.

На некоторых самолётах (например, Ан-2), предкрылки не контролируются пилотом, а выпускаются автоматически. Выпуск предкрылков происходит из-за перераспределения давления в районе передней кромки. На малых углах атаки высокое давление в точке торможения потока удерживает предкрылок в прижатом положении. На больших углах атаки точка торможения потока уходит на нижнюю поверхность, а зона разрежения смещается на верхнюю поверхность предкрылка. Этот перепад давлений приводит предкрылок в движение, он смещается вперёд и образует щель.

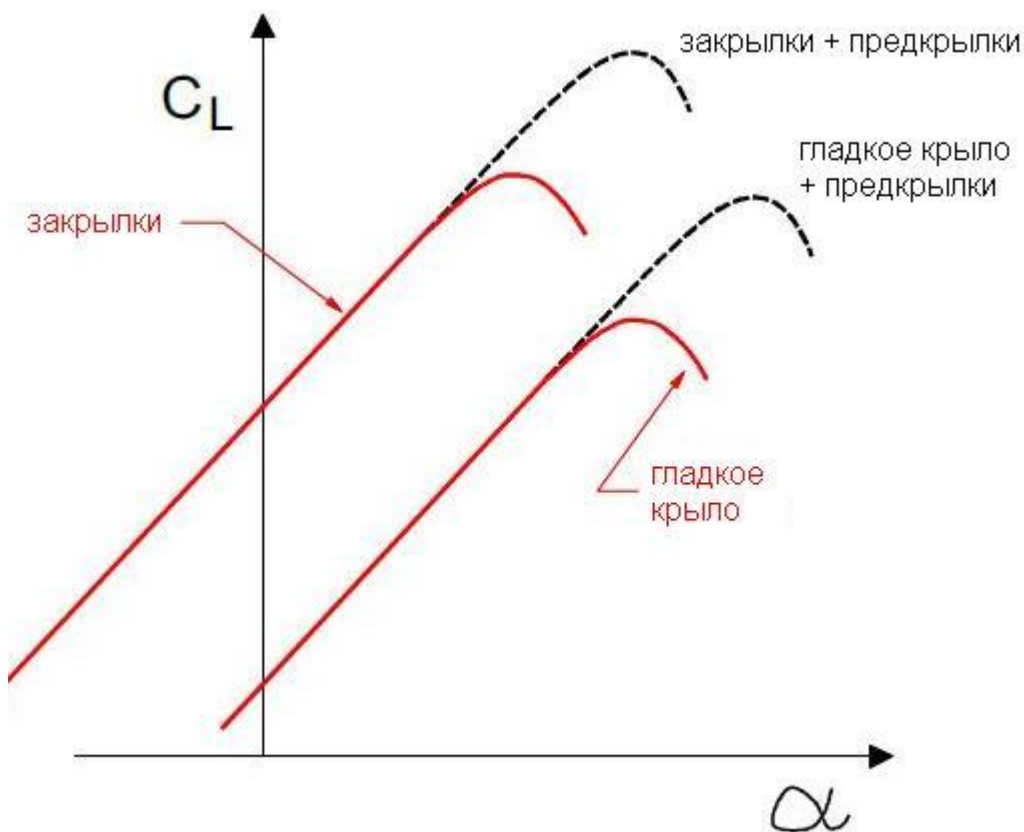
Такая система применяется на маленьких самолётах, как система защиты от сваливания. На больших самолётах предкрылки выпускаются с помощью механического привода по команде пилота.

Недостаток щелевых предкрылков.

Щелевые предкрылки могут давать такой же прирост $C_{y \max}$, как и закрылки. Но при выпущенных закрылках $C_{y \max}$ достигается на углах атаки немного меньших, чем критический угол гладкого крыла. В то время как, выпущенные предкрылки требуют значительного увеличения угла атаки, чтобы достичь $C_{y \max}$. Для пилота, это означает, что на малых скоростях полёта угол тангажа самолёта будет большой и зона обзора вперед будет ограничена.

Изменение лобового сопротивления и момента тангажа при выпуске/уборке предкрылков небольшое по сравнению с выпуском/уборкой закрылков.

Совместное использование закрылков и предкрылков.



На большинстве больших транспортных самолётов закрылки и предкрылки используются одновременно.

Последовательность выпуска/уборки.

У многих скоростных профилей последовательность выпуска/уборки предкрылков и закрылков является критичной. Выпуск закрылка увеличивает скос потока вниз за крылом и скос потока вверх перед крылом. У скоростных профилей, эта прибавка скоса потока вверх критична и может быть причиной отрыва потока и сваливания. Поэтому перед выпуском закрылка обязателен выпуск щелевого предкрылка. И наоборот, сначала происходит уборка закрылка, а затем убирается предкрылок. Данная последовательность реализована, например, на Су-24.

Асимметрия механизации крыла.

Выпуск механизации создаёт большие изменения в подъёмной силе, лобовом сопротивлении и моменте тангажа. Если движение механизации будет не симметрично, несбалансированные силы могут создать серьезные проблемы в поперечном управлении самолётом. Многие системы выпуска/уборки механизации контролируют симметричность работы и прекращают движение при наличии рассогласования левых и правых секций. Тем не менее ситуация рассогласования возможна. Разность подъёмных сил полукрыльев будет давать кренящий момент, который должен быть сбалансирован поперечным управлением, разница в лобовом сопротивлении создаст момент рыскания, который должен быть сбалансирован рулём направления (разнотягом двигателей). Возможность балансировки самолёта зависит от степени асимметрии и эффективности управления самолёта.

Система снятия излишней нагрузки с закрылков.

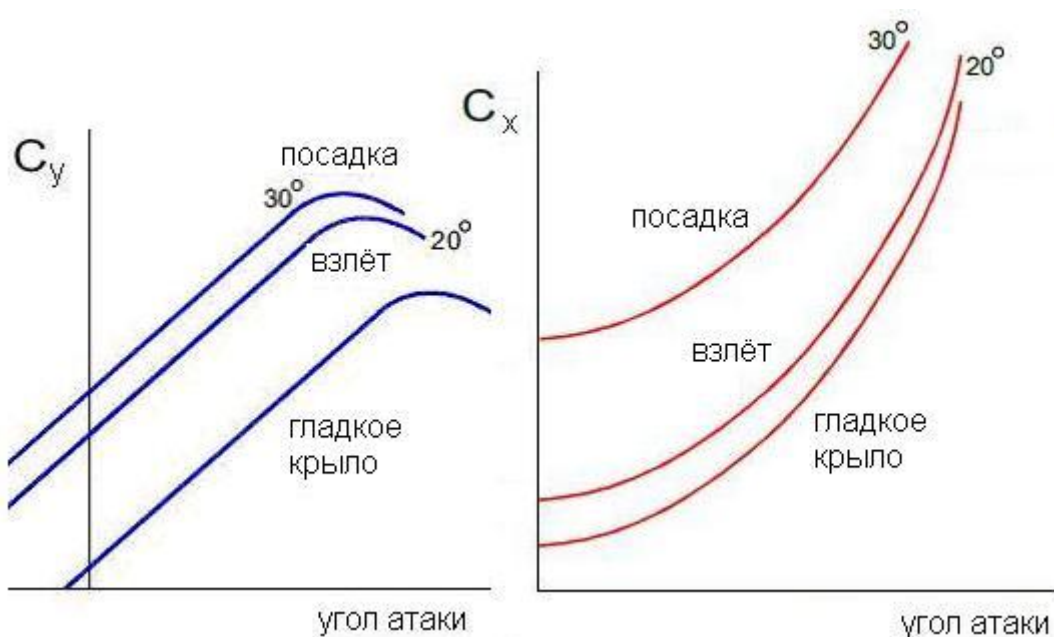
На больших скоростных транспортных самолётах в систему выпуска/уборки закрылков устанавливается устройство, предотвращающее выпуск закрылков, если скорость самолёта более разрешенной. Если пилот установил рычаг на выпуск закрылков, но скорость более скорости выпуска закрылков (V_{FE}), то выпуск не произойдёт, пока скорость не уменьшится ниже разрешённой. На Боинг 737 система автоматически уменьшает угол отклонения закрылков с 40° до 30° при превышении заданной скорости, и снова выпускает закрылки до 40° при её уменьшении.

Выбор угла установки закрылков для взлёта, набора высоты и посадки.

Взлётная дистанция зависит от скорости отрыва и ускорения на разбеге.

- а) Наименьшая скорость отрыва достигается на наивысшем $C_{y \max}$. Для этого нужен наибольший угол выпуска закрылков.
- б) Но большой угол выпуска закрылков даёт большое лобовое сопротивление, что уменьшает ускорение разбега и увеличивает дистанцию разбега.
- в) Меньший угол закрылков даст большую скорость отрыва, но улучшает ускорение, что в итоге даёт меньшую дистанцию разбега.

Таким образом, существует оптимальный угол выпуска закрылков, обеспечивающий минимальную дистанцию взлёта.



После отрыва от ВПП самолёт должен выдерживать определённый градиент набора высоты во взлётной конфигурации. Выпуск закрылков ухудшает градиент набора высоты. Поэтому, если выдерживание градиента набора является ограничивающим фактором, для взлёта может быть выбран меньший угол закрылков (как оптимальный), даже если это приведет к увеличению взлётной дистанции.

Посадочная дистанция определяется скоростью касания и ускорением торможения. Наименьшая скорость касания ВПП достигается при максимальном угле выпуска закрылков, дающем наибольший $C_{y \max}$. Также при этом возникает наибольшее лобовое сопротивление, что благоприятно для торможения. Поэтому, для посадки, закрылки выпускают на большие углы.

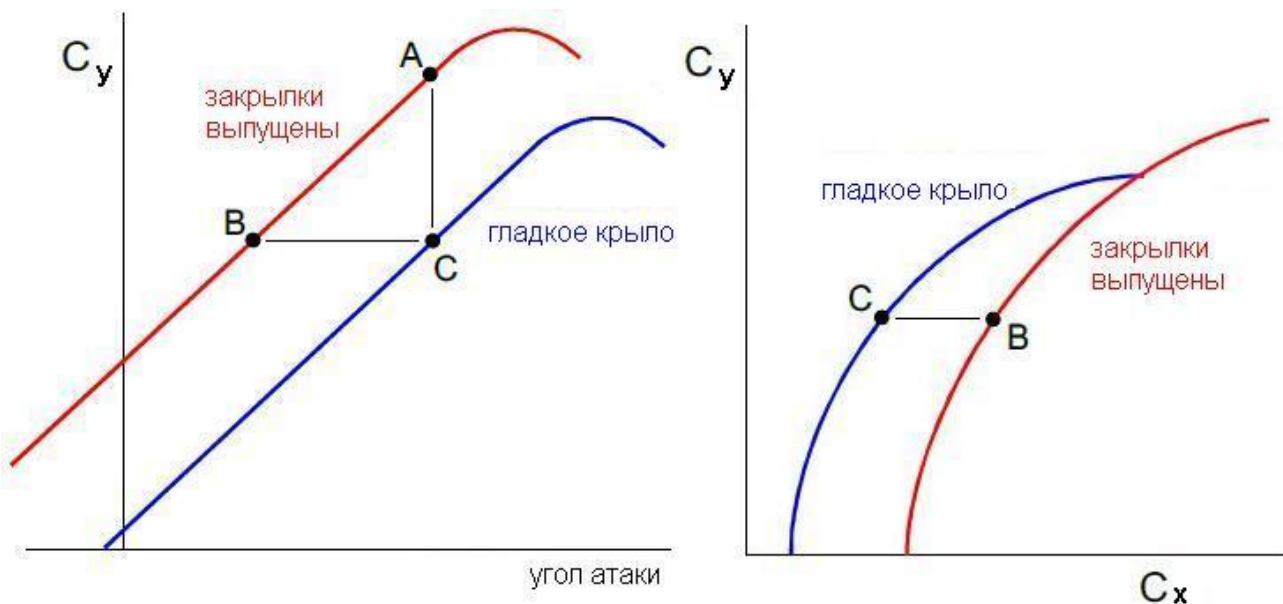
Использование механизации крыла.

Чтобы эффективно использовать механизацию крыла, экипаж должен правильно производить уборку и выпуск.

Уборка после взлёта.

Предположим, что после взлёта самолёт находится на режиме, соответствующем точке А, графика $C_y=f(\alpha)$. Если при этом убрать закрылки не увеличив скорости, то коэффициент подъёмной силы уменьшится до точки С, подъёмная сила уменьшится и самолёт начнёт снижаться. Поэтому, прежде чем убрать закрылки, следует разогнать самолёт (соответственно уменьшить C_y и угол атаки до точки В). В процессе уборки закрылков угол атаки будет вновь увеличен при сохранении скорости и коэффициента C_y . Это позволяет сохранить подъёмную силу.

Таким образом, пилот не должен начинать уборку закрылков, пока самолёт не набрал соответствующую приборную скорость.



В процессе уборки закрылков происходят три важных процесса:

- изменение распределения давления по крылу даёт кабрирующий момент. Но уменьшение схода потока вниз за крылом увеличивает угол атаки стабилизатора, давая пикирующий момент. Направление результирующего момента тангажа зависит от того, влияние какого процесса на самолёт окажется выше.
- уборка закрылков приведёт к уменьшению лобового сопротивления и увеличению ускорения самолёта. (Переход от точки В к точке С на графиках поляр).
- уборка закрылков обычно выполняется ступенчато. В процессе уменьшения угла отклонения закрылков угол атаки крыла должен быть увеличен, для сохранения C_y .

Если самолёт медленно набирает скорость во время уборки закрылков, то угол атаки должен быть увеличен существенную величину, чтобы не допустить снижения. Эта ситуация типична для взлёта с большим весом в условиях разреженной атмосферы.

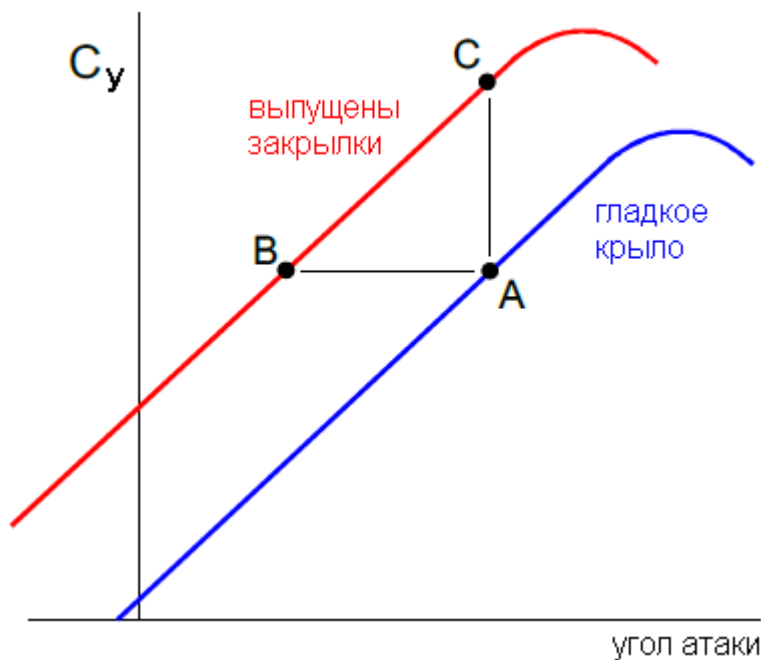
Тем не менее, большинство современных транспортных самолётов довольно быстро разгоняются в процессе уборки закрылков, поэтому требуемое увеличение угла атаки малозаметно.

Выпуск закрылков перед посадкой.

Предположим, что самолёт летит горизонтально и находится на режиме, соответствующем точке А. Если закрылки будут выпущены без соответствующего уменьшения угла атаки, то C_y увеличится до величины, соответствующей точке С и самолёт перейдёт в набор высоты («вспухнет»).

При выпуске закрылков из точки А, угол атаки должен быть уменьшен до величины, соответствующей точке В, чтобы сохранить постоянство C_y .

Из точки В, графика $C_y=f(\alpha)$, скорость самолёта должна быть уменьшена до величины, соответствующей точке С.



Глава 9 Обледенение

Поверхность самолёта может быть покрыта льдом, инеем или водой. Это может произойти в полёте или при стоянке на земле.

Рассмотрим влияние отложений на лётные характеристики и управляемость.

Типы отложений.

Иней. Иней может образовываться на поверхности во время стоянки на земле, когда температура падает ниже нуля, или в полёте, когда холодный самолёт движется через тёплый слой воздуха. Иней состоит из относительно тонкого слоя кристаллического льда.

Лёд. Основные формы обледенения - это чистый лёд, матовый лёд и отложение переохлаждённого дождя (дождевой лёд).

Чистый лёд (глянцевый лёд) – это прозрачный слой льда с гладкой поверхностью. Он образуется при ударе больших капель переохлаждённой воды о переднюю кромку. Поскольку замерзание воды происходит с некоторой задержкой, то происходит растекание вдоль поверхности по потоку от передней кромки.

Матовый лёд образуется от соударения с маленькими каплями переохлаждённой воды. Они замерзают почти мгновенно, без растекания и образуют белое непрозрачное отложение.

Дождевой лёд образуется от соударения с каплями переохлаждённого дождя, падающего из слоя инверсии и попадающего в воздух с температурой ниже нуля. Эти капли не замерзают мгновенно, а растекаются по поверхности. Отложение льда происходит очень быстро.

Влияние льда и инея на самолёт.

Отложения льда и инея на самолёте:

- изменяют форму профиля крыла;
- увеличивают шероховатость поверхности;
- увеличивают вес самолёта.

Основное влияние инея состоит в повышении шероховатости поверхности и увеличении потери энергии пограничного слоя. Сопротивление трения повышается. Пограничный слой начинает отделяться раньше, что приводит к уменьшению $C_{y \max}$. Выполнение взлёта с крыльями, покрытыми инеем, может привести к сваливанию после отрыва при использовании нормальных взлётных скоростей.

Испытания показали, что отложения с толщиной и шероховатостью средней или грубой наждачной бумаги уменьшают подъёмную силу до **30%** и увеличивают лобовое сопротивление до **40%**.

Лёд обычно откладывается в районе передней кромки крыла и оперения. Это может вызвать сильное искажение формы передней кромки и привести к сильному увеличению лобового сопротивления и существенному уменьшению $C_{y \max}$. И, как следствие, увеличение скорости сваливания. Уменьшение $C_{y \max}$ стабилизатора может привести к «клевку» самолёта, особенно при увеличении скоса потока от крыла при выпуске закрылков.

Отложения чистого льда и, особенно, матового льда могут существенно увеличить вес самолёта. Это повлечёт дальнейшее увеличение скорости сваливания и увеличение индуктивного сопротивления. Избыток располагаемой тяги двигателей уменьшится, уменьшая возможности самолёта по набору высоты.

Обледенение лопастей винтов может привести к их разбалансировке, сильной вибрации, особенно при несимметричном сходе льда с лопастей. Куски льда, оторвавшиеся от винтов, могут повредить фюзеляж самолёта.

Влияние на приборы.

Отложения льда на приёмниках полного и статического давления могут привести к ошибочным показаниям приборов и, в конце концов, к полной потере информации о скорости и высоте.

Влияние на управление самолётом.

Рулевые поверхности могут быть заклинены отложениями льда в отверстиях, окружающих рулевые поверхности и тяги управления. Это может вызвать ухудшение управляемости вплоть до полной её потери.

Влияние воды на поверхности самолёта.

Если крыло покрыто слоем воды от сильного дождя, то пограничный слой может стать турбулентным в зонах ламинарного движения в нормальных условиях. Это вызывает увеличение лобового сопротивления и может вызвать увеличение скорости сваливания.

Следует строго выполнять рекомендации производителя по увеличению скоростей на взлёте и посадке в условиях сильного дождя.

Старение конструкции.

Со временем состояние конструкции самолёта ухудшается из-за царапин, повреждений, ремонтов и общего накопления грязи и смазки.

Это приводит к увеличению лобового сопротивления самолёта (главным образом сопротивления трения) с соответствующим увеличением расхода топлива. Стоимость эксплуатации самолёта повышается. Ухудшение состояния самолёта учитывается в таблицах расчета летных характеристик.

Часть вторая

Глава 10 Устойчивость и управляемость

Введение

Устойчивость – это свойство самолёта, выраженное в тенденции к возвращению в сбалансированное состояние полёта без вмешательства пилота, после окончания действия возмущения, вызванного внешним воздействием.

Самолёт должен обладать следующими качествами:

- достаточной устойчивостью для поддержания постоянных параметров полёта;
- способностью восстанавливать параметры полёта после воздействия внешних возмущений;
- достаточной устойчивостью, чтобы минимизировать нагрузку на пилота;
- должной реакцией на управляющее воздействие пилота, чтобы самолёт мог реализовать свои лётные возможности при достаточной маневренности.

Различают два вида устойчивости **статическая** и **динамическая**. Динамическая будет рассмотрена позже.

Статическая устойчивость.

Самолёт находится в сбалансированном состоянии, когда сумма всех сил и всех моментов, действующих на него, равна нулю; самолёт не испытывает никаких ускорений и движется прямолинейно и равномерно. Если балансировка будет нарушена внешним воздействием или отклонением рулей, то самолёт будет испытывать ускорение из-за несбалансированных сил или моментов.

Статическая устойчивость самолёта определяется первоначальной тенденцией, которая возникает после прекращения действия возмущающей силы.

Самолёт **статически устойчив**, если возникает тенденция возврата к сбалансированному состоянию.

Самолёт **статически нейтрален**, если не возникает никакой тенденции.

Самолёт **статически неустойчив**, если возникает тенденция на увеличение возникшего отклонения от сбалансированного состояния.

статическая устойчивость

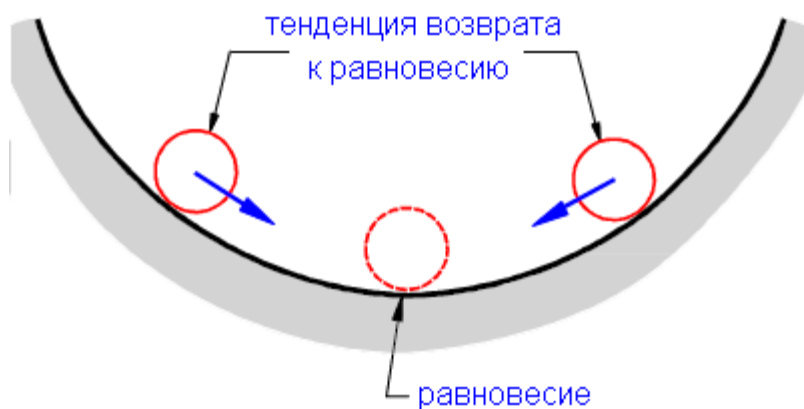
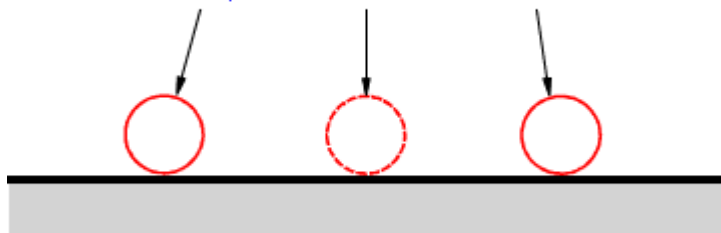


Рисунок иллюстрирует состояние статической устойчивости. Шар смещён из положения равновесия на дне чаши. Когда шар отпущен, его первоначальная тенденция будет вернуться в положение равновесия на дне чаши. В процессе движения он может проскакать положение равновесия, но при этом у него вновь будет возникать тенденция к возврату.

равновесие не нарушается
при любом отклонении



статическая нейтральность

Рисунок иллюстрирует статическую нейтральность. Шар находится в состоянии равновесия при любом отклонении от первоначального положения, и у него нет тенденции к возврату.

тенденция к движению
в направлении смещения

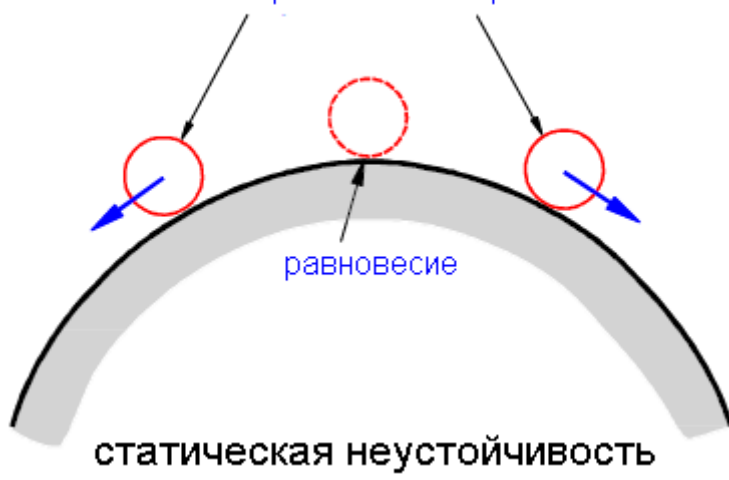


Рисунок иллюстрирует состояние статической неустойчивости. Отклонение шара от точки равновесия на вершине холма даёт тенденцию к ещё большему отклонению.

Термин «статическая» применяется для данного вида устойчивости, поскольку не рассматривается движение самолёта после возмущения, а анализируется только первоначальная тенденция.

Продольная статическая устойчивость оценивается при изменении угла атаки от стриммированного значения.

Если момент тангажа, возникший в результате изменения угла атаки, будет направлен на восстановление угла атаки, то самолёт статически устойчив в продольном отношении.

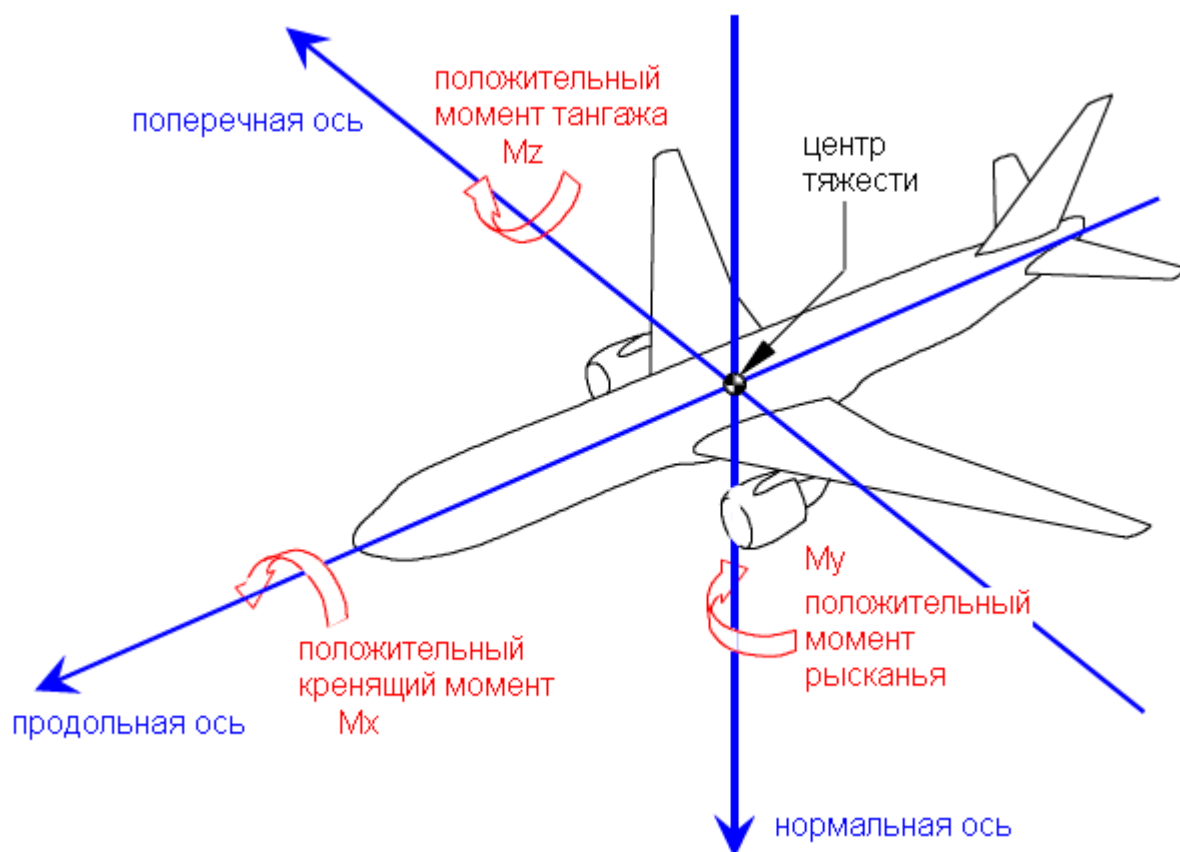
Система осей координат.

Чтобы представлять себе силы и моменты, действующие на самолёт, нужно провести оси координат с началом координат в центре тяжести самолёта. На рисунке показана правосторонняя связанная система координат. (Связанная система координат привязана к самолёту, а скоростная – к вектору набегающего потока)

Продольная ось проходит через центр тяжести от хвоста самолёта к носу. Момент относительно этой оси называется кренящим (поперечным). Он обозначается $M_x (L)$. Положительный момент кренит самолёт вправо.

Нормальная ось находится в плоскости симметрии самолёта и расположена перпендикулярно продольной оси. (В советских учебниках аэродинамики она направлена снизу вверх, здесь же, наоборот - сверху вниз. Из за этого положительный момент направлен в противоположную сторону.) Момент относительно нормальной оси называется моментом рысканья (путевым). Он обозначается $M_y (N)$. Положительный момент разворачивает нос самолёта вправо (в советских учебниках – влево).

Поперечная ось проходит через центр тяжести параллельно линии, проходящей через законцовки крыльев и направлена от левого полукрыла к правому. Момент относительно этой оси называется моментом тангажа или продольным моментом. Он обозначается $M_z (M)$. Положительный момент поднимает нос самолёта.



Общее правило определения знака момента: если смотреть навстречу направлению оси, то положительный момент направлен против часовой стрелки.

Статическая продольная устойчивость.

Продольная устойчивость (устойчивость по углу атаки, перегрузке) – устойчивость относительно поперечной оси.

Поперечная устойчивость (устойчивость по крену) рассматривается при движении самолёта относительно продольной оси.

Путевая устойчивость – относительно нормальной оси.

Продольная устойчивость рассматривается первой, поскольку её можно изучать отдельно, без взаимодействия с движением относительно других осей. Путевую и поперечную устойчивость рассмотрим позже, поскольку движение самолёта относительно продольной и нормальной осей тесно связаны.

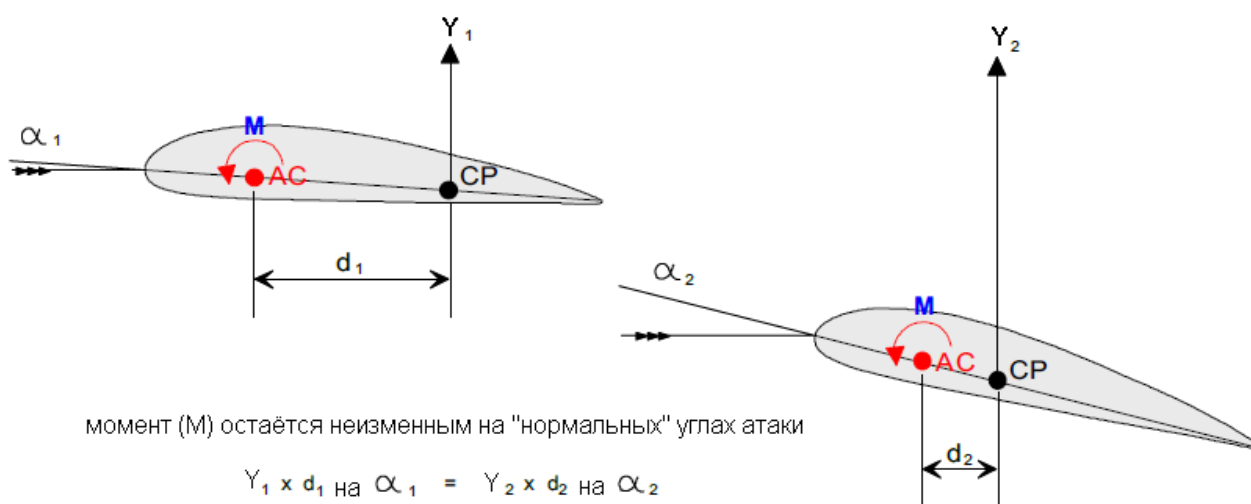
Самолёт демонстрирует продольную статическую устойчивость, если он имеет тенденцию к возвращению на стриммированный угол атаки после отклонения, вызванного внешним воздействием или отклонением руля высоты. Очень важно, чтобы самолёт был статически устойчив по углу атаки. В этом случае на самолёте будет легко и безопасно летать, поскольку он сам будет стремиться к сбалансированным условиям полёта. Направление отклонения руля высоты и усилия на штурвале, для управления таким самолётом, будут логичными по величине и направлению.

Если самолёт статически нейтрален – он сохраняет возникшее отклонение без тенденции к возврату. Статическая нейтральность по углу атаки обычно определяет нижний предел устойчивости самолёта, поскольку это граница между устойчивостью и неустойчивостью. Статически

нейтральный самолёт может чрезмерно реагировать на отклонение рулей, и у него нет тенденции к сохранению режима полёта. Как правило, это недопустимо.

Статически неустойчивый самолёт будет продолжать изменение тангажа в сторону возникшего возмущения до тех пор, пока это не будет остановлено отклонением руля высоты в противоположную сторону. Например, чтобы увеличить угол атаки надо немного взять штурвал на себя, а затем сразу отдать от себя на больший угол, чтобы скомпенсировать возникший кабрирующий момент. Если таким самолётом и можно управлять, но его невозможно стриммировать. Для управления таким самолётом требуются нелогические по величине и направлению отклонения штурвала. Такое поведение самолёта совершенно неприемлемо.

Подъёмная сила крыла приложена в центре давления (CP), который перемещается вперёд при росте подъёмной силы. При изучении продольной устойчивости используют аэродинамический фокус – точку, момент подъёмной силы относительно которой, постоянен. (В английском варианте фокус называют аэродинамическим центром (AC)). Если подъёмная сила изменилась, то влияние этого изменения на самолёт можно оценить, разместив в фокусе крыла вектор, равный изменению величины подъёмной силы. (Потому, что момент подъёмной силы относительно фокуса не изменился).

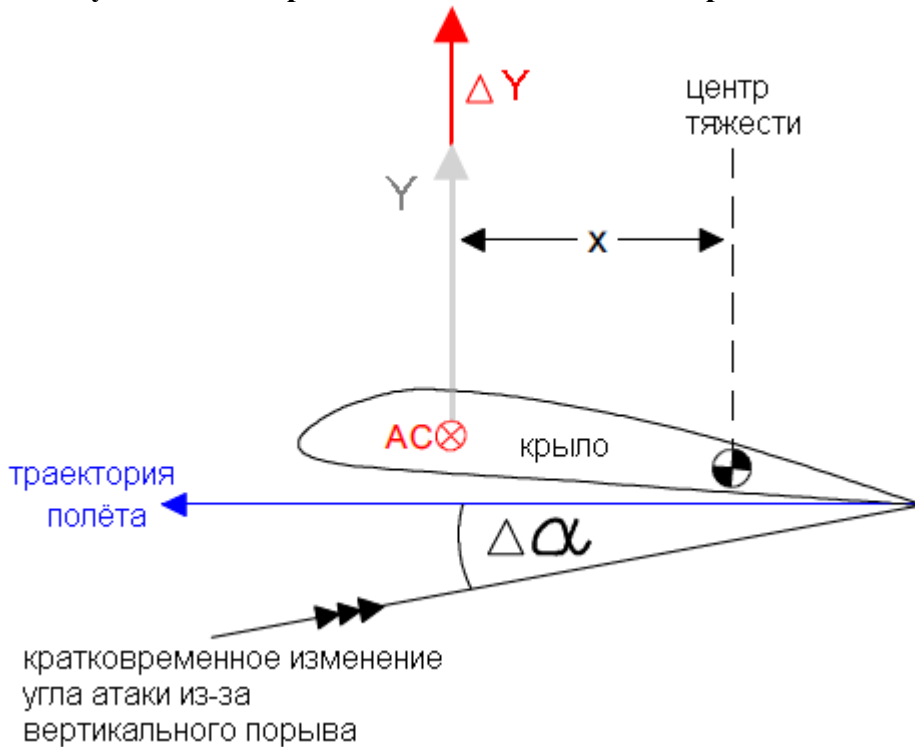


Аэродинамический фокус крыла находится приблизительно на расстоянии 25% хорды от передней кромки. Это правило верно, для дозвукового обтекания крыла на докритических углах атаки. В противном случае фокус крыла смещается.

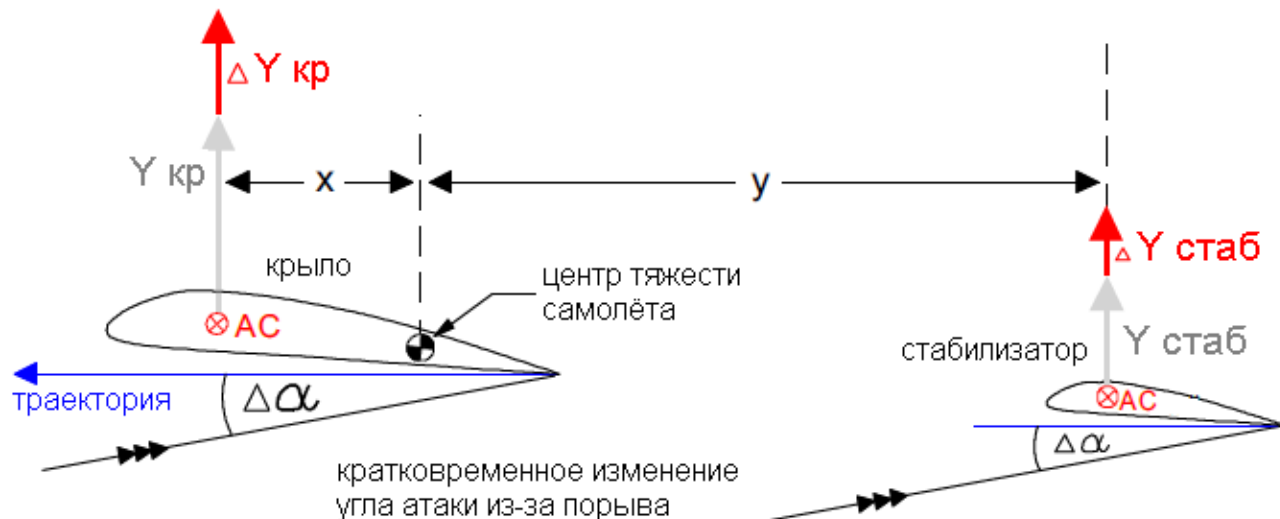
При рассмотрении продольной устойчивости будем рассматривать вектор подъёмной силы крыла, приложенный в аэродинамическом фокусе. Данное рассмотрение допустимо, поскольку подъёмная сила относительно фокуса даёт постоянный пикирующий момент, который балансируется стабилизатором. Поскольку этот момент не меняется, в рассматриваемых процессах, то мы убираем его из рассмотрения переносом вектора подъёмной силы в фокус из центра давления.

Если рассмотреть самолёт с крылом без стабилизатора, то такая схема будет неустойчива, поскольку фокус крыла расположен впереди центра тяжести самолёта. Допустим, что вертикальный порыв кратковременно увеличил угол атаки. Увеличится подъёмная сила. Вектор прироста ΔY , на плече «х» создаст кабрирующий момент относительно центра тяжести. Этот момент дестабилизирующий, поскольку самолёт будет иметь тенденцию к дальнейшему увеличению угла атаки.

В воздухе самолёт вращается относительно центра тяжести.



Теперь рассмотрим самолёт со стабилизатором.



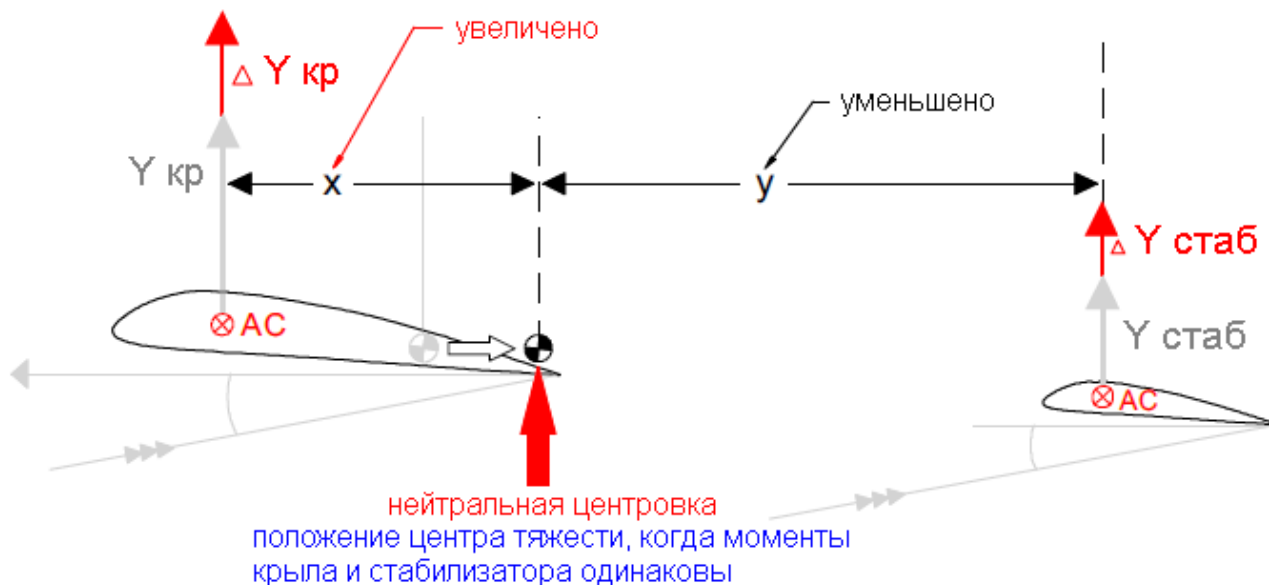
Стабилизатор расположен так, чтобы создавать стабилизирующий момент относительно центра тяжести. Тот же самый порыв увеличит угол атаки стабилизатора и его подъёмную силу. Вектор прироста подъёмной силы ΔY стаб на плече « y » даст пикирующий момент. Если момент от стабилизатора будет больше момента от крыла, то результирующий момент придаст самолёту угловое ускорение на пикирование. Таким образом, самолёт начнёт возвращаться в первоначальное положение равновесия. Чем больше разница моментов, тем большее угловое ускорение получит самолёт. (Слишком большое угловое ускорение нежелательно).

Рассмотрим эти два момента. Момент крыла равен произведению плеча « x » на приращение подъёмной силы крыла, а момент стабилизатора – произведению плеча « y » на приращение

подъёмной силы стабилизатора. Длина обоих плеч определяется расположением центра тяжести самолёта. При смещении центра тяжести вперёд, плечо стабилизатора увеличивается, а плечо крыла уменьшается. То есть смещение центра тяжести вперёд усиливает продольную статическую устойчивость.

Если пикирующий момент стабилизатора больше кабрирующего момента крыла – самолет статически устойчив по углу атаки.

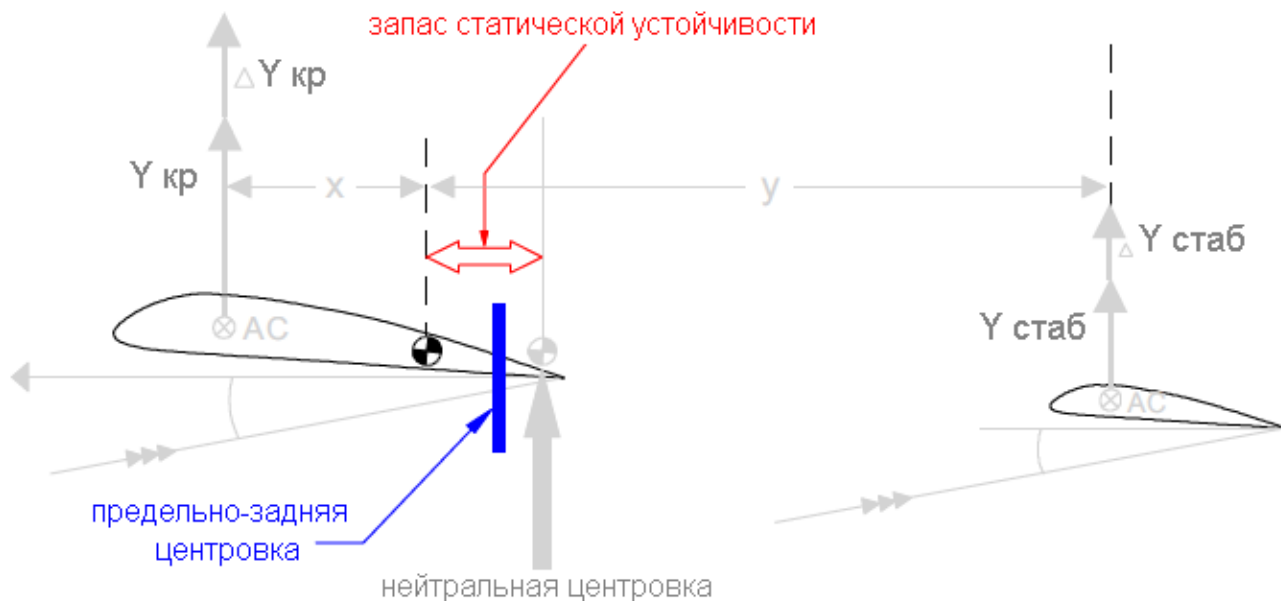
Нейтральная центровка.



Если центр тяжести самолёта будет смещаться назад из положения, когда самолёт был статически устойчив по углу атаки, то плечо силы стабилизатора будет уменьшаться, а плечо силы крыла увеличиваться. Соответственно будут меняться и их моменты, относительно центра тяжести. В конце концов, наступит такой момент, что момент крыла станет равным моменту стабилизатора. В этом случае на самолёте, попавшем в вертикальный порыв, не возникнет никакого углового ускорения. Самолёт будет находиться в равновесии на новом угле атаки без тенденции возврата к первоначальному углу атаки. То есть самолёт будет статически нейтрален по углу атаки. Такое положение центра тяжести самолёта называется нейтральной центровкой.

Запас статической устойчивости.

Если центр тяжести самолёта находится в точке нейтральной центровки – самолёт не имеет тенденции к возврату после отклонения от стриммированного угла атаки. Если же центр тяжести сместится немного вперёд, то плечо крыла уменьшится, а стабилизатора – увеличится. Возникнет небольшая разница моментов, направленная на восстановление угла атаки. И чем дальше вперёд будет смещаться центр тяжести, тем восстанавливающий момент будет больше – тем больше будет степень статической устойчивости.



Положение нейтральной центровки самолёта является важной точкой отчёта при рассмотрении статической устойчивости. В реальной жизни никогда не допускают, чтобы центр тяжести самолёта смещался назад до точки нейтральной центровки. В этом случае самолёт будет слишком чувствителен к отклонениям руля высоты.

Расстояние между центром тяжести и точкой нейтральной центровки называют **запасом статической устойчивости самолёта**.

При сертификации самолёта требуется обеспечить определённый уровень статической устойчивости самолёта, поэтому устанавливается **предельно-допустимая задняя центровка** самолёта. При этом центр масс находится на минимальном расстоянии впереди точки нейтральной центровки. Это расстояние и определяет минимально-допустимый уровень статической устойчивости.

Триммирование и управляемость.

Самолёт находится в **стриммированном** состоянии, если все моменты по тангажу, крену и скольжению равны нулю. Стриммированное состояние самолёта может быть достигнуто за счёт:

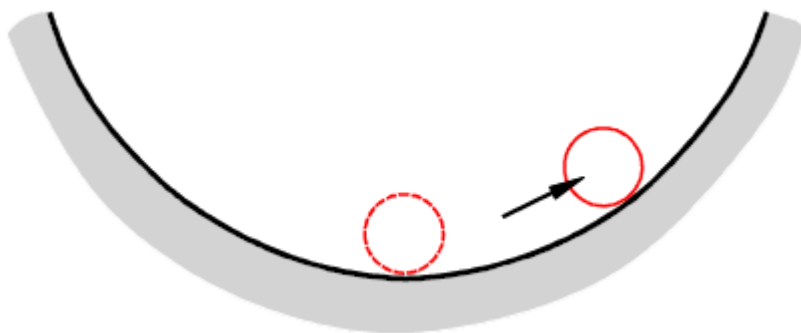
- усилий пилота;
- отклонения триммерных поверхностей на рулях;
- перекладки управляемого стабилизатора;
- перекачки топлива между крыльевыми баками и хвостовым баком;
- перемещения рулевого привода (при бустерном управлении).

Термин **управляемость** означает способность самолёта реагировать на отклонения рулей и достигать требуемых параметров движения. Самолёт должен обладать достаточной управляемостью, чтобы выполнить взлёт, посадку и различные манёвры во время полёта.

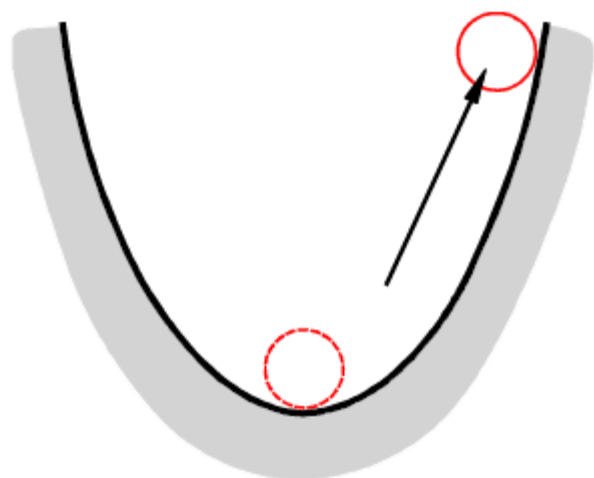
Между устойчивостью самолёта и его управляемостью существует определённое противоречие.

Высокая степень устойчивости означает уменьшенную управляемость.

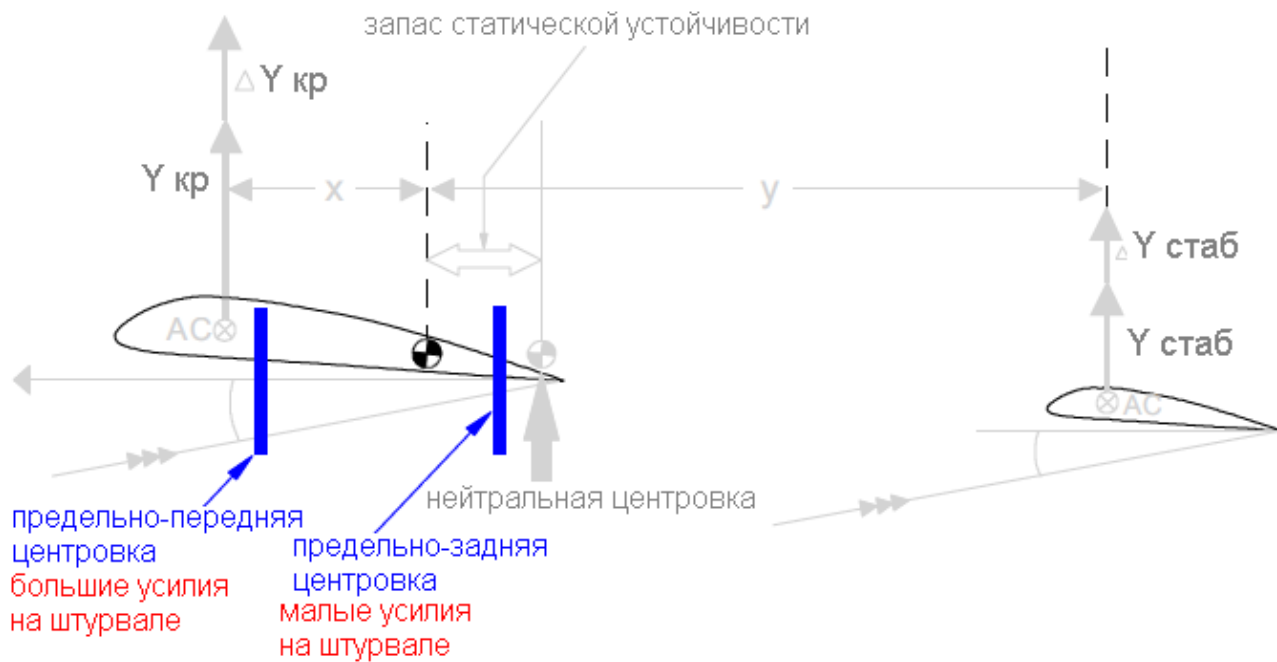
Отношение статической устойчивости и управляемости показано в следующих четырех рисунках.



Различные степени устойчивости демонстрируются шаром на различных поверхностях. Первый рисунок демонстрирует статическую устойчивость – шар в углублении. Если шар смещён из положения равновесия, то он имеет тенденцию к возврату в исходную точку. Если это отклонение вызвано преднамеренным управляющим воздействием, то к шару необходимо прикладывать силу для противодействия его тенденции к возврату. Статически устойчивый самолёт одинаково противодействует, как атмосферным возмущениям, так и управляющим воздействиям пилота.



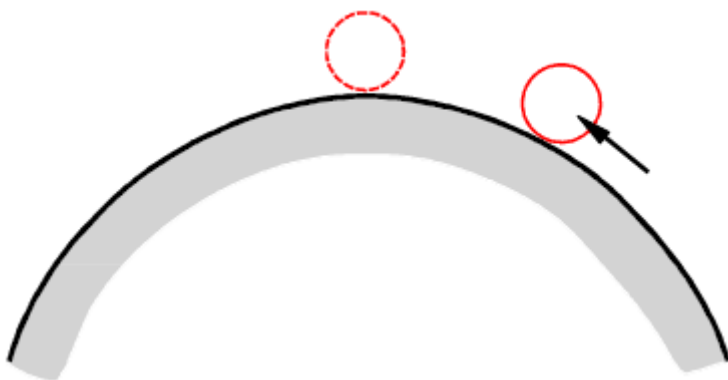
На следующем рисунке продемонстрирован пример увеличенной статической устойчивости. Для удержания шара, при том же смещении от позиции равновесия, требуется гораздо большее усилие. Другими словами, увеличение степени статической устойчивости (смещение центра тяжести вперёд) уменьшает степень управляемости самолёта. В процессе проектирования самолёта выбирается необходимая пропорция между степенью статической устойчивости и управляемостью, поскольку эти качества находятся в противоречии. Чтобы обеспечить минимально-допустимую степень управляемости, устанавливается предельно-передняя центровка самолёта.



Следующий рисунок демонстрирует статическую нейтральность.



При смещении мяча не возникает тенденции к возврату. Никаких усилий не требуется для удержания мяча в отклонённом состоянии. Когда статическая устойчивость самолёта приближается к нулю, его управляемость увеличивается до бесконечности и единственным фактором, сдерживающим вращение самолёта, является аэродинамическое демпфирование. Уменьшение степени статической устойчивости (смещение центра тяжести назад) увеличивает управляемость самолёта. Если устойчивость самолёта слишком низкая, отклонение рулей может вызвать чрезмерное вращение самолёта.



На этом рисунке проиллюстрирована статическая неустойчивость (шар на вершине холма). При смещении от точки равновесия, он стремится продолжить движение в направлении смещения. Для удержания шара на заданном отклонении требуется сила, действующая в направлении

противоположном смещению. Применительно к управлению самолётом, это будет означать, что усилия на штурвале будут меняться на противоположные, не соответствующие направлению вращения самолёта. Например, если руль высоты отклонить на увеличение угла атаки, то самолёт будет иметь тенденцию к непрерывному увеличению тангажа, и чтобы зафиксировать его на новом, увеличенном угле атаки, потребуются отклонение штурвала от себя с давящими усилиями. Другими словами, пилот должен будет непрерывно активным управлением удерживать самолёт в состоянии равновесия, что совершенно недопустимо!

Графическое представление продольной статической устойчивости.

Статическую продольную устойчивость можно оценить из отношения угла атаки и момента тангажа самолёта. Каждая часть самолёта вносит свой вклад в результирующий момент тангажа. Формула момента похожа на формулу аэродинамической силы.

$M_z = m_z q S b_a$ или $m_z = M_z / q S b_a$, где M_z – момент тангажа,

m_z - коэффициент момента тангажа,

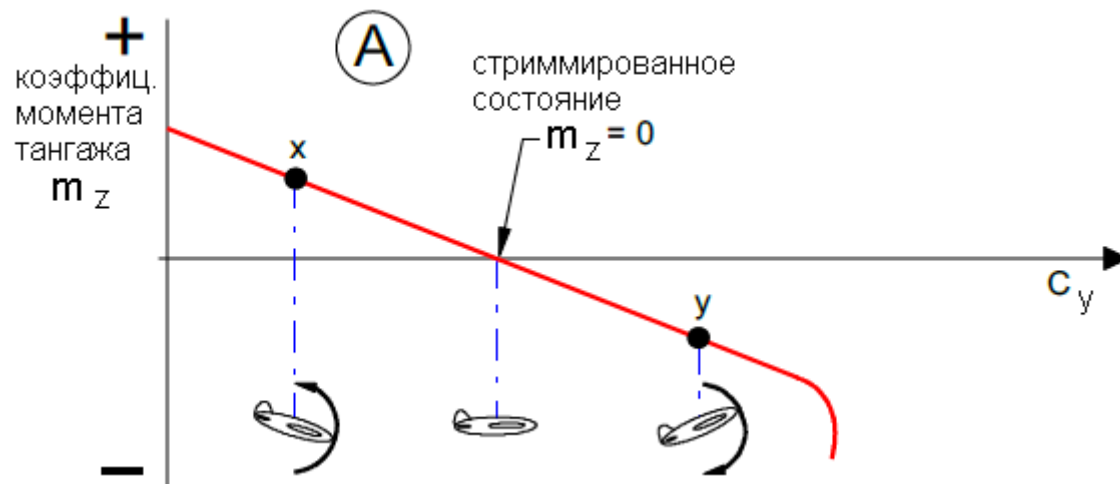
q - скоростной напор,

S - площадь крыла,

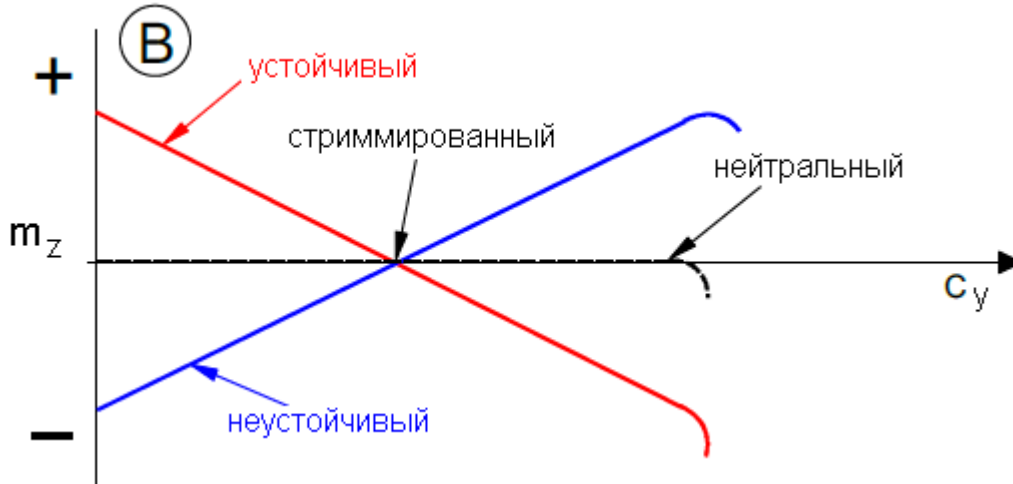
b_a - средняя аэродинамическая хорда (САХ).

Коэффициенты момента тангажа всех частей самолёта суммируются. Результирующий коэффициент момента тангажа изображается на графике в зависимости от коэффициента подъёмной силы (угла атаки).

Анализ полученного графика показывает степень статической устойчивости самолёта.

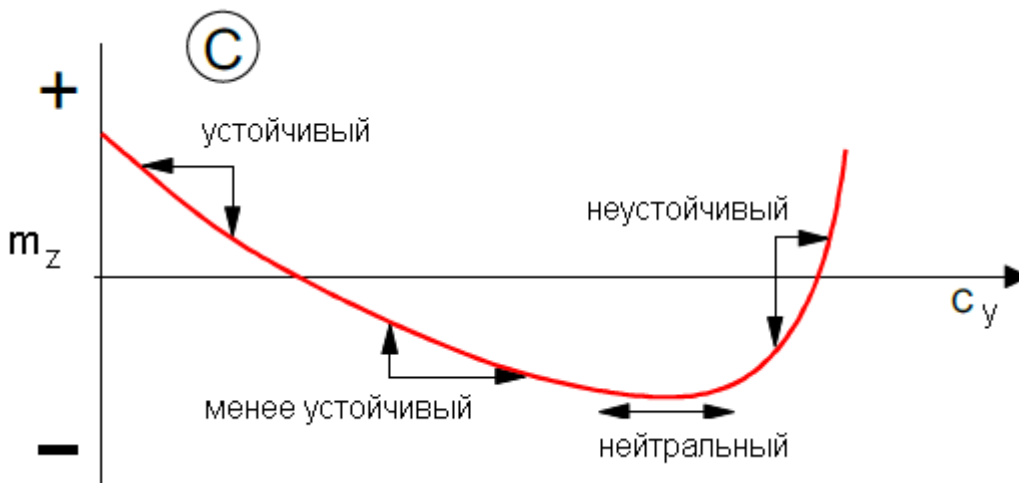


На графике А изображена зависимость m_z от C_y для статически устойчивого самолёта. В качестве иллюстрации устойчивости изображены тенденции самолёта при отклонениях от равновесного, стриммированного состояния. Самолёт находится в равновесии, когда $m_z = 0$. Если подъёмная сила самолёта увеличится (точка у), то возникнет отрицательный (пикирующий) момент, стремящийся уменьшить угол атаки к стриммированному значению. Если же подъёмная сила уменьшится (точка х), то возникнет восстанавливающий (положительный) кабрирующий момент. Таким образом, самолёт статически устойчив в продольном отношении, если наклон кривой $m_z = f(C_y)$ отрицательный. Чем больше степень устойчивости, тем больше угол наклона данной кривой.



На графике В показаны зависимости $m_z = f(C_y)$ соответствующие статической устойчивости, нейтральности и неустойчивости. Устойчивость соответствует отрицательному наклону (красная линия). Нейтральность – нулевой наклон (чёрная линия). При нейтральности, изменение C_y не приводит к изменению продольного момента. Такой самолёт не имеет тенденции к возвращению в положение равновесия и не удерживается в стриммированном состоянии.

Если самолёт имеет положительный угол наклона кривой $m_z = f(C_y)$, то он статически неустойчив. У такого самолёта, при отклонении от равновесного положения, появляется момент тангажа стремящийся усилить отклонение. При увеличении C_y возникает кабрирующий момент, а при уменьшении C_y – пикирующий.



Первоначально, на самолётах традиционных аэродинамических схем, степень статической устойчивости не зависела от C_y . Другими словами, угол наклона графика $m_z = f(C_y)$ был постоянным. Однако на самолётах: со стреловидными крыльями, с большим влиянием тяги на продольный момент или при существенных изменениях скоса потока в районе стабилизатора, могут происходить значительное изменение степени устойчивости на больших C_y (малых скоростях). Это явление проиллюстрировано на графике С.

На малых C_y (больших скоростях) самолёт демонстрирует хорошую устойчивость. По мере роста C_y наклон графика плавно уменьшается (устойчивость уменьшается). Затем появляется зона нейтральности и, окончательно, наклон кривой становится положительным. Самолёт становится неустойчивым, происходит заброс по углу атаки.

Влияние различных частей самолёта на продольную устойчивость.

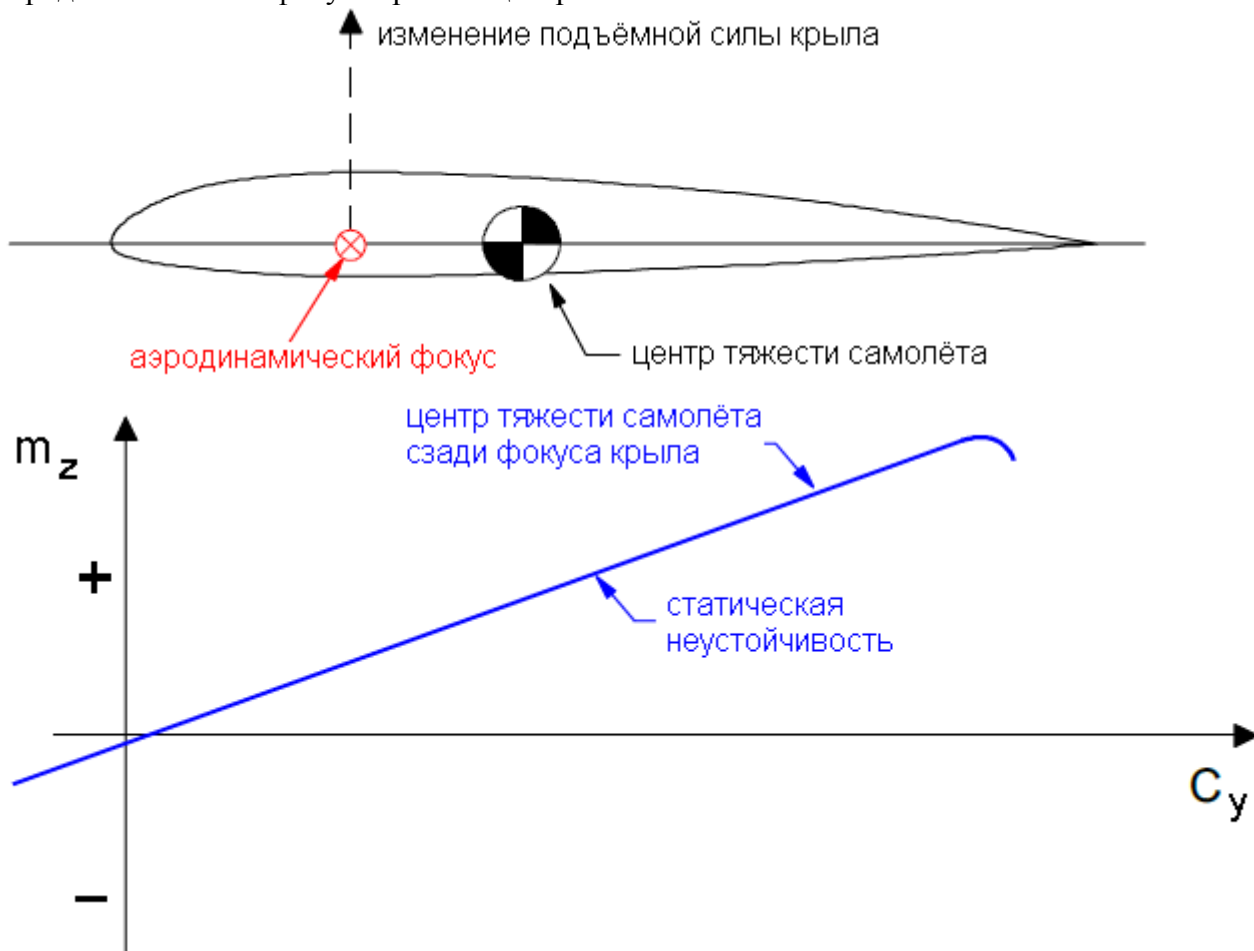
Общий момент тангажа относительно поперечной оси складывается из составляющих момента от каждой части самолёта. Изучая вклад каждого компонента, можно понять, как он влияет на продольную устойчивость. Напомним, что коэффициент момента тангажа определяется по формуле:

$$m_z = M_z / q S b_a.$$

То есть, коэффициент момента тангажа от любой части самолёта определяется путём деления момента на скоростной напор, площадь и среднюю аэродинамическую хорду крыла.

Рассмотрим влияние фюзеляжа, гондол двигателей, горизонтального оперения, тяги двигателей и крыла самолёта.

Крыло. Степень кривизны профиля крыла не влияет на продольную устойчивость. Подъёмная сила крыла всегда создаёт пикирующий момент относительно аэродинамического фокуса крыла, независимо от угла атаки. Влияние крыла определяется взаимным расположением аэродинамического фокуса крыла и центра тяжести самолёта.

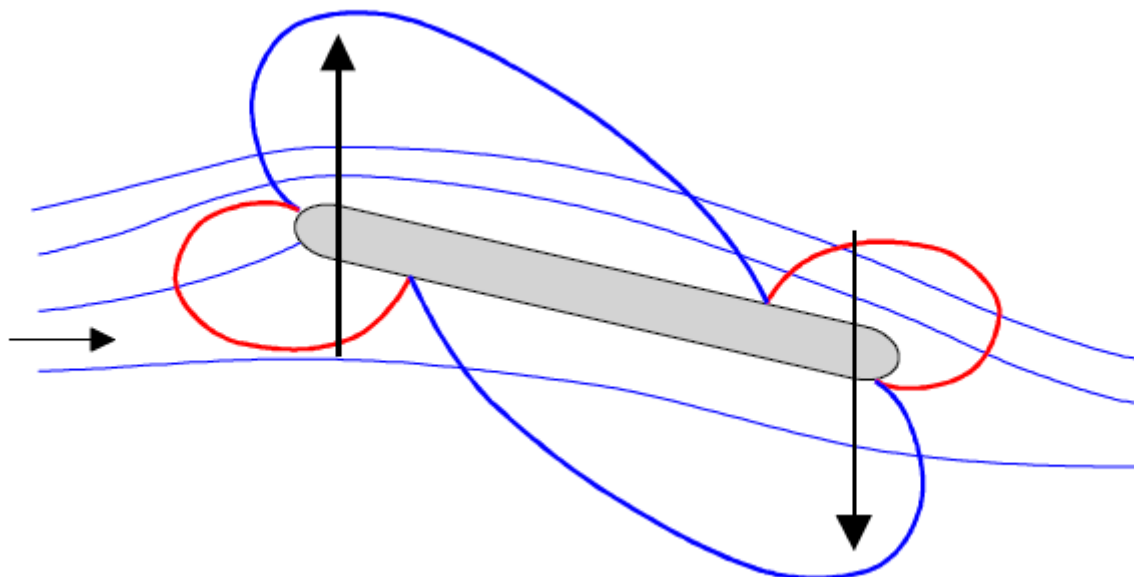


Аэродинамический фокус крыла, это точка на средней аэродинамической хорде (САХ), относительно которой момент подъёмной силы крыла, при изменении угла атаки, не меняется.

Поэтому вектор изменения подъёмной силы крыла приложен к аэродинамическому фокусу крыла. Поскольку фокус крыла находится впереди центра тяжести, то крыло даёт дестабилизирующий момент на самолёт.

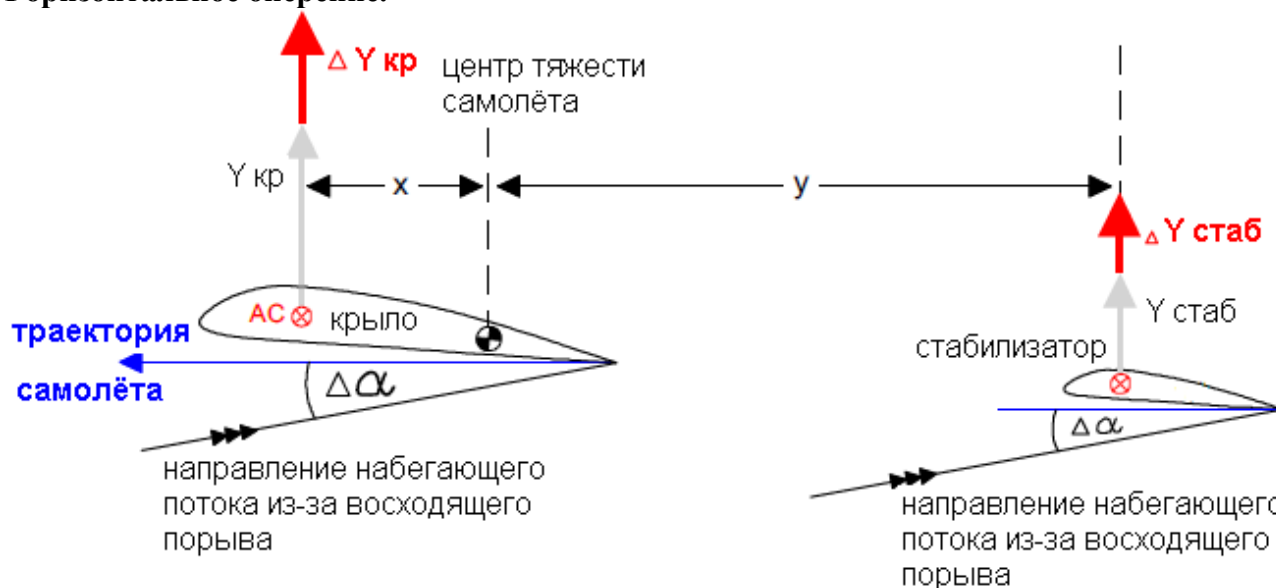
Поскольку крыло является главной аэродинамической поверхностью самолёта, то любое изменение в его вкладе в общий момент тангажа может оказать существенное влияние на устойчивость самолёта.

Фюзеляж и гондолы двигателей.



В большинстве случаев, влияние фюзеляжа и гондол двигателей дестабилизирующее. При обтекании симметричного тела с углом атаки возникает дестабилизирующий момент стремящийся увеличить угол атаки. При этом создания подъёмной силы практически не происходит. На рисунке показано распределение давления по поверхности тела, приводящее к появлению дестабилизирующего момента.

Горизонтальное оперение.



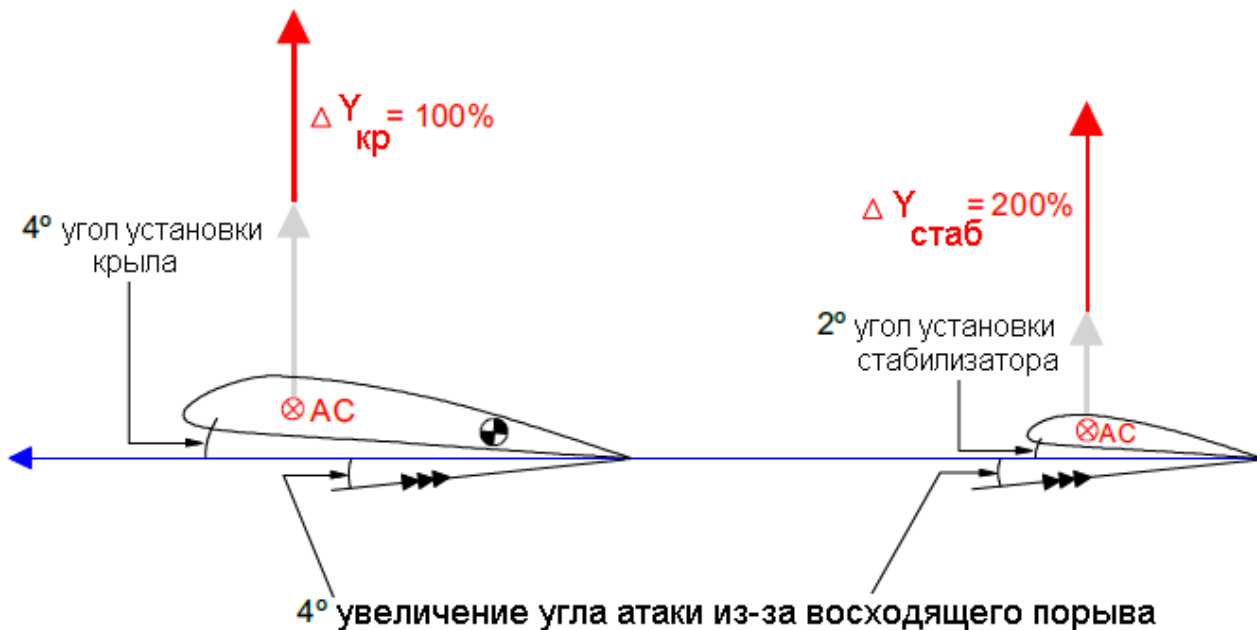
Стабилизатор, среди всех остальных частей самолёта, даёт наибольший стабилизирующий момент. Как показано на рисунке, при увеличении угла атаки самолёта (из-за восходящего потока воздуха

или отклонения руля высоты), прирост подъёмной силы стабилизатора возникнет в его аэродинамическом фокусе. Это даст пикирующий (стабилизирующий) момент относительно центра тяжести самолёта. Моменты от крыла и стабилизатора будут действовать в противоположные стороны. При этом величина момента крыла определяется расположением центра тяжести (плечо x), а величина момента стабилизатора зависит не только от центра тяжести (плеча y), но и эффективности стабилизатора. На эффективность стабилизатора влияет:

- скос потока от крыла;
- скоростной напор в районе стабилизатора;
- угол установки стабилизатора (при неподвижном стабилизаторе).

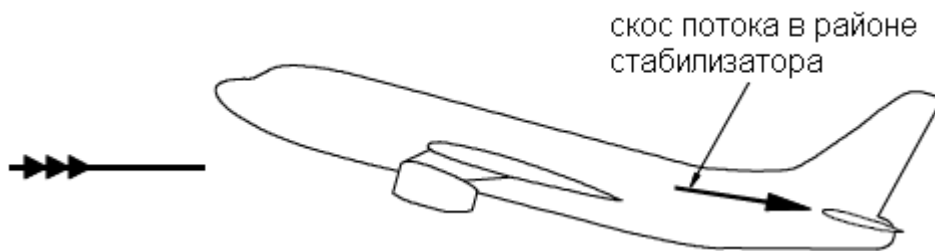
Рассмотрим влияние **угла установки стабилизатора** (разница в углах установки крыла и стабилизатора называется деградацией оперения longitudinal dihedral).

Для продольной устойчивости угол установки стабилизатора делают меньше, чем угол установки крыла.



Как показано на рисунке, это позволяет, при воздействии одного и того же порыва, создавать на стабилизаторе больший прирост подъёмной силы (в процентах), чем на крыле. Таким образом, обеспечивают, чтобы положительный вклад стабилизатора в продольную устойчивость превышал сумму дестабилизирующих моментов от других частей самолёта.

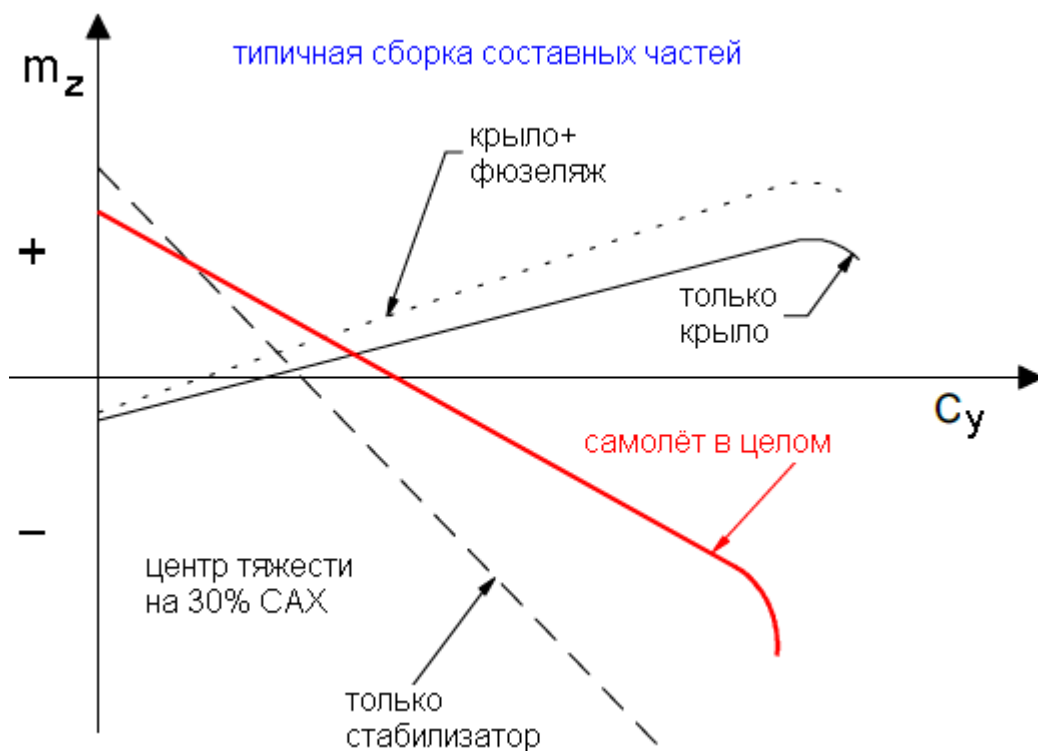
Скос потока за крылом. Следует принять во внимание, что поток, обтекающий стабилизатор, имеет другое направление и другой скоростной напор, по сравнению с невозмущённым потоком. Из-за спутного следа за крылом, пограничного слоя, обтекающего фюзеляж, и влияния силовой установки, скоростной напор на стабилизаторе может существенно отличаться от скоростного напора невозмущённого потока. В большинстве случаев скоростной напор на стабилизаторе меньше, чем на крыле и это уменьшает эффективность стабилизатора. Когда самолёт меняет угол атаки крыла, угол атаки стабилизатора может меняться на меньшую величину.



Увеличение подъёмной силы приводит к увеличению скоса потока за крылом. Например, угол атаки крыла вырос на 10° , что привело к увеличению скоса потока на 4° , угол атаки стабилизатора, в этом случае, увеличится только на 6° . Это уменьшает вклад стабилизатора в устойчивость самолёта. Любые факторы, влияющие на скос потока в районе стабилизатора (выпуск закрылков, силовая обдувка пропеллера), прямым образом влияют на устойчивость самолёта. **Увеличение скоса потока уменьшает продольную устойчивость.**

Устойчивость самолёта без учёта тяги двигателей.

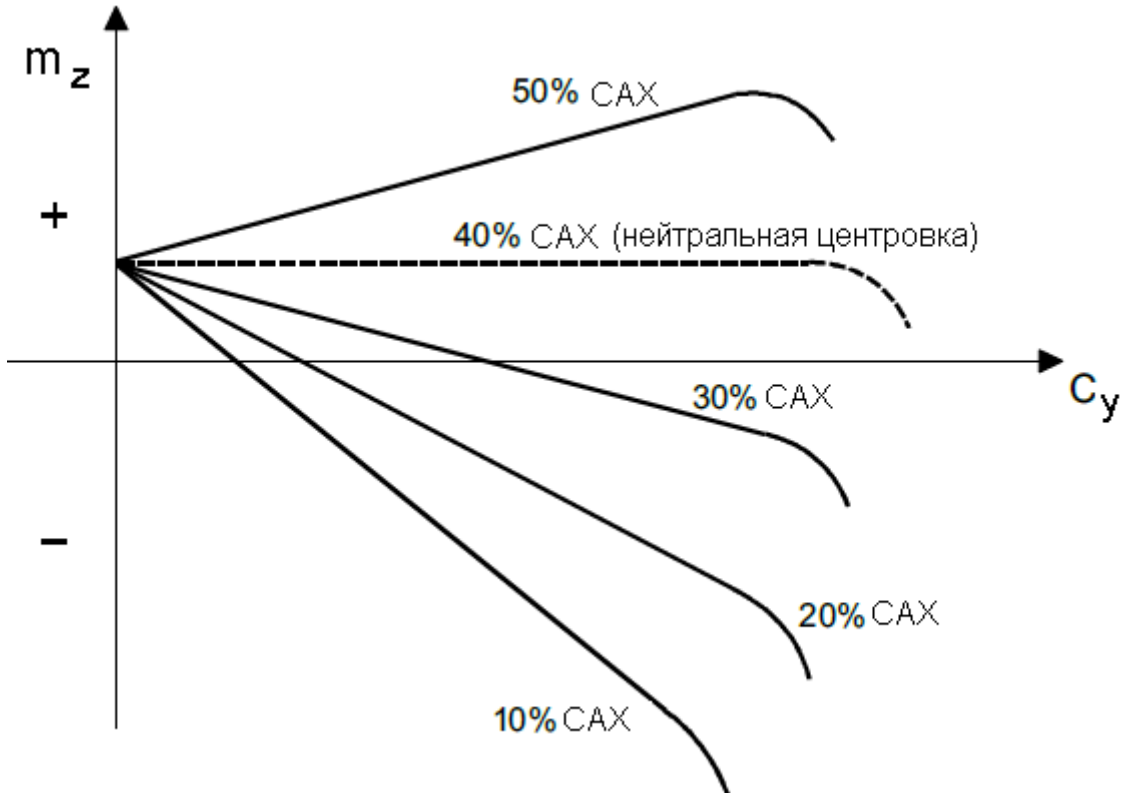
Когда рассматривают аэродинамическую устойчивость определённой компоновки самолёта, то рассматривают влияние всех частей самолёта без учета влияния тяги двигателей.



На рисунке представлена типичная композиция влияния составных частей самолёта на продольную устойчивость. Данная композиция составлена при положении центра тяжести 30% САХ. Фокус крыла впереди центра тяжести, поэтому крыло вносит дестабилизирующий вклад. Это видно по положительному углу наклона зависимости $m_z = f(C_y)$. Комбинация крыло + фюзеляж усиливают неустойчивость. Вклад стабилизатора – сильный стабилизирующий, что видно по большому отрицательному углу наклона графика. Вклад стабилизатора должен обеспечивать устойчивость всего самолёта во всём диапазоне расчетных центровок.

Влияние центровки самолёта.

Изменение положения центра тяжести самолёта может вызвать большие изменения в продольной статической устойчивости. Для самолётов классической схемы это происходит из-за большого изменения вклада крыла в устойчивость самолёта.

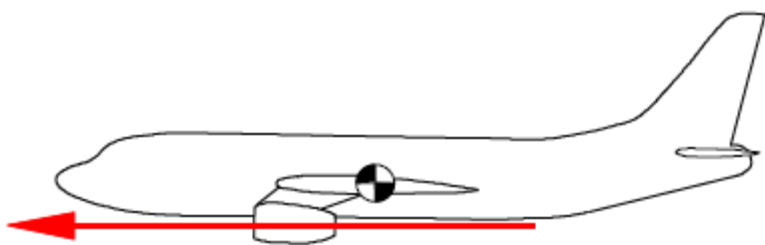


На рисунке показано влияние положения центра тяжести на устойчивость при фиксированном положении всех поверхностей самолёта. При смещении центра тяжести назад устойчивость уменьшается и при определённой центровке самолёт становится статически нейтральным. Данная центровка называется «нейтральной». Эту точку можно рассматривать как аэродинамический фокус самолёта, как единого целого. Поскольку, если центр тяжести находится в этой точке, то при изменении угла атаки самолёта не возникает никакого момента тангажа. То есть, изменение подъёмной силы всего самолёта в целом происходит в точке нейтральной центровки. Точка нейтральной центровки самолёта определяет наиболее заднее положение центра тяжести без возникновения продольной неустойчивости самолёта.

Влияние тяги двигателей.

Влияние тяги двигателей может выразиться в существенном изменении балансирующего положения руля высоты по углу атаки и изменении степени устойчивости самолёта. Наибольшее влияние двигателей происходит при большой тяге и малой приборной скорости: при взлёте, посадке и уходе на второй круг.

Влияние двигателей можно разделить на две категории. Первая – прямое влияние силы тяги на продольную балансировку. Вторая – косвенное влияние спутной струи двигателя (пропеллера) на силы и моменты, возникающие на аэродинамических поверхностях.

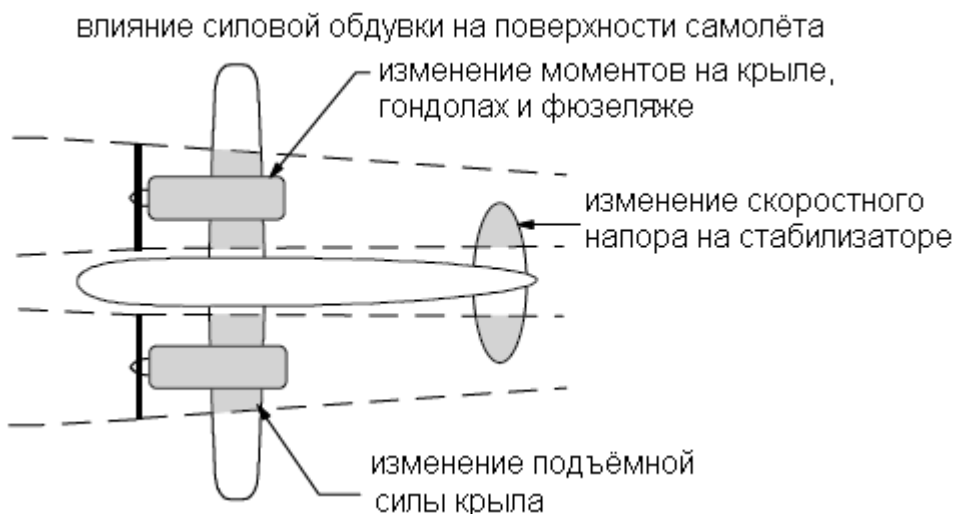


Прямое влияние показано на рисунке. Если вектор тяги не проходит через центр тяжести, то тяга двигателя оказывает прямое влияние на продольную устойчивость. При расположении двигателей ниже центра тяжести, тяга двигателей, при её увеличении, будет давать кабрирующий момент и её эффект будет дестабилизирующим.

Пропеллер, расположенный впереди центра тяжести, также даёт дестабилизирующий эффект.

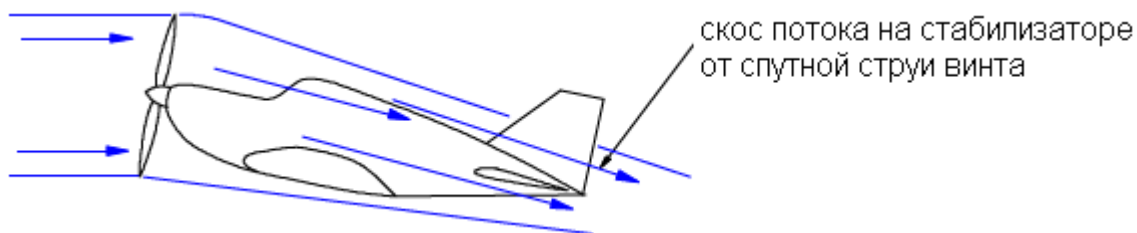


На рисунке показано, как пропеллер меняет направление движения набегающего потока. Изменение количества движения (импульса) потока приводит к возникновению нормальной силы на пропеллере. При увеличении угла атаки эта сила также увеличивается, создавая дестабилизирующий кабрирующий момент. Величина этого момента зависит от расстояния между пропеллером и центром тяжести. Наибольший дестабилизирующий эффект будет на режиме большой тяги и малой приборной скорости.

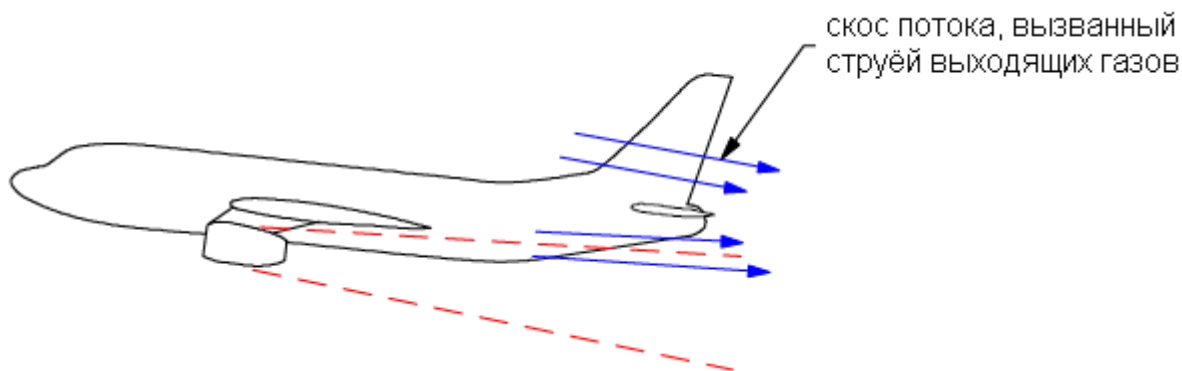


Косвенное влияние спутной струи силовой установки в большей степени касается винтовых самолётов, чем реактивных. Как показано на рисунке, винты создают силовую обдувку крыла, мотогондол, стабилизатора, обтекание которых существенно отличается от обтекания невозмущённым потоком. Обычно влияние на устойчивость фюзеляжа и гондол, обтекаемых

спутной струёй винтов, изменяется мало. Силовая обдувка крыла приводит к созданию дополнительной подъёмной силы, что требует уменьшения угла атаки, для сохранения траектории движения. Поскольку при этом уменьшается и угол атаки стабилизатора, то его роль в устойчивости самолёта уменьшается. Но, при этом, стабилизатор также может находиться в зоне силовой обдувки, что повысит его эффективность. Степень влияния обдувки стабилизатора на устойчивость зависит от положения центра тяжести и балансирующего C_y .



Как показано на рисунке, отклонение спутной струи винта усиливает скос потока на стабилизаторе, чем уменьшает его вклад в устойчивость.



Такой же дестабилизирующий эффект оказывает струя выходящих газов двигателей, проходящая под стабилизатором. За счёт подсосывающего эффекта она увеличивает скос потока. Обычно этот эффект незначителен.

Прямое и косвенное влияние тяги двигателей уменьшает статическую продольную устойчивость. Её влияние усиливается на малых скоростях полёта (больших C_y) и высоких режимах работы двигателей. Винтовые самолёты подвержены влиянию тяги двигателей в большей степени, чем реактивные.

Механизация крыла.

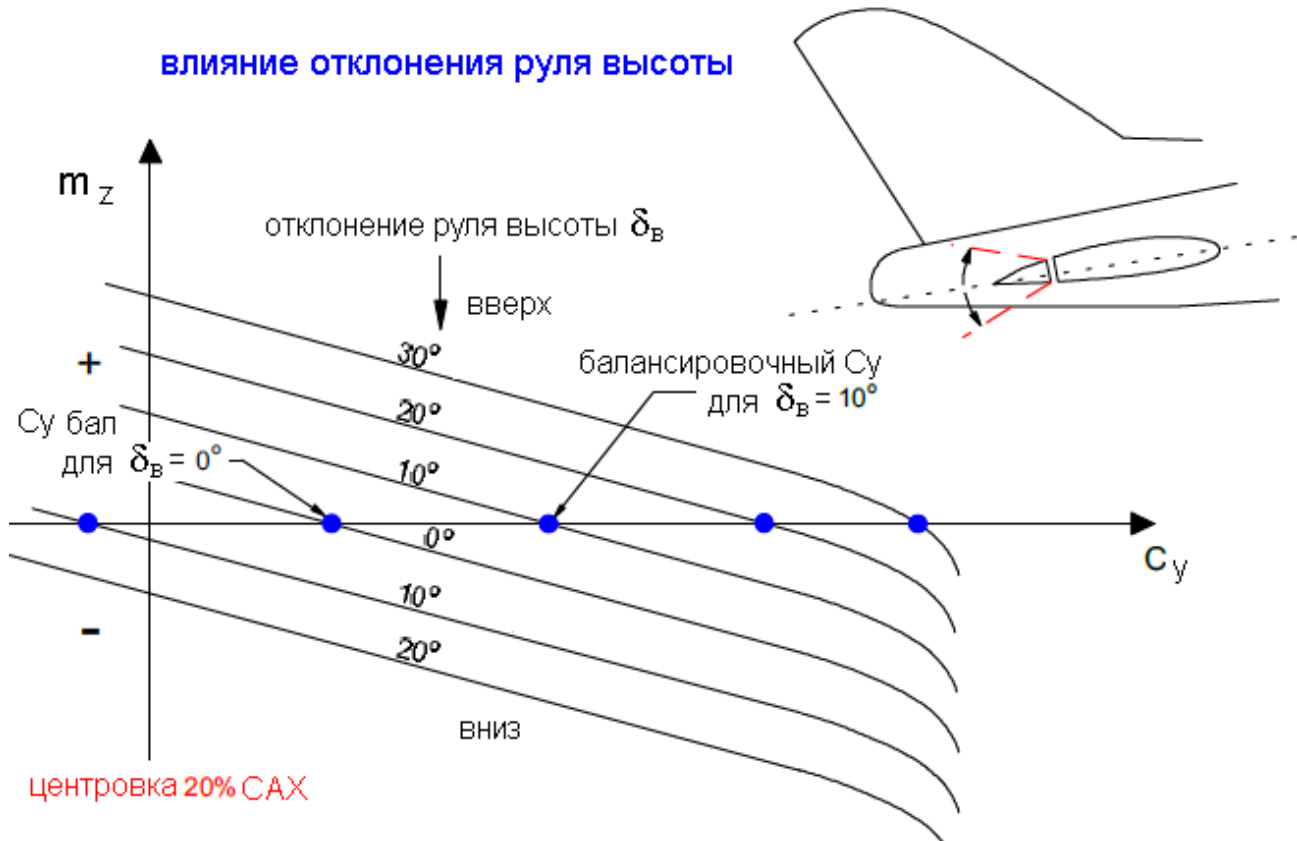
Выпуск механизации крыла может влиять на устойчивость самолёта. При выпуске закрылков увеличивается скос потока и уменьшается скоростной напор в районе стабилизатора, что оказывает дестабилизирующее влияние. Вместе с тем, выпуск механизации может предотвратить появление дестабилизирующего вклада крыла на больших C_y .

В целом влияние механизации дестабилизирующее. Исходя из этого, самолёт может иметь наиболее переднее значение нейтральной центровки (аэродинамического фокуса самолёта) при заходе на посадку с использованием большой тяги двигателей или уходе на второй круг. В этих условиях продольная устойчивость самолёта обычно минимальна и требуется повышенное внимание пилотов к точному управлению самолётом.

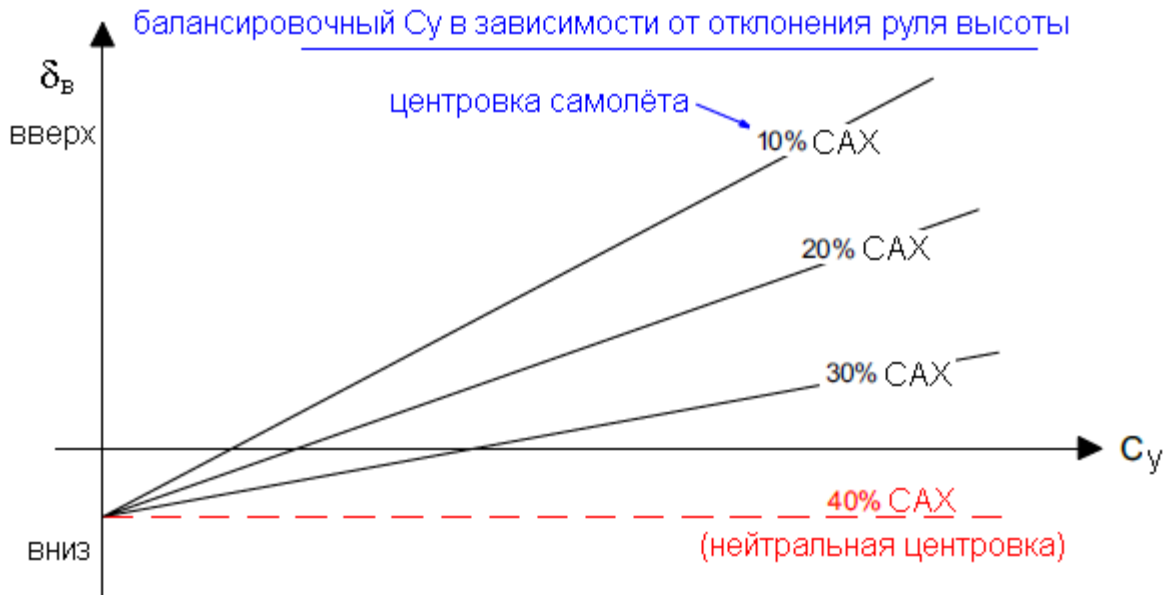
При определении предельно-допустимой задней центровки самолёта используется положение нейтральной центровки (аэродинамического фокуса самолёта) при максимальной тяге двигателей.

Усилия на штурвале (ручке управления).

Статическая устойчивость самолёта определяется, как тенденция самолёта к возвращению в равновесное (стриммированное) состояние. Другими словами, устойчивый самолёт сопротивляется отклонению от равновесия. Усилия на штурвале (ручке управления) должны отражать устойчивость самолёта и обеспечивать обратную связь для точного управления самолётом.



На рисунке показано влияние отклонения руля высоты на момент тангажа. Если руль высоты удерживается в положении 0° , то соответствующая линия графика $m_z = f(C_y)$ показывает устойчивость самолёта и балансирующее значение C_y . Если руль высоты удерживается в положении 10° вверх (самолёт стриммирован на меньшую скорость), то устойчивость самолёта (угол наклона графика) не меняется, но увеличивается балансирующее C_y . При различных положениях руля высоты равновесие (стриммированное состояние) наступает на разных значениях C_y .

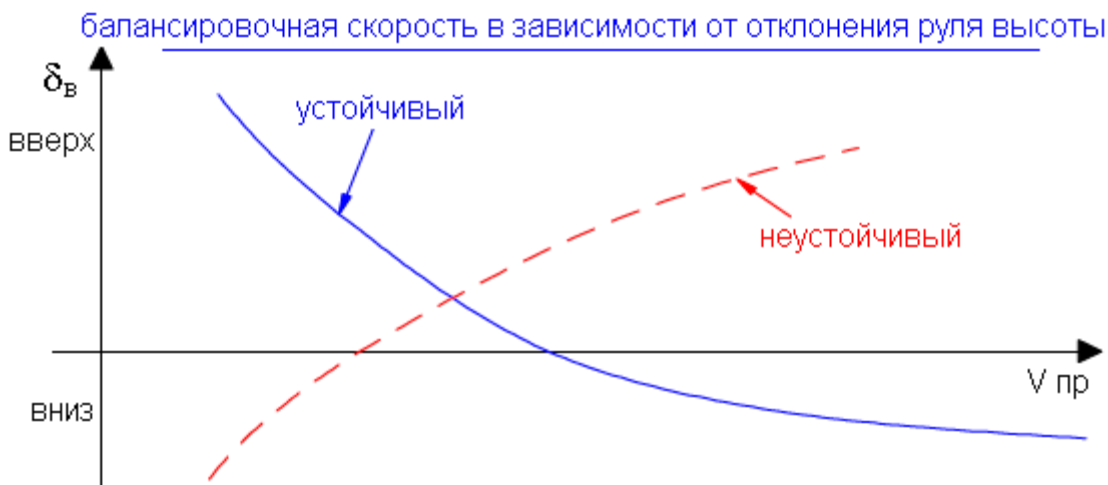


На рисунке показана зависимость балансировочного C_y от угла отклонения руля высоты (балансировочная диаграмма) для различных положений центра тяжести самолёта. При заданной центровке каждому положению руля соответствует определённый C_y . При смещении центровки назад угол наклона графика уменьшается, что свидетельствует об уменьшении устойчивости, поскольку при одинаковом отклонении руля увеличивается разница в балансировочных C_y . **Уменьшение устойчивости увеличивает управляемость, и наоборот, увеличение устойчивости уменьшает управляемость.**

Если при смещении центровки назад угол наклона графика стал равен нулю - достигнута точка нейтральной центровки.

Отклонения руля высоты не влияют на устойчивость самолёта (на вклад стабилизатора в устойчивость).

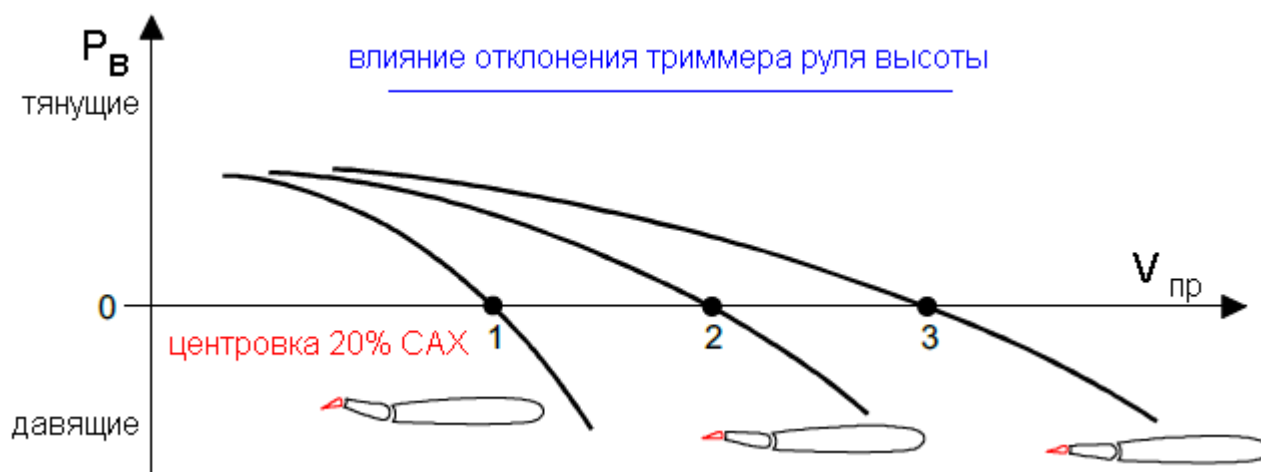
Поскольку каждому значению C_y соответствует определённое значение скоростного напора, требуемого для поддержания самолёта в горизонтальном полёте, то можно рассмотреть зависимость балансировочной приборной скорости от отклонения руля высоты.



Если центр тяжести будет впереди нейтральной центровки (фокуса самолёта) и отклонение штурвала (ручки) будет соответствовать отклонению руля, то самолёт будет демонстрировать **устойчивость по положению штурвала (ручки управления)**. Другими словами, самолёт будет требовать отклонения штурвала на себя, чтобы увеличить угол атаки и стриммировать самолёт на меньшей скорости, и движения штурвала от себя, чтобы уменьшить угол атаки и стриммировать самолёт на большей скорости. В русскоязычной литературе этот вид устойчивости называется **устойчивостью по скорости**.

Очень желательно, чтобы самолёт демонстрировал такой вид устойчивости. Если самолёт будет неустойчив по скорости, то самолёт будет требовать отклонения штурвала на себя для балансировки на большей скорости и движения от себя для балансировки на меньшей скорости.

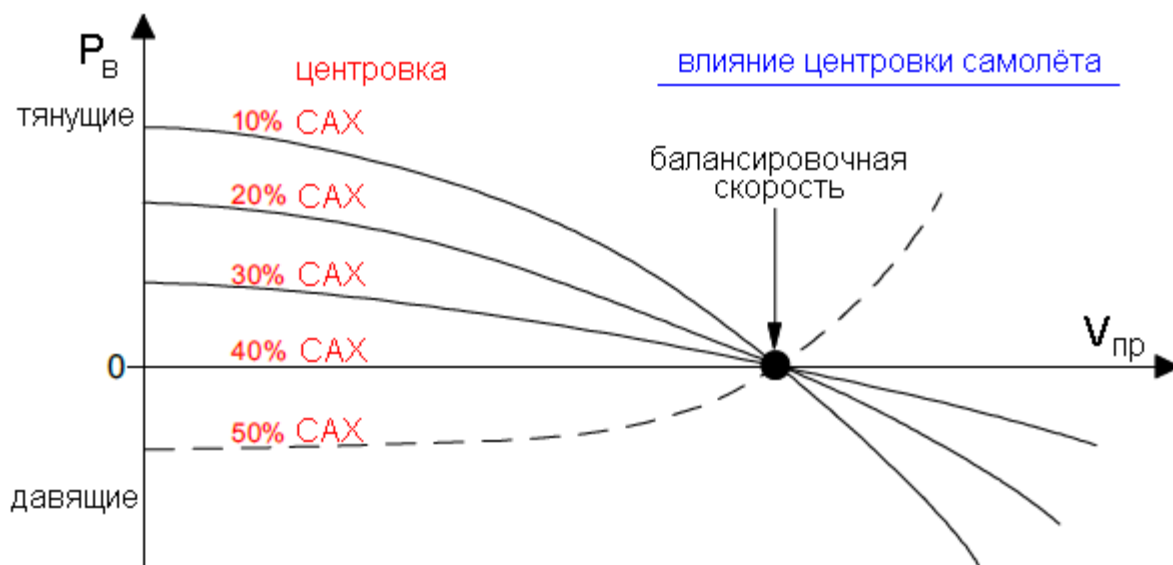
На самолётах с прямым (безбустерным) управлением усилия с ручки управления снимаются с помощью триммера руля высоты. Зависимость усилий на ручке управления от приборной скорости при различных отклонениях триммера показана на следующем рисунке.



Для того, чтобы сбалансировать самолёт в точке (1), требуется существенно отклонить руль высоты вверх. Чтобы при этом снять усилия с ручки управления необходимо отклонить триммер руля высоты вниз. Для триммирования самолёта на больших скоростях, соответствующих точкам (2) и (3), требуется всё меньшее и меньшее отклонение триммера.

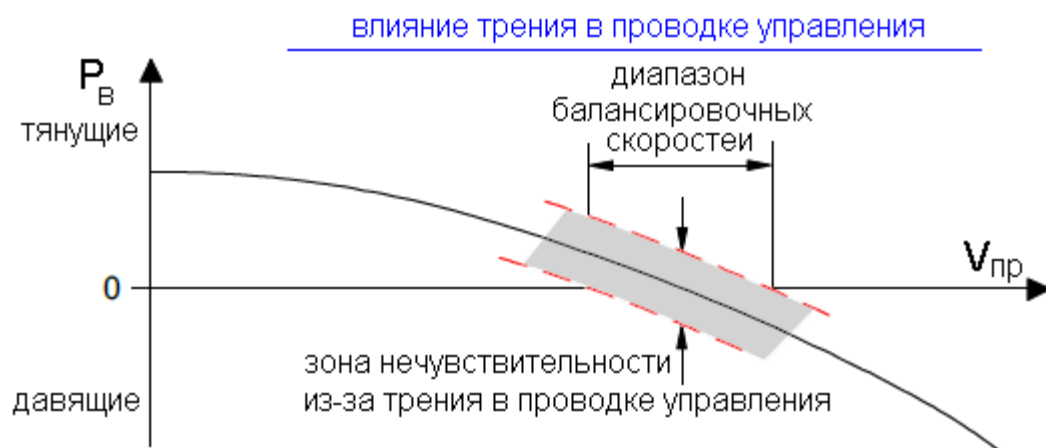
Обратите внимание, что когда самолет стриммирован, давящие усилия на ручке требуются для балансировки на большей скорости и тянущие – для балансировки на меньшей скорости. То есть, можно сказать, что самолёт обладает **устойчивостью по усилиям на ручке управления**. Самолёт даёт летчику ощущение изменения скорости самолёта по возникающим усилиям на ручке управления. При падении скорости возникают тянущие усилия, при росте – давящие.

Рассмотрим влияние центровки самолёта на устойчивость «по усилиям». Допустим, что самолёт стриммирован на определённой скорости (см. рисунок ниже). На рисунке показано, как будут меняться усилия на ручке управления при отклонении скорости от балансировочной при различных положениях центра тяжести.



Смещение центровки назад уменьшает градиент роста усилий на единицу скорости, то есть усилия на ручке всё слабее меняются с изменением скорости. Наконец, когда центр тяжести достигнет нейтральной центровки (фокуса самолёта), то при изменении скорости усилия на ручке меняться не будут. При дальнейшем движении центра тяжести назад возникнет неустойчивость «по усилиям», когда для балансировки на большей скорости потребуются тянущие усилия, а на меньшей — давящие.

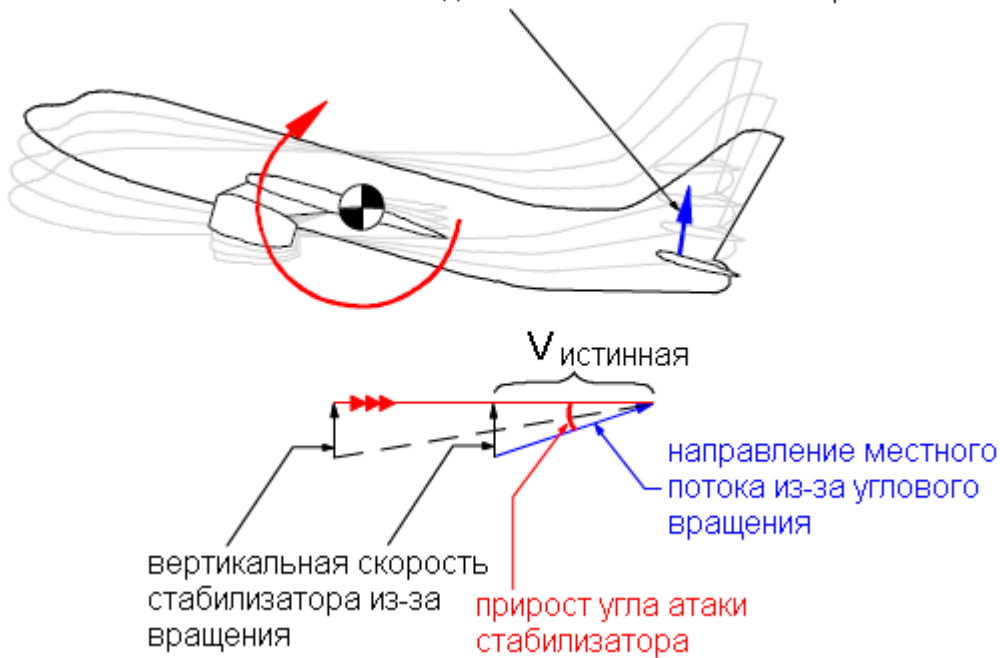
Обратите внимание, что градиенты изменения усилий по скорости низкие на малых скоростях. Поэтому при полёте на малых скоростях, высоких режимах двигателей и задних центровках ощущение скорости по усилиям на ручке будет слабым.



Силы трения в проводке системы управления могут создать очень нежелательный эффект маскирования усилий на ручке управления. На рисунке показано, как линия зависимости усилий от скорости превращается в широкую полосу. Ширина этой полосы равна силе трения в проводке. Силы трения гасят возникающие изменения аэродинамических сил на руле высоты и лётчик не ощущает перебалансировки самолёта в некотором диапазоне скоростей. Этот эффект особенно заметен при малой устойчивости по усилиям на ручке (по скорости). Современные системы управления требуют тщательного технического обслуживания, чтобы минимизировать трение и сохранять высокую чувствительность штурвала (ручки).

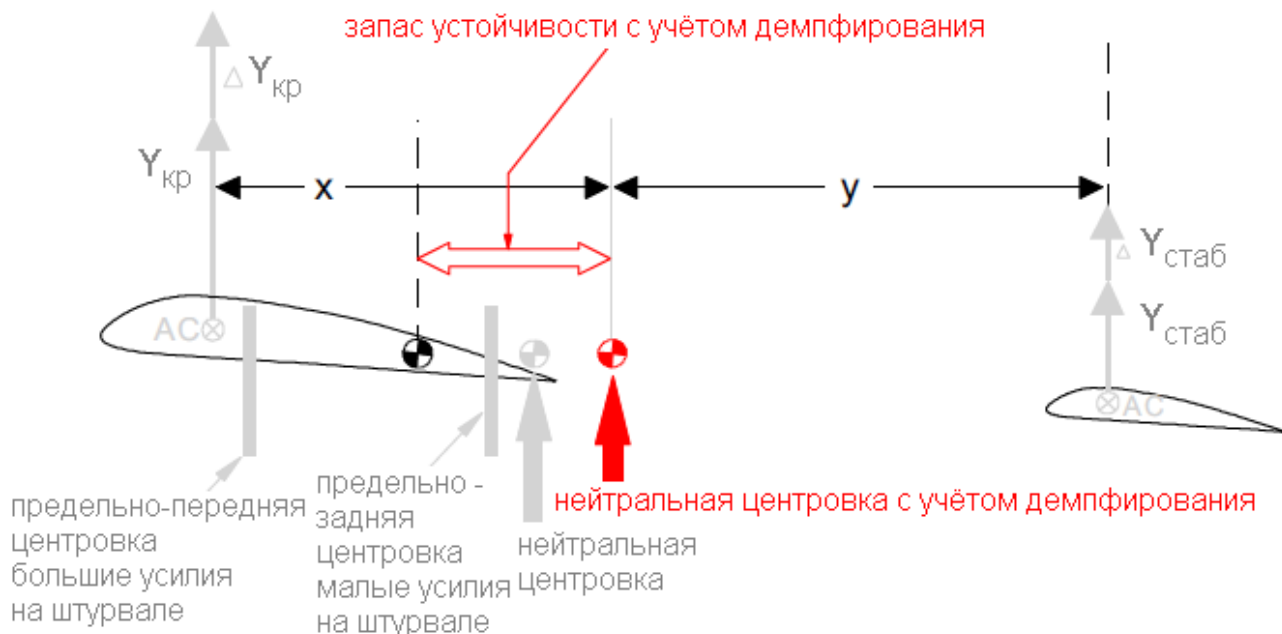
Влияние динамики самолёта на продольную устойчивость.

изменение в подъёмной силе стабилизатора



При увеличении тангажа самолёт вращается относительно центра тяжести. При этом стабилизатор опускается вниз с некоторой вертикальной скоростью. На рисунке показано, что вектор этой вертикальной скорости, складываясь с вектором истинной скорости полёта, даёт прирост местного угла атаки на стабилизаторе. Это вызывает прирост подъёмной силы стабилизатора, противодействующий увеличению тангажа. Данный эффект увеличивает устойчивость самолёта. Поскольку данный стабилизирующий момент появляется **только** при наличии вращения самолёта, он называется **демпфирующим**.

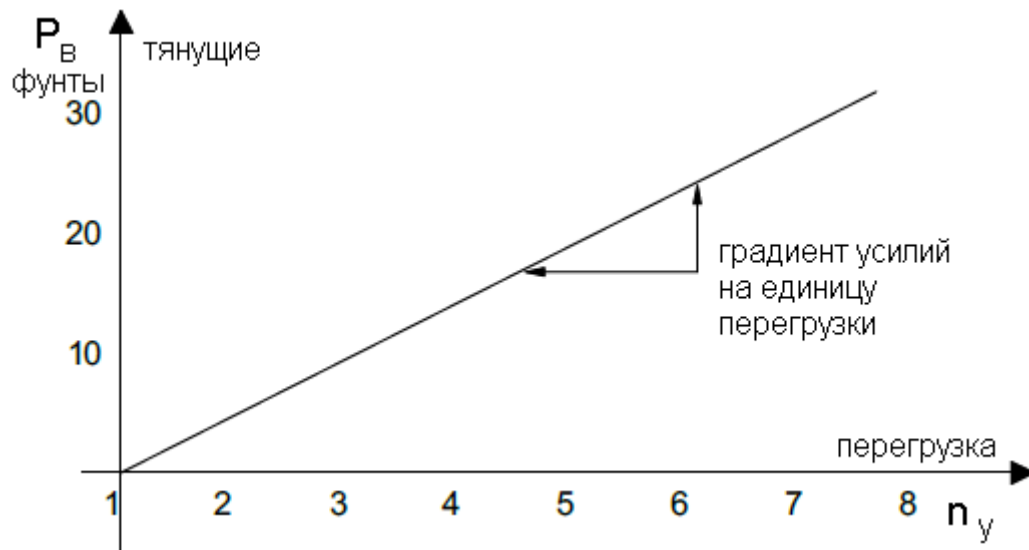
Из рисунка видно, что чем больше будет истинная скорость полёта, тем меньше будет прирост угла атаки при одинаковой вертикальной скорости движения стабилизатора вниз.



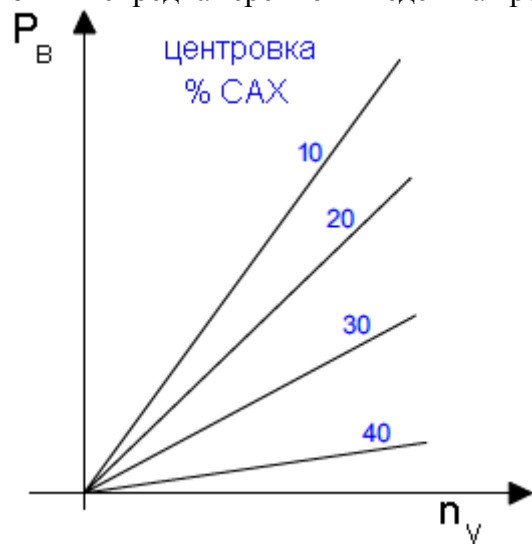
Увеличение устойчивости за счёт аэродинамического демпфирования приводит к смещению точки нейтральной центровки назад. В англоязычной литературе это новое положение называется «manoeuvre point», в отличие от «neutral point» - нейтральной центровки без учёта демпфирования. Аэродинамическое демпфирование всегда увеличивает устойчивость: если самолёт устойчив без учёта динамики движения, то он будет обязательно устойчив при учёте демпфирования.

Градиент усилий на штурвале на единицу перегрузки.

Наиболее прямое представление о продольной устойчивости самолёта по перегрузке выражает график зависимости усилий на штурвале (ручке управления) от перегрузки.



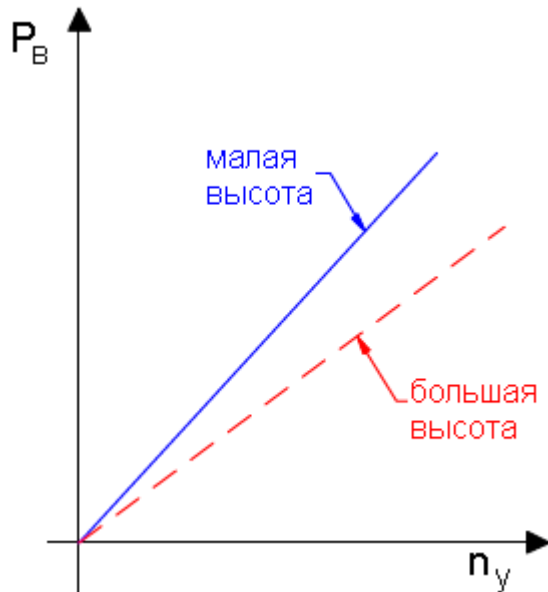
Самолёт, обладающий устойчивостью по перегрузке, будет демонстрировать устойчивый рост усилий на штурвале при увеличении нормальной перегрузки. Градиент нарастания усилий должен быть всегда положительным, но не должен быть чрезмерно высоким, иначе таким самолётом будет трудно управлять. Также градиент не должен быть слишком низким, иначе такой самолёт может быть непреднамеренно выведен на чрезмерную перегрузку.



Когда самолёт обладает высокой статической устойчивостью, градиент усилий по перегрузке будет высоким. Иногда предельно-передняя центровка самолёта устанавливается из условий ограничения

градиента усилий на штурвале по перегрузке. При смещении центровки назад градиент уменьшается и может достичь нижнего допустимого предела.

При расчёте градиента следует помнить, что исходная перегрузка самолёта равна единице. Поэтому, если заданы усилия на штурвале при определённой перегрузке, то чтобы рассчитать градиент, нужно из этой перегрузки вычесть единицу и разделить усилия на полученную разницу.



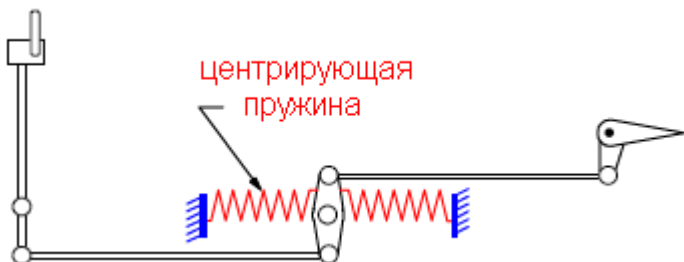
Аэродинамическое демпфирование зависит от плотности воздуха. С увеличением высоты полёта растёт истинная скорость, что приводит к уменьшению прироста угла атаки на стабилизаторе при заданной скорости вращения самолёта по тангажу, что уменьшает демпфирующий момент стабилизатора.

Увеличение высоты полёта на постоянной приборной скорости приводит к уменьшению демпфирования самолёта.

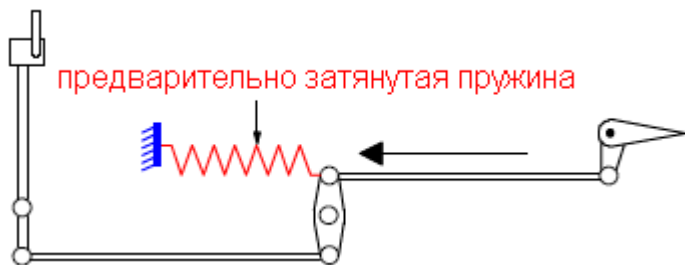
Уменьшение демпфирования приводит к уменьшению устойчивости самолёта и, как следствие, к уменьшению градиента усилий на единицу перегрузки.

Регулирование усилий на рычаге управления.

Усилия, возникающие на органах управления, должны отражать устойчивость самолёта и, одновременно, должны иметь приемлемую величину. В проводку механической (безбустерной) системы управления могут добавляться различные приспособления для обеспечения удовлетворительных усилий во всём диапазоне высот, скоростей и центровок самолёта.

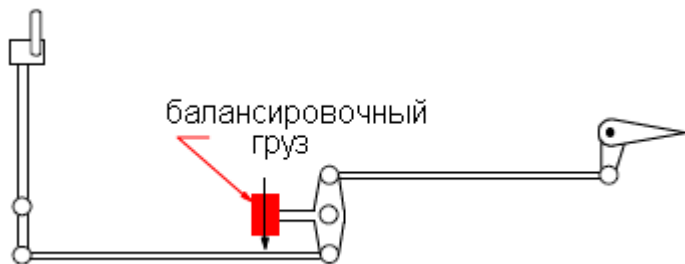


Центрирующая пружина может быть добавлена в проводку управления. Она будет стремиться удержать ручку управления в нейтральном положении. При прямой механической связи ручки и руля, центрирующая пружина обеспечит повышение градиента усилий на единицу отклонения руля. Величина дополнительных усилий на ручке будет определяться её отклонением от нейтральной. Поэтому у пилота усилится ощущение скорости и перегрузки по ощущениям на ручке. Повышение устойчивости по усилиям будет более заметным на малых скоростях полёта, когда для управления самолётом требуются более значительные отклонения рулей. При увеличении скорости эффективность рулей увеличивается, требуемые отклонения уменьшаются, и роль пружины в улучшении устойчивости по усилиям падает. Для устранения этого недостатка может устанавливаться устройство, изменяющее жесткость пружины в зависимости от скоростного напора (Q – feel). Поскольку, при отпущенной ручке управления, пружина будет стремиться вернуть руль высоты в нейтраль, то и самолёт будет стремиться вернуться к скорости (перегрузке), соответствующей данному положению руля. Чтобы избавиться от этого недостатка и повысить градиент усилий на ручке по скорости, не меняя собственной устойчивости по перегрузке, используют предварительно затянутую пружину.



Предварительно затянутая пружина.

Пружина стремится отклонить руль высоты вниз (на пикирование). В полёте усилие пружины балансируется отклонением триммера. Этим достигается, что ноль усилий не привязан к определённой скорости (перегрузке). Предварительно затянутая пружина включается в проводку управления для повышения слабого градиента усилий на ручке по скорости. Поскольку дополнительные усилия, создаваемые пружиной, не зависят от положения ручки управления и текущей перегрузки, то данное устройство не влияет на устойчивость по перегрузке.



Балансировочный груз.

Это эффективное средство увеличения градиента усилий по скорости и перегрузке. Балансировочный груз стремится отклонить руль высоты на пикирование. В горизонтальном полёте

он работает аналогично предварительно затянутой пружине, увеличивая градиент усилий на ручке по скорости (усиливая ощущение скорости по усилиям).

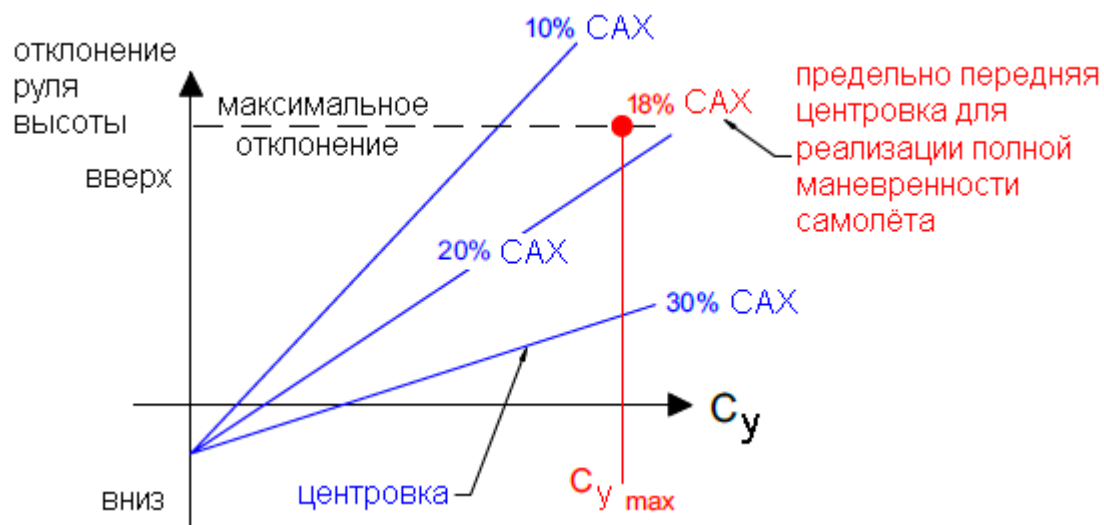
При маневрировании, возникающая перегрузка влияет на данный груз, что создаёт дополнительные усилия на ручке управления, пропорциональные созданной перегрузке. Это увеличивает ощущение перегрузки по усилиям на ручке. Чем больше перегрузка, тем большее противодействие со стороны груза должен преодолеть лётчик. Это помогает предотвратить создание чрезмерной перегрузки.

Продольное управление самолётом.

Самолёт должен обладать достаточной управляемостью при достаточной устойчивости. При высоком уровне продольной устойчивости самолёт будет оказывать большое сопротивление отклонениям от состояния равновесия. Таким образом, наиболее критические условия с точки зрения управляемости возникают при повышенной устойчивости самолёта. **Нижний предел управляемости соответствует верхнему пределу устойчивости.** (Предельно передняя центровка). Наиболее критичными по обеспечению управляемости являются этапы маневрирования, взлёта и посадки. Обеспечение управляемости самолёта на любом из этих этапов или их комбинации может стать фактором, ограничивающим допустимую переднюю центровку самолёта.

Требования к управлению по обеспечению маневренных свойств самолёта.

Самолёт должен иметь достаточную управляемость, чтобы реализовать максимально возможный C_y или максимально допустимую перегрузку в процессе маневрирования.



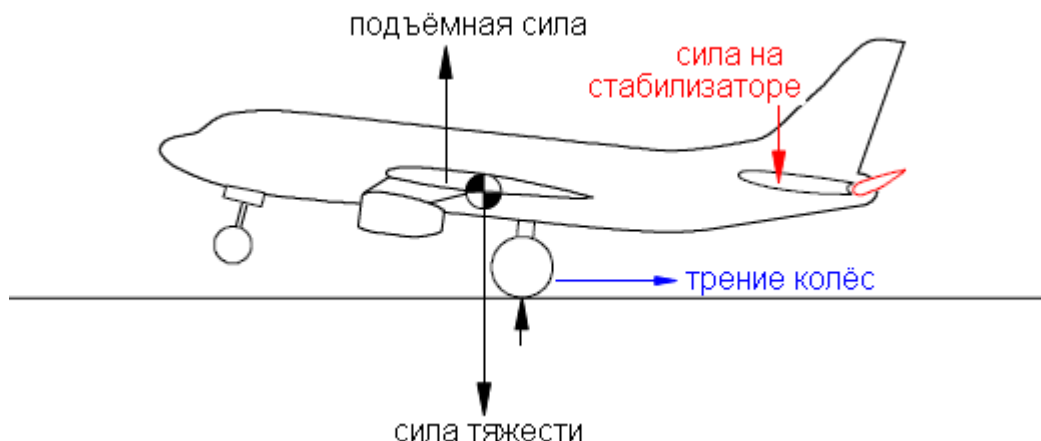
Как показано на рисунке, смещение центра тяжести вперёд увеличивает продольную устойчивость самолёта и требует всё больших отклонений руля высоты для изменения C_y . В данном примере, полное отклонение руля высоты на кабрирование не обеспечивает выхода самолёта на $C_{y\max}$ при центровке менее 18% САХ.

Данное требование к системе управления может стать основным при полёте на сверхзвуковой скорости. Переход на сверхзвук сопровождается значительным усилением продольной устойчивости (из-за смещения фокуса самолёта назад) и уменьшением эффективности рулей. Для обеспечения достаточной управляемости используется цельноповоротный стабилизатор, переключаемый

мощной рулевой машиной. При обеспечении достижения выхода на $C_{y \max}$ и на предельную перегрузку на сверхзвуке, обычно самолёт имеет достаточную управляемость на всех остальных режимах полёта.

Требования к управлению по обеспечению взлётных характеристик самолёта.

На взлёте, самолёт должен иметь достаточную эффективность руля высоты, чтобы поднять нос самолёта во взлётное положение до достижения скорости отрыва от ВПП.



На рисунке показаны основные силы, действующие на самолёт в процессе разбега на взлёте. Когда самолёт находится в трех точечном положении на скорости меньшей, чем скорость сваливания, то подъёмная сила на крыле будет значительно меньше веса самолёта. Эффективность руля высоты должна быть достаточной для подъёма носа самолёта во взлётное положение. При расчёте принимают, что реакция передней стойки равна нулю, подъёмная сила крыла – расчётная для данных условий и реакция основных опор – разница между весом самолёта и подъёмной силой. Сила трения, возникающая из-за реакции основных опор, создаёт неблагоприятный пикирующий момент.

Поскольку центр тяжести расположен впереди линии основных опор шасси, то сила тяжести также даёт пикирующий момент, величина которого определяет заднюю границу расположения основных шасси при конструировании самолёта.

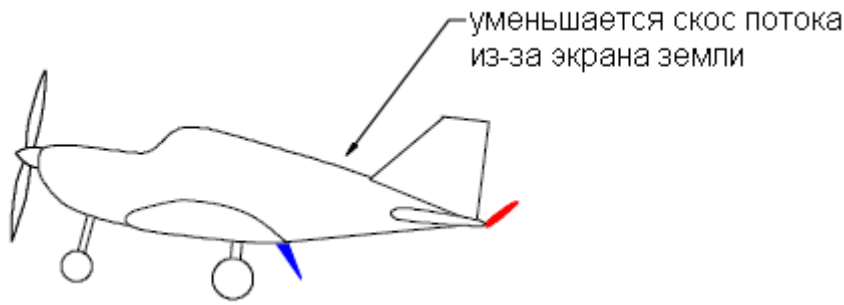
Чтобы сбалансировать эти два пикирующих момента, на стабилизаторе должна быть создана достаточная нисходящая сила для придания самолёту взлётного положения на заданной скорости. На винтовом самолёте спутная струя от винта при взлётном режиме двигателя может создавать значительную обдувку стабилизатора, улучшая его эффективность. Влияние струи двигателей на обдувку стабилизатора на реактивном самолёте значительно слабее, чем на винтовом.

Требования к управлению по обеспечению посадочных характеристик самолёта.

Самолёт должен обладать достаточной управляемостью на посадке. Наибольший расход руля высоты потребуется при предельно передней центровке, полностью выпущенных закрылках и работе двигателей на малом газе. В такой конфигурации самолёт наиболее устойчив, что негативно влияет на его управляемость.

Продольное управление на посадке имеет одно существенное отличие от управления вдали от земной поверхности. Когда самолет приближается к земле, трёхмерное обтекание самолёта изменяется из-за влияния экрана земли. Интенсивность концевых вихрей и скос потока за крылом

уменьшаются. Уменьшение скоса потока увеличивает устойчивость самолёта и даёт пикирующий момент из-за уменьшения нисходящей силы на стабилизаторе.



Таким образом, в зоне экрана земли требуется дополнительное отклонение руля высоты при сохранении заданного C_y и выполнение этого условия может стать определяющим критерием при расчёте управления самолёта.

Например, в зоне экрана земли, типичному винтовому самолёту может потребоваться до 15° дополнительного отклонения руля высоты для балансировки на $C_{y_{max}}$, по сравнению полётом вне влияния земли.

В некоторых случаях эффективность руля высоты может быть снижена из-за отклонения триммера. **Если для снятия усилий с ручки управления триммер чрезмерно отклонён, это может уменьшить эффективность руля высоты и затруднить управление на взлёте или посадке.**

В каждом из трех рассмотренных условий полёта управляемость самолёта ограничивается высокой продольной устойчивостью. Если превышено ограничение по предельно передней центровке, то самолёт может оказаться недостаточно управляемым в любом из рассмотренных этапов полёта.

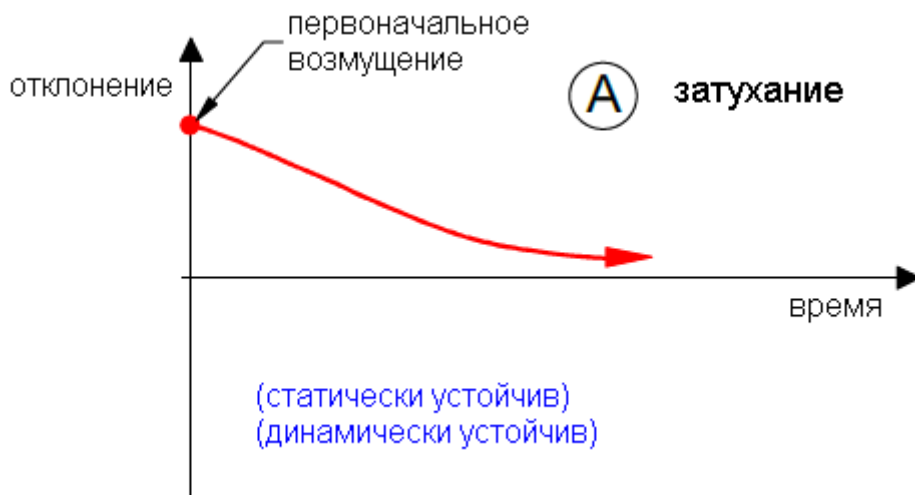
Предельно передняя центровка ограничена из условий минимально допустимой управляемости.

Предельно задняя центровка ограничена из условий минимально допустимой устойчивости.

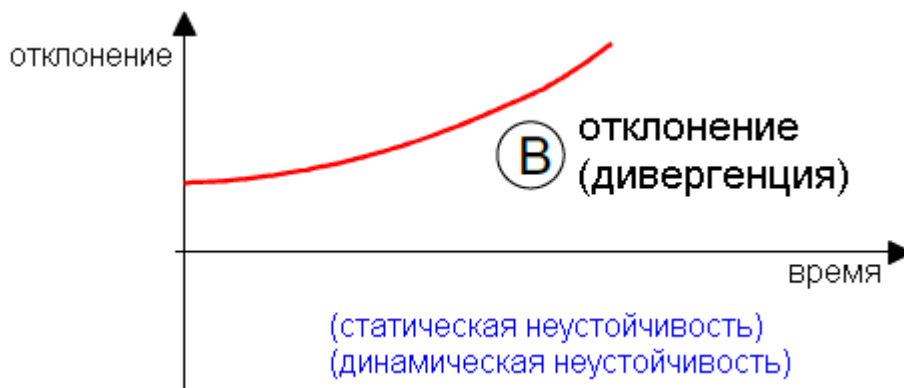
Динамическая устойчивость.

В то время как **статическая** устойчивость рассматривает **первоначальную тенденцию** самолёта к возврату в равновесное состояние, **динамическая** устойчивость оценивается **движением самолёта во времени**. Если самолёт был выведен из равновесия, то временной процесс его дальнейшего движения определяет его динамическую устойчивость. В целом, самолёт демонстрирует динамическую устойчивость, если величина (амплитуда) его отклонения от равновесия уменьшается во времени. Далее будут рассмотрены шесть возможных моделей поведения самолёта. Первые три относятся к не колебательному (апериодическому) движению самолёта.

На графике А (**затухание**) показана модель поведения самолёта, когда после первоначального отклонения от равновесия самолёт апериодически возвращается к исходному режиму без возникновения колебаний. Такая реакция самолёта показывает, что самолёт **статически устойчив**, по его первоначальной тенденции, и **динамически устойчив**, по уменьшению величины отклонения во времени.



На графике В показана модель поведения «отклонение (дивергенция)».



Самолёт аperiodически увеличивает возникшее отклонение от равновесия. Первоначальная тенденция на увеличение отклонения говорит о **статической неустойчивости** самолёта, а дальнейшее увеличение величины отклонения – о **динамической неустойчивости**.

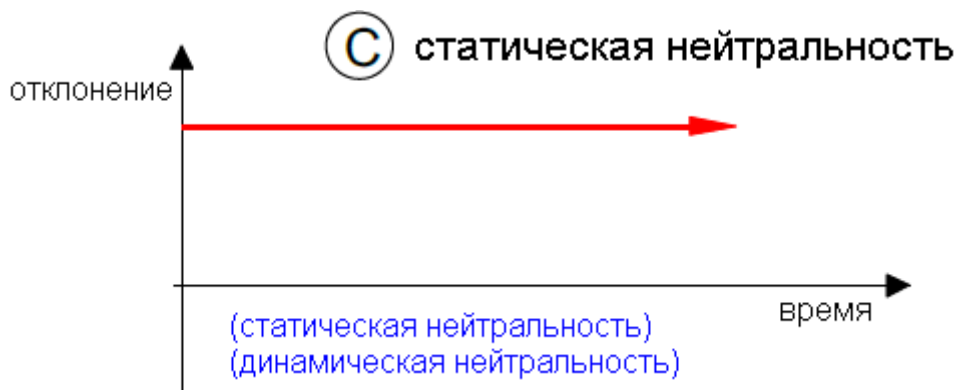


График С демонстрирует **полную нейтральность** поведения самолёта. Если отклонение, возникшее от внешнего возмущения, остаётся постоянным и не имеет тенденции к изменению, значит самолет **статически и динамически нейтрален**.

Последующие три модели поведения самолёта описывают возможное колебательное движение. Во всех трёх случаях самолет будет обладать статической устойчивостью, что видно по первоначальной тенденции возврата к равновесию. Но последующее поведение самолёта будет демонстрировать динамическую устойчивость, нейтральность и неустойчивость.



График D демонстрирует **затухающие колебания**, когда амплитуда уменьшается с течением времени. Самолёт **статически** и **динамически устойчив**. Уменьшение амплитуды колебаний происходит из-за возникающего демпфирования, приводящего к рассеиванию энергии колебаний. Рассеивание энергии является необходимым условием динамической устойчивости.

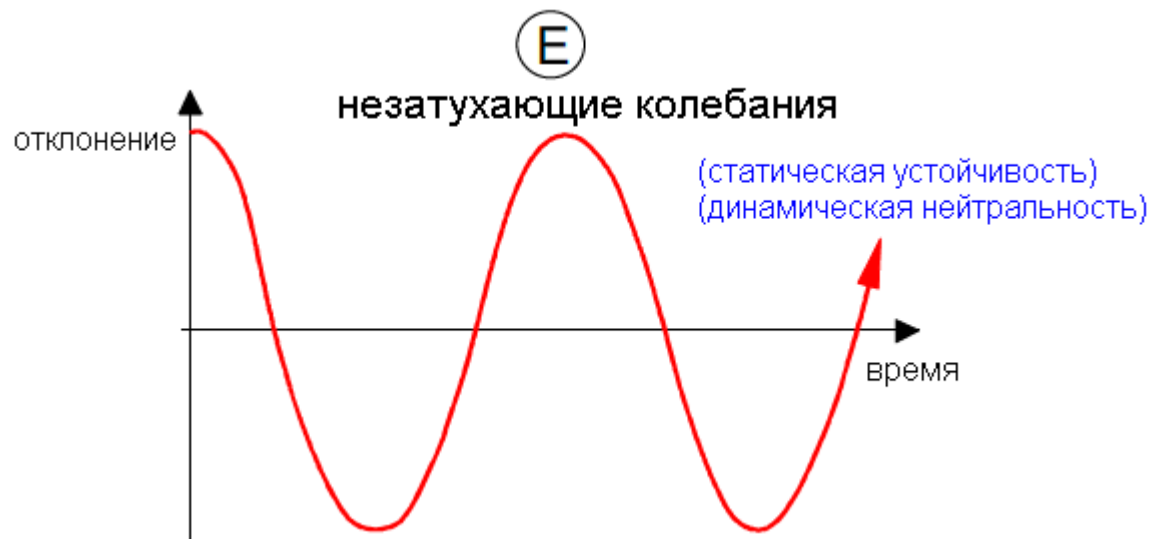
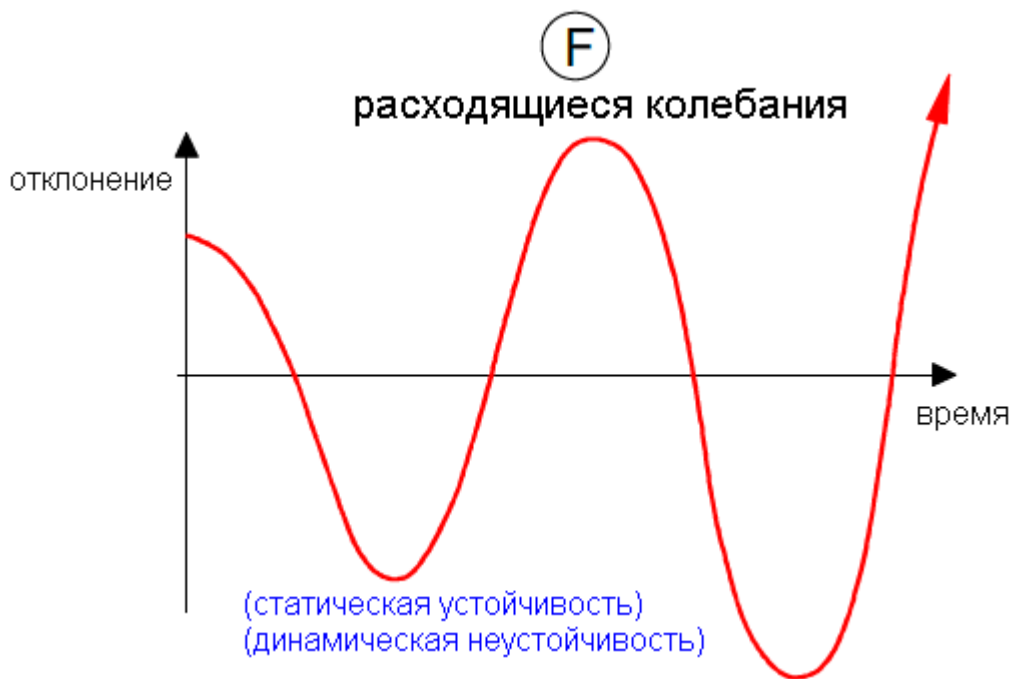


График E демонстрирует незатухающие колебания. Такое поведение самолёта говорит об отсутствии аэродинамического демпфирования колебаний. Данное поведение свидетельствует о наличии **статической устойчивости** и **динамической нейтральности**. Например, автомобиль с неисправными амортизаторами, при движении по дороге, будет непрерывно колебаться, что одновременно неприятно и опасно. Самолёт должен обладать достаточным демпфированием, чтобы быстро гасить любые колебательные движения, которые могут повлиять на его безопасную эксплуатацию. Если аэродинамическое демпфирование недостаточно, то на самолёт устанавливают демпферы колебаний, обеспечивающие динамическую устойчивость.

График F демонстрирует расходящиеся колебания.



Самолёт **статически устойчив**, поскольку имеет тенденцию к возврату в состояние равновесия. Тем не менее, каждый последующий возврат в равновесное состояние происходит на всё большей скорости, что приводит к увеличению амплитуды колебаний с течением времени. Это говорит о **динамической неустойчивости**.

К динамической неустойчивости приводит источник энергии подпитывающий колебания, причем приходящая энергия выше, чем рассеиваемая благодаря демпфированию. Примером расходящихся колебаний является раскачка самолёта лётчиком. Это может произойти, когда лётчик неосознанно отклоняет органы управления с частотой, близкой к собственной частоте колебаний самолёта. В англоязычной литературе раскачка самолёта называется pilot induced oscillation (PIO).

Наличие статической устойчивости не гарантирует наличия динамической устойчивости, а для динамической устойчивости, наличие статической является обязательным условием.

Если самолёт статически неустойчив, он не может быть устойчив динамически.

Каждый самолёт должен обладать требуемой степенью статической и динамической устойчивости. Если допустить у самолёта появление статической неустойчивости с большим темпом отклонения от параметров сбалансированного полёта, то таким самолётом будет практически невозможно управлять. Наличие динамической устойчивости обязательно на определённых этапах полёта, чтобы не допустить возникновения нежелательных колебаний самолёта.

Продольная динамическая устойчивость самолёта.

При рассмотрении продольной статической устойчивости анализируют поведение самолёта во времени после воздействия возмущения.

Если возникшее отклонение с течением времени уменьшается – самолёт динамически устойчив, и наоборот.

Самолёт должен обладать динамической продольной устойчивостью. При этом регламентируется степень затухания колебаний. Обычно в качестве критерия используется промежуток времени, за который первоначальная амплитуда уменьшается в два раза.

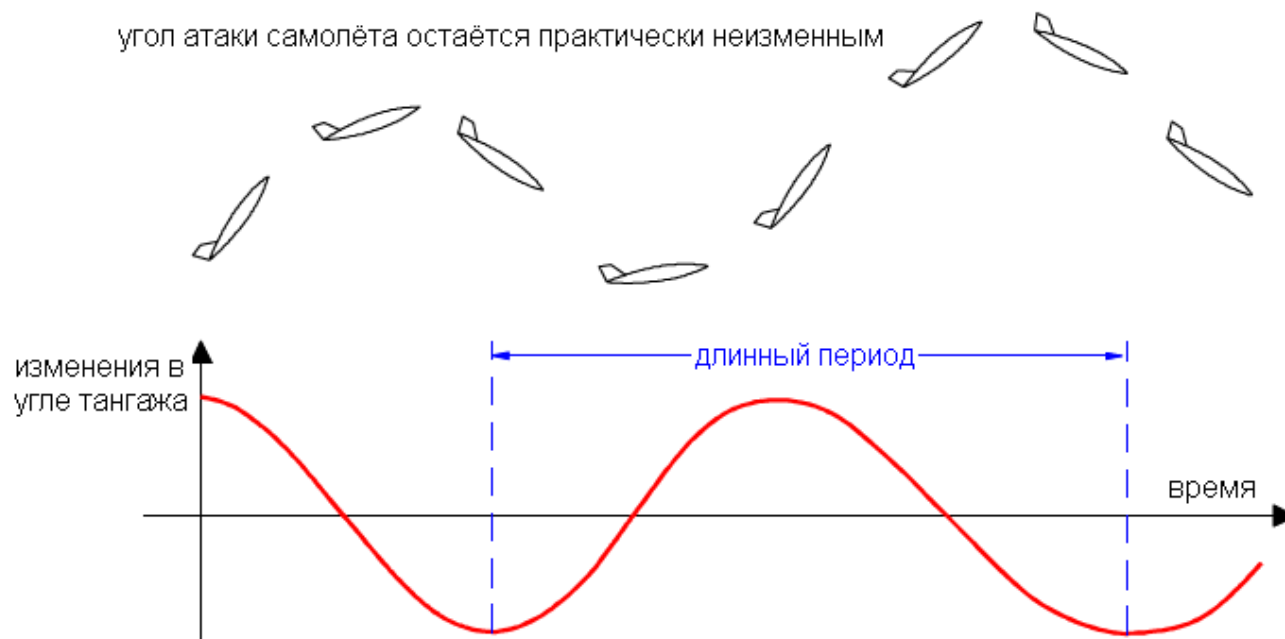
В полёте самолёт имеет шесть степеней свободы: вращение по крену, тангажу и рысканью и перемещение в горизонтальном, вертикальном и боковом направлении. При рассмотрении продольной динамической устойчивости, степени свободы могут быть ограничены вращением по тангажу и перемещениями в горизонтальном и вертикальном направлениях.

Поскольку левые и правые стороны самолёта обычно симметричны, то нет необходимости рассматривать связь между продольным и боковым движением.

Основными переменными величинами при продольном движении самолёта являются: угол тангажа, угол атаки (разница между углом тангажа и углом наклона траектории), истинная скорость. В общей картине продольного движения самолёта можно выделить два вида колебаний: длиннопериодическое (фугоидное движение) и короткопериодическое. Характеристики и природа каждого из этих двух видов колебаний различны, что позволяет рассматривать их отдельно.

Длиннопериодические колебания.

В процессе длиннопериодических колебаний у самолёта изменяются: тангаж, высота и скорость полёта, но практически неизменным остаётся угол атаки (нормальная перегрузка). Во время этих колебаний происходят плавные переходы потенциальной энергии (высота) в кинетическую энергию (скорость) и наоборот.

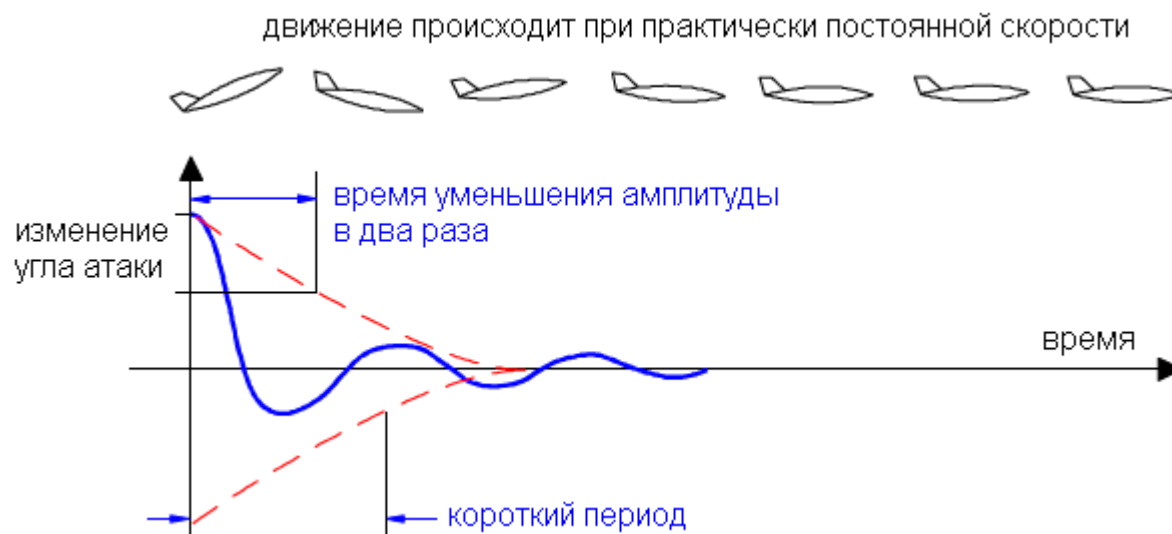


Период длиннопериодических колебаний составляет около 1 – 2 минут. Поскольку тангаж меняется довольно медленно, а изменения угла атаки пренебрежимо малы, то демпфирование длиннопериодических колебаний низкое. Но сильного демпфирования в данном случае и не требуется. Поскольку период колебаний велик, это позволяет лётчику легко контролировать

самолёт. Поэтому при создании самолётов не предпринимают специальных мер по борьбе с длиннопериодическими колебаниями.

Короткопериодические колебания.

При короткопериодических колебаниях происходят значительные изменения угла атаки (перегрузки) при приблизительно постоянной скорости и высоте.



Данное движение состоит из быстрых колебаний по тангажу, в течение которых самолёт непрерывно стремится вернуться к положению равновесия благодаря статической устойчивости с непрерывным уменьшением амплитуды колебаний благодаря демпфированию.

Короткопериодические колебания при большом скоростном напоре и больших изменениях угла атаки могут создать большую нагрузку на самолёт из-за колебаний нормальной перегрузки. Период колебаний обычно составляет 1 – 2 секунды и менее, что очень близко ко времени реакции лётчика. Поэтому существует опасность, что попытки пилота остановить колебание приведут к раскачке самолёта (PIO).

Пилоту сложно контролировать короткопериодические колебания.

Если в полёте возникли короткопериодические колебания, следует отпустить управление – самолёты создаются с необходимым уровнем собственного демпфирования. Даже попытка зажать управление, в данном случае, может давать раскачивающие импульсы в проводку управления за счёт произвольных движений штурвала от рук пилота.

Современные скоростные реактивные самолёты оснащаются демпферами тангажа, компенсирующими любую возникающую динамическую неустойчивость.

Из двух видов возникающих продольных колебаний **наиболее важные – короткопериодические**. Они могут привести к созданию разрушающих перегрузок и, также, существует возможность раскачки самолёта лётчиком.

Поскольку затухание продольных колебаний происходит под действием аэродинамического демпфирования, то **наиболее критичным с точки зрения динамической устойчивости является полёт на большой высоте (большой истинной скорости), когда демпфирование ослаблено.**

Путевая устойчивость и управляемость.

Путевая устойчивость самолёта – это «флюгерная» устойчивость и рассматривает моменты относительно нормальной оси самолёта (моменты рыскания) и их зависимости от угла скольжения. Самолёт, обладающий статической путевой устойчивостью, после воздействия возмущения, стремится вернуться к положению равновесия. Доказательством статической устойчивости является появление стабилизирующих моментов, стремящихся вернуть самолёт к равновесию.

Положительный момент рыскания M_y стремится развернуть нос самолёта вправо. В советских учебниках аэродинамики положительный момент рыскания имеет противоположное направление, потому что нормальная ось направлена вверх (при нормальном положении самолёта). (См. стр. 3 и 4 данной статьи). Как и другие аэродинамические моменты, момент M_y выражается через коэффициент момента m_y .

$$M_y = m_y q S l \text{ или } m_y = M_y / q S l,$$

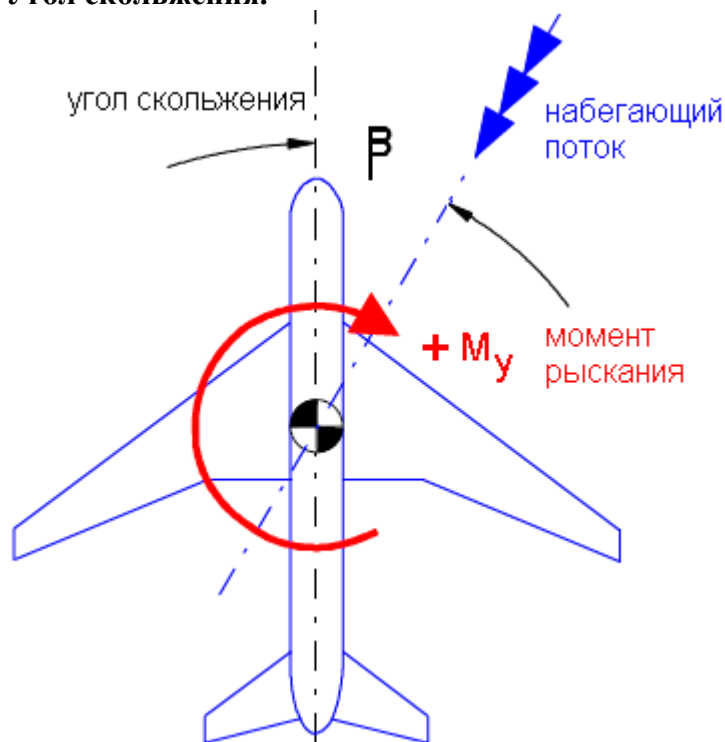
где M_y – момент рыскания (путевой момент);

m_y - коэффициент момента рыскания (положительный – нос разворачивает вправо);

q - скоростной напор; S - площадь крыла; l - размах крыла.

Коэффициент момента рыскания базируется на площади и размахе крыла, поскольку это основная аэродинамическая поверхность самолёта.

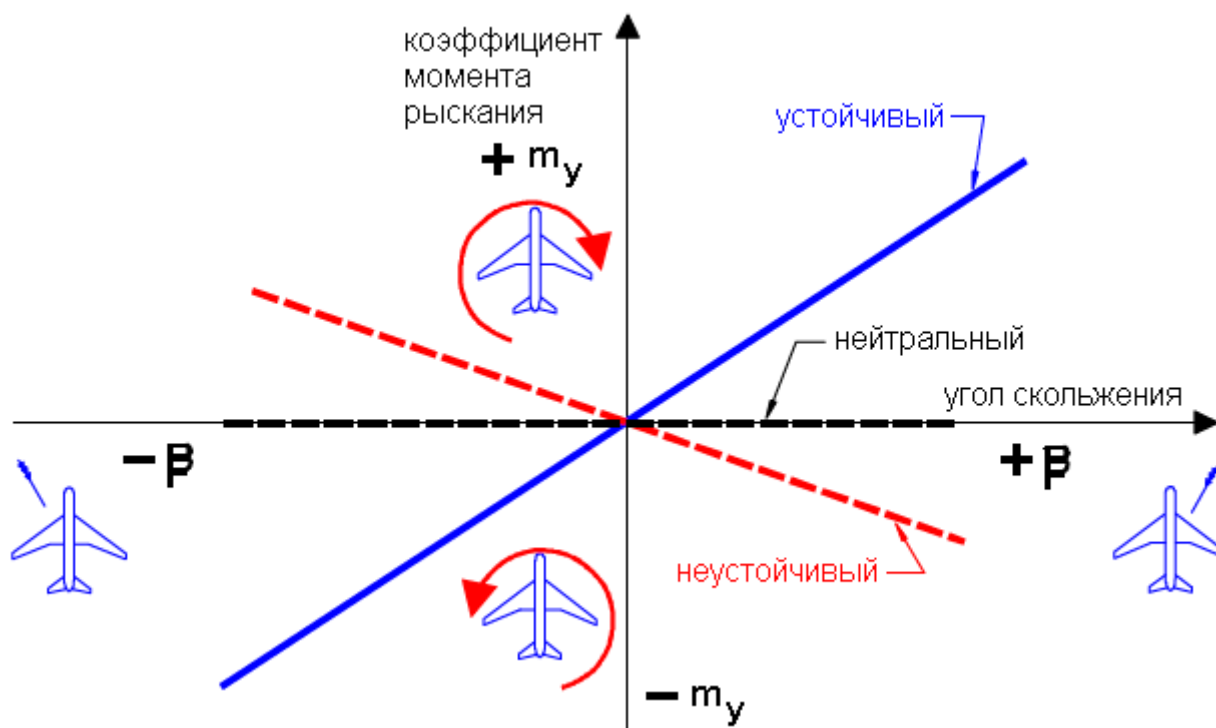
Угол скольжения.



Угол скольжения выражает разницу между направлением продольной оси и проекцией вектора набегающего потока на плоскость крыльев. Он обозначается буквой β и имеет положительное значение, если поток набегаёт на самолёт с правой стороны.

Угол скольжения является боковым «углом атаки» самолёта. Это основной угол при рассмотрении путевой и поперечной устойчивости.

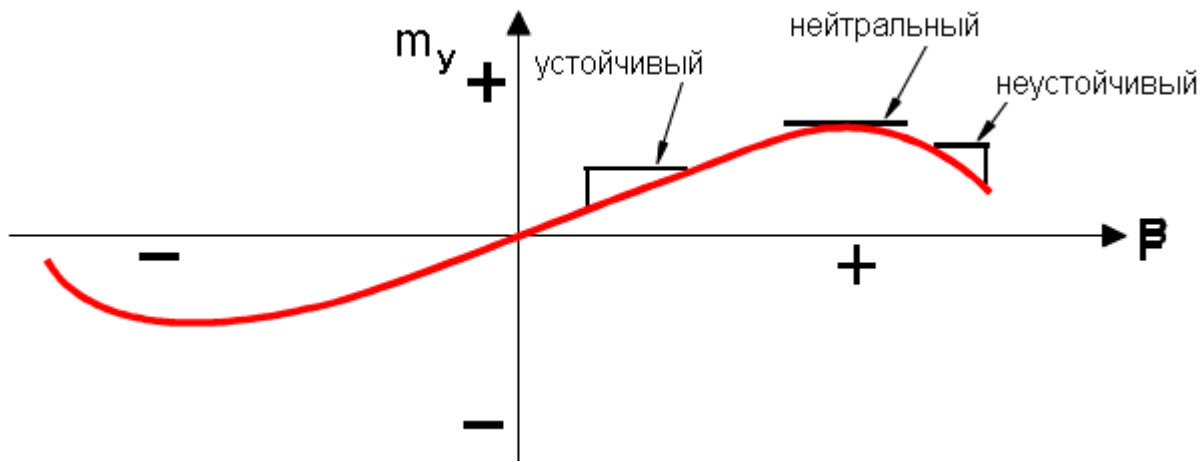
Статическая путевая устойчивость.



Графически наличие статической путевой устойчивости можно оценить по зависимости коэффициента m_y от угла скольжения. При положительном угле скольжения на статически устойчивом самолёте возникнет положительный момент рыскания. То есть, при набегании потока справа, возникнет момент разворачивающий нос самолёта вправо на ветер, то есть самолёт реагирует как флюгер.

Самолёт статически устойчив в путевом отношении, если кривая $m_y = f(\beta)$ имеет положительный угол наклона.

Степень устойчивости определяется углом наклона этой кривой. Если угол наклона равен нулю — самолёт не имеет тенденции к возврату в равновесие, то есть статически нейтрален. Если кривая имеет отрицательный наклон — момент рыскания будет стремиться увеличить дальше возникшее скольжение, то есть самолёт в путевом отношении неустойчив.



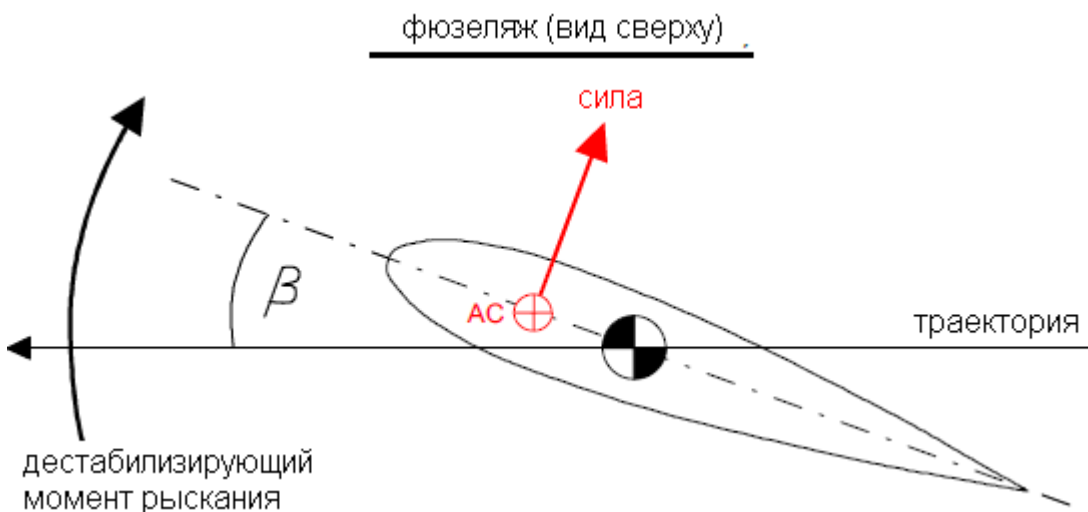
На рисунке показан пример протекания зависимости $m_y = f(\beta)$. На малых углах скольжения положительный угол наклона кривой говорит о статической устойчивости самолёта. На большом скольжении наклон кривой достигает нуля – самолёт нейтрален. При дальнейшем увеличении скольжения самолёт становится статически неустойчивым в путевом отношении.

Такое ухудшение устойчивости при увеличении скольжения – явление распространённое. Тем не менее, на углах скольжения, встречающихся в нормальной лётной эксплуатации, путевая неустойчивость недопустима. В целом, хорошая путевая устойчивость самолёта является одним из фундаментальных качеств самолёта, влияющих на его оценку лётчиком.

Влияние составных частей самолёта.

Поскольку вклад каждого элемента конструкции самолёта зависит от других частей, то существует необходимость рассматривать их отдельно.

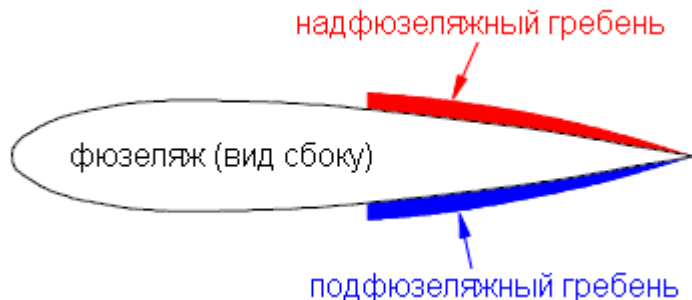
Фюзеляж. Его вклад дестабилизирующий.



Фюзеляж представляет собой симметричное аэродинамическое тело, обтекаемое под углом скольжения. Также как и при обтекании под углом атаки, на нём возникает аэродинамическая сила, приложенная в центре давления, а у симметричных тел центр давления и фокус (АС) совпадают. (См. Часть 1 стр.21). Фокус расположен приблизительно на одной четвёртой части длины фюзеляжа,

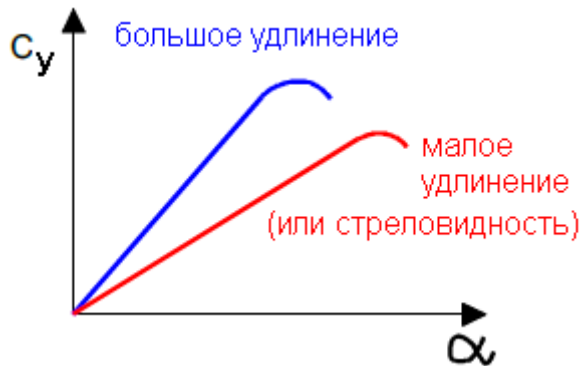
отсчитывая от носа. То есть впереди центра тяжести, поэтому влияние этой боковой силы дестабилизирующее.

Надфюзеляжный и подфюзеляжные гребни. Для борьбы с дестабилизирующим влиянием фюзеляжа могут устанавливаться надфюзеляжные и подфюзеляжные гребни.



Это узкие аэродинамические поверхности, установленные сверху и снизу фюзеляжа в его задней части. Если возникло скольжение с левой стороны, то на этих гребнях образуется боковые силы, направленные вправо. Линия действия этих сил находится сзади центра тяжести, и они будут давать стабилизирующий момент рыскания влево. Тем не менее, на малых углах скольжения, эти гребни неэффективны. Это происходит по трём причинам:

- они обтекаются под малым углом атаки;
- имеют малую площадь;
- имеют очень малое удлинение (отношение размаха к хорде). В данном случае размахом будет высота гребня над (под) фюзеляжем, а хордой – длина гребня.



Фюзеляж с над(под)фюзеляжными гребнями остаётся дестабилизирующим фактором на малых углах скольжения. При сильном скольжении, гребни становятся более эффективными, поскольку, благодаря малому удлинению, не подвержены срыву потока. Комбинация фюзеляж + гребни становится устойчивой на больших углах скольжения.



Работая одинаково, для обеспечения путевой устойчивости, надфюзеляжный и подфюзеляжный гребни работают в противоположную сторону с точки зрения устойчивости по крену. Так

надфюзеляжный гребень увеличивает устойчивость, а подфюзеляжный – уменьшает. По этой причине надфюзеляжные гребни распространены гораздо шире.

Киль. Киль (вертикальное оперение) – это основная поверхность, обеспечивающая путевую устойчивость самолёта.



Как показано на рисунке, при скольжении меняется угол атаки киле. Возникшая боковая сила создаёт момент рыскания, стремящийся развернуть нос самолёта в сторону набегающего потока. Величина возникающего момента зависит от боковой силы на киле и от плеча между центром тяжести и фокусом киле.

Эффективность киле в обеспечении путевой устойчивости определяется его способностью создавать боковую силу при изменении угла скольжения. В первую очередь эта способность определяется его площадью, тем не менее, очевидно, что увеличение площади киле влечёт за собой увеличение вредного сопротивления самолёта.

График зависимости боковой силы от угла скольжения определяет, насколько чувствительна данная поверхность к изменению угла скольжения. Хотя высокая чувствительность киле желательна, но добиваться этого путём увеличения относительного удлинения не всегда приемлемо, поскольку увеличивается скручивающий момент фюзеляжа, уменьшается критический угол срыва потока (см. рисунок на предыдущей странице), повышается требование к высоте крыши ангара и т. п. Угол срыва потока с киле должен быть значительно выше углов скольжения, ожидающихся в эксплуатации, иначе произойдёт потеря путевой устойчивости и управляемости самолёта. (Стреловидность киле и уменьшение его относительного удлинения увеличивают угол срыва потока).

На воздушный поток, обтекающий киль, оказывают влияние другие элементы конструкции самолёта и силовая установка. Скоростной напор в районе киле может определять спутная струя от воздушного винта или пограничный слой фюзеляжа. Кроме этого, на направление местного потока на киле может влиять концевой вихрь крыла, боковые перетекания воздуха через фюзеляж, снос потока на стабилизаторе или закрутка потока воздушным винтом силовой установки. Каждый из

этих факторов должен быть рассмотрен с точки зрения его влияния на путевую устойчивость самолёта.

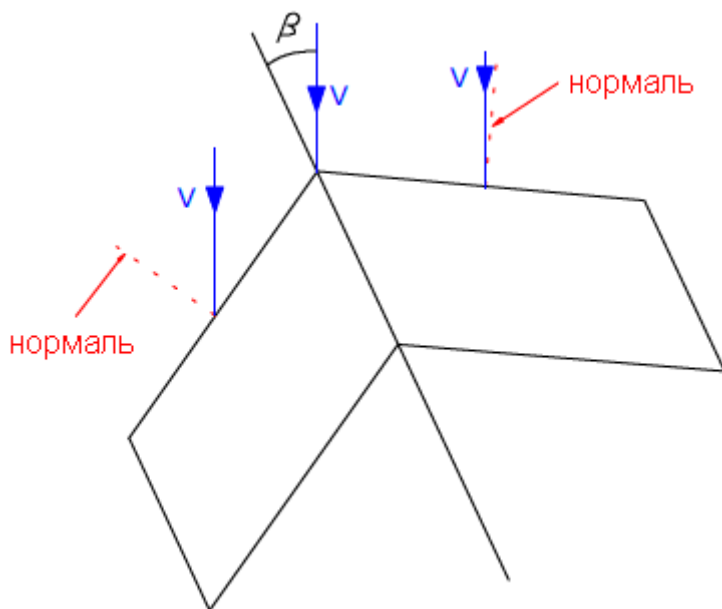
Установка стабилизатора на верхнюю часть киля делает его более эффективным, поскольку стабилизатор, в данном случае, является для киля «концевой шайбой», уменьшающей перетекание потока с одной стороны киля на другую.

Боковая сила на киле может быть меньше дестабилизирующей боковой силы фюзеляжа, но за счёт большего плеча до центра тяжести, стабилизирующий разворачивающий момент киля оказывается больше и комбинация фюзеляж + киль оказывается статически устойчивой. Принцип работы киля и над(под)фюзеляжных гребней одинаков, но поскольку киль значительно больше и имеет значительно большее удлинение, то он эффективен при малых углах скольжения. И он остаётся эффективным, по мере роста угла скольжения, вплоть до развития срыва потока с киля, после чего его эффективность резко падает. В этот момент наибольшую роль в путевой устойчивости начинают играть над(под)фюзеляжные гребни, поскольку на них срыв потока наступает на гораздо больших углах скольжения.

Крыло и gondолы двигателей. Крыло обычно мало влияет на путевую устойчивость:

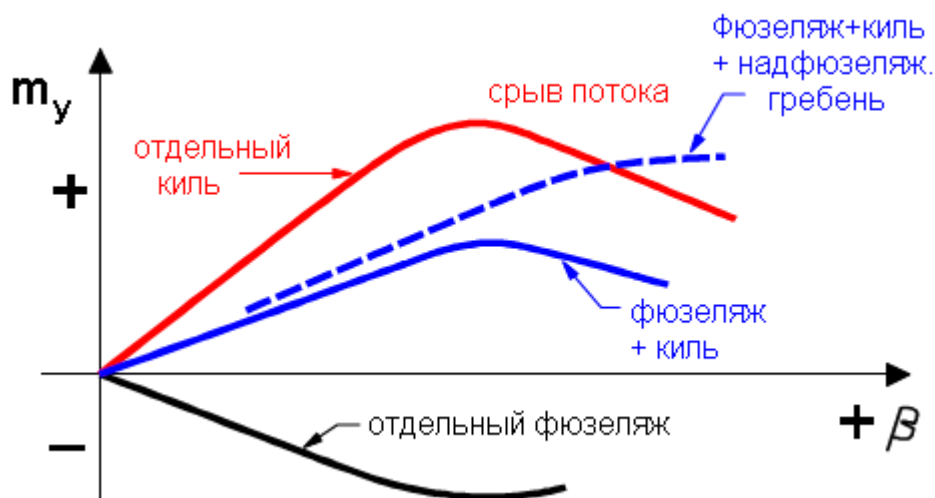
- влияние прямого крыла практически не заметно;
- **стреловидное крыло даёт стабилизирующий момент**, усиливающийся по мере роста $C_{y\beta}$. (т.е. на малых скоростях);
- влияние gondол двигателей зависит от их формы, размера и расположения на крыле. На прямом крыле gondолы двигателей дают, как правило, дестабилизирующий эффект.

Стабилизирующий момент от стреловидного крыла относительно мал, по сравнению с моментами от других частей самолёта, и зависит от угла стреловидности.



Рассмотрим стреловидное крыло, обтекаемое под углом скольжения (β). Эффективная стреловидность правого полукрыла меньше, чем левого, поэтому на правом полукрыле будет больше подъёмная сила (влияние скольжения на поперечную устойчивость будет рассмотрена позднее). Соответственно, правое полукрыло будет создавать большее индуктивное сопротивление, чем левое. В результате возникнет разворачивающий момент, стремящийся уменьшить угол

скольжения. Этот стабилизирующий момент может играть заметную роль при большом угле стреловидности крыла.



На рисунке показано типичное взаимовлияние частей самолёта на путевую устойчивость на графике зависимости $m_y = f(\beta)$. Влияние фюзеляжа всегда дестабилизирующее, но на больших углах скольжения момент от фюзеляжа уменьшается. Влияние киля сильное, стабилизирующее вплоть до начала срыва потока. Таким образом, комбинация фюзеляж + киль устойчива до больших углов скольжения. При дальнейшем увеличении скольжения ведущую роль в обеспечении устойчивости играют фюзеляжные гребни. Надфюзеляжный гребень (его ещё называют форкиль) выполняет двоякую роль. Во-первых, он обеспечивает путевую устойчивость фюзеляжа на больших углах скольжения. Во-вторых, он уменьшает эффективное удлинение киля (путём увеличения его средней хорды), что увеличивает угол срыва потока с поверхности. Благодаря такому двойному эффекту, применение надфюзеляжного гребня очень распространено.

Уменьшение крутизны зависимости боковой силы киля от угла скольжения, при увеличении стреловидности киля, также способствует увеличению угла срыва потока с поверхности.

Влияние силовой установки на путевую статическую устойчивость схоже на влияние на продольную статическую устойчивость.

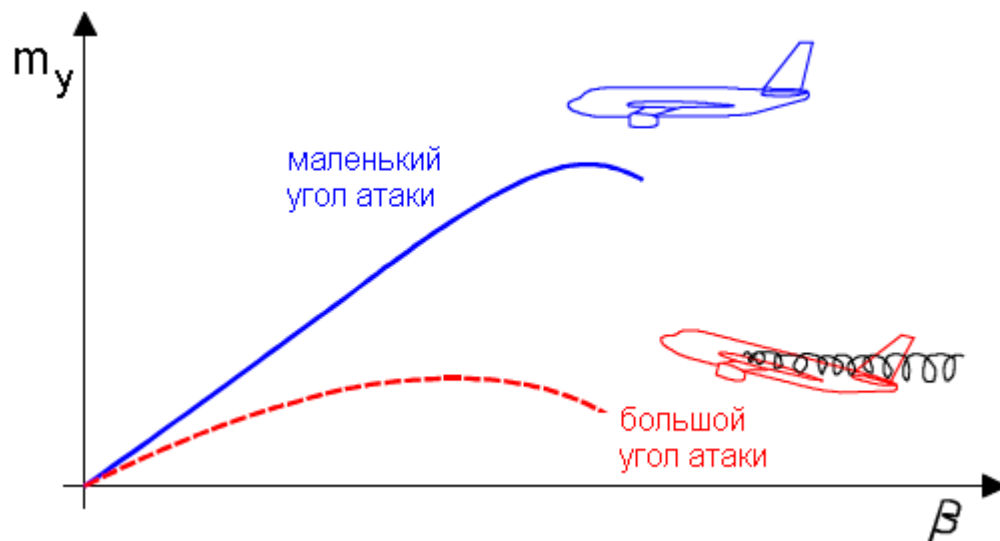
Прямое влияние ограничено боковой силой, возникающей на воздушном винте при косом обтекании. Если винт находится впереди центра тяжести, то данная сила дестабилизирующая. Косвенное влияние тяги двигателей - закрученная спутная струя от винта создаёт боковой скос потока на киле (при вращении винта по часовой стрелке поток набегаёт на киль с левой стороны). Данный эффект может быть довольно существенным и приводить к необходимости триммировать самолёт в путевом отношении при изменении тяги двигателя.

На реактивных самолётах косвенное влияние тяги двигателей несущественно.

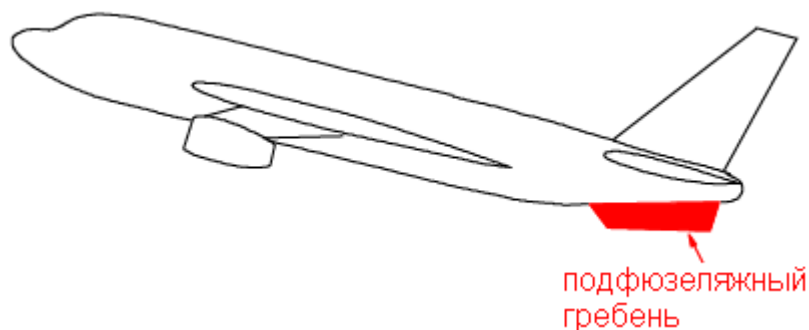
В целом влияние тяги двигателей дестабилизирующее и **возрастает с увеличением режима двигателя и уменьшением скоростного напора.**

Критические условия с точки зрения путевой устойчивости обычно возникают при комбинации нескольких неблагоприятных воздействий. Эта комбинация зависит от конкретного типа самолёта. При этом, поскольку путевое и поперечное движение неразрывно связаны, то минимально допустимая степень путевой устойчивости может определяться особенностями этой взаимосвязи.

Положение центра тяжести обычно незначительно влияет на путевую устойчивость. Обычно диапазон допустимых центровок определяется из условий продольной устойчивости и управляемости. И если центр тяжести остаётся в этих пределах, то влияние отдельных частей самолёта и в целом путевая устойчивость всего самолёта не претерпевают существенных изменений.



Влияние угла атаки. На больших углах атаки можно ожидать ухудшения путевой устойчивости. На графике видно, что на больших углах атаки уменьшается угол наклона кривой $m_y = f(\beta)$. Уменьшение устойчивости происходит из-за затенения киля фюзеляжем, поскольку он работает в зоне всё более утолщающегося пограничного слоя фюзеляжа. Данное явление особенно заметно на самолётах со стреловидными крыльями, потому что им для создания больших C_y требуются большие углы атаки.



Подфюзеляжный гребень может быть установлен для повышения путевой устойчивости. Поскольку зазор между фюзеляжем и ВПП ограничивает угол атаки на взлёте и посадке, то размер подфюзеляжного гребня ограничен, или он может быть сделан убираемым. Также возможна установка двух малых подфюзеляжных гребней.

Ухудшение путевой устойчивости может произойти при комбинации следующих условий:

- большой угол скольжения;
- высокий режим двигателя на малой скорости полёта;
- большой угол атаки;

- большое число M .

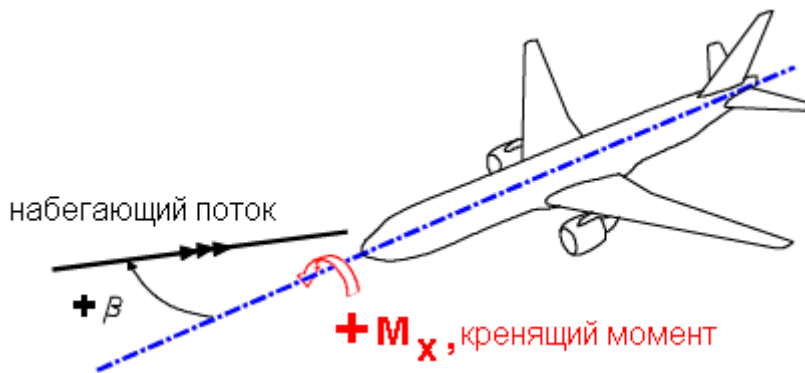
На винтовых самолётах можно ожидать проблемы на малых скоростях, на реактивных – в области трансзвуковых чисел M .

Обеспечение характеристик взаимодействия путевого и поперечного движения может потребовать определённой степени путевой устойчивости самолёта.

Поперечная устойчивость и управляемость.

Статическая поперечная устойчивость рассматривает появление кренящих моментов при возникновении скольжения. При непреднамеренно возникшем крене возникнет скольжение на опускающееся полукрыло, и если на самолёте возникнет кренящий момент, стремящийся вывести самолёт из крена, то этот самолёт обладает статической поперечной устойчивостью. При возникшем скольжении на самолёт будет действовать ещё и разворачивающий момент путевой устойчивости, но, рассматривая поперечную устойчивость, мы ограничимся рассмотрением кренящих моментов.

Определения.



Положительный кренящий момент стремится опустить правое полукрыло вниз.

Как и другие аэродинамические моменты, момент M_x выражается через коэффициент момента m_x , чтобы было удобно рассматривать возникающие моменты независимо от веса самолёта, высоты, скорости и т.п.

$$M_x = m_x q S l \text{ или } m_x = M_x / q S l,$$

где M_x – кренящий момент;

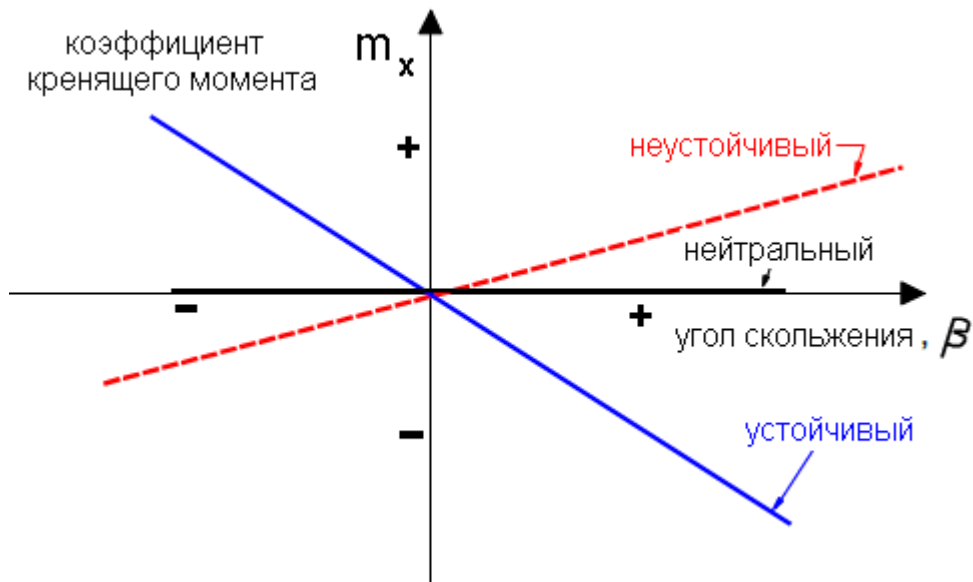
m_x - коэффициент кренящего момента (положительный – самолёт кренит вправо);

q - скоростной напор; S - площадь крыла; l - размах крыла.

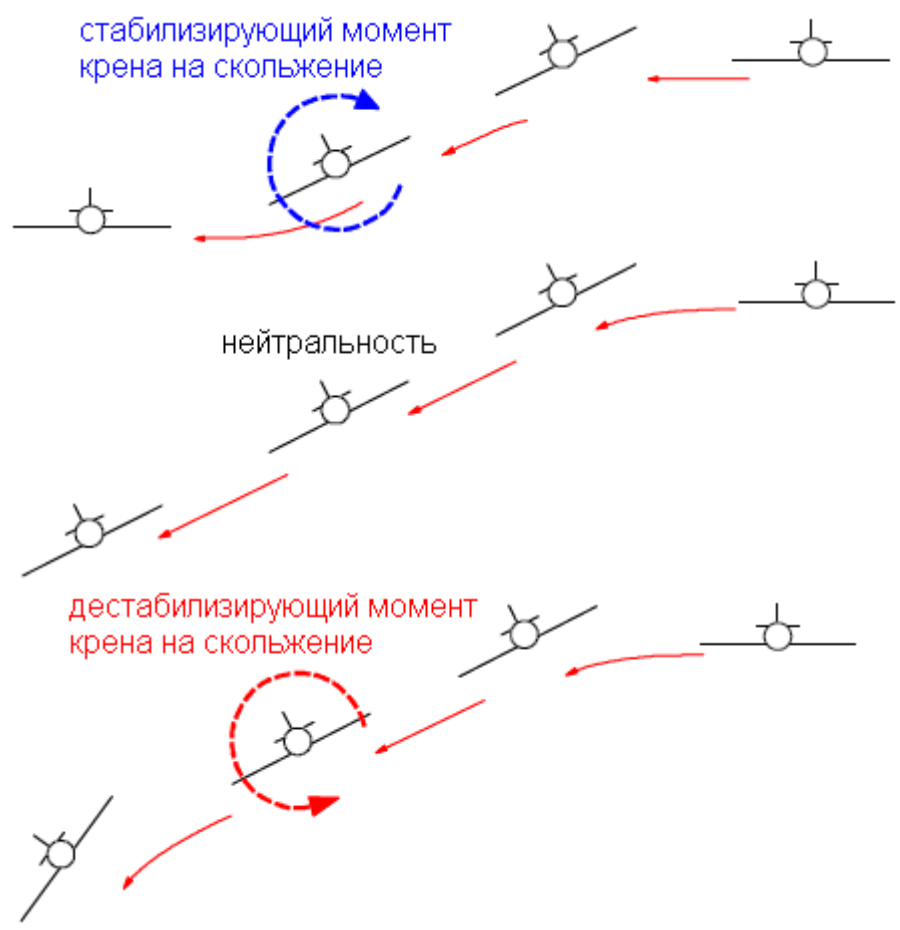
Угол скольжения β был определён ранее, как угол между продольной осью и проекцией вектора набегающего потока на плоскость крыльев. Он положителен, когда поток набегаёт справа.

Статическая поперечная устойчивость.

Наличие статической поперечной устойчивости можно оценить по графику $m_x = f(\beta)$. На положительное скольжение, статически устойчивый самолёт будет реагировать отрицательным кренящим моментом. Другими словами, если поток набегаёт на самолёт справа ($+\beta$), должен возникнуть кренящий момент влево ($-m_x$).



Отрицательный наклон кривой $m_x = f(\beta)$ говорит об устойчивости самолёта, а угол наклона определяет степень устойчивости. Нулевой наклон кривой говорит о нейтральности, а положительный наклон – о поперечной неустойчивости.



Желательно, чтобы самолёт обладал поперечной статической устойчивостью, однако требуемая степень устойчивости определяется многими факторами. Чрезмерная реакция креном на скольжение усложняет выполнение взлетов и посадок с боковым ветром и может привести к нежелательным **колебаниям при взаимодействии путевого и поперечного движений** самолёта. При возникновении сильного скольжения, высокая поперечная устойчивость может затруднить управление самолёта по крену (уменьшить его эффективность).

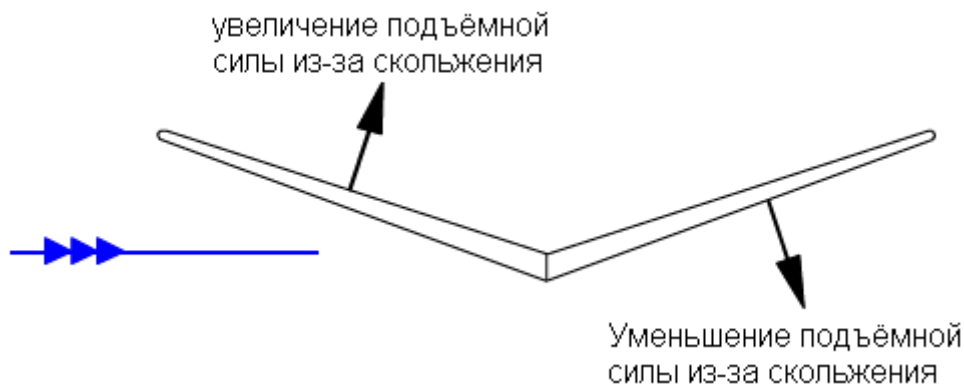
В целом, хорошие пилотажные свойства имеют самолёты с относительно малой или слабой поперечной устойчивостью.

Влияние различных частей самолёта.

Для достижения требуемой степени поперечной устойчивости изучают влияние каждого компонента, создающего кренящий момент на скольжение. **При этом изменение одного компонента может повлечь изменение роли других частей самолёта (взаимовлияние).**

Крыло – основная поверхность, влияющая на поперечную устойчивость.

Поперечное V крыла – угол между плоскостью каждого крыла и горизонтальной плоскостью, когда крен и тангаж самолёта равен нулю. Поперечное V крыла положительное, когда крылья находятся выше горизонтальной плоскости и отрицательное – когда ниже.



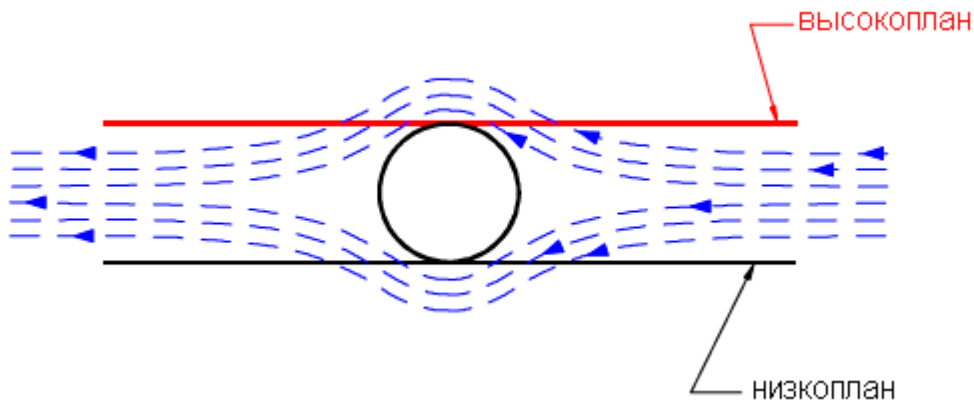
Поперечное V крыла (geometric dihedral) является мощным фактором, влияющим на поперечную устойчивость. Как показано на рисунке, положительное V крыла способствует развитию стабилизирующего момента крена. Когда появляется боковая составляющая встречного потока воздуха, то на полукрыле со стороны потока увеличивается местный угол атаки и растёт подъёмная сила. На противоположном полукрыле картина обратная. Таким образом, создаётся кренящий момент стремящийся поднять полукрыло, на которое происходит скольжение.

Положительное V крыла способствует повышению поперечной устойчивости.

Поскольку поперечное V крыла сильно влияет на поперечную устойчивость, то в англоязычной литературе стали называть влияние любой части самолёта на поперечную устойчивость «эффектом поперечного V крыла» (“dihedral effect”).

Взаимодействие крыла и фюзеляжа. Влияние фюзеляжа на поперечную устойчивость мало и определяется расположением точки приложения результирующей боковой силы.

Тем не менее, эффект взаиморасположения крыла и фюзеляжа существенно влияет на поперечную устойчивость.

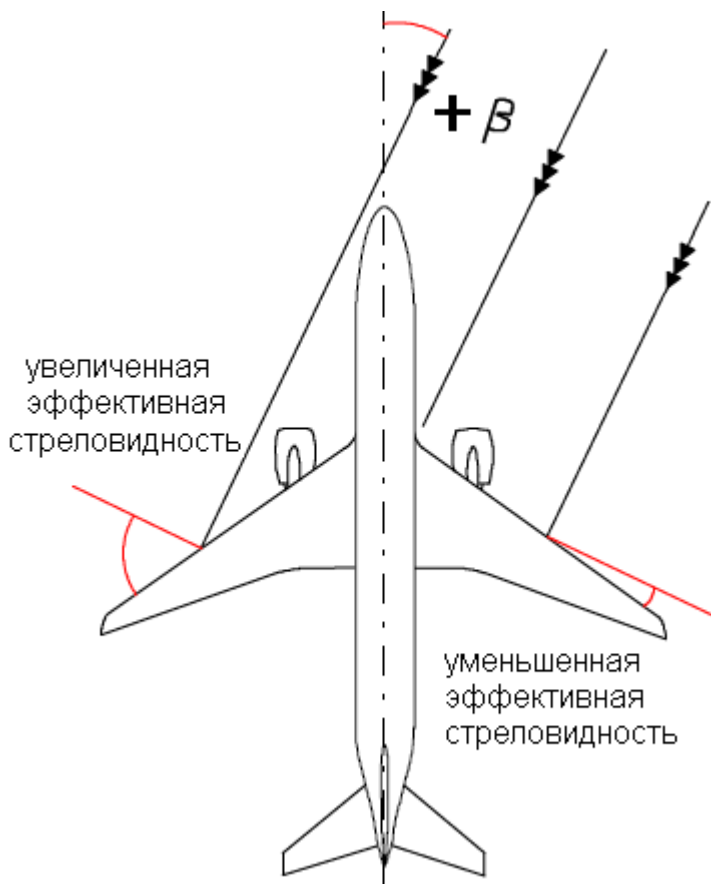


На рисунке показано, как боковое обтекание фюзеляжа влияет на обтекание крыла:

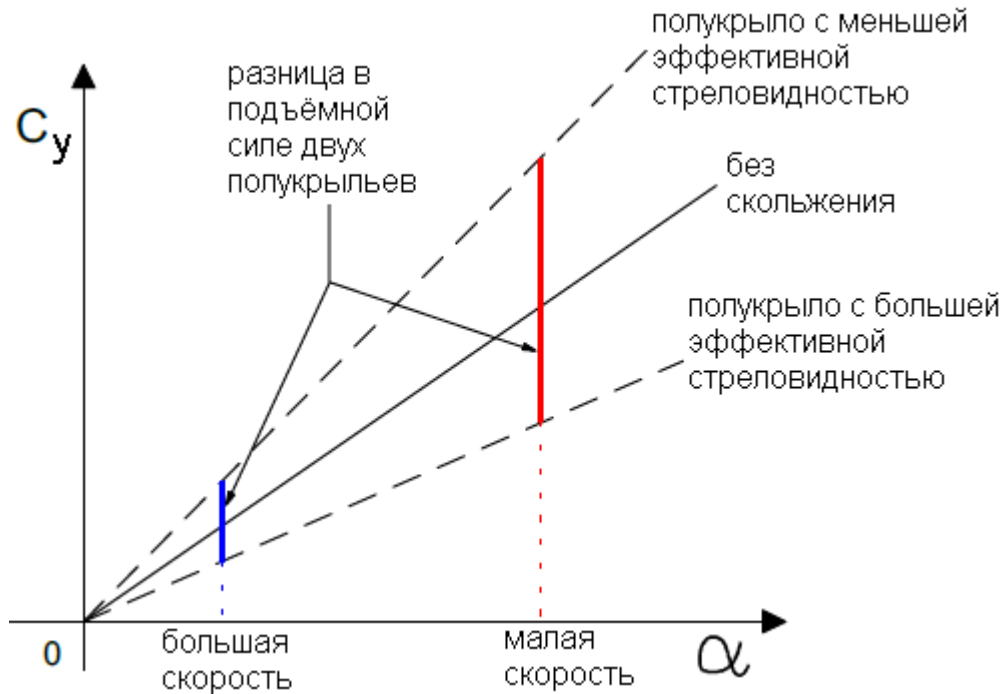
- низкопланное расположение крыла даёт неустойчивый кренящий момент. Местные углы атаки крыла со стороны скольжения уменьшаются, а с противоположной стороны – увеличиваются. Кренящий момент на скольжение.
- высокопланное расположение крыла способствует повышению поперечной устойчивости. На нём картина обратная.

Данный эффект оказывает большое влияние на поперечную устойчивость. Для борьбы с дестабилизирующим моментом у низкопланов используют положительное V крыла. На высокопланах, благодаря данному эффекту, поперечное V крыла обычно не используется (часто используется отрицательное V крыла для уменьшения излишней поперечной устойчивости).

Стреловидность крыла.

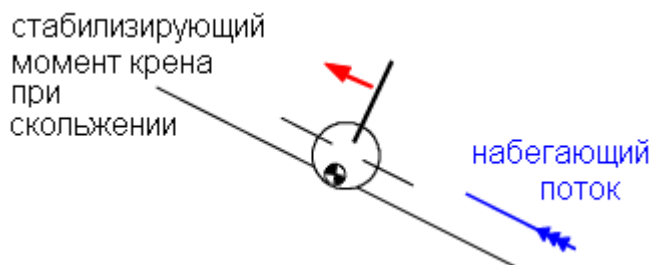


Как показано на рисунке, скольжение меняет эффективную стреловидность полукрыльев стреловидного крыла. Если крыло создаёт подъёмную силу, то полукрыло с меньшей эффективной стреловидностью создаст большую силу, чем противоположное полукрыло. Это даст стабилизирующий момент крена. Таким образом, **стреловидность крыла повышает поперечную устойчивость самолёта.** (Крыло обратной стреловидности уменьшает поперечную устойчивость).



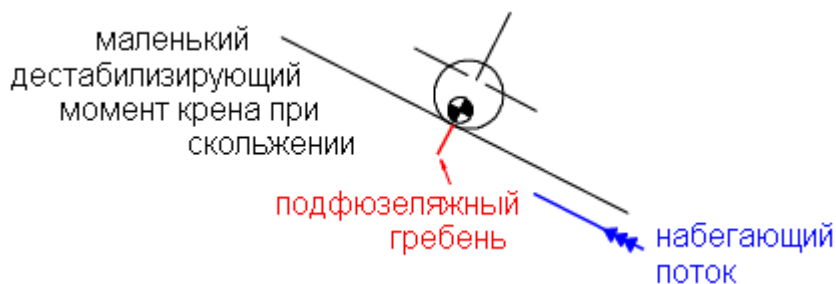
Влияние стреловидности пропорционально C_y и углу стреловидности крыла χ . На рисунке показано, что при одном и том же скольжении разница подъемных сил полукрыльев возрастает с ростом C_y (уменьшением скорости). Поскольку скоростные самолёты нуждаются в стреловидном крыле, то на малых скоростях они обладают чрезмерной поперечной устойчивостью.

Самолётам со стреловидным крылом нужны в меньшем поперечном V крыла, чем самолёты с прямым крылом.



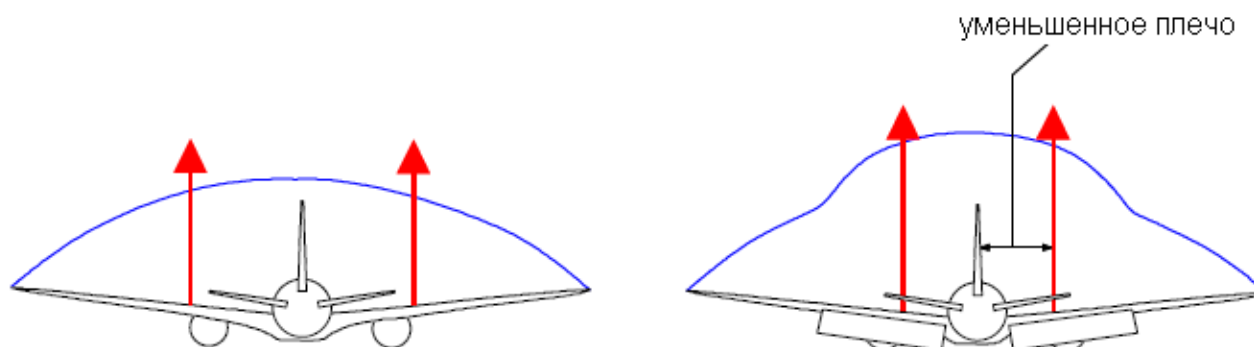
Киль создаёт небольшой стабилизирующий момент крена при скольжении. Поскольку точка приложения боковой силы кила находится выше центра тяжести, то боковая сила кила, обеспечивая путевую устойчивость, играет также **небольшую роль в поперечной устойчивости самолёта.**

Подфюзеляжный гребень находится ниже центра тяжести и поэтому оказывает отрицательное влияние на поперечную устойчивость.



В целом, поперечная устойчивость не должна быть слишком большой. Чрезмерная реакция самолёта креном на скольжение может привести к возникновению колебаний типа «голландский шаг» или потребовать от системы поперечного управления самолёта очень высокой эффективности для выполнения взлётов и посадок при боковом ветре.

Если самолёт демонстрирует удовлетворительную поперечную устойчивость в крейсерском полёте, то на режимах взлёта и посадки небольшие отклонения от нормы. Поскольку влияние закрылков и тяги двигателей дестабилизирующее, то возможно снижение устойчивости из-за их влияния.



Выпуск закрылков делает внутренние секции крыла более эффективными, а поскольку они находятся ближе к центру тяжести, то результирующий момент от изменения подъёмных сил полукрыльев уменьшается.

Влияние тяги двигателей у реактивных самолётов незначительное, но существенное у винтовых. Силовая обдувка внутренних секций крыла на малых скоростях полёта делает их намного эффективнее наружных секций, что уменьшает поперечную устойчивость.

Объединение эффекта закрылков и силовой обдувки винта может привести к значительному уменьшению поперечной устойчивости на взлётно-посадочных режимах винтовых самолётов.

Самолёт должен быть устойчив в поперечном отношении, но устойчивость не должна быть большой. Кроме того, допускаются некоторые исключения для режимов взлёта и посадки.

Проблемы, возникающие при чрезмерной устойчивости, существенны, и с ними тяжело бороться. Пилот ощущает поперечную устойчивость через потребное отклонение колеса штурвала (ручки управления) для сохранения заданного крена при возникновении скольжения самолёта (боковой порыв, отклонение педали, асимметричная тяга двигателей и т. п.). При наличии поперечной устойчивости летчик будет вынужден отклонять штурвал в сторону возникшего скольжения (сторону противоположную отклонённой педали).

Заключение: перед конструктором стоит дилемма. Для увеличения скорости полёта на самолёт устанавливают стреловидное крыло, но это повышает его поперечную устойчивость. Чтобы её уменьшить, уменьшают поперечное V крыла. При верхнем расположении крыла на фюзеляже

возникает дополнительный эффект усиливающий поперечную устойчивость. Для борьбы с этим применяют отрицательное V крыла.

Динамическое взаимодействие путевого и поперечного движения.

В предыдущем рассмотрении реакция самолёта на скольжение по крену и рысканию рассматривалась изолировано, для детального анализа.

В реальности, оба эти момента возникают одновременно: кренящий момент от поперечной статической устойчивости и момент рыскания от путевой статической устойчивости.

Спиральная неустойчивость.

Самолёт обладает спиральной неустойчивостью, если его путевая устойчивость очень велика, по сравнению с поперечной устойчивостью.

Спиральная неустойчивость проявляется плавно. Самолёт, после воздействия возмущения, начинает плавно увеличивать крен, который постепенно может перейти в крутую нисходящую спираль. Причина возникновения спиральной неустойчивости заключается в том, что самолёт быстро устраняет возникшее скольжение, в то время как слабая поперечная устойчивость не успевает убрать крен. При этом моменту поперечной устойчивости противодействует спиральный момент крена, который возникает при вращении самолёта относительно нормальной оси. Допустим, возникло скольжение справа. Путевая устойчивость начинает разворачивать нос самолёта вправо. При этом левое крыло движется по большему радиусу, его подъёмная сила увеличивается и стремится накренить самолет вправо – в противовес моменту поперечной устойчивости. Темп развития крена при спиральной неустойчивости обычно слабый, что не создаёт пилоту трудностей в управлении самолётом.

«Голландский шаг».

Колебания типа «голландский шаг» возникают, когда поперечная устойчивость самолёта велика, по сравнению с путевой устойчивостью.

Это самопроизвольно возникающие нежелательные колебания, вызванные взаимодействием путевого и поперечного канала.

Когда у самолёта возникает скольжение, то момент поперечной устойчивости энергично создаёт крен от скольжения. На поднимающемся полукрыле подъёмная сила и индуктивное сопротивление больше, чем на опускающемся. Это создаёт момент рыскания на уменьшение угла скольжения, но за счёт инерции самолёт проскакивает нулевое значение и возникает скольжение уже с другой стороны. После чего процесс повторяется в другую сторону.

Для устранения «голландского шага» на самолёты устанавливают демпферы рыскания, которые искусственно повышают путевую устойчивость, отклоняя руль направления для противодействия возникающей угловой скорости рыскания.

Если демпфер рыскания отказал в полёте, то возникающие колебания рекомендуется устранять, используя поперечное управление самолёта. Потому что при использовании руля направления, запаздывание в реакции самолёта таково, что возможна раскачка самолёта лётчиком (PIO). В этом

случае «голландский шаг» может быстро привести к расходящимся колебаниям и потерей контроля над самолётом.

«Голландский шаг» нежелательный, а спиральная неустойчивость допустима, если скорость нарастания крена мала. Поэтому степень поперечной устойчивости не должна быть большой.

Если степень путевой устойчивости самолёта достаточна для предотвращения «голландского шага», то она автоматически достаточна для недопущения путевой апериодической неустойчивости (непрерывного нарастания угла скольжения). Поскольку наилучшие пилотажные свойства демонстрируют самолёты, обладающие высокой степенью путевой устойчивости и минимально необходимой степенью поперечной устойчивости, то большинство самолётов имеют небольшую спиральную неустойчивость. Как уже говорилось, слабая спиральная неустойчивость вызывает мало беспокойства у пилотов и гораздо предпочтительнее, чем «голландский шаг».

Стреловидное крыло значительно влияет на поперечную устойчивость. Поскольку степень этого влияния зависит от C_y , то динамические характеристики самолёта могут меняться в зависимости от скорости полёта. На больших скоростях (малых C_y) поперечная устойчивость мала и самолет имеет спиральную неустойчивость. На малых скоростях поперечная устойчивость возрастает и усиливается тенденция к колебаниям типа «голландский шаг».

Раскачка самолёта пилотом (PIO).

Определённые нежелательные колебания самолёта могут возникнуть из-за непреднамеренных движений органами управления самолётом. Колебания могут возникнуть относительно любой оси, но наиболее опасными являются короткопериодические продольные колебания. За счёт запаздывания обратной связи, система пилот/система управления/самолёт может возбудить колебания, приводящие к разрушающим нагрузкам на конструкцию и потере управления.

Когда время реакции пилота и запаздывание системы управления совпадают с периодом собственных колебаний самолёта, непреднамеренные управляющие реакции пилота могут привести к резкому увеличению амплитуды колебаний. Поскольку эти колебания относительно высокочастотные, то амплитуда может достичь опасных значений за очень короткий промежуток времени.

При попадании в такой режим полёта наиболее эффективным действием является освобождение органов управления. Любая попытка принудительно остановить колебания только продолжит возбуждение и усилит их величину. Освобождение органов управления устраняет причину возбуждающую колебания и позволяет самолёту выйти из режима за счёт собственной динамической устойчивости.

Полёт на больших числах M .

Обычно полёт на больших числах M происходит на большой высоте. Рассмотрим влияние большой высоты на поведение самолёта. Аэродинамическое демпфирование проявляется в появлении моментов сил, препятствующих вращению самолёта относительно трех его осей. Причина появления этих моментов в изменении углов обтекания крыла, стабилизатора и киля при вращении самолёта.

Чем больше истинная скорость самолёта, тем меньше изменения углов обтекания при заданной угловой скорости вращения, и, соответственно, меньше демпфирование. Степень уменьшения демпфирования пропорциональна квадратному корню из относительной плотности воздуха. В этой же пропорции находятся индикаторная земная (EAS) и истинная (TAS) скорости. Так, например, в стандартной атмосфере на высоте 40000 футов демпфирование будет в два раза слабее, чем на уровне моря.

Обеспечение устойчивости по скорости на трансзвуковых числах М.

Когда число М полёта превышает $M_{\text{крит}}$, над верхней поверхностью крыла образуется сверхзвуковая зона со скачком уплотнения. Это приводит к:

- смещению центра давления крыла назад, и
- уменьшению скоса потока за крылом.

Вместе, эти два фактора приводят к появлению пикирующего момента. На больших числах М самолёт становится неустойчивым по скорости. При увеличении скорости, вместо давящих усилий на штурвале возникают тянущие усилия. Это потенциально опасно, поскольку самолёт стремится опустить нос, что приведёт к дальнейшему росту скорости и ещё большему увеличению пикирующего момента. Это явление, известное как «затягивание в пикирование» (**Mach Tuck**), ограничивает максимальную эксплуатационную скорость современных транспортных самолётов.

Для сохранения требуемого градиента усилий на штурвале по скорости в систему управления современных самолётов встраивают устройство, компенсирующее данный момент (Mach trim).

При увеличении числа М, данное устройство может:

- отклонять руль высоты вверх;
- переключать отклоняемый стабилизатор носком вниз или
- смещать центр тяжести самолёта перекачкой топлива в задний бак.

Данное действие происходит без вмешательства лётчика таким образом, чтобы самолёт имел небольшую тенденцию к увеличению угла тангажа, и для сохранения горизонтального полёта требовалось приложить к штурвалу давящие усилия.

Какой именно метод используется, зависит от производителя самолёта. **Данная система регулирует усилия в продольном канале управления и работает только на больших числах М.**

Заключение

Устойчивость – это качество присущее самолёту и позволяющее ему в условиях воздействия возмущений возвращаться к исходному режиму полёта. Различают два вида устойчивости статическую и динамическую. В каждом из этих видов самолёт может оказаться устойчивым, нейтральным или неустойчивым.

Статическая устойчивость описывает первоначальную реакцию самолёта на отклонение от равновесия относительно одной или более осей (самолёт имеет три оси вращения).

Самолёт статически устойчив, если, при отклонении от состояния равновесия, у него возникает тенденция к возврату в первоначальное состояние.

Самолёт статически нейтрален, если, при отклонении от состояния равновесия, у него не возникает никакой тенденции, и он остаётся в новом состоянии.

Самолёт статически неустойчив, если, при отклонении от состояния равновесия, у него возникает тенденция к дальнейшему увеличению отклонения. Это крайне нежелательное свойство, которое может привести к потере управления самолётом.

Большинство самолётов обладают статической устойчивостью по тангажу и рысканию и близки к статической нейтральности по крену.

Если самолёт обладает статической устойчивостью, то динамическая устойчивость рассматривает временной процесс поведения самолёта после прекращения действия возмущения. В процессе возврата к равновесному состоянию самолёт по инерции проскакивает исходное положение, что создаёт отклонение в другую сторону и процесс повторяется.

Если самолёт динамически устойчив, то эти колебания затухающие. Самолёт должен быть динамически устойчивым.

Если самолёт динамически нейтрален, то колебания не будут затухать. Динамическая нейтральность – нежелательное явление.

Если амплитуда колебаний самолёта будет возрастать по времени, то данный самолёт динамически неустойчив, что крайне нежелательно.

Наличие устойчивости (или неустойчивости) самолёта определяется формой и размерами его поверхностей.

Киль является основной поверхностью, обеспечивающей путевую устойчивость. Стабилизатор обеспечивает продольную устойчивость, а крыло – поперечную.

Расположение центра тяжести также влияет на устойчивость. Если центр тяжести находится вблизи предельно задней границы, то самолёт будет менее устойчив по тангажу и рысканию. При смещении центра тяжести вперёд устойчивость повышается.

Хотя самолёт при задней центровке менее устойчив, его лётные характеристики улучшаются из-за уменьшения силы на стабилизаторе, направленной вниз (потери на балансировку). Такой самолёт имеет немного меньшую скорость сваливания, меньше сопротивление, большую крейсерскую скорость на одном и том же режиме двигателей.

Манёвренность – это качество самолёта, позволяющее ему легко маневрировать и выдерживать нагрузки, связанные с этим маневрированием.

Управляемость – это способность самолёта реагировать на управляющие воздействия пилота, в частности по управлению пространственным положением и траекторией полёта.

Самолёт устойчив по тангажу, если он возвращается к горизонтальному полёту после прекращения действия возмущения, вызванного вертикальным порывом или отклонением руля высоты. Положение центра тяжести и эффективность стабилизатора оказывают основное влияние на устойчивость и управляемость по тангажу.

Увеличение устойчивости, по какой либо из осей:

- уменьшает манёвренность и управляемость, и
- увеличивает усилия на штурвале (ручке управления, педалях).

Фугоидные колебания – это длиннопериодические колебания, связанные с изменением тангажа, скорости и высоты, при примерно постоянном угле атаки. При этом происходит частичный переход кинетической энергии самолёта (скорость) в потенциальную энергию (высота) и наоборот. Самолёт, выполняющий фугоидные колебания, статически устойчив по тангажу. Данные колебания легко контролируются лётчиком.

Самолёт будет уменьшать крен после случайного накренения, если он имеет статическую поперечную устойчивость. Поперечная устойчивость в англоязычных текстах часто называется «dihedral effect» (эффект поперечного V крыла).

Большинство самолётов имеют положительное V крыла. Это значит, что законцовки крыльев находятся выше, чем комель крыла. Если в полёте возникнет левый крен, то под действием боковой составляющей силы тяжести самолёт начнет скользить влево. Местный угол атаки левого крыла увеличится, а правого – уменьшится. Это создаст момент, выводящий самолёт из крена.

Стреловидное крыло обеспечивает большее $M_{\text{крит}}$, кроме этого оно также придаёт самолёту поперечную устойчивость. В данном случае это побочный продукт. Самолёты со стреловидными крыльями имеют меньшее положительное V крыла, чем самолёты с прямым крылом.

Верхнее расположение крыла также усиливает поперечную устойчивость, поэтому у верхнепланов не требуется положительное V крыла, а часто наоборот делают отрицательное V крыла.

Излишняя поперечная статическая устойчивость приводит к динамической неустойчивости – колебаниям типа «голландский шаг».

Статическая путевая устойчивость (флюгерная) – это тенденция самолёта разворачивать нос в направлении набегающего потока (в плоскости крыльев). Она обеспечивается тем, что боковая площадь самолёта (включая киль) позади центра тяжести больше, чем площадь впереди центра тяжести.

Стреловидное крыло также увеличивает путевую устойчивость.

Чрезмерная статическая путевая устойчивость приводит к динамической неустойчивости – тенденции самолёта к спиральной неустойчивости.

Взаимодействие поперечной и путевой устойчивости. При накренении самолёт начинает скользить на опущенное полукрыло. Путевая устойчивость создаёт момент на уборку скольжения (разворот носа в сторону опущенного полукрыла), а поперечная – на уборку крена.

Если путевая устойчивость сильная, а поперечная – слабая, то самолёт начнёт вращаться относительно нормальной оси при вялой тенденции к уменьшению крена. Полукрыло, идущее по большему радиусу, будет обтекаться с большей скоростью, что создаёт момент на увеличение крена.

Этот момент называется спиральный момент крена. Если он превысит момент поперечной устойчивости, то крен будет непрерывно увеличиваться, а поскольку вертикальная составляющая подъёмной силы станет меньше веса, то самолёт будет входить в нисходящую спираль.

Если поперечная устойчивость сильная, а путевая – слабая, то самолёт будет иметь тенденцию к колебаниям типа «голландский шаг».

Система обеспечения устойчивости по скорости на больших числах M (Mach trim) поддерживает заданный градиент усилий по скорости. Система регулирует загрузку штурвала (ручки управления) и работает только на больших числах M.

Часть третья.

Глава 11 Управление самолётом.

Важные обозначения.

Угол тангажа – угол между продольной осью самолёта и горизонтом.

Угол крена – угол между поперечной осью самолёта и горизонтом.

Угол скольжения - угол между продольной осью и проекцией вектора набегающего потока на плоскость крыльев.

Управляющие поверхности – аэродинамические рули (руль высоты, руль направления, элероны), цельноповоротные поверхности (управляемый стабилизатор, интерцепторы).

Рычаги управления – рычаги, на которые воздействует лётчик, управляя самолётом (ручка управления, штурвал, педали).

Введение.

Все самолёты оснащаются системой управления, позволяющей пилоту маневрировать и снимать усилия с рычагов управления по каждой из трех осей. Аэродинамические моменты, требуемые для вращения самолёта, обычно реализуются путём отклонения управляющих поверхностей, меняющих кривизну профиля. Управляющие поверхности располагаются как можно дальше от центра тяжести, чтобы создавать максимальный управляющий момент.

Обычно существует три независимые системы управления и три управляющие поверхности:

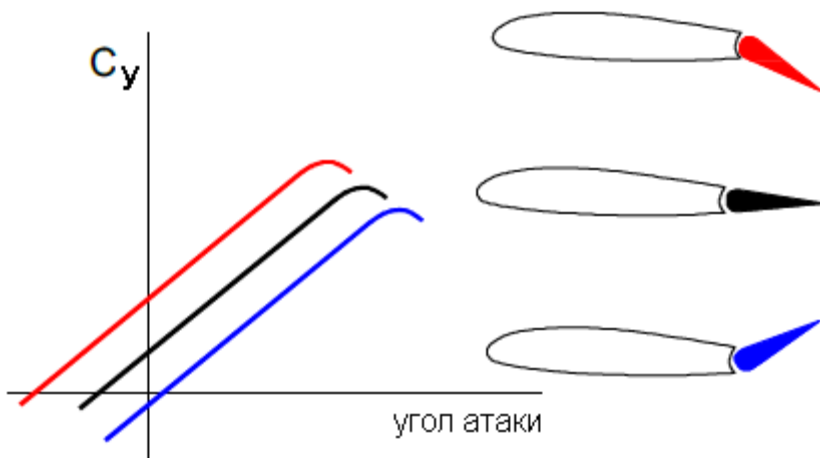
- руль направления, управляющий движением вокруг нормальной оси;
- руль высоты, управляющий движением вокруг поперечной оси;
- элероны, управляющие движением вокруг продольной оси (также используется дифференциальное отклонение интерцепторов).

Одна поверхность может участвовать в управлении по двум осям:

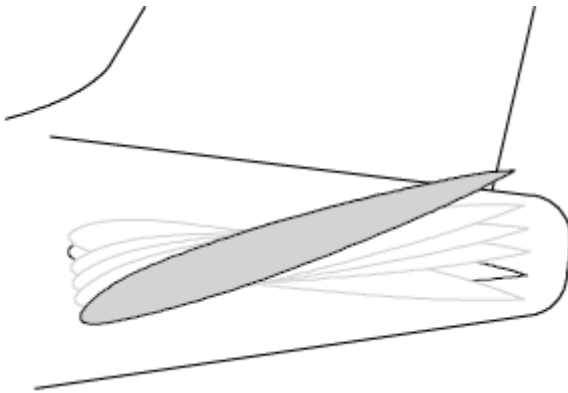
- элевоны – комбинация руля высоты и элеронов;
- руль V-образного оперения, совмещающий функции руля высоты и руля направления;
- дифференциальный стабилизатор. Когда обе половины работают синхронно – управление по тангажу, когда раздельно – по крену.

Управляющий момент создаётся путём создания аэродинамической силы на соответствующей поверхности. Величина этой силы определяется скоростным напором ($\sim V_{\text{пр}}^2$) и углом отклонения поверхности. Управляющую аэродинамическую силу можно создать:

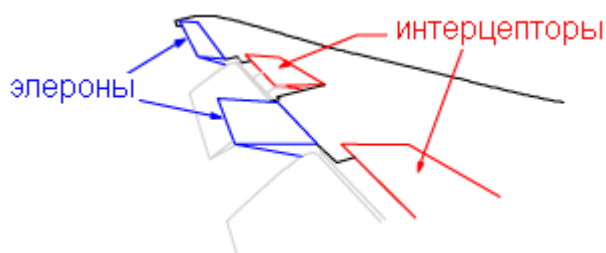
- отклоняя заднюю кромку, что приведёт к изменению кривизны профиля;
- поворачивая всю поверхность целиком;
- уменьшить подъёмную силу и увеличить сопротивление, сорвав поток интерцептором.



При изменении кривизны профиля (крыла, стабилизатора или киля), на нём меняется аэродинамическая сила. На рисунке показано влияние отклонения элерона на коэффициент подъёмной силы секции крыла.



Управляющая аэродинамическая сила может быть создана поворотом всей поверхности целиком. Эта схема часто используется для управления по тангажу с помощью цельноповоротного стабилизатора. Руль высоты в данном случае отсутствует.



Интерцепторы – это устройства для уменьшения подъёмной силы профиля крыла, путём нарушения обтекания над его верхней поверхностью. Они используются для управления по крену, поднимаясь на том полукрыле, где элероны отклоняются вверх, и как воздушные тормоза, поднимаясь на обоих полукрыльях синхронно.

Шарнирные моменты.

Аэродинамическая сила, действующая на управляющую поверхность, стремится повернуть эту поверхность относительно оси вращения в направлении действия силы. Момент этой силы будет равен произведению силы на плечо от центра давления до оси вращения. Этот момент называется шарнирным моментом. Величина силы определяется площадью поверхности, скоростным напором и углом отклонения поверхности.



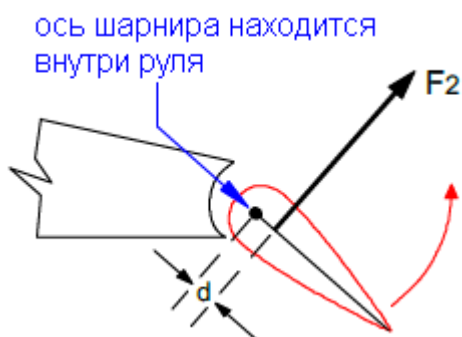
Чтобы отклонить управляющую поверхность на требуемый угол, пилоту необходимо преодолеть шарнирный момент, прилагая усилие к рычагу управления в кабине. Таким образом, величина усилия на рычаге управления определяется шарнирным моментом от руля (для безбустерного управления).

Уменьшение усилий на рычагах управления.

Аэродинамическая сила на управляющей поверхности зависит от площади поверхности, угла отклонения и приборной скорости. На больших и скоростных самолётах аэродинамические силы могут создавать большие шарнирные моменты, которые будет трудно преодолеть лётчику. В этом случае в системе управления устанавливаются гидравлические усилители или используются различные методы уменьшения усилий на рычагах управления аэродинамическими средствами (аэродинамическая компенсация).

Аэродинамическая компенсация.

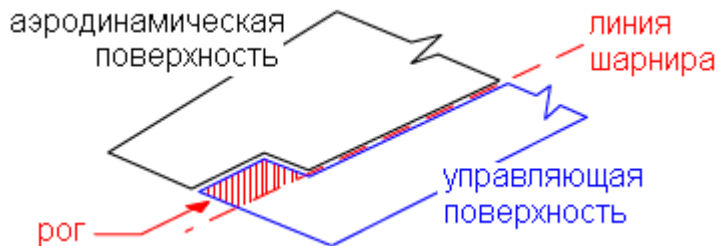
Осевая компенсация.



Если уменьшить расстояние (d), то уменьшается шарнирный момент. Чем меньше шарнирный момент, тем меньше усилия на рычагах управления, и тем легче лётчику отклонять управляющую поверхность. Осевая компенсация не уменьшает эффективность руля, а только уменьшает шарнирный момент.

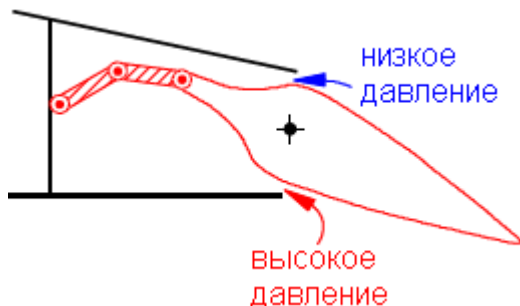
Если точка приложения аэродинамической силы (F_2) окажется вперёди оси шарнира, то наступит «перекомпенсация руля». Шарнирный момент поменяет свой знак, и усилия на рычаге управления сменятся на противоположные. Это очень опасно и конструктор обязан обеспечить, чтобы перекомпенсация руля не возникала во всех ожидаемых условиях эксплуатации самолёта.

Роговая компенсация.



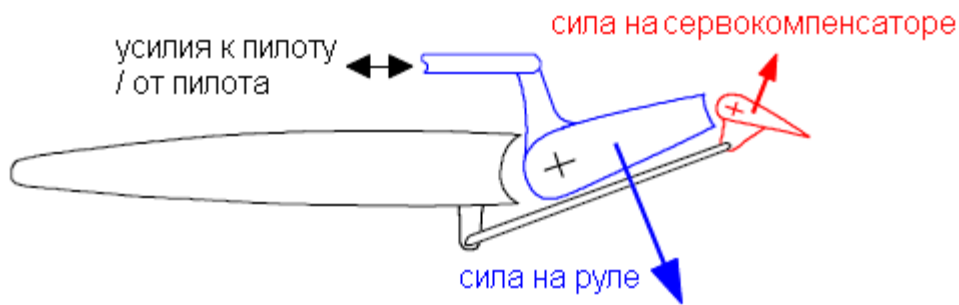
Принцип действия роговой компенсации тот же, что и у осевой компенсации. Аэродинамическая нагрузка на той части управляющей поверхности, которая находится впереди линии шарнира, даёт шарнирный момент, противодействующий шарнирному моменту основной части управляющей поверхности. Таким образом, суммарный шарнирный момент уменьшается, не ухудшая эффективность рулевой поверхности.

Внутренняя компенсация (балансирующая панель).



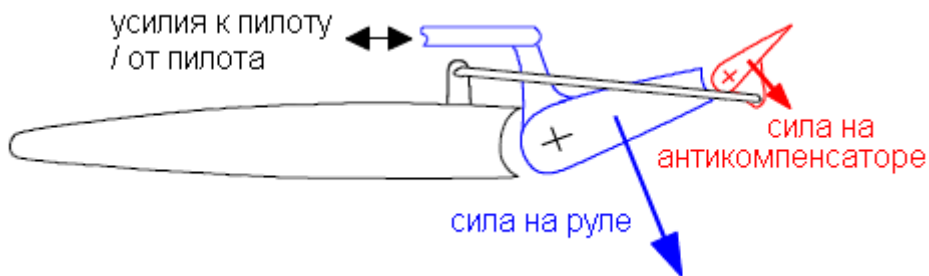
Данное устройство работает на том же принципе, что и осевая компенсация, но зона аэродинамической балансировки находится внутри крыла. Отклонение управляющей поверхности вызывает изменение давления возле поверхности руля. Давление возрастает со стороны отклонения и уменьшается с обратной стороны. Этот перепад давлений действует на панель внутри крыла, шарнирно соединённую с рулевой поверхностью. Шарнирный момент от балансирующей панели противодействует моменту от руля, что уменьшает суммарный шарнирный момент.

Сервокомпенсатор.



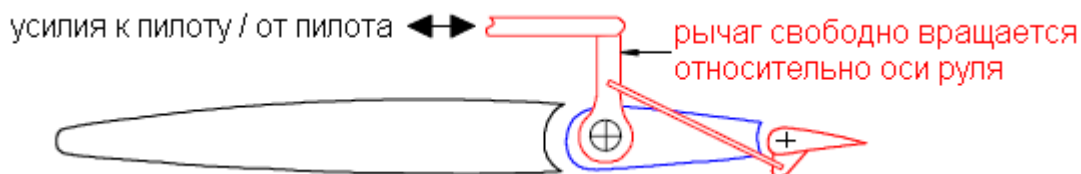
Предыдущие устройства аэродинамической компенсации усилий работали на принципе использования давления скоростного напора на часть управляющей поверхности, расположенную впереди линии шарнира. Сервокомпенсатор работает на принципе использования рычага силы, возникающей на дополнительной поверхности, которая расположена на задней кромке руля и отклоняется в противоположную сторону. Сила на сервокомпенсаторе создаёт момент, противодействующий шарнирному моменту руля. Пилот отклоняет руль, а руль отклоняет сервокомпенсатор. В отличие от предыдущих устройств, сервокомпенсатор немного уменьшает эффективность рулевой поверхности, поскольку сила на сервокомпенсаторе противодействует силе руля.

Антикомпенсатор.



Дополнительная поверхность антикомпенсатора отклоняется в том же направлении, что и управляющая поверхность и увеличивает эффективность руля, но увеличивает шарнирный момент (создает дополнительное усилие на рычаге управления). Пилот отклоняет руль, а руль отклоняет антикомпенсатор.

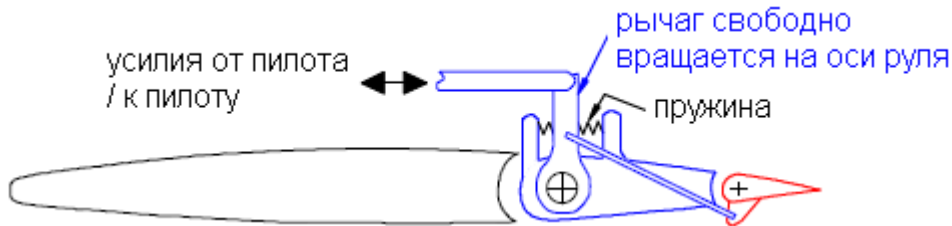
Серворуль, флетнер ([Anton Flettner](#) - немецкий инженер, изобретатель серворуля).



Усилия пилота передаются только на серворуль. Аэродинамическая сила, возникшая на серворуле, приводит в движение всю управляющую поверхность. Руль отклоняется до тех пор, пока не наступит равновесие моментов сил управляющей поверхности и серворуля. Если на управляющие поверхности самолёта установлены трубины, то лётчик этого не определит, отклоняя рычаги управления, поскольку они напрямую не связаны с рулями.

Устаревшие типы скоростных транспортных самолётов (Боинг 707) успешно используют серворули. Основной недостаток серворулей – ухудшение управляемости на малых скоростях.

Пружинный сервокомпенсатор.

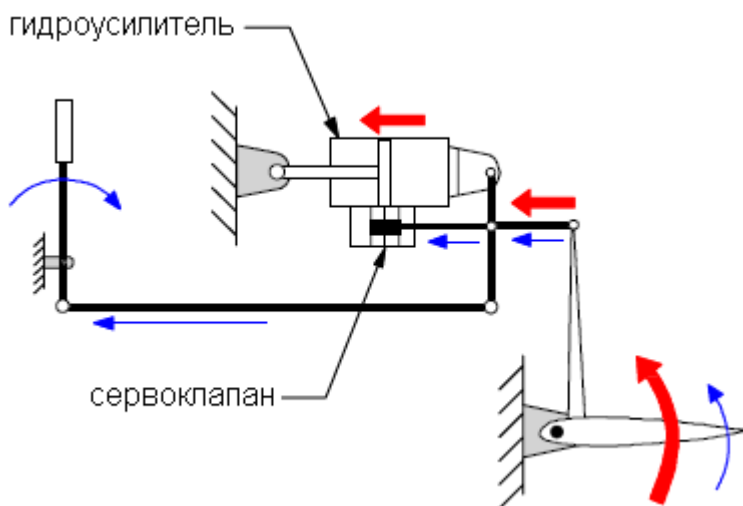


Пружинный сервокомпенсатор - это модификация серворуля, в которой отклонение серворуля пропорционально приложенному усилию от пилота. Тяги управления напрямую связаны с серворулём и имеют связь с управляющей поверхностью посредством предварительно натянутой пружины. На малых приборных скоростях нагрузка на управляющую поверхность невелика. Усилие от пилота не превышает усилие затяжки пружины и она работает как жесткая тяга. Пилот отклоняет управляющую поверхность и серворуль как единое целое, чем повышается эффективность управления. Максимальную помощь пилоту пружинный сервокомпенсатор оказывает на больших приборных скоростях. Высокий скоростной напор противодействует отклонению управляющей поверхности, усилия приложенные пилотом приводят к сжатию пружины, серворуль отклоняется и возникшая на нём сила помогает пилоту отклонить управляющую поверхность.

Включение гидроусилителей в систему управления.

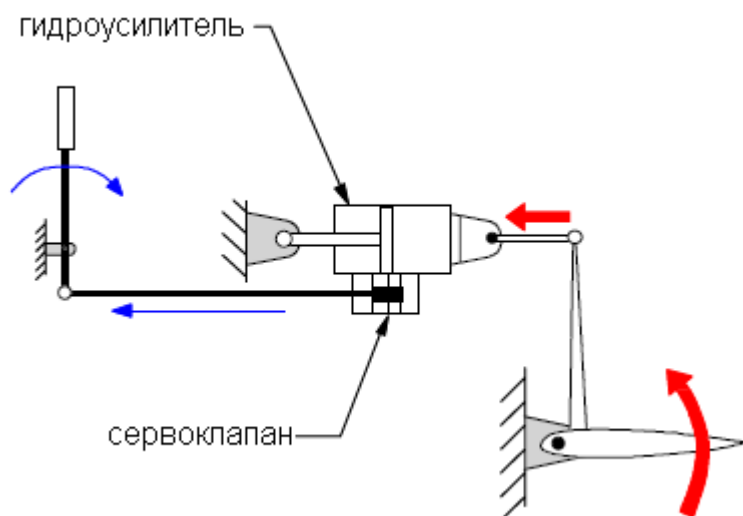
Если рассмотренные выше способы аэродинамической компенсации не обеспечивают приемлемых усилий на рычагах управления, тогда в систему управления включают гидроусилители. Существует два способа включения гидроусилителей – по обратимой и по необратимой схеме.

Подключение гидроусилителя по обратимой схеме.



Как видно из рисунка, чтобы сместить сервоклапан (для приведения в работу гидроусилителя), необходимо на небольшую величину отклонить управляющую поверхность усилием пилота. Таким образом, малую часть шарнирного момента преодолевает пилот, а оставшуюся большую часть преодолевает гидроусилитель. При этом у пилота остаётся натуральное ощущение шарнирного момента от рулей, как и при полностью ручном управлении самолётом.

Подключение гидроусилителя по необратимой схеме.

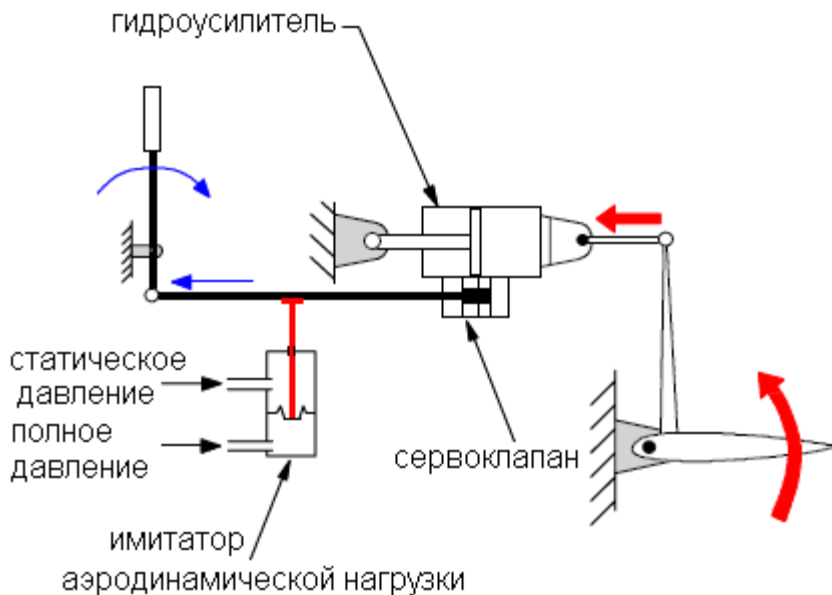


У более больших и / или более скоростных самолётов, шарнирные моменты настолько велики, что требуется применение необратимых гидроусилителей. При этой схеме все усилия от управляющей поверхности замыкаются на гидроусилитель. Чтобы сместить сервоклапан пилоту надо преодолеть только трение проводки управления.

Как показано на рисунке, смещение сервоклапана влево открывает проход для гидрожидкости в левую полость гидроусилителя. Корпус гидроусилителя сместится влево, и это приведет к отклонению управляющей поверхности. Как только корпус гидроусилителя достигнет той позиции, в которую пилот переместил сервоклапан, проход в полости будет перекрыт и движение гидроусилителя вместе с управляющей поверхностью прекратится.

Несжимаемая гидрожидкость будет заперта в полостях гидроусилителя, и будет удерживать руль в неподвижном состоянии, пока пилот снова не переместит сервоклапан. Поскольку аэродинамические нагрузки на рулях не в состоянии переместить рычаги управления в кабине, то такая схема подключения называется необратимой.

Имитация аэродинамической нагрузки на рычагах управления (“Q” feel).



При необратимой системе управления ощущения аэродинамической нагрузки на рычагах управления создаются искусственно, чтобы удержать пилота от непреднамеренного создания больших перегрузок. На рисунке схематично показано устройство, чувствительное к скоростному напору ($\rho V^2 / 2$ или “Q”).

Полное давление поступает в одну полость камеры, а статическое – в другую. Разность давлений, равная скоростному напору, деформирует диафрагму между полостями. Движение диафрагмы регулирует «командное» давление гидрожидкости, которое противодействует отклонению рычага управления пропорционально квадрату приборной скорости. В такой же пропорции растут усилия на рычаге управления при ручном управлении.

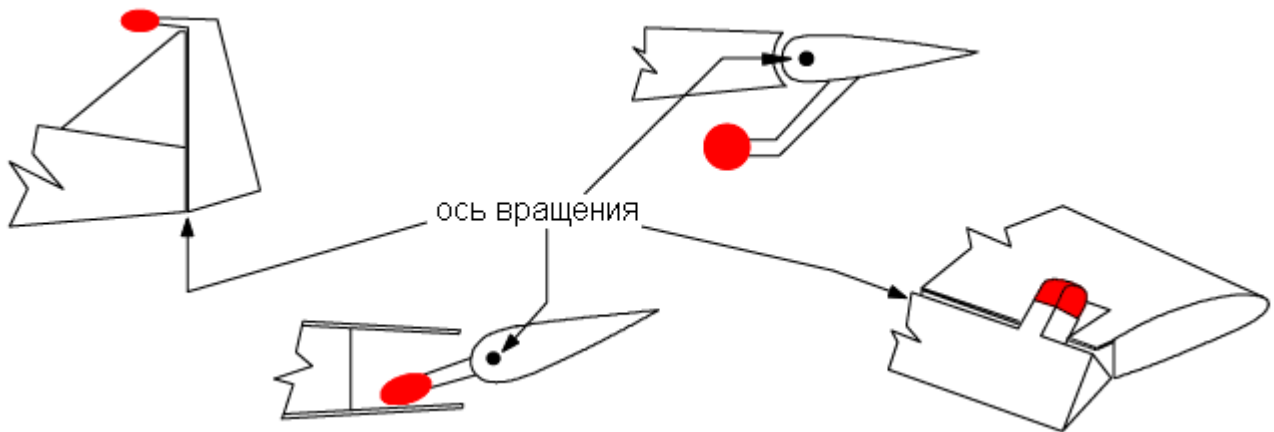
Дополнительно создаётся усилие, возрастающее по мере отклонения рычага управления от нейтральной – имитация возрастания шарнирного момента руля по мере увеличения его отклонения.

Балансировочный груз.

Балансировочный груз - это груз, прикрепленный к рулю впереди оси вращения. Большинство рулей имеют балансировочные грузы. Они устанавливаются для предотвращения флаттера руля. Флаттер руля – это колебания, которые могут произойти из-за изгиба и скручивания конструкции под нагрузкой. Если центр тяжести руля будет сзади оси вращения, то силы инерции вызовут колебания руля вокруг оси вращения. Колебания могут стать расходящимися и привести к разрушению конструкции. Подробное рассмотрение флаттера будет в главе «Ограничения».

Флаттер можно предотвратить, *добавив груз впереди оси вращения руля.* Это смещает центр тяжести руля на ось, или немного вперёд оси вращения.

Таким образом, убирается момент силы инерции относительно оси и предотвращается развитие флаттера.



На рисунке показаны наиболее распространённые способы размещения балансирующего груза.

Продольное управление.

Продольное управление обычно осуществляется рулём высоты или цельноповоротным стабилизатором. Управление должно обеспечить балансировку самолёта во всём диапазоне скоростей при всех разрешённых центровках и конфигурациях и обеспечить необходимый темп изменения тангажа для маневрирования.

Реакция самолёта на отклонение руля высоты.

Представим, что самолёт летит на постоянной скорости и сбалансирован при нулевом угле отклонения руля высоты. Если руль высоты будет отклонён вверх, то на стабилизаторе возникнет прирост силы вниз, что приведёт к увеличению угла тангажа. Когда угол атаки самолёта начнёт увеличиваться, то отрицательный прирост силы на стабилизаторе станет уменьшаться и самолёт достигнет нового положения равновесия. Самолёт будет оставаться на этом угле атаки с рулём высоты, отклонённым в выбранное положение. Если руль высоты вернуть снова в нейтральное положение, то на стабилизаторе возникнет положительный прирост силы, что приведёт к уменьшению угла атаки.

При фиксированной центровке каждому положению руля высоты соответствует определенный угол атаки.

Направление силы на стабилизаторе.

Балансирующий угол отклонения руля высоты зависит от приборной скорости и центровки самолёта. На крейсерской скорости полёта и нормальной центровке руль высоты должен быть близок к нейтральному положению. Сила на стабилизаторе будет направлена вниз, и будет давать кабрирующий момент, балансирующий пикирующий момент от крыла. При увеличении скорости полёта требуемый угол атаки уменьшается, это требует отклонения руля высоты вниз, что уменьшает отрицательную нагрузку на стабилизаторе. И наоборот, при

уменьшении скорости требуемый угол атаки увеличивается, что требует отклонения руля высоты вверх.

При увеличении числа $M > M_{\text{крит}}$, центр давления на крыле смещается назад, увеличивая пикирующий момент, что требует увеличения отрицательной силы на стабилизаторе.

На малой скорости, когда на крыле начинаются срывные явления, центр давления на крыле начинает двигаться вперёд. Крыло с фюзеляжем могут дать кабрирующий момент. В этом случае, для балансировки, на стабилизаторе должна быть сила направленная вверх.

Дополнительный расход руля высоты при манёвре.

При выполнении манёвра с увеличением угла тангажа угол атаки стабилизатора увеличивается из-за угловой скорости вращения самолёта (аэродинамическое демпфирование). Это означает, что требуемый угол отклонения руля высоты будет больше, чем при тех же условиях в горизонтальном полёте. Величина дополнительного расхода руля пропорциональна созданной перегрузке. Располагаемый угол отклонения руля высоты должен обеспечивать достижение предельно-допустимой перегрузки.

Наибольшее отклонение руля высоты требуется во время выравнивания самолёта на посадке в зоне экрана земной поверхности при предельно передней центровке.

Влияние обледенения на стабилизаторе.

Профиль стабилизатора обычно симметричный, поскольку в полёте на нём может возникать сила направленная как вниз, так и вверх. Угол установки стабилизатора всегда меньше, чем у крыла. Это помогает сохранить безотрывное обтекание стабилизатора при срыве потока с крыла, и этим обеспечить управляемость самолёта на сваливании. Обычно стабилизатор работает в зоне скоса потока от крыла, что уменьшает его местный угол атаки (величина отрицательного угла увеличивается). В стандартных условиях полёта стабилизатор находится на отрицательных углах атаки, создавая нисходящую силу для балансировки. Если на передней кромке стабилизатора образуется лёд, то угол сваливания стабилизатора уменьшается. Это может привести к срыву потока со стабилизатора, особенно в условиях увеличения скоса потока при выпуске закрылков. При срыве на стабилизаторе возникает пикирующий момент, который не всегда возможно парировать (особенно на малой высоте).

Поперечное управление.

Управление по крену обычно производится элеронами, интерцепторами или их комбинацией. Основным критерий поперечного управления – получение достаточной угловой скорости крена.

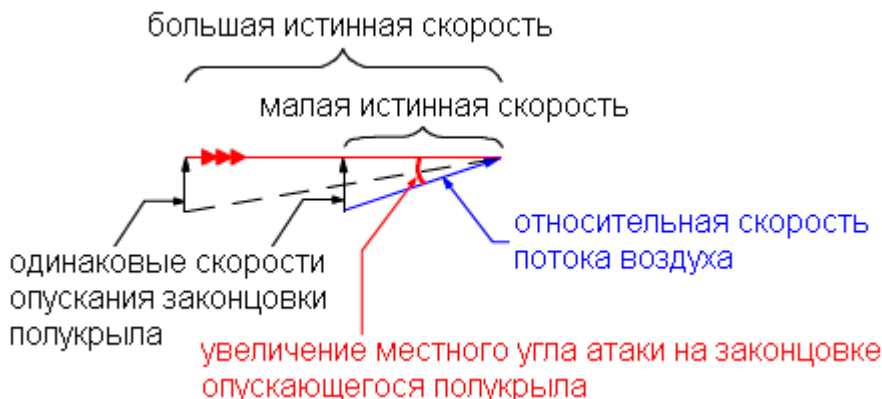
Во время стоянки самолёта, при нейтральном штурвале, оба элерона, как правило, отклонены немного вниз относительно задней кромки крыла («зависание элеронов»). В полёте, под действием зоны разрежения над крылом, элероны «всплывают» и становятся в один уровень с задней кромкой. Это позволяет уменьшить лобовое сопротивление самолёта.

Влияние отклонения элеронов, аэродинамическое демпфирование.

В полёте без скольжения при нейтральных элеронах подъёмные силы обоих полукрыльев одинаковы. Если колесо штурвала повернуть влево, то левый элерон отклонится вверх, а

правый – вниз. Поднятый элерон уменьшит подъёмную силу на левом полукрыле, а опущенный – увеличит её на правом полукрыле. За счёт разности подъёмных сил возникнет кренение.

Нисходящее движение полукрыла приводит к увеличению местного угла атаки. Это увеличивает подъёмную силу опускающегося крыла, противодействуя кренению. На правом полукрыле происходит обратный процесс. Данный процесс называется аэродинамическим демпфированием. Чем больше скорость вращения, тем больше демпфирование.



На рисунке показано, как влияет истинная скорость на демпфирование. Чем больше скорость, тем меньше изменение угла атаки при одинаковой угловой скорости по крену.

Разница подъёмных сил полукрыльев при отклонении элеронов зависит от приборной скорости, а аэродинамическое демпфирование зависит от истинной скорости. При наборе высоты на постоянной приборной скорости (истинная скорость растёт), демпфирование уменьшается и, следовательно, располагаемая угловая скорость крена будет возрастать.

В отличие от руля высоты, который задаёт угол атаки, *отклонение элеронов задаёт угловую скорость крена*, а не крен.

Влияние размаха крыльев на угловую скорость крена.

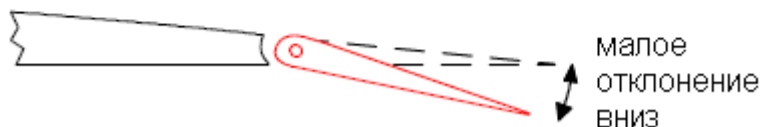
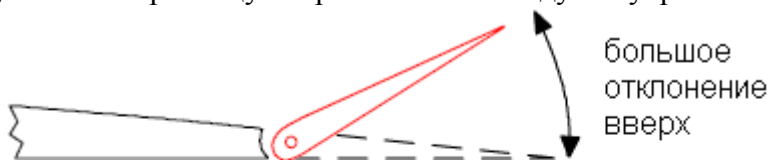
При одинаковой угловой скорости вращения окружная скорость законцовок крыла будет больше у крыла большего размаха. Поэтому демпфирование будет сильнее. При прочих равных условиях самолёт с меньшим размахом крыльев будет иметь больше располагаемую угловую скорость крена.

Вредный момент рысканья от элеронов.

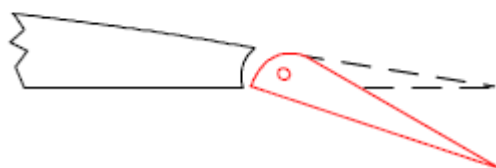
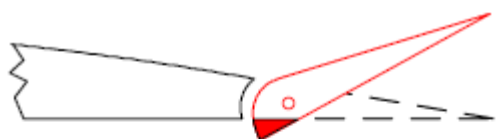
Опускающийся элерон увеличивает подъёмную силу полукрыла, что увеличивает его индуктивное сопротивление. На противоположном полукрыле индуктивное сопротивление падает. Разность сопротивлений даёт момент рысканья, создающий скольжение, кренящий момент от которого противодействует созданию крена. Например, при создании крена влево возникает момент рысканья вправо, дающий момент крена от поперечной устойчивости вправо.

Уменьшение вредного момента рыскания от элеронов.

Дифференциальное отклонение элеронов. Проводка управления элеронами отклоняет поднимающийся элерон на больший угол, чем опускающийся элерон. Это увеличивает сопротивление поднимающегося элерона и уменьшает сопротивление опускающегося, что уменьшает разницу сопротивлений между полукрыльями.



Элероны Фрайза.



Элероны Фрайза имеют асимметричную переднюю кромку. Передняя кромка поднимающегося элерона выступает за пределы нижней поверхности крыла, создавая дополнительное сопротивление. Передняя кромка опускающегося элерона остается в пределах профиля крыла, что даёт меньшее сопротивление.

Связь элеронов с рулём направления.

В данной системе отклонение элеронов вызывает автоматическое отклонение руля направления, противодействующее вредному моменту рыскания от элеронов.

Интерцепторы-элероны.

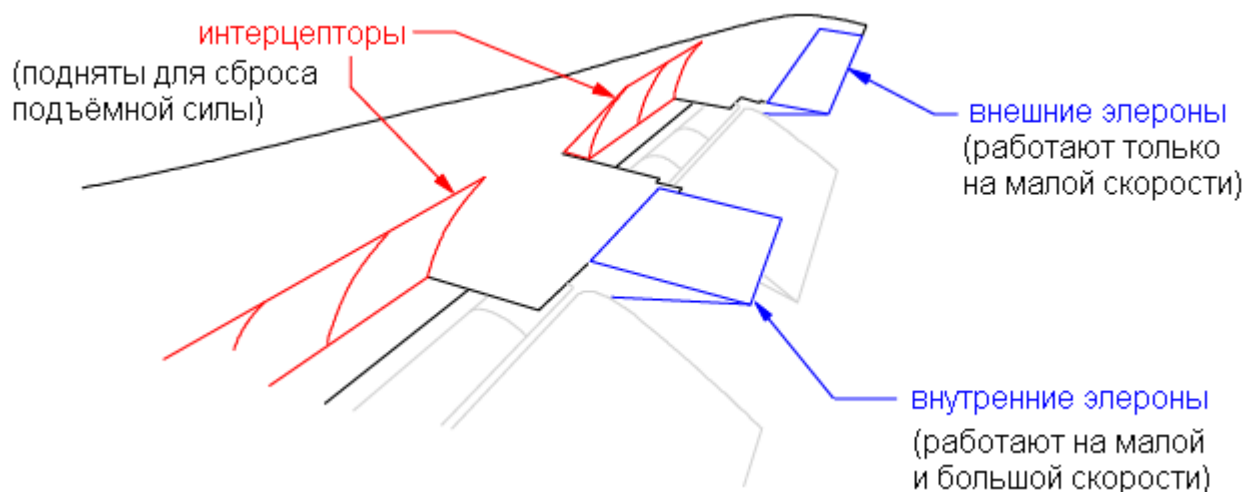
Если интерцепторы используются совместно с элеронами для управления самолётом по крену (интерцепторы-элероны), то они уменьшают вредный момент рыскания от элеронов, поскольку интерцептор-элерон поднимается на полукрыле с поднятым элероном, что приводит к благоприятному увеличению сопротивления опускающегося полукрыла.

Внутренние элероны. Реверс элеронов.

Обычно элероны расположены вблизи законцовок крыла, на максимальном плече от центра тяжести, что даёт наибольший момент крена. При этом также элерон создаёт максимальный скручивающий момент для конструкции крыла. Например, элерон, отклонённый вниз, стремится приподнять заднюю кромку крыла. Поскольку крыло имеет гибкую конструкцию, то законцовка крыла закручивается на уменьшение угла атаки. Это уменьшает эффективность элеронов. При увеличении приборной скорости закрутка крыла усиливается и может наступить момент, когда уменьшение угла атаки законцовки, от опускающегося элерона, приведёт к уменьшению суммарной подъёмной силы полукрыла. Это даст кренящий момент противоположный тому, что хочет получить пилот. Данное явление называется реверсом элеронов.

Чтобы уменьшить скручивание крыла элеронами, их размещают ближе к корню крыла. Это уменьшает эффективность элеронов, особенно на малых скоростях.

Для устранения этого недостатка на самолёте могут быть установлены две секции элеронов – внешние и внутренние. Внешние элероны включаются в работу только на малых скоростях, когда кручение крыла слабое, а внутренние элероны работают всё время, не создавая больших нагрузок на крыло. Обычно отключение внешней секции элеронов происходит при уборке закрылков.



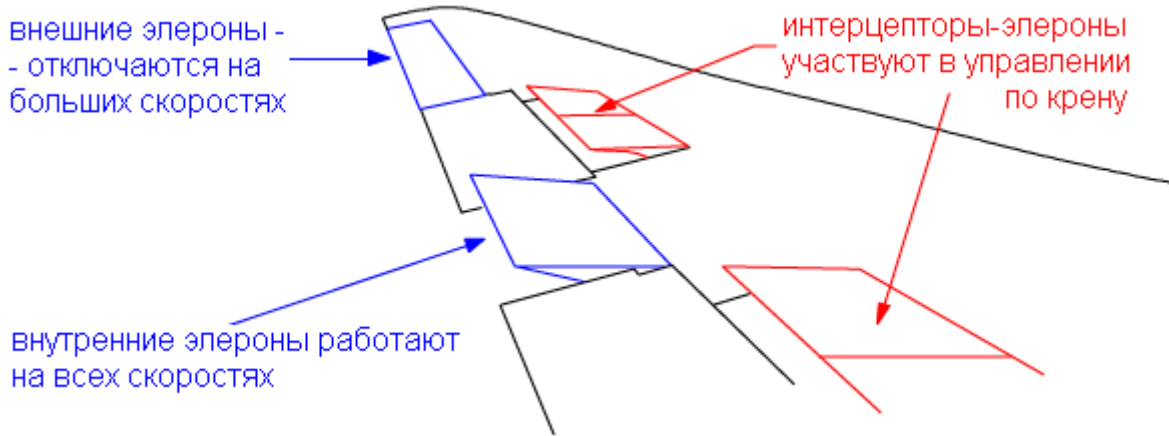
Флапероны.

Закрылки и элероны вместе занимают заднюю кромку крыла. Для улучшения взлётно-посадочных характеристик закрылки должны быть как можно больше, а для получения хороших угловых скоростей крена элероны должны быть как можно больше. Поскольку пространство ограничено, то одно из решений – это симметрично опускать оба элерона в помощь закрылкам. Такие элероны называются флапероны или зависающие элероны. Управление по крену осуществляется дифференциальным отклонением элеронов из опущенного («зависшего») положения.

Другое решение – использовать подвижные поверхности закрылков, как по прямому назначению, так и для поперечного управления.

Использование интерцепторов для поперечного управления.

Интерцепторы-элероны могут использоваться для поперечного управления в дополнение или вместо элеронов. Интерцепторы-элероны, это панели, шарнирно прикреплённые передней кромкой к верхней поверхности крыла, которые могут подниматься и опускаться гидравлическими рулевыми приводами. Поднятый интерцептор-элерон возмущает воздушный поток над крылом и уменьшает подъёмную силу.



Для управления по крену интерцептор-элерон поднимается на полукрыле с поднятым элероном. На противоположном полукрыле интерцептор-элерон остается прижатым к поверхности. В отличие от элеронов, интерцепторы-элероны не могут увеличивать подъёмную силу. Поэтому поперечное управление с помощью интерцепторов-элеронов всегда ведёт к потере подъёмной силы. Тем не менее, интерцепторы-элероны имеют несколько преимуществ, по сравнению с элеронами:

- отсутствует вредный момент рысканья. Поднятый интерцептор-элерон увеличивает сопротивление идущего вниз полукрыла, что создаёт момент рысканья в сторону создаваемого крена.
- уменьшается скручивающий момент крыла. Точка приложения аэродинамической силы, возникающей при отклонении интерцептора-элерона, (в сравнении с элероном) находится ближе к передней кромке, что уменьшает крутку крыла.
- на трансзвуковых скоростях эффективность интерцепторов-элеронов не уменьшается при возникновении волнового срыва потока.
- интерцепторы-элероны не входят во флаттер.
- интерцепторы-элероны не занимают заднюю кромку, которая может быть использована для закрылков.

Совместное использование элеронов и интерцепторов-элеронов.

Использование одних только интерцепторов-элеронов для поперечного управления встречается редко. Чаще всего они используются совместно с элеронами. Использование одних только элеронов не позволяет получить требуемые угловые скорости крена на малых скоростях, а на больших скоростях они могут быть причиной чрезмерной крутки крыла и теряют эффективность при образовании волнового срыва потока над крылом. Интерцепторы-элероны используются для повышения располагаемой угловой скорости крена, при этом они могут использоваться не во всём диапазоне скоростей. На некоторых самолётах интерцепторы-элероны используются в управлении по крену только на малых скоростях (при выпущенных закрылках).

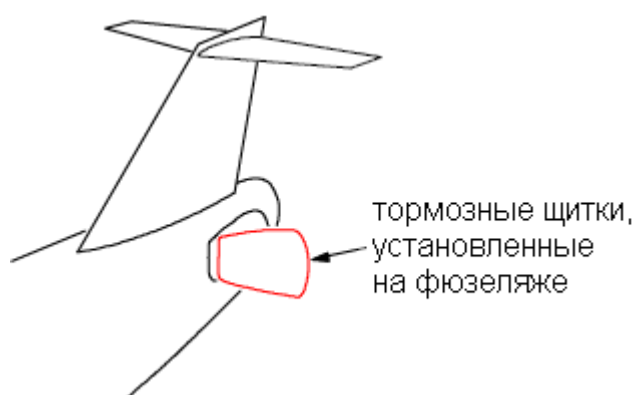
Движение рычага поперечного управления в кабине передаётся на распределительное устройство, которое поднимает интерцептор-элерон на полукрыле с поднятым элероном и оставляет в прижатом положении интерцептор-элерон на полукрыле в опущенном элероном.

Аэродинамические тормоза.

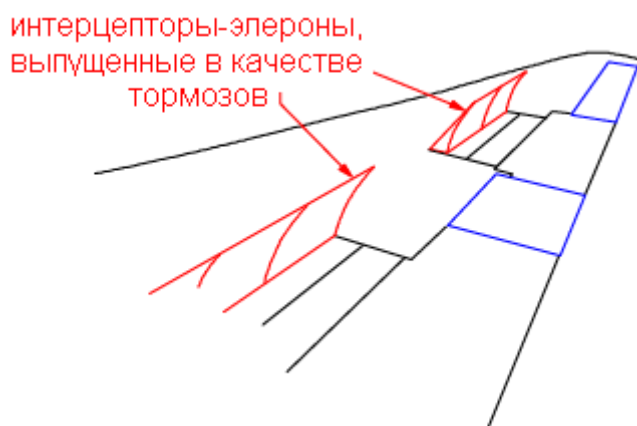
Аэродинамические тормоза – это устройства, увеличивающие сопротивление самолёта, когда требуется быстрое уменьшение скорости или быстрое снижение. Быстрое торможение может потребоваться при попадании в зону турбулентности на высокой скорости, чтобы установить рекомендуемую скорость для полёта в условиях болтанки как можно быстрее. Быстрое снижение может потребоваться для выполнения требований службы управления воздушным движением, и, особенно, для аварийного снижения.

Типы аэродинамических тормозов.

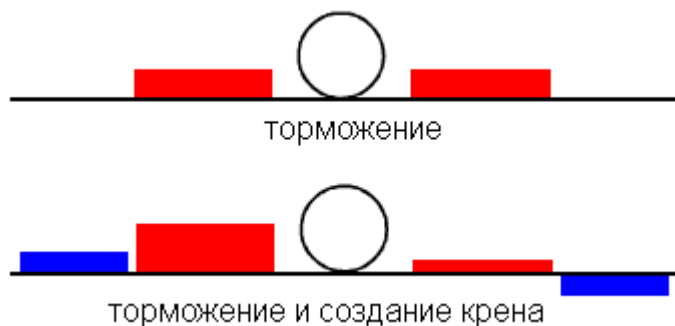
В идеале, аэродинамические тормоза должны повышать сопротивление самолёта, не уменьшая подъёмной силы и не создавая моментов по тангажу. Лучше всего данным требованиям соответствуют тормозные щитки, расположенные на фюзеляже.



Тем не менее, поскольку интерцепторы-элероны увеличивают сопротивление, их удобно использовать в качестве аэродинамических тормозов. При выполнении этой функции интерцепторы-элероны управляются отдельным рычагом в кабине и выпускаются симметрично.



Интерцепторы-элероны в функции аэродинамических тормозов, как правило, разрешается использовать вплоть до V_{MO} / M_{MO} , хотя возможно ограничение величины их выпуска на больших скоростях. Выпущенные в качестве тормозов, интерцепторы-элероны продолжают участвовать в поперечном управлении самолётом, отклоняясь асимметрично относительно выпущенного положения.



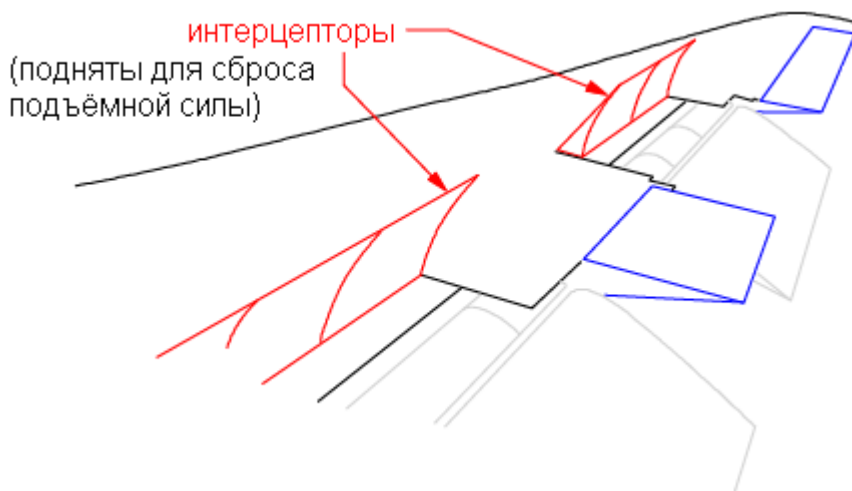
Пример изображен на рисунке. Сначала интерцепторы-элероны выпущены для торможения, а затем начато создание крена влево. При этом интерцептор-элерон на полукрыле с поднятым элероном остался в поднятом положении или поднялся ещё выше, в зависимости от степени выпуска тормозов и отклонения рычага управления по крену. А интерцептор-элерон на полукрыле с опущенным элероном приспустился или убрался полностью (в зависимости от тех же факторов).

Влияние аэродинамических тормозов на наивыгоднейшую скорость.

Лобовое сопротивление, создаваемое аэродинамическими тормозами является профильным, поэтому оно не только увеличивает общее сопротивление, но и уменьшает наивыгоднейшую скорость. Это улучшает устойчивость по скорости при полёте на малых скоростях.

Тормозные интерцепторы.

Во время пробега после посадки в торможении самолёта участвуют сила лобового сопротивления, тяга двигателя на реверсе и сила торможения колёс. Эффективность торможения колёс зависит от сил реакции опор шасси, которые определяются разностью между силой тяжести и подъёмной силой. Подъёмная сила может быть уменьшена подъёмом интерцепторов на полный угол отклонения.



При этом одновременно увеличивается сила сцепления колёс с покрытием ВПП и лобовое сопротивление, что уменьшает длину пробега. На многих самолётах, при торможении на земле используются дополнительные секции интерцепторов (тормозные интерцепторы), которые не работают в полёте. Тормозные интерцепторы отключаются из работы, когда датчики на шасси индицируют положение самолёта «в воздухе».

Путевое управление.

Путевое управление самолётом осуществляется с помощью руля направления. Также руль направления требуется, для:

- сохранения путевой управляемости самолёта при асимметрии тяги;
- устранения бокового смещения при боковом ветре на взлёте и посадке;
- устранения вредного момента рысканья элеронов;
- вывода самолёта из штопора;
- компенсации крутящего момента винта на одномоторных винтовых самолётах.

Влияние отклонения руля направления.

Если руль направления отклонить влево, это вызовет рыскание (поворот носа самолёта) влево. Соответственно возникнет скольжение с правой стороны, которое будет вызывать на киле боковую силу, стремящуюся развернуть нос вправо. По мере увеличения угла скольжения эта сила будет увеличиваться, пока не сбалансирует боковую силу от руля направления. Далее самолёт будет сохранять возникший угол скольжения, пока руль направления не будет перемещён в новое положение. Если руль направления вернуть в нейтральное положение, то самолёт вернётся к первоначальному состоянию с нулевым скольжением. Таким образом, каждому положению руля направления соответствует свой угол скольжения.

Срыв потока с кия.

Угол скольжения является углом атаки для кия. Так же, как и любая другая поверхность, киль имеет свой критический угол возникновения срыва потока. Если руль направления отклонён для противодействия возникшему скольжению (в сторону скольжения), то

критический угол скольжения уменьшается (аналогично влиянию закрылка на критический угол атаки крыла).



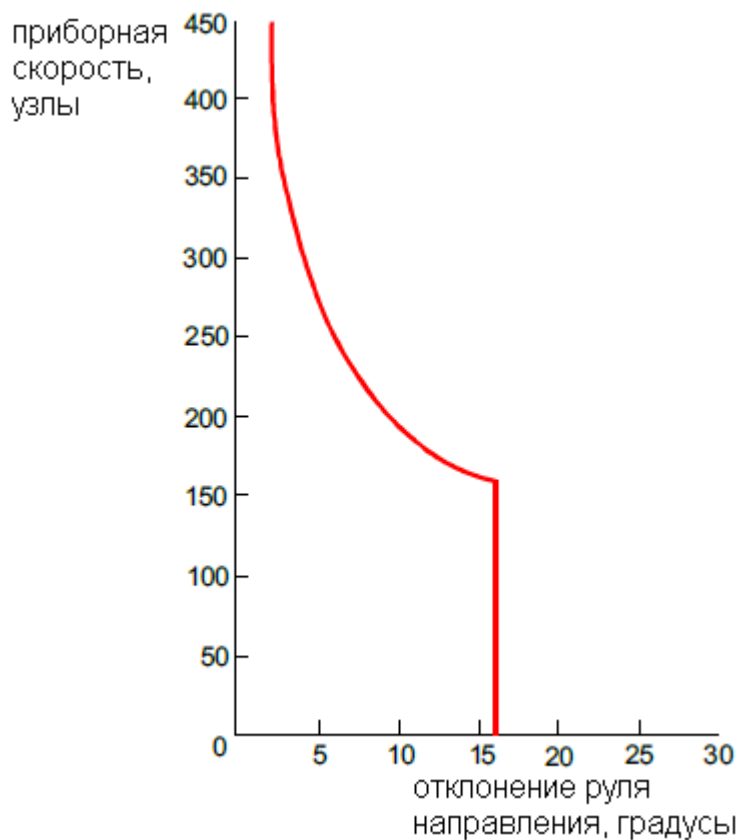
Угол срыва потока с аэродинамической поверхности зависит от её удлинения. Угол срыва потока с кия может быть увеличен путём уменьшения его удлинения, чего добиваются установкой надфюзеляжного гребня (форкиля).

Полёт с несимметричной тягой.

При отказе одного из двигателей на двухдвигательном самолёте, тяга работающего двигателя создаёт момент рысканья. Этот момент должен быть компенсирован отклонением руля направления. Поскольку сила, возникающая на руле, пропорциональна квадрату скорости, то существует минимальная скорость, на которой эффективность руля направления достаточна для компенсации момента от двигателя. Это минимальная скорость управления самолётом - V_{MC} (minimum control speed).

Ограничитель угла отклонения руля направления.

При прямой механической системе управления полному отклонению педали соответствует полное отклонение руля направления. При полёте на малых скоростях могут потребоваться большие углы отклонения руля направления, но если лётчик непреднамеренно полностью отклонит руль направления на большой скорости, то конструкция самолёта получит чрезмерную нагрузку. Чтобы избежать такой ситуации в систему путевого управления включают устройство, ограничивающее угол отклонения руля направления, соответствующий полному отклонению педали.



Данное ограничение может вводиться ступенчато, на определённой скорости, или плавно пропорционально приборной скорости полёта.

Перекрёстные связи.

Обычно отклонение руля должно создавать управляющий момент относительно определённой оси самолёта, но при этом возможно возникновение момента относительно другой оси. Данные перекрёстные связи обычно возникают у моментов крена и рыскания.

Момент рыскания при создании крена.

Кренящий момент обычно создаётся отклонением элеронов. Как уже было рассмотрено, при этом создаётся вредный момент рыскания из-за разности лобовых сопротивлений полукрыльев. Индуктивное сопротивление повышается на полукрыле с опущенным элероном (поднимающееся вверх), самолёт начинает скользить на опускающееся полукрыло и момент поперечной устойчивости начинает препятствовать созданию крена.

Кренящий момент при движении рыскания.

Когда самолёт вращается относительно нормальной оси влево, то правое полукрыло имеет большую скорость, чем левое и, поэтому, создаёт большую подъёмную силу. Разница подъёмных сил создаёт кренящий момент влево. Этот момент называется спиральным моментом крена.

Когда руль направления отклонён влево (для отклонения носа самолёта влево), то на киле создаётся боковая сила, направленная вправо. Поскольку центр давления киля находится выше центра тяжести, то создаётся кренящий момент вправо. Обычно этот момент очень мал, но при высоком киле он может создавать неблагоприятное кренение. Для устранения этого эффекта может использоваться взаимосвязь системы управления рулём направления и элеронами, автоматически отклоняющая элероны, для противодействия кренению, возникающему при отклонении руля направления.

Триммирование.

Самолёт стриммирован, когда он сохраняет высоту и скорость полёта при нулевых усилиях на рычагах управления. Если для балансировки требуется отклонение управляющей поверхности, то для её удержания в заданном положении пилоту необходимо прикладывать усилие к рычагу управления. Затем это усилие можно уменьшить до нуля, используя механизм триммирования.

Потребность в триммировании усилий по тангажу возникает при:

- изменении скорости;
- изменении тяги двигателей;
- перемещении центра тяжести.

Триммирование по рысканию требуется при:

- несимметричной тяге двигателей;
- при изменении крутящего момента воздушного винта.

Потребность в триммировании по крену возникает реже и бывает связана с асимметрией самолёта или боковым перемещением центра тяжести.

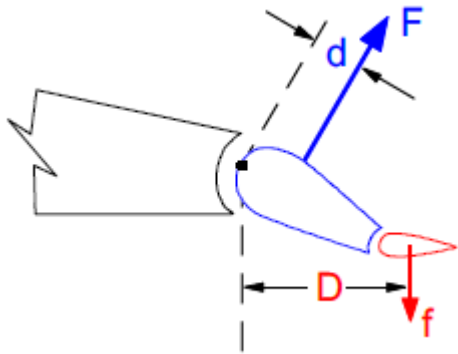
Методы триммирования.

Основные методы триммирования:

- отклонение аэродинамического триммера;
- отклонение управляемого стабилизатора;
- смещение пружины;
- смещение центра тяжести;
- смещение нуля в механизме триммерного эффекта (при бустерном управлении).

Аэродинамический триммер.

Аэродинамический триммер – это маленькая отклоняемая поверхность, расположенная на задней кромке управляющей поверхности. Её отклонение производится с помощью колеса или нажимного электрического выключателя, расположенного в пилотской кабине и отклоняемого в сторону противоположную давящему усилию на рычаге управления. Чтобы удерживать управляющую поверхность в отклонённом положении, триммер отклоняется в противоположную сторону до тех пор, пока шарнирный момент триммера не уравновесит шарнирный момент управляющей поверхности.

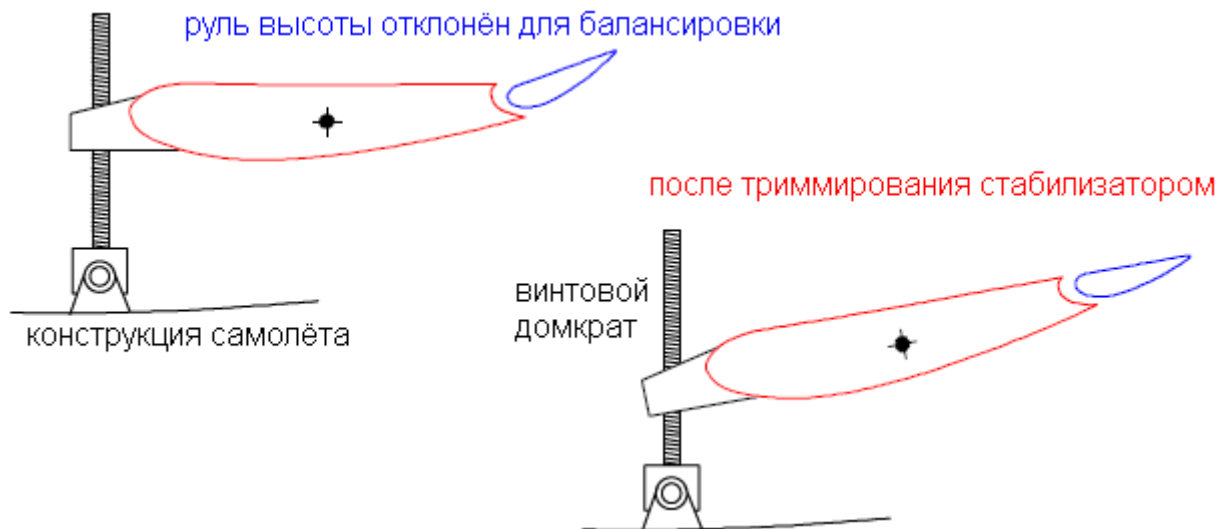


На рисунке показано, что момент ($f \times D$) от триммера противодействует моменту ($F \times d$) от управляющей поверхности. Когда эти моменты сравняются, поверхность будет находиться в состоянии равновесия и усилия на рычаге управления будут равны нулю. Отклонение триммера немного уменьшает силу, возникающую на управляющей поверхности.

Неподвижные триммеры.

Совместно с управляемыми триммерами могут устанавливаться неподвижные в полёте триммеры. Они регулируются на земле для компенсации асимметрии самолёта и обычно устанавливаются на элеронах и руле направления. Принцип их работы такой же, как у управляемых триммеров.

Управляемый стабилизатор.



Данная система триммирования может использоваться, как при ручном, так и при бустерном управлении. Для триммирования самолёта меняется угол наклона стабилизатора до тех пор, пока сила на стабилизаторе не станет равной силе, которая до этого была на руле высоты. В процессе перекладки стабилизатора отклонение руля высоты плавно уменьшается практически до нуля, чем обеспечивается сохранение балансировки самолёта. По окончании триммирования усилие на рычаге управления станет равным нулю.

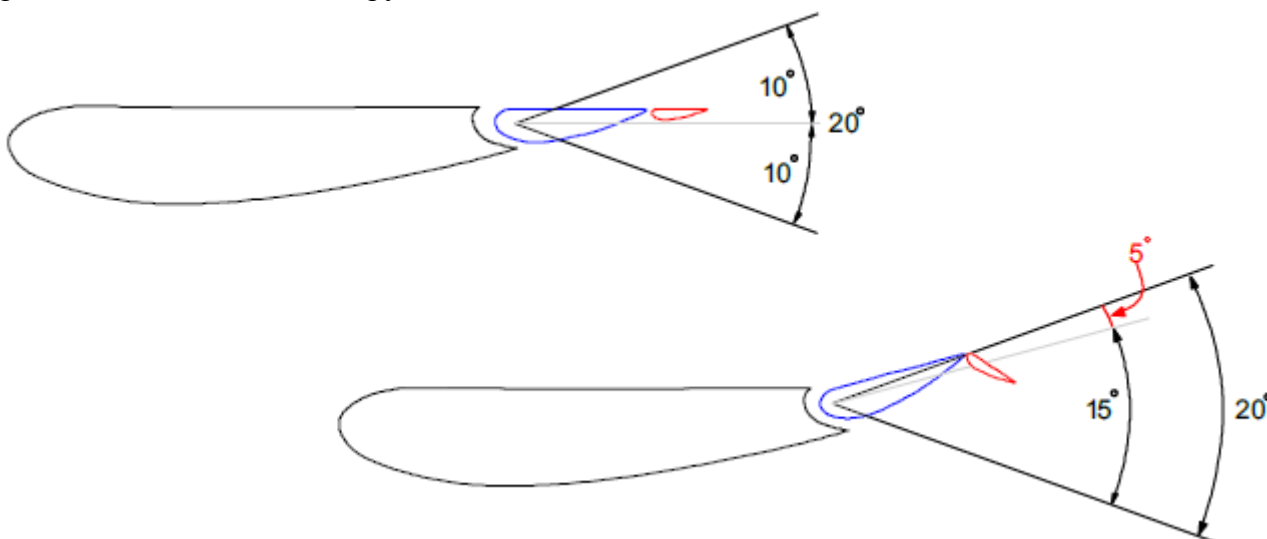
Основные преимущества такого вида триммирования:

- меньше лобовое сопротивление в стриммированном положении, поскольку отклонение руля высоты близко к нулю;
- триммирование не уменьшает располагаемый ход руля высоты, поскольку руль высоты практически не отклоняется при триммировании;
- данный вид триммирования очень эффективный и позволяет триммировать самолёт в большем диапазоне центровок и скоростей;

Основным недостатком системы является её сложность и большой вес по сравнению с обычной системой триммирования.

Требуемое положение стабилизатора для взлёта зависит от положения центра тяжести и указывается в руководстве по лётной эксплуатации самолёта. Очень важно соблюдать правильную установку стабилизатора перед взлётом, поскольку чрезмерная установка стабилизатора на кабрирование может привести к резкому подъёму носа самолёта и удару хвостом о ВПП, а установка на пикирование – к очень большим тянущим усилиям на штурвале при создании взлётного положения и, как следствие, к увеличению взлётной дистанции.

На рисунке показано, как триммирование самолёта аэродинамическим триммером уменьшает располагаемый запас хода руля высоты.



При передней центровке и/или на малой скорости для балансировки самолёта требуется отклонение руля высоты вверх (штурвал на себя). Так если руль высоты имеет запас хода $\pm 10^\circ$, то в данном случае запас хода руля на кабрирование уменьшается до 5° . Если триммирование выполнять стабилизатором, то запас хода руля не уменьшится.

Смещение пружины.

В данной системе триммирования усилие с рычага управления снимают путём регулирования натяжения пружины. Аэродинамический триммер не требуется.

Смещение центра тяжести.

При балансировке и триммировании самолёта с помощью отклонения аэродинамических поверхностей лобовое сопротивление самолёта повышается. Потребные балансировочные

отклонения органов управления могут быть уменьшены при смещении центра тяжести самолёта. Таким образом, уменьшается сопротивление самолёта и увеличивается дальность полёта. Обычно перемещение центра тяжести осуществляется перекачкой топлива между топливными баками в носовой и хвостовой части фюзеляжа.

Механизм триммерного эффекта.

Если в системе управления установлены необратимые гидроусилители, то шарнирный момент от управляющих поверхностей на рычаги управления не передаётся. В этом случае, усилия на рычагах создаются искусственно механизмами загрузки, чтобы пилот мог по усилию ощущать, насколько отклонена управляющая поверхность. В данных механизмах есть функция триммерного эффекта, позволяющая изменять положение проводки управления, соответствующее нулевым усилиям на рычаге.

**Сводная таблица.
Механизмы уменьшения усилий на рычагах управления.**

Тип	Чем вызывается отклонение	Сторона отклонения относительно рулевой поверхности	Влияние на усилия на рычаге управления	Влияние на эффективность управления
Сервокомпенсатор	Рулевой поверхностью	Противоположная	Уменьшает	Уменьшает
Антисервокомпенсатор	Рулевой поверхностью	В ту же сторону	Увеличивает	Увеличивает
Серворуль	Пилотом через проводку управления	Противоположная	Уменьшает	Уменьшает
Пружинный сервокомпенсатор	Пилотом через проводку управления (на больших скоростях)	Противоположная (на больших скоростях)	Уменьшает (на больших скоростях)	Уменьшает (на больших скоростях)
Аэродинамический триммер	Системой управления триммером	Противоположная	Уменьшает до нуля	Уменьшает

Глава 12 Механика полёта

Введение

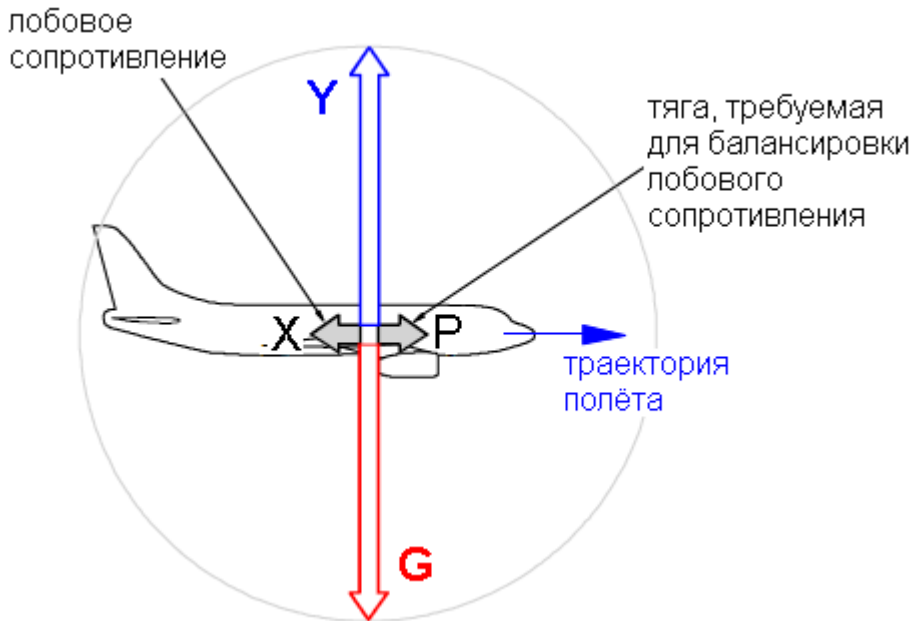
Механика полёта изучает силы, действующие на самолёт в полёте, и реакцию самолёта на действие этих сил.

Для того чтобы самолёт двигался равномерно и прямолинейно должны быть соблюдены следующие условия:

- сумма всех сил, направленных вверх, должна быть равна сумме всех сил, направленных вниз,
- сумма всех сил, направленных вперёд, должна быть равна сумме всех сил, направленных назад, и
- сумма всех моментов должна быть равна нулю.

При соблюдении этих условий самолёт будет находиться в состоянии равновесия.

Равномерный прямолинейный горизонтальный полёт.



В прямолинейном горизонтальном полёте на самолёт действуют четыре силы – подъёмная сила, сила тяжести, тяга и лобовое сопротивление.

Сила тяжести приложена в центре тяжести и направлена вертикально вниз. Силу тяжести также называют весом самолёта.

Подъёмная сила приложена в центре давления (СР), расположена в плоскости симметрии самолёта и направлена под прямым углом к траектории полёта (направлению набегающего потока воздуха).

В данной главе примем, что тяга направлена вперёд по направлению траектории полёта (хотя это не совсем верно), а лобовое сопротивление – в противоположную сторону.

Условием равномерного горизонтального полёта является равновесие данных сил.

Подъёмная сила должна быть отрегулирована для соответствия текущему весу самолёта, а тяга двигателя подобрана для компенсации лобового сопротивления.

Аэродинамическое качество (отношение подъёмной силы к лобовому сопротивлению) у современных самолётов находится в диапазоне от 10 до 20. То есть подъёмная сила в 10 – 20 раз больше лобового сопротивления.

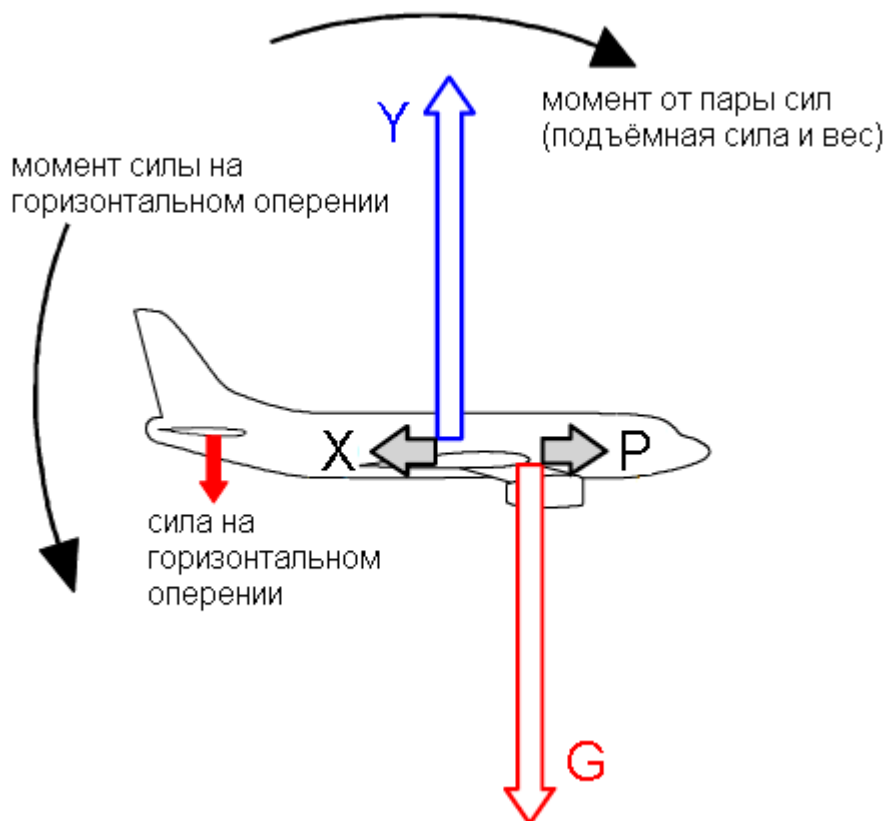
Линии действия сил тяги и лобового сопротивления находятся вблизи друг друга, поэтому момент, создаваемый этой парой сил очень мал и в данном случае не рассматривается.

Расположение центров давления и тяжести меняется в процессе полёта. Центр давления перемещается вперёд при увеличении угла атаки, а центр тяжести перемещается из-за выработки топлива, перемещения пассажиров и грузов по салону. Обычно, центр давления

находится впереди центра тяжести на малых скоростях, давая кабрирующий момент, и сзади центра тяжести на больших скоростях, давая пикирующий момент.

Горизонтальное оперение.

Горизонтальное оперение (стабилизатор и руль высоты) предназначено для создания силы необходимой для балансировки моментов тангажа, возникающих от перемещения центров давления и тяжести.

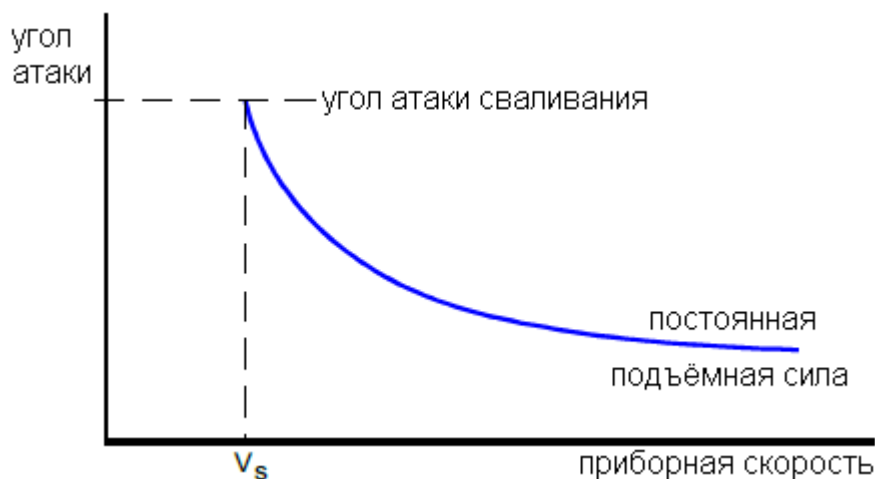


В нормальном крейсерском полёте центр давления находится позади центра тяжести, поэтому горизонтальное оперение создаёт силу, направленную вниз (см. рисунок).

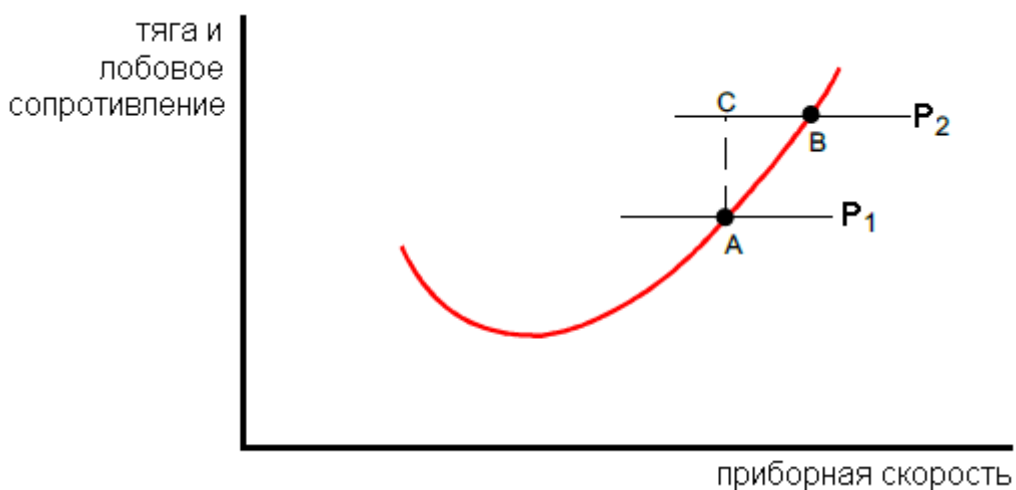
Равновесие сил.

Сила на горизонтальном оперении (ГО) вычитается или прибавляется к подъёмной силе. Если сила ГО направлена вниз, то $Y - F_{ГО} = G$. Если сила ГО направлена вверх, то $Y + F_{ГО} = G$.

Для горизонтального полёта при неизменном весе самолёта требуется поддержание постоянной подъёмной силы. Если скорость полёта при этом не меняется, то полёт осуществляется на подобранном постоянном угле атаки. Если же скорость меняется, то для сохранения постоянства подъёмной силы угол атаки должен изменяться. Подъёмная сила пропорциональна квадрату скорости и прямо пропорциональна углу атаки. Зависимость требуемого угла атаки от приборной скорости при условии постоянства подъёмной силы показана на рисунке.



Для сохранения скорости в горизонтальном полёте тяга должна быть равна лобовому сопротивлению самолёта. Если скорость самолёта больше наивыгоднейшей, то лобовое сопротивление самолёта увеличивается при увеличении скорости.



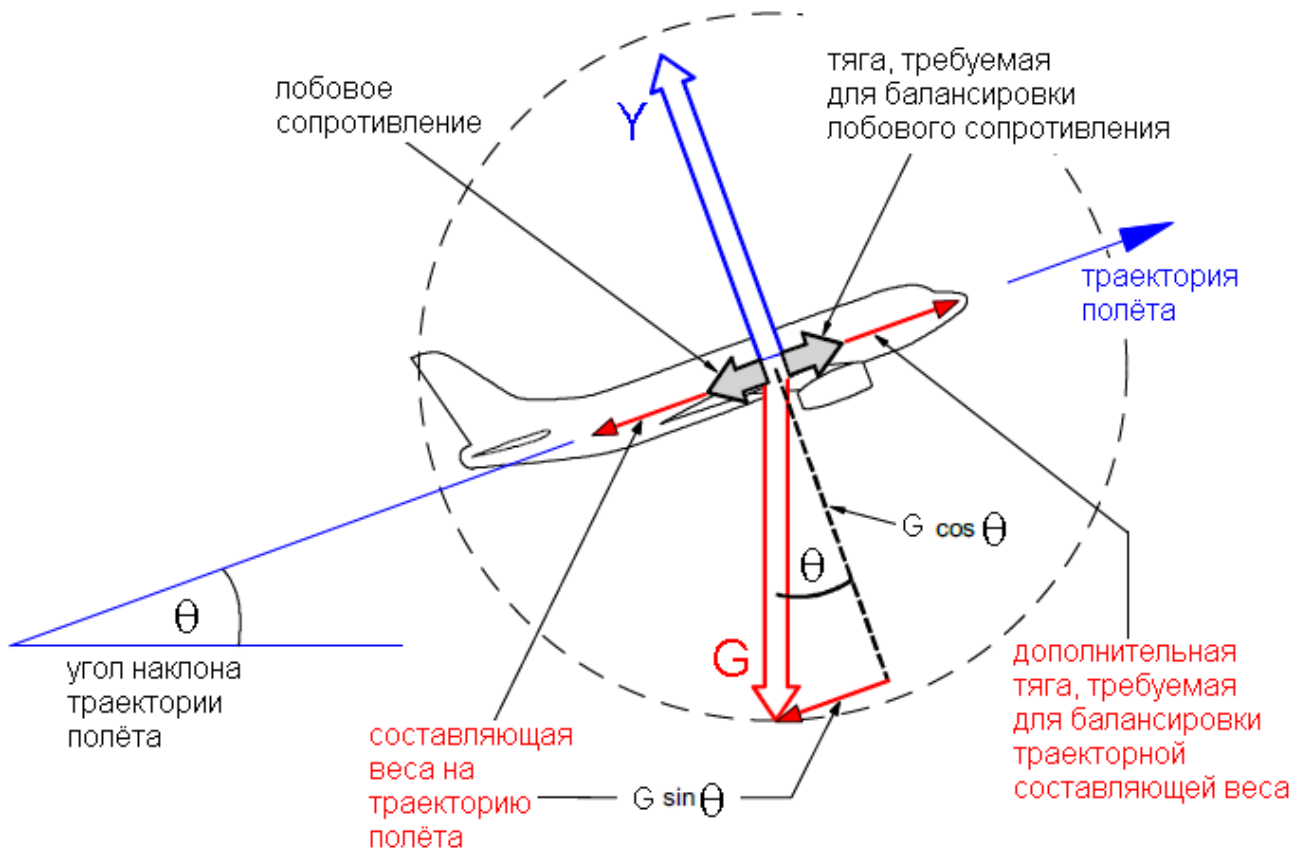
Чтобы лететь со скоростью, обозначенной на рисунка точкой А, требуется тяга P_1 , а для полёта в точке В – тяга P_2 .

Если тягу увеличить от P_1 до P_2 , когда самолёт находится в точка А, то тяга станет больше лобового сопротивления, самолёт начнёт разгоняться пропорционально избытку тяги АС, пока не достигнет точки В, где тяга и сопротивление вновь придут в равновесие. Если тяга P_2 – максимально возможная, то скорость в точке В является максимальной скоростью, которую можно достичь в горизонтальном полёте.

Прямолинейный равномерный набор высоты.

Рассмотрим самолёт в прямолинейном равномерном наборе высоты с углом наклона траектории полёта θ .

На самолёт будет действовать: подъёмная сила, перпендикулярно траектории; тяга и лобовое сопротивление – параллельно траектории; и вес самолёта – вертикально вниз.



Вес самолёта разложен на две составляющие относительно траектории полёта: нормальную (перпендикулярную) составляющую $G \cos \theta$, противодействующую подъёмной силе, и продольную составляющую $G \sin \theta$, действующую в том же направлении, что и лобовое сопротивление.

Условия равновесия сил: тяга должна быть равна сумме лобового сопротивления и траекторной составляющей веса самолёта, а подъёмная сила должна быть равна нормальной составляющей веса.

$$Y = G \cos \theta; P = X + G \sin \theta.$$

Чем больше угол наклона траектории, тем меньше потребная подъёмная сила, и тем больше потребная тяга из-за возрастающей траекторной составляющей веса.

При равномерном прямолинейном наборе высоты подъёмная сила меньше веса самолёта, поскольку она уравнивает только нормальную к траектории составляющую веса. (При вертикальном наборе высоты подъёмная сила равна нулю). Оставшаяся часть веса самолёта уравнивается тягой двигателей.

Потребная тяга для равномерного набора высоты больше, чем лобовое сопротивление на величину продольной составляющей веса самолёта.

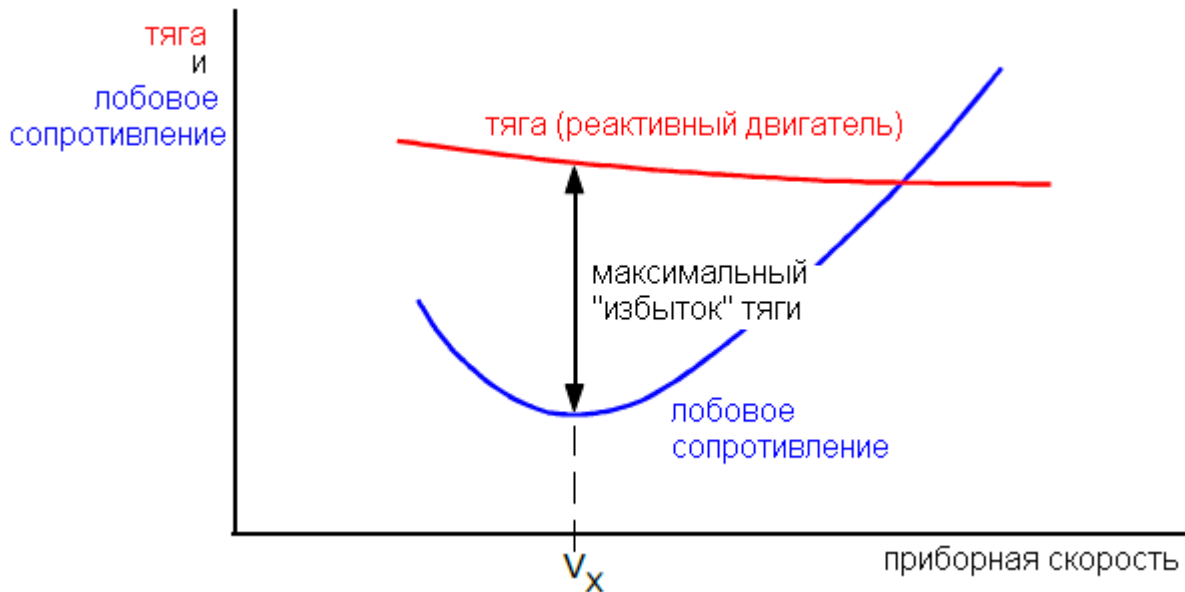
$$\sin \theta = (P - X) / G.$$

Возможности самолёта по набору высоты зависят от располагаемого избытка тяги (разницы между располагаемой тягой и лобовым сопротивлением). Чем меньше лобовое сопротивление при заданной тяге, тем больше угол набора высоты.

Уборка закрылков уменьшает лобовое сопротивление, что приводит к увеличению угла (градиента) набора высоты.

Угол набора высоты

Угол набора высоты зависит от «избытка тяги» ($P - X$) и веса самолёта. При изменении скорости полёта тяга двигателей и лобовое сопротивление изменяются, и максимальный избыток тяги существует только на определённой скорости. Эта скорость называется скоростью максимального угла набора высоты V_X .



Кривые зависимости тяги и лобового сопротивления в советских учебниках называются кривыми Жуковского.

Зависимость тяги от скорости зависит от типа двигателя. Тяга реактивного двигателя изменяется не очень сильно, поэтому V_X будет близка к наивыгоднейшей скорости V_{MD} . У самолётов оснащённых поршневыми двигателями V_X обычно меньше, чем V_{MD} .

Влияние веса, высоты и температуры.

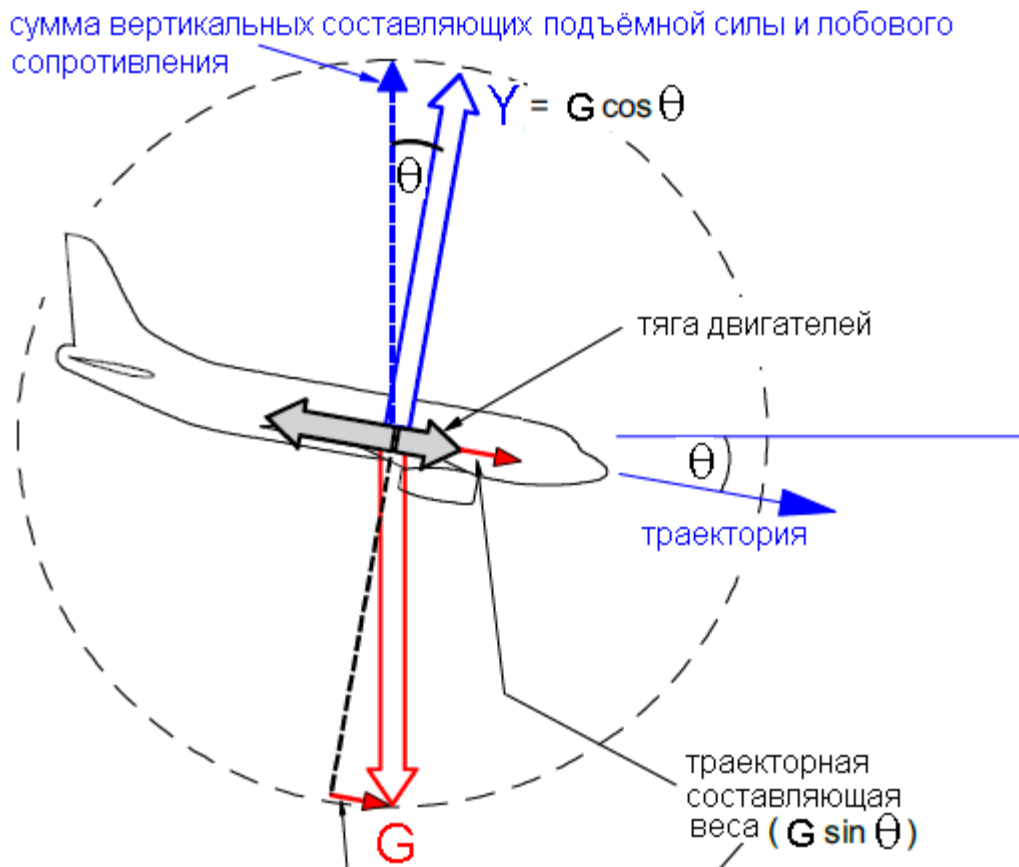
При заданной приборной скорости полёта, лобовое сопротивление не зависит от высоты и температуры. Увеличение веса самолёта влечёт увеличение лобового сопротивления, что уменьшает избыток тяги, а, следовательно, и угол набора высоты.

Располагаемая тяга двигателя уменьшается с ростом высоты полёта и увеличением температуры, что, соответственно, уменьшает избыток тяги.

Таким образом, увеличение веса, высоты и температуры уменьшают угол набора высоты.

Равномерное снижение с работающими двигателями.

На рисунке изображены силы, действующие на самолёт при установившемся снижении с работающими двигателями.



Сила веса разложена на две составляющие. Составляющая $G \cos\theta$ действует перпендикулярно траектории и балансируется подъёмной силой. Другая составляющая $G \sin\theta$ действует вдоль траектории вперёд. Сумма этой составляющей и тяги балансируется лобовым сопротивлением.

Если не меняя тягу увеличить угол снижения, то увеличенная продольная составляющая веса вызовет увеличение скорости самолёта. Это, в свою очередь, приведёт к росту лобового сопротивления, которое, в конечном счёте, сбалансирует прирост составляющей веса и равновесие восстановится при большей скорости и большем угле снижения.

Если уменьшить тягу двигателей, то для сохранения приборной скорости необходимо увеличить угол снижения, чтобы компенсировать уменьшение тяги увеличением продольной составляющей веса.

На снижении подъёмная сила меньше, чем вес, поскольку она балансирует только перпендикулярную (нормальную) составляющую веса $G \cos\theta$.

На снижении тяга меньше лобового сопротивления, поскольку продольная составляющая веса $G \sin\theta$ действует в том же направлении, что и тяга.

Аварийное снижение.

В случае разгерметизации салона на большой высоте необходимо как можно быстрее снизиться. Вертикальную скорость снижения можно увеличить с помощью:

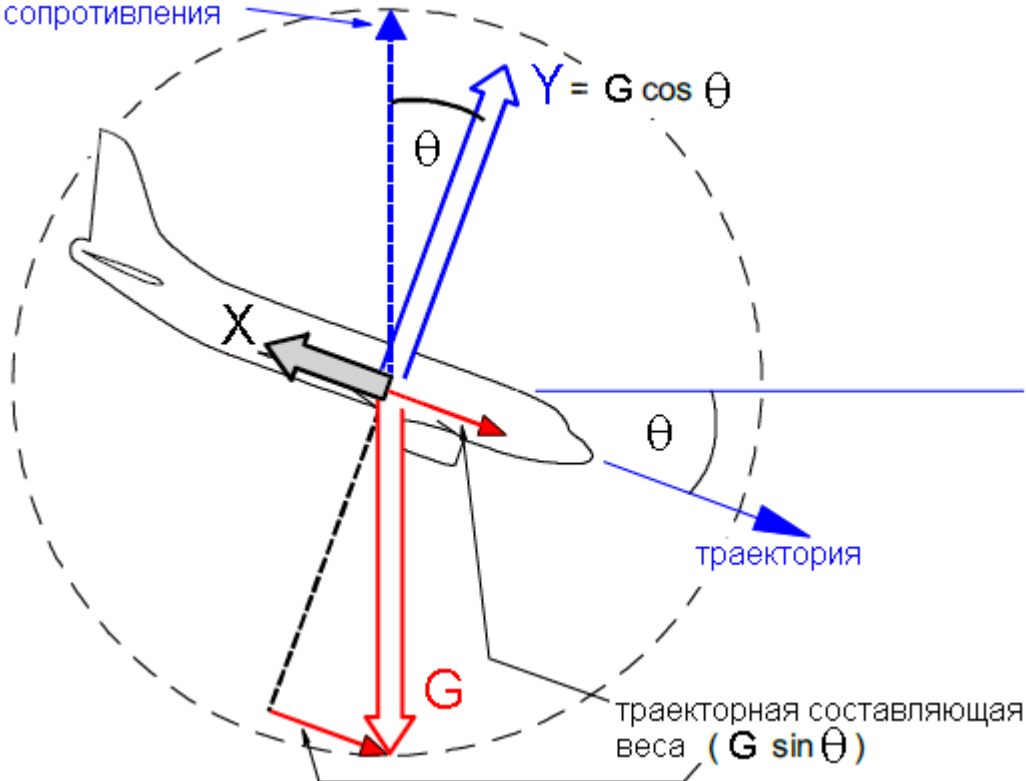
- уборки режима двигателей на малый газ;
- увеличения лобового сопротивления с помощью воздушных тормозов и/или выпуска шасси (на скорости, не превышающей ограничения по выпуску шасси V_{LO});
- увеличения скорости за счёт увеличения угла снижения.

Скорость в полётной конфигурации можно увеличить вплоть до $V_{MO}(M_{MO})$, а при выпущенных шасси – вплоть до максимальной с выпущенными шасси (V_{LE}). В целом, вертикальная скорость снижения с выпущенными шасси будет больше за счёт большего лобового сопротивления, но если максимальная скорость выпуска шасси (V_{LO}) намного меньше крейсерской скорости полёта, то возможно придётся потратить некоторое время для торможения, прежде чем начать снижение. Это увеличит время пребывания на большой высоте и может сделать выпуск шасси неэффективной процедурой. Если шасси не выпускать, то процедура аварийного снижения – убрать режим двигателей, выпустить воздушные тормоза и в крутом снижении увеличить скорость до $V_{MO}(M_{MO})$. На большой высоте первым ограничением будет число Маха (M_{MO}), но по мере снижения приборная скорость будет увеличиваться и на определённой высоте угол снижения надо будет уменьшить, чтобы не допустить превышения приборной скорости V_{MO} . Поскольку вертикальная скорость аварийного снижения довольно большая, то вывод в горизонтальный полёт следует начинать заранее, чтобы не допустить большой перегрузки или просадки ниже заданной высоты.

Планирование

При планировании с выключенными двигателями единственной силой, противостоящей лобовому сопротивлению, является траекторная составляющая веса. На самолёт действуют только три силы – подъёмная сила, вес и лобовое сопротивление.

сумма вертикальных составляющих подъёмной силы и лобового сопротивления



На рисунке показаны силы, действующие на самолёт в установившемся планировании без двигателей.

Продольная (траекторная) составляющая веса ($G \sin\theta$) зависит от угла наклона траектории θ . Чем больше угол снижения, тем она больше. Эта составляющая должна уравновешивать лобовое сопротивление, чтобы скорость планирования была постоянной. То есть, если уменьшить лобовое сопротивление и не менять подъёмную силу, то баланс сил будет достигнут при меньшем угле снижения.

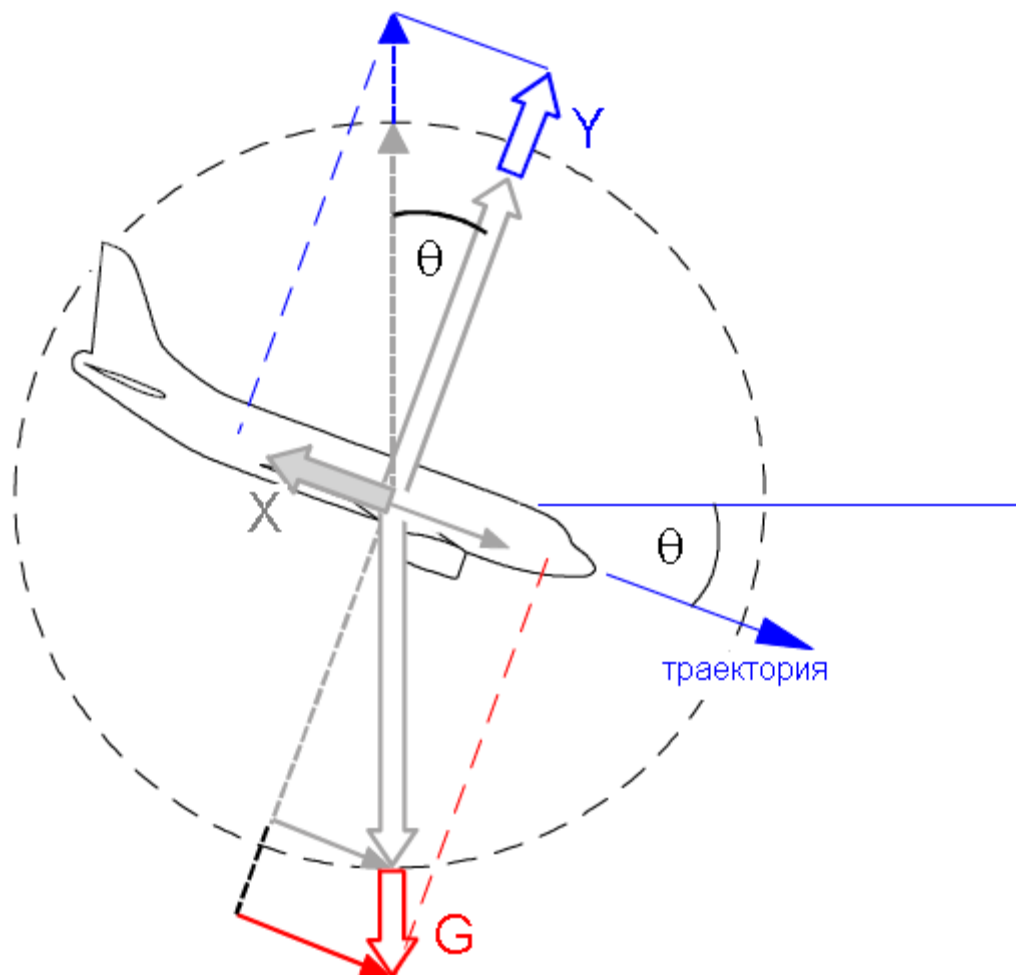
Угол снижения на планировании без двигателей.

Угол наклона траектории на планировании зависит только от аэродинамического качества. Чем выше качество, тем меньше угол планирования.

Самолёт имеет максимальное качество на наивыгоднейшем угле атаки, что соответствует полёту на наивыгоднейшей скорости (V_{MD}). При отклонении скорости от наивыгоднейшей в большую или меньшую сторону, угол снижения будет увеличиваться.

Максимальная дальность планирования достигается при планировании на наивыгоднейшей скорости.

Влияние веса



Максимальное аэродинамическое качество не зависит от веса. Если самолёт снижается на наивыгоднейшем угле атаки, то угол снижения и дальность планирования будут одинаковыми независимо от веса. При изменении веса меняется только наивыгоднейшая скорость (V_{MD}). С увеличением веса она возрастает.

Как показано на рисунке, увеличение веса приводит к росту траекторной составляющей, тянущей самолёт вперёд. Эта сила балансируется возросшим лобовым сопротивлением на увеличенной скорости полёта. Соответственно увеличивается и подъёмная сила для балансировки нормальной составляющей веса.

При большем весе самолёт пролетит без двигателей ту же дистанцию, но на большей скорости и, соответственно, с большей вертикальной скоростью.

Влияние ветра

Дальность планирования с выключенными двигателями определяется по следующей формуле:

Дальность = Потеря высоты * Аэродинамическое качество.

Эта формула верна только при отсутствии ветра. При ветре путевая скорость самолёта меняется, поэтому дальность планирования тоже изменяется.

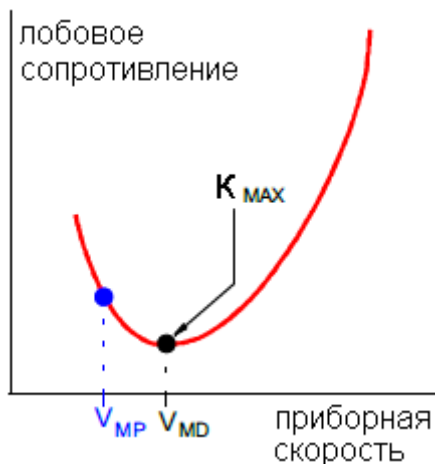
Встречный ветер уменьшает, а попутный – увеличивает дальность планирования.

Влияние конфигурации самолёта

Максимальное аэродинамическое качество самолёт имеет в полётной конфигурации. Выпуск закрылков, интерцепторов, шасси и т. п. уменьшает качество, что увеличивает угол снижения и уменьшает дальность планирования.

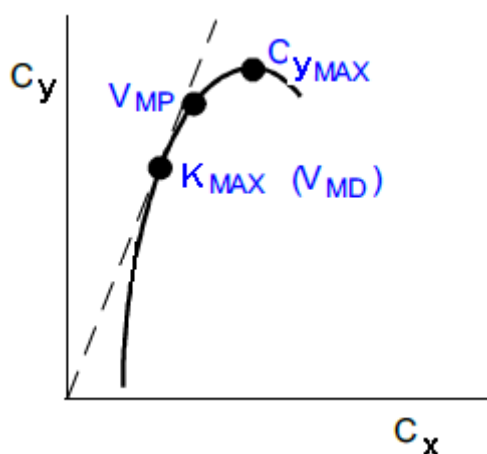
Вертикальная скорость планирования

Минимальная вертикальная скорость планирования достигается на экономической скорости (скорости минимальной потребной мощности) (V_{MP}). Выполняя полёт на экономической скорости, самолёт может продержаться в воздухе наибольшее время.



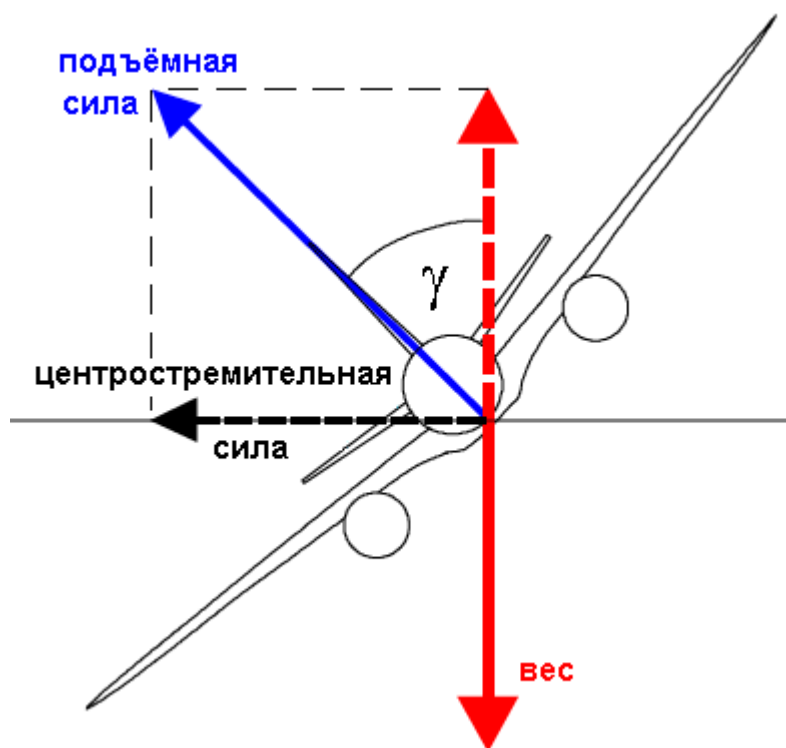
Как видно из рисунка, экономическая скорость (V_{MP}) меньше, чем наивыгоднейшая (V_{MD}). Направление и скорость горизонтальной составляющей ветра не влияют на вертикальную скорость планирования.

На следующем рисунке изображена поляра самолёта, с нанесёнными на неё точками, соответствующие режимам полёта на наивыгоднейшей скорости, экономической скорости и полёта на максимальном C_y .



Разворот в горизонтальном полёте.

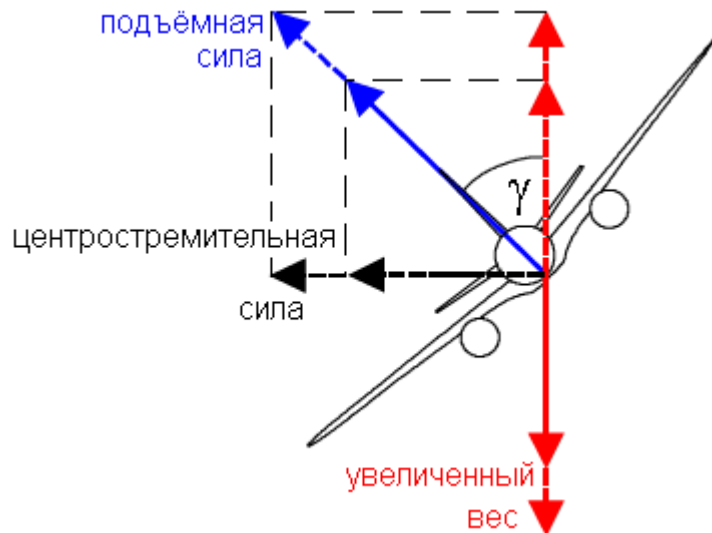
Для того чтобы самолёт менял направление движения, на него должна действовать внешняя сила, направленная в сторону разворота. Такая сила называется центробежной. При кренении самолёта вектор подъёмной силы наклоняется в сторону. *Горизонтальная составляющая подъёмной силы заставляет самолёт разворачиваться в сторону крена.*



Если при создании крена угол атаки самолёта не увеличить, то вертикальной составляющей подъёмной силы будет недостаточно для балансировки веса и самолёт начнёт снижаться. Поэтому для сохранения высоты полёта, по мере увеличения крена, угол атаки самолёта должен быть увеличен, чтобы вертикальная составляющая подъёмной силы уравновешивала вес самолёта. Заданная величина крена определяется величиной требуемой центробежной силы для выполнения разворота.

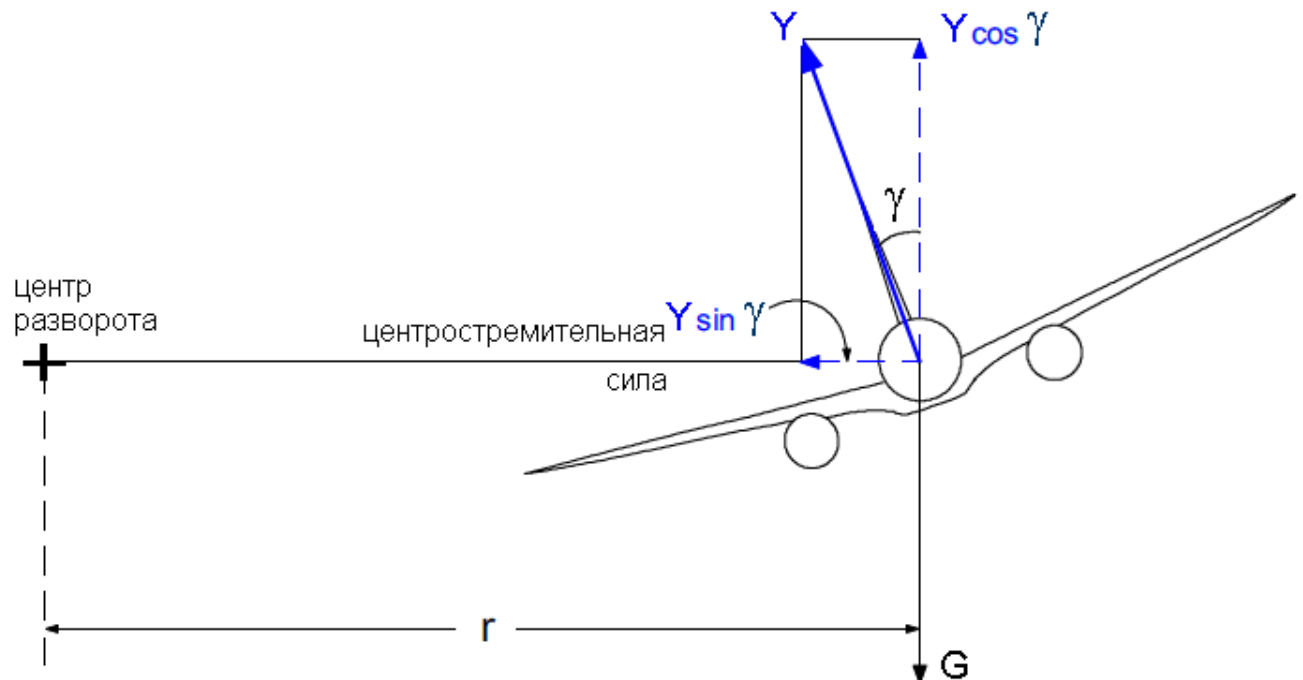
Влияние веса на выполнение разворотов.

В установившемся горизонтальном развороте вертикальная составляющая подъёмной силы балансирует вес, а горизонтальная - является центростремительной силой. Если не изменяется истинная скорость и угол крена, то радиус разворота не зависит от веса самолёта.



Если вес самолёта будет больше, то больше будет потребная вертикальная составляющая подъёмной силы. При этом в той же пропорции увеличится и центростремительная сила. Поэтому радиус разворота зависит только от угла крена и истинной скорости полёта. Увеличение веса требует увеличения подъёмной силы. Если скорость полёта не менять, то для этого потребуется увеличить угол атаки, что грозит выходом на ограничение по углу атаки.

Условия установившегося горизонтального разворота



Условия равновесия в горизонтальном развороте:

$$Y \cos \gamma = G; Y \sin \gamma = G V^2 / r g.$$

Где Y - подъёмная сила в Ньютонах, G – вес в Ньютонах, V – истинная скорость в м/с, r – радиус разворота в м, γ - угол крена и g – ускорение свободного падения 9.81 м/с^2 .

Разделив второе уравнение на первое получим:

$$\text{tg } \gamma = V^2 / r g.$$

Это основное уравнение, связывающее скорость, крен и радиус разворота. Знание двух параметров позволяет определить третий.

$$\text{Радиус разворота} = V^2 / g \text{ tg } \gamma$$

$$\text{Угловая скорость разворота (в радианах за секунду)} = V / r = g \text{ tg } \gamma / V$$

Чтобы получить угловую скорость в градусах за секунду, нужно результат в рад/с умножить на 57.3.

В англоязычных учебниках есть понятие Rate Number (фиксированным угловым скоростям разворота присвоены порядковые номера).

Rate 1 означает разворот на 180° за минуту (3 градуса в секунду).

Rate 2 означает разворот на 360° за минуту (6 градусов в секунду).

Угловая скорость разворота = истинная скорость / радиус разворота.

Например: скорость 150 узлов (77 м/с), радиус 1480 м.

Угловая скорость равна $77 / 1480 = 0.052 \text{ рад/с} * 57.3 = 3 \text{ град/с}$ (Rate 1)

- при постоянной истинной скорости увеличение угла крена уменьшает радиус разворота и увеличивает угловую скорость разворота.
- для поддержания постоянной угловой скорости разворота при увеличении скорости полёта требуется увеличивать угол крена.
- при развороте с постоянным креном увеличение скорости влечёт за собой увеличение радиуса и уменьшение угловой скорости разворота.

Для сохранения постоянной угловой скорости разворота заданная величина крена зависит от истинной скорости полёта.

Радиус и угловая скорость разворота

Радиус и угловая скорость разворота зависят от двух переменных:

- угол крена (γ). Увеличение крена уменьшает радиус и увеличивает угловую скорость, но требует увеличения перегрузки (угла атаки) для сохранения высоты полёта.
- истинная скорость (TAS). Уменьшение скорости уменьшает радиус и увеличивает угловую скорость разворота, при этом не требуется увеличение перегрузки для сохранения горизонтальности полёта (хотя требуется увеличение угла атаки).

Радиус разворота при заданном угле крена зависит от квадрата скорости:

$$r = V^2 / g \text{ tg } \gamma$$

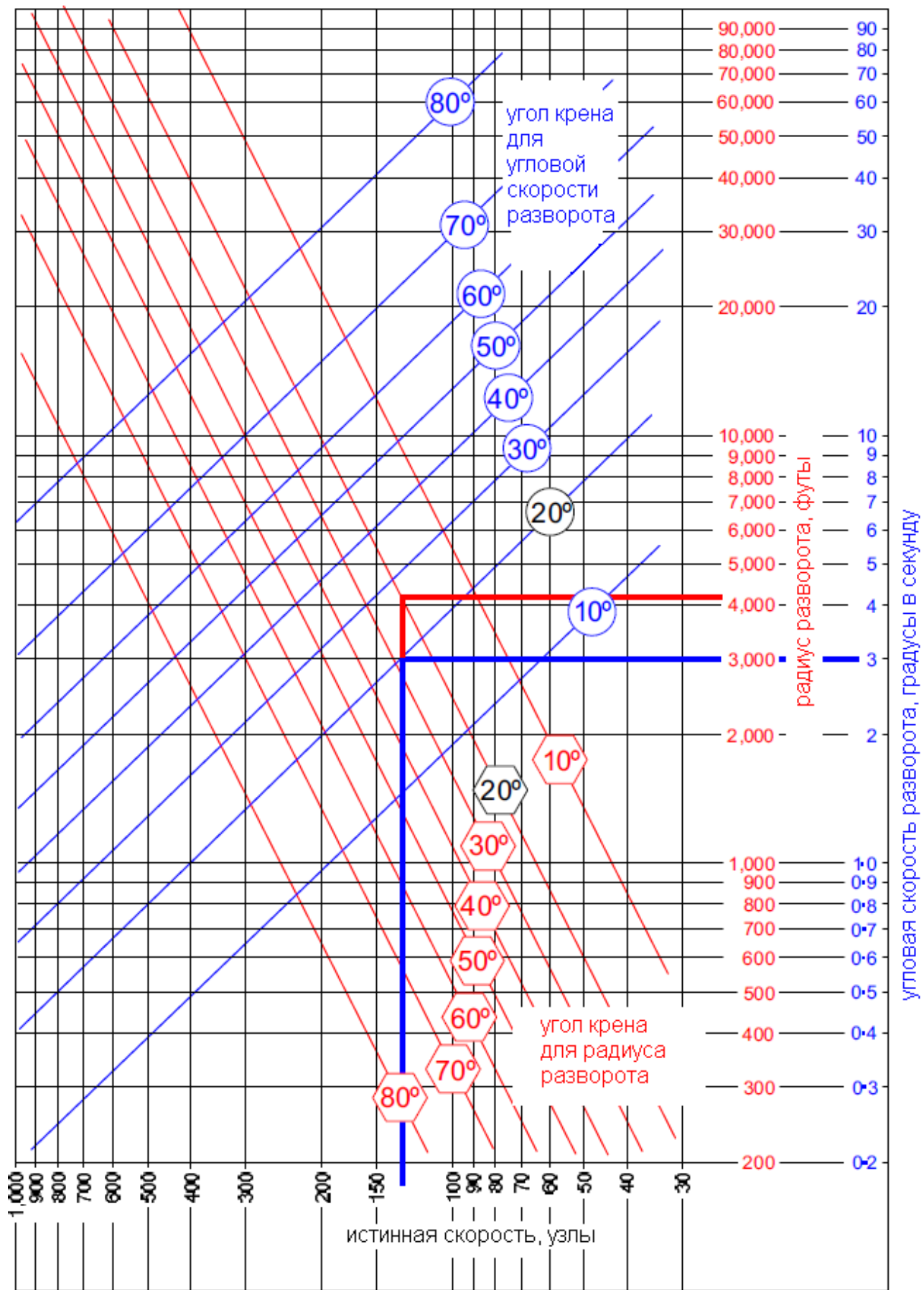
При постоянном крене увеличение скорости в два раза увеличивает радиус разворота в четыре раза.

Рассмотрим, как влияет удвоение скорости на угловую скорость разворота.

$$\text{Угловая скорость} = V / r,$$

$$\text{при удвоении скорости угловая скорость} = V(*2) / r (*4) = 1/2.$$

При постоянном крене увеличение скорости в два раза уменьшает угловую скорость разворота в два раза.



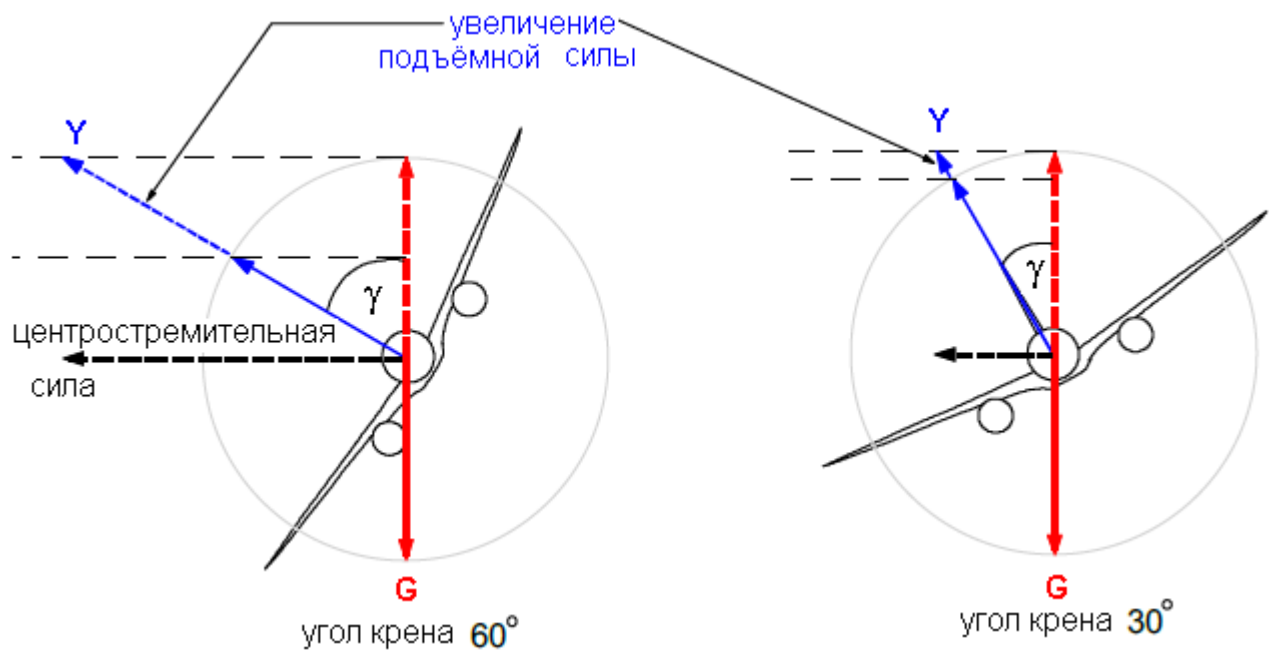
Самолёты с меньшей скоростью полёта требуют меньше места и времени для выполнения виража.

Выдерживание заданного крена и скорости на развороте обеспечивает получение заданного радиуса и угловой скорости разворота независимо от типа самолёта, его веса, положения центра тяжести и т.п.

Потребная перегрузка в горизонтальном развороте зависит только от угла крена.

На вышерасположенном графике можно определить радиус и угловую скорость разворота по скорости и крену и наоборот. Этот график верен для любого типа самолёта. В качестве примера показано, что при развороте с креном 20° на скорости 130 узлов радиус будет 4200 футов (1280 м; 0,69 NM) и угловая скорость 3° в секунду. Тот же разворот на скорости 260 узлов даёт радиус 16800 футов (5120 м; 2,76 NM) и угловую скорость $1,5^\circ$ в секунду.

Перегрузка на развороте



Во время выполнения разворота подъёмная сила должна быть увеличена, чтобы её вертикальная составляющая уравновешивала вес самолёта.

Потребная перегрузка $n_y = Y / G = 1 / \cos \gamma$.

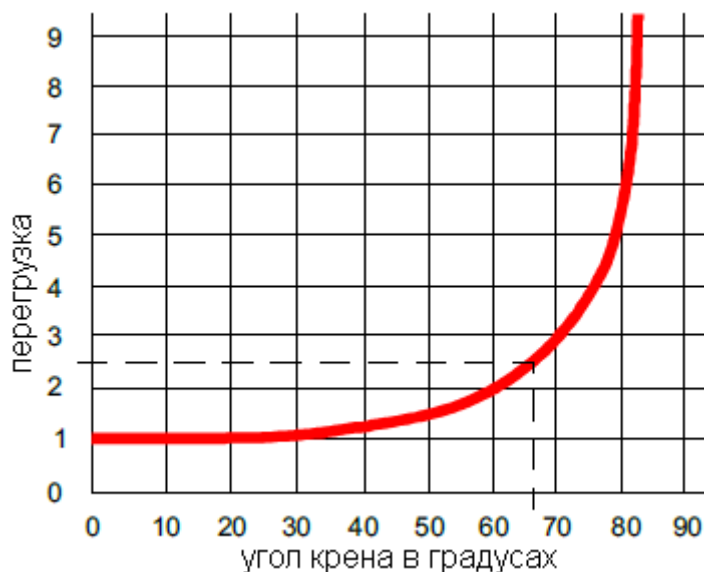
На нижерасположенном рисунке показана взаимосвязь угла крена и перегрузки в установившемся горизонтальном развороте.

Это отношение верно для любого самолёта.

Как видно из рисунка, перегрузка увеличивается с увеличением крена со всё более возрастающей скоростью.

Перегрузка в горизонтальном развороте зависит только от угла крена.

Постоянный крен – постоянная перегрузка.



Предельный разворот по максимально допустимой перегрузке.

У каждого самолёта существует своя предельно допустимая перегрузка. У современных скоростных транспортных самолётов она равна 2,5. В горизонтальном развороте такая перегрузка соответствует крену 67° . Соответствующий радиус разворота будет определяться истинной скоростью самолёта. Полученный таким образом радиус разворота будет минимально достижимым для самолёта из условия не превышения ограничения по перегрузке.

Предельный разворот по максимально-допустимому углу атаки.

Если при развороте с постоянной скоростью увеличивать крен, то для обеспечения потребного увеличения подъёмной силы необходимо будет увеличивать угол атаки. Когда угол атаки достигнет критического значения, то дальнейшее уменьшение радиуса разворота за счёт увеличения крена станет невозможным. Поскольку скорость начала сваливания зависит от веса, то эта граница будет зависеть от текущего веса самолёта.

Предельный разворот по максимальной располагаемой тяге двигателей.

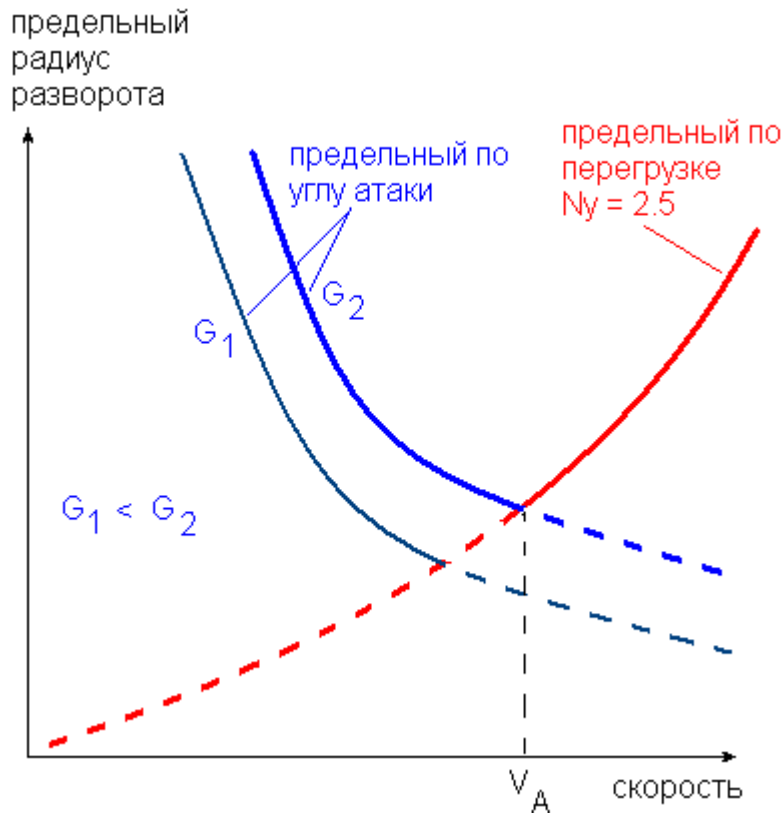
Увеличение подъёмной силы при развороте влечёт за собой потребное увеличение тяги двигателей (из-за роста индуктивного сопротивления). Чем больше крен, тем больше потребная тяга. При определённом угле крена потребная тяга станет равной максимально располагаемой тяге. Дальнейшее увеличение крена (и уменьшение радиуса разворота) будет невозможным (иначе произойдёт падение скорости). Граница предельного по тяге виража определяется располагаемым запасом тяги двигателей.

Минимальный радиус разворота

Если тяга двигателей не является ограничивающим фактором, то минимальный радиус разворота будет находиться на пересечении линий ограничения по предельной перегрузке и по сваливанию. Скорость в данной точке называется максимальной скоростью маневрирования (V_A). Если скорость больше или равна V_A , то нельзя использовать полные

углы отклонения рулей и выводить самолёт на углы атаки близкие к критическим, поскольку при этом нагрузки на элементы конструкции могут превысить предельно допустимые значения.

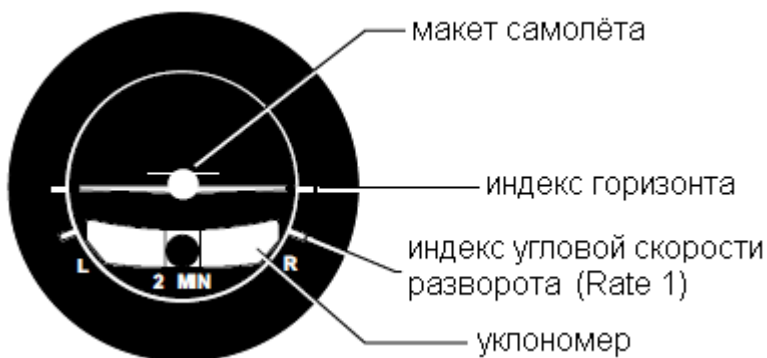
Чем тяжелее самолёт, тем больше его минимальный радиус разворота.



Координация разворота.

Разворот не координированный, если самолёт летит со скольжением. Вредный момент рыскания элеронов, крутящий и гироскопический моменты двигателя, асимметричная тяга двигателей, закрутка потока воздушным винтом — всё это даёт предпосылки к потере координации разворота. Индикатором скольжения для пилота является шарик указателя скольжения (уклономера), который устанавливается на приборной доске отдельно или входит составной частью в прибор, показывающий пространственное положение самолёта. Вообще говоря, шарик уклономера не реагирует на скольжение, а показывает боковую перегрузку N_z . Но если самолет и тяга двигателей симметричны, то единственной причиной возникновения боковой перегрузки является скольжение, поэтому этот прибор и называют указателем скольжения.

На рисунке изображен прибор, помогающий выполнять координированные развороты (turn co-ordinator). Он включает в себя уровнемер и макет самолёта, который показывает угловую скорость разворота.



Если макет самолёта расположен горизонтально – угловая скорость равна нулю, макет наклонился – появилась угловая скорость, если крыло самолётика показывает на индекс – угловая скорость 3° в секунду, что соответствует Rate 1.

Чтобы разворот был координированным, шарик уровнемера нужно удерживать в центре с помощью руля направления. Общее правило – шарик «боится» ноги. Т.е. если шарик ушёл влево – надо нажать на левую педаль.

Если элероны и руль направления отклоняются координировано, то шарик будет постоянно в центре и скольжение не возникнет.



На рисунке изображены показания прибора при координированном правом развороте с угловой скоростью 3° в секунду.



Здесь показан правый разворот с внутренним скольжением (на опущенное крыло) (slipping turn). Для устранения скольжения надо дать правую ногу. Уменьшение крена также будет способствовать уменьшению скольжения.



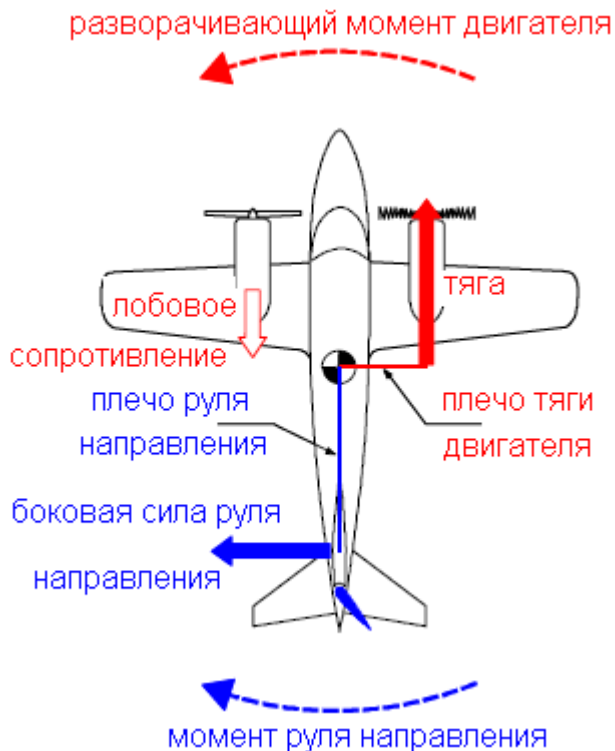
Здесь показан правый разворот с внешним скольжением (на поднятое крыло) (skidding turn). Для устранения скольжения надо дать левую ногу. Увеличение крена также будет способствовать уменьшению скольжения.

Полёт с несимметричной тягой

Введение

При отказе двигателя на многодвигательном самолёте происходит падение тяги и увеличение лобового сопротивления со стороны отказавшего двигателя. При этом:

- уменьшается скорость
- опускается нос самолёта и
- (наиболее существенное проявление отказа) немедленно возникает разворачивающий момент в сторону отказавшего двигателя.



На рисунке показаны силы и моменты, действующие на самолёт при отказе левого двигателя. Самолёт получает момент рыскания влево. Пилот противодействует развитию рысканья отклонением руля направления.

При отказе двигателя расположенного вдали от оси симметрии самолёта жизненно важно остановить развивающееся рыскание (скольжение).

Момент рысканья.

Момент рысканья создаётся суммой двух моментов: первый даёт сила тяги работающего двигателя умноженная на плечо от линии действия тяги до центра тяжести самолёта и второй – сила лобового сопротивления отказавшего двигателя, также помноженная на плечо до центра тяжести.

Величина момента определяется:

- тягой работающего двигателя (зависит от режима работы и высоты полёта)
- расстоянием от центра тяжести до линии действия тяги
- лобовым сопротивлением отказавшего двигателя.

Момент от руля направления, который балансирует момент рысканья от двигателей, определяется произведением боковой силы руля направления на расстояние между центром тяжести и центром давления на киле. В дальнейшем мы рассмотрим, что кроме момента от двигателей, момент от руля направления должен компенсировать также момент от скольжения. Сейчас же, на основе предварительного рассмотрения проблемы, можно сказать, что возможности пилота противостоять развороту из-за отказа двигателя определяются:

- располагаемым углом отклонения руля направления (влияет на боковую силу)
- центровкой самолёта (влияет на длину плеча боковой силы)
- приборной скоростью (влияет на боковую силу).

Рассмотрим ситуацию, когда руль направления отклонён полностью, самолёт имеет предельно заднюю центровку (минимальное плечо силы руля направления) и минимальную приборную скорость, при которой момент, создаваемый рулём направления, равен моменту рыскания от двигателей. Теперь, любое уменьшение скорости приведёт к **неуправляемому** рысканию самолёта в направлении отказавшего двигателя. Это, в свою очередь, приведёт к **неуправляемому** кренению на отказавший двигатель. Самолёт войдёт в нисходящую спираль, вывод из которой с использованием только управления самолётом невозможен. В данной ситуации, восстановить управляемость самолёта можно только путём уменьшения тяги работающего двигателя (если есть запас высоты, то можно увеличить скорость за счёт снижения).

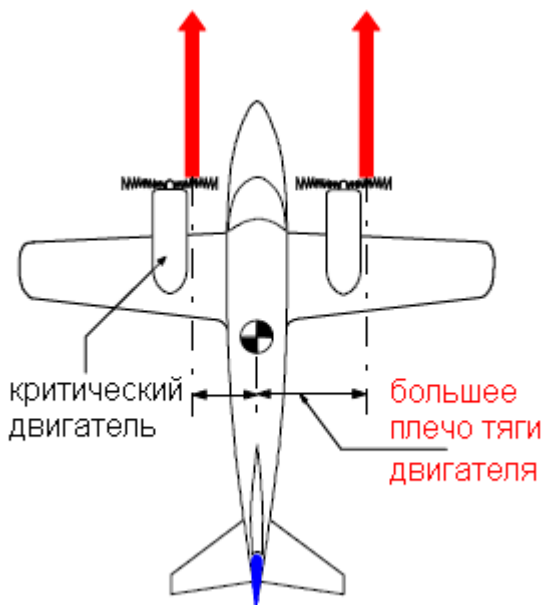
Минимальная приборная скорость, при которой самолёт может быть сбалансирован при несимметричном отказе двигателя, называется минимальной эволютивной скоростью при отказе двигателя V_{MC} (minimum control speed).

Критический двигатель

Одним из факторов, влияющих на величину разворачивающего момента при отказе двигателя, является длина плеча силы тяги работающего двигателя относительно центра тяжести самолёта.

Если самолёт оснащён винтовыми двигателями, то на длину плеча тяги влияет эффект асимметричного обтекания воздушного винта. Если при взгляде на винт сзади, он вращается

по часовой стрелке, то на положительных углах атаки ось тяги винта смещается вправо. Это происходит из-за того, что нисходящие лопасти винта создают большую тягу, чем поднимающиеся (см. главу 16). В этом случае плечо силы тяги правого двигателя окажется больше, чем у левого (см. рисунок).



При отказе левого двигателя, тяга работающего правого двигателя даст больший разворачивающий момент за счет большего плеча. Значит, $V_{МС}$ с отказавшим левым двигателем будет больше, чем при отказе правого.

Критическим двигателем называется тот двигатель, при отказе которого возникает наибольший разворачивающий момент.

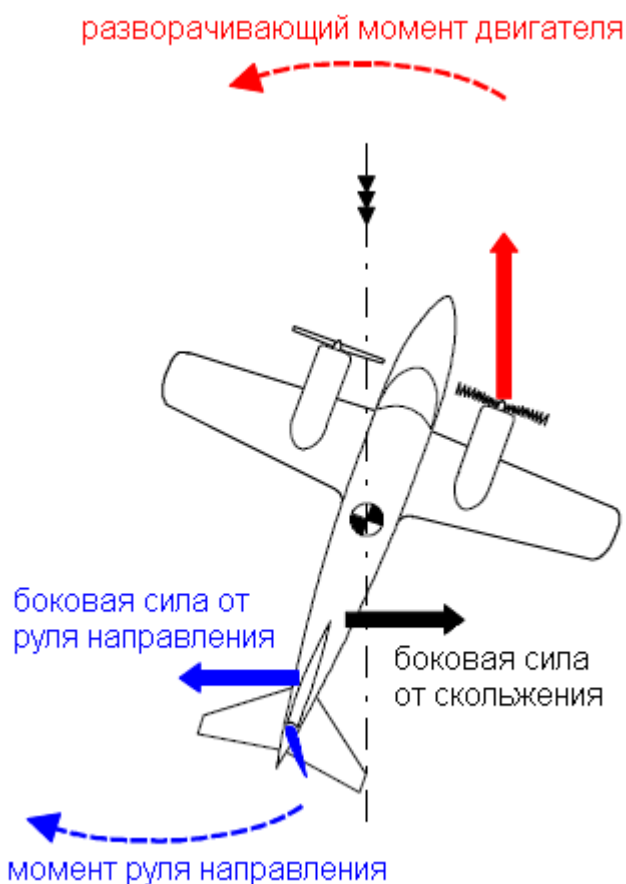
На маленьких двухмоторных самолётах, чтобы не допустить появления критического двигателя, могут применяться двигатели с противоположным вращением винтов. На левом двигателе винт вращается по часовой, а на правом – против часовой стрелки. Этим достигается минимальное плечо тяги у обоих двигателей. На турбовинтовых самолётах типа King Air и больше винты вращаются в одну и ту же сторону. (Если все винты на многодвигательном самолёте вращаются в одну сторону, то их называют «co-rotating»). На четырех двигательных самолётах критическим является один из внешних двигателей.

Балансировка разворачивающих моментов и боковых сил.

Рисунок в начале данного раздела (стр. 41) показывает балансировку разворачивающего момента, но боковая сила руля направления осталась несбалансированной. Существует два способа её балансировки:

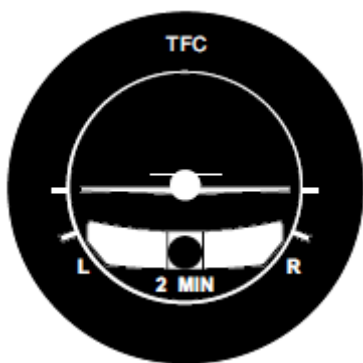
- с помощью боковой силы вызванной скольжением самолёта;
- с помощью боковой составляющей подъёмной силы при создании крена на работающий двигатель (предпочтительный метод).

Балансировка скольжением без крена: Отклонением руля направления создаётся скольжение на работающий двигатель, а элеронами самолёт удерживается от крена. Скольжение создаёт боковую силу на вертикальных поверхностях самолёта, противодействующую боковой силе руля направления.



Создание чрезмерного угла скольжения может привести к срыву потока на киле.

При выполнении балансировки данным способом на приборе «turn co-ordinator» макет самолётика и шарик уклономера будут в центре.



При наличии асимметричной тяги на самолёте положение шарика уклономера не соответствует скольжению.

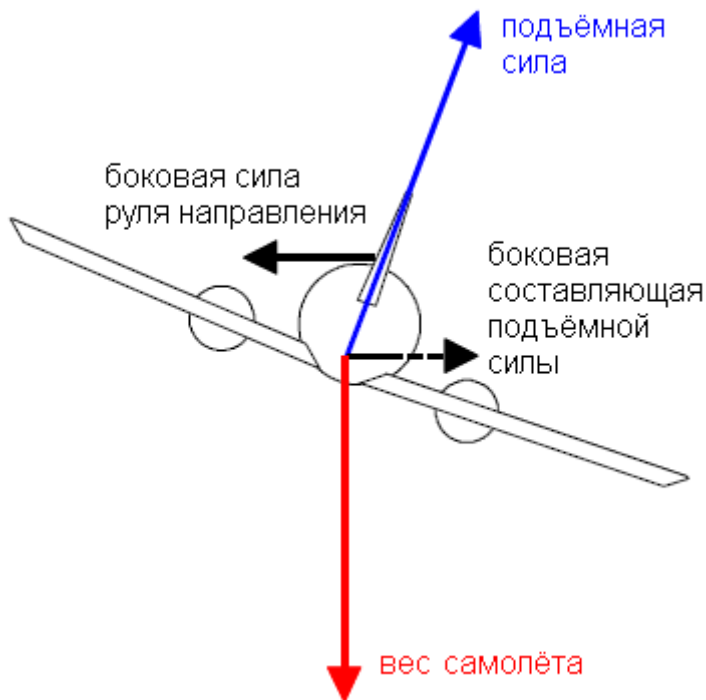
Данный метод балансировки боковой силы руля направления уменьшает возможности самолёта по набору высоты из-за повышенного лобового сопротивления самолёта. Поэтому его не рекомендуется использовать в таких критических ситуациях, как отказ двигателя на взлёте или уходе на второй круг. Его удобно использовать для первоначальной балансировки самолёта при отказе двигателя в крейсерском полёте.

Достоинством данного метода является привычное пилоту положение самолёта без крена, которое легко выдерживать визуально или по приборам.

Недостатки:

- при больших углах скольжения может произойти срыв потока на киле;
- уменьшается располагаемый градиент набора высоты из-за дополнительного лобового сопротивления.

Балансировка креном на работающий двигатель: С точки зрения аэродинамики более эффективно сбалансировать боковую силу руля направления созданием небольшого крена на работающий двигатель. При этом боковая составляющая подъёмной силы будет противодействовать боковой силе руля направления, и самолёт будет двигаться прямолинейно без скольжения.



Угол крена не должен превышать 5° , чтобы не допустить чрезмерного уменьшения вертикальной составляющей подъёмной силы.



На приборе «turn co-ordinator» макет самолётика будет в центре, поскольку самолёт будет двигаться прямолинейно. А шарик уклономера отклонится от нейтралы примерно на половину своего диаметра, хотя самолёт будет лететь без скольжения.

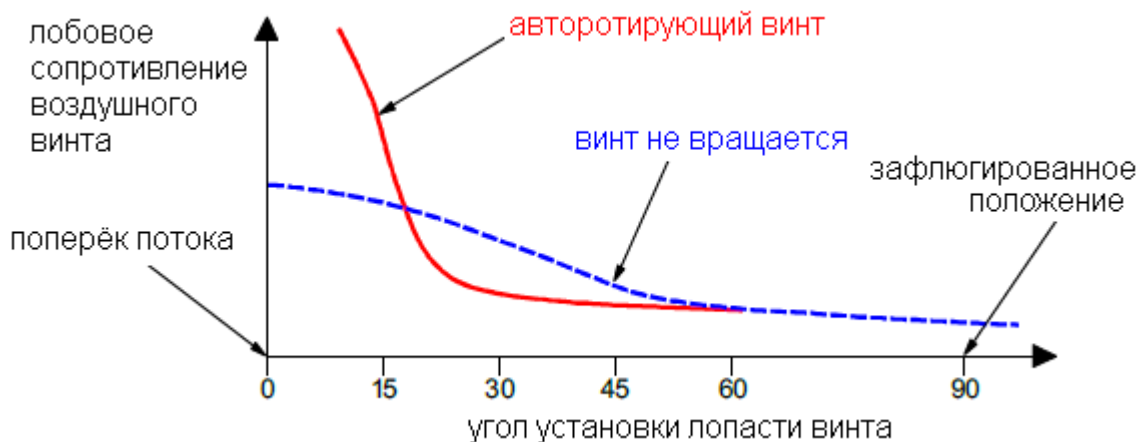
Создание крена на работающий двигатель уменьшает потребное отклонение руля направления, поскольку моменту руля направления не будет противодействовать момент путевой устойчивости, как это происходит при балансировке без крена. Это создаёт запас хода руля на парирование возможных отклонений. Данный метод даёт минимальное лобовое сопротивление и обеспечивает наилучшие характеристики набора высоты.

Моменты крена и рысканья при несимметричной тяге.

Способность органов управления самолёта противодействовать моментам крена и рыскания определяют управляемость самолёта с несимметричной тягой.

Величина этих моментов определяется:

- *тягой работающего двигателя и плечом тяги относительно центра тяжести.* Тяга максимальна на малой скорости и максимальном режиме двигателя.
- *высотой полёта.* Тяга уменьшается с подъёмом на высоту и при увеличении температуры наружного воздуха. Наиболее критичен отказ двигателя на взлёте в холодный день с низинного аэродрома.
- *лобовым сопротивлением неработающего двигателя и его винта.* Лобовое сопротивление отказавшего двигателя всегда увеличивает разворачивающий момент. Для винтовых самолётов очень важно, в каком положении находится винт отказавшего двигателя. Если винт авторотирует – он создаёт большое сопротивление и крутящий момент. Если винт не вращается, то он создаёт меньше сопротивления и совсем не создаёт крутящий момент. Наименьшее сопротивление создаёт зафлюгированный винт, поскольку его лопасти сориентированы по потоку. Закрытие створок маслорадиатора также уменьшает сопротивление отказавшего двигателя.



- *влиянием кривой обдувки винтов ("P" Factor).* Если оба винта на самолёте вращаются по часовой стрелке (вид сзади), то вектор тяги правого двигателя будет иметь большее плечо и отказ левого двигателя создаст больший разворачивающий момент. Этого

эффекта нет у реактивных самолётов, а также на самолётах у которых винты вращаются в разные стороны.

- *центровкой самолёта.* Положение центра тяжести влияет на длину плеча, на котором действует боковая сила руля направления. Это плечо минимально при предельно задней центровке, что уменьшает возможности руля направления противостоять разворачивающему моменту.
- *крутящим моментом двигателя.* Когда двигатель вращает пропеллер, то равный по величине момент стремится развернуть двигатель в противоположную сторону. При отказе двигателя на самолёте, у которого винты вращаются по часовой стрелке (вид сзади), этот момент будет стремиться накренить самолёт влево. Если откажет левый двигатель, то этот момент усилит кренение самолёта. На реактивных самолётах этот эффект отсутствует.
- *разницей подъёмных сил полукрыльев из-за силовой обдувки винтом.* Отказ двигателя приводит к прекращению силовой обдувки винтом полукрыла со стороны отказавшего двигателя. Это создаст разницу подъёмных сил полукрыльев и кренящий момент на отказавший двигатель. Этот эффект особенно заметен при выпущенной механизации крыла из-за более высокого первоначального C_y . На реактивных самолётах эффект отсутствует.
- *кренящим моментом от скольжения.* При балансировке отказа двигателя без крена скольжением на отказавший двигатель (стр.44), момент поперечной устойчивости будет способствовать удержанию самолёта от кренения на отказавший двигатель.
- *весом самолёта.* При полёте на заданной скорости, чем больше вес, тем больше потребный угол атаки. Чем больше угол атаки, тем больше эффект косоугольного обтекания винтов ("P" Factor), и тем большая часть киля и руля направления будет обтекаться спутной струёй от фюзеляжа, что приведёт к уменьшению их эффективности.
- *приборной скоростью самолёта.* Эффективность органов управления самолета зависит от скоростного напора. Наиболее точно величину скоростного напора отражает индикаторная земная скорость (calibrated air speed; CAS). Индикаторная земная скорость - это приборная скорость с учётом аэродинамической и инструментальной поправок. При полёте на больших углах атаки восприятие полного и статического давления системой ПВД происходит с искажениями, поэтому требуется вводить поправки для более точного измерения скоростного напора. Чем больше приборная скорость, тем управление самолётом более эффективно и, соответственно, увеличивается располагаемый момент руля направления для балансировки разворачивающего момента при отказе двигателя. С уменьшением приборной скорости располагаемый момент руля направления уменьшается. *Приборная скорость полёта является решающим фактором, определяющим управляемость самолёта с асимметрией тяги двигателей.*

Минимальная эволютивная скорость полёта с отказавшим двигателем (minimum control speed)

Как было сказано выше, когда на многодвигательном самолёте возникает отказ двигателя, то множество факторов влияют на величины, как возникающего разворачивающего момента, так и располагаемого момента руля направления для его парирования. Также было показано, что существует минимальная приборная скорость (V_{MC}), ниже которой пилот не в состоянии сохранять путевое управление самолётом с отказавшим двигателем.

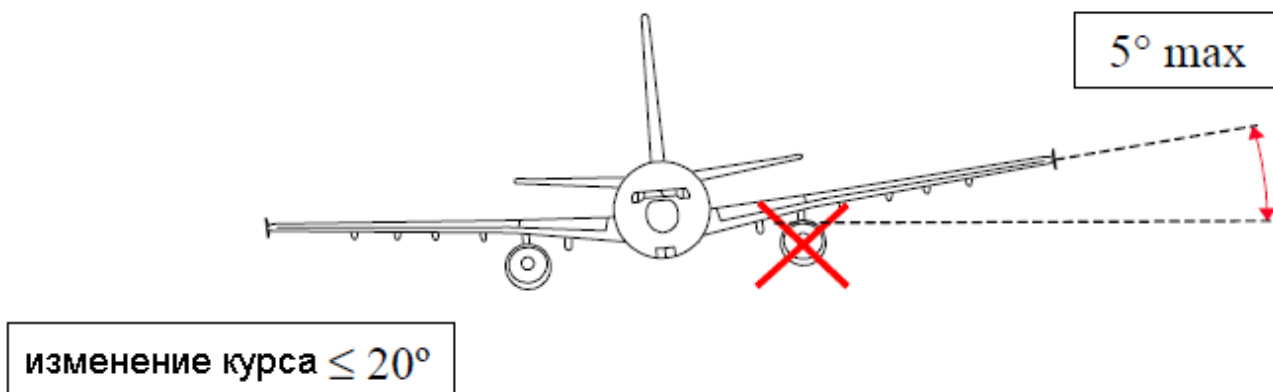
Авиационная администрация, занимающаяся сертификацией, в частности JAA, определяет условия, при которых определяется минимальная эволютивная скорость с отказавшим двигателем. Эти условия представляют собой «наихудший вариант», в который может попасть самолёт при его эксплуатации. Также в них учитывается старение самолёта и средняя скорость реакции пилота.

Так как управляемость самолёта существенно зависит от его конфигурации, то определяются три различные минимальные эволютивные скорости:

- минимальная эволютивная скорость при отказе двигателя во взлётной конфигурации V_{MCA} (minimum control speed – airborne);
- минимальная эволютивная скорость при отказе двигателя на земле V_{MCG} (minimum control speed – on the ground);
- минимальная эволютивная скорость при отказе двигателя в посадочной конфигурации V_{MCL} (minimum control speed – in the landing configuration);

V_{MCA} – это индикаторная земная скорость, на которой, при неожиданном отказе критического двигателя, возможно сохранить управляемость самолёта с отказавшим двигателем, и выдерживать прямолинейный полёт с креном на работающий двигатель не более 5° .

Восстановление балансировки после отказа должно происходить без создания опасного пространственного положения с изменением курса самолёта не более чем на 20° и не должно требовать от пилота особых навыков.



Не допускается, чтобы V_{MCA} оказалась больше $1.13 V_{SR}$ (расчётная скорость сваливания, см. часть 1 стр. 55).

Условия определения V_{MCA} :

- двигатель работает на максимальной располагаемой тяге (мощности);
- самолёт стриммирован для взлёта;
- наиболее неблагоприятная центровка;

- максимальный взлётный вес для аэродрома на уровне моря;
- наиболее неблагоприятный угол выпуска закрылков во взлётной конфигурации;
- шасси убрано;
- самолёт в воздухе, эффект воздушной подушки отсутствует;
- винт отказавшего двигателя авторотирует или, при наличии автомата флюгирования, зафлюгирован.

При этом потребные усилия на педалях не должны превышать 150 lb (68 кг) и не должна требоваться уборка режима работающих двигателей.

Каких либо требований по набору высоты не выставляется. Требуется только сохранение направления движения самолёта.

Факторы, влияющие на $V_{МСА}$.

Угол крена: Создание крена на работающий двигатель уменьшает потребное отклонение руля направления и позволяет уменьшить $V_{МСА}$. Максимальный крен ограничен значением 5° , потому что при большем крене начинает существенно уменьшаться вертикальная составляющая подъёмной силы. Это влечёт за собой потребное увеличение угла атаки, приводящее к росту индуктивного сопротивления.

Центровка: Поскольку самолёт вращается относительно центра тяжести, то положение центра тяжести влияет на длину плеча боковой силы руля направления и, таким образом, на способность киля и руля направления обеспечивать путевую устойчивость и управляемость. Наиболее неблагоприятные условия возникают при предельно задней центровке. Если при этом выполняются сертификационные требования, то при всех остальных центровках возможности по сохранению путевого управления самолёта будут не хуже.

Эффективность элеронов: На малых скоростях, скоростной напор мал, что уменьшает эффективность всех органов управления самолётом. Для балансировки самолёта требуется отклонить элероны для создания момента, противодействующего кренению на отказавший двигатель. При полёте на малой скорости потребный угол отклонения элеронов увеличивается. Опущенный элерон со стороны отказавшего двигателя усиливает разворачивающий момент за счёт увеличения индуктивного сопротивления. Если полёт выполняется на углах атаки близких к сваливанию, то элерон, опущенный на большой угол, может спровоцировать срыв потока с крыла. Это приведёт к неуправляемому кренению на отказавший двигатель. Величина скорости $V_{МСА}$ должна предотвратить такое развитие событий.

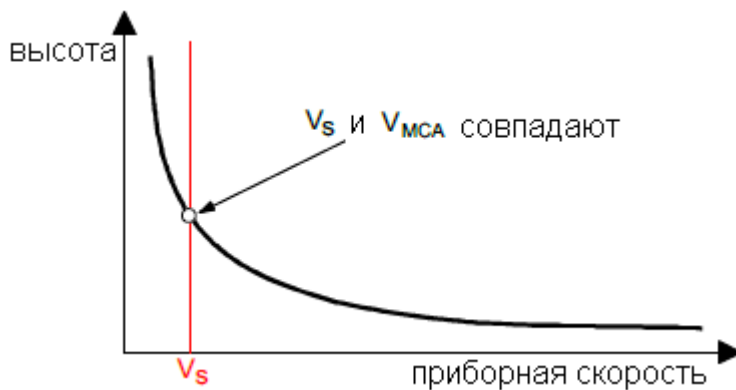
Угол выпуска закрылков: Положение закрылков влияет на аэродинамическое качество самолёта, балансировочный момент тангажа и скорость сваливания. Выпуск закрылков уменьшает располагаемый градиент набора высоты и уменьшает скорость сваливания, но напрямую не влияет на $V_{МСА}$. Если крыло самолёта обтекает струёй от винтов, то выпуск закрылков увеличит разницу подъёмных сил полукрыльев при пропадании обдувки от одного из винтов. Это приведёт к увеличению потребного угла отклонения элеронов и увеличит $V_{МСА}$.

Шасси: Выпущенные шасси увеличивают лобовое сопротивление и уменьшают располагаемый градиент набора высоты. Увеличение боковой поверхности самолёта впереди центра тяжести немного уменьшает путевую устойчивость, поскольку при скольжении

боковая сила от шасси будет противодействовать боковой силе на киле. Таким образом, выпуск шасси немного повышает V_{MCA} .

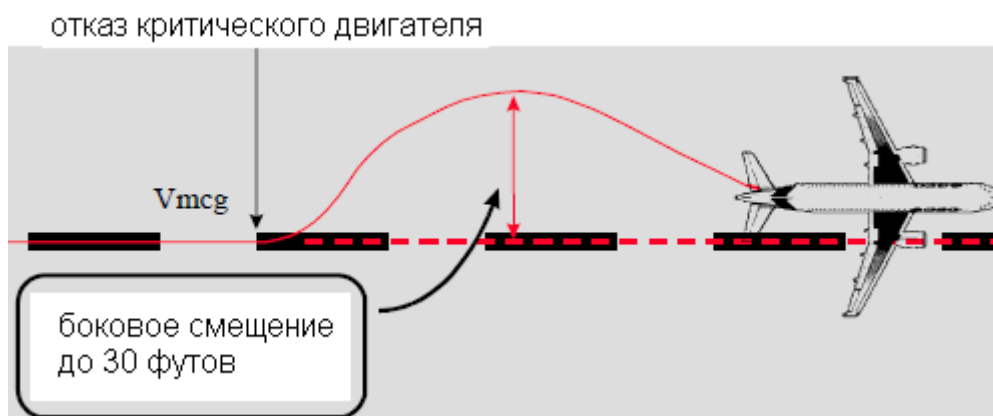
Высота и температура: V_{MCA} напрямую зависит от тяги работающего двигателя. При увеличении высоты полёта и/или температуры воздуха тяга двигателя уменьшается (если в программе регулирования двигателя не заложено постоянство тяги). Поэтому с ростом высоты и/или температуры V_{MCA} уменьшается.

Отношение между V_S и V_{MCA} : Приборная скорость сваливания практически не меняется с увеличением высоты, что представлено на рисунке вертикальной линией. (В главе 7 мы рассматривали, что скорость сваливания увеличивается на больших высотах из-за проявления сжимаемости, но в данном случае речь идёт о небольших высотах).



Обычно на высоте 3000 футов (около 1000 метров) значения V_S и V_{MCA} совпадают. Поэтому выше этой высоты скорость сваливания бывает больше эволютивной скорости с отказавшим двигателем. То есть, если терять скорость с одним работающим на полную мощность двигателем, то сваливание самолёта наступит раньше потери путевой управляемости.

V_{MCG} – это индикаторная земная скорость во время разбега, на которой, при неожиданном отказе критического двигателя, можно продолжить управление самолётом используя только аэродинамические органы управления для безопасного продолжения взлёта (не используя управление передней стойкой или дифференциальное торможение колёс). При этом усилия на педалях не должны превышать 150 фунтов (68.1 кг), поперечное управление используется только для сохранения нулевого угла крена и траектория самолёта, после отказа до восстановления направления движения, сместилась в сторону не более чем на 30 футов (9,14 метра).



Условия определения V_{MCG} :

- двигатель работает на максимальной располагаемой тяге (мощности);
- самолёт стриммирован для взлёта;
- наиболее неблагоприятная центровка;
- максимальный взлётный вес для аэродрома на уровне моря;

Факторы, влияющие на V_{MCG} .

Высота и температура: V_{MCG} напрямую зависит от тяги работающего двигателя. При увеличении высоты полёта и/или температуры воздуха тяга двигателя уменьшается (если в программе регулирования двигателя не заложено постоянство тяги). Поэтому с ростом высоты и/или температуры V_{MCG} уменьшается.

Управление носовой стойкой шасси: Управление носовой стойкой сконструировано для руления – выполнения поворотов на большой угол на небольшой скорости. При выполнении взлёта с мокрой или скользкой ВПП на скорости 70 – 90 узлов (в зависимости от давления в пневматиках и глубины воды/слякоти) на колёсах передней стойки начинается аквапланирование. При этом управление передней стойкой теряет эффективность (колёса поворачиваются, не создавая боковой силы).

V_{MCG} определяется при лётных испытаниях, обычно на сухих ВПП. Если при этом не выключить управление передней стойкой, то полученная скорость V_{MCG} окажется намного ниже. При взлёте с мокрой ВПП, при отказе двигателя на этой же скорости, управление передней стойкой уже не сможет помочь пилоту, и самолёт сойдёт с ВПП. Поэтому правилами сертификации, при определении V_{MCG} , предписано удерживать самолёт от разворота только аэродинамическими средствами.

Плечо руля направления: Когда самолёт находится на земле, он вращается относительно точек опоры основных шасси, которые находятся позади центра тяжести. Поэтому плечо руля направления короче, чем когда самолёт находится в воздухе. У большинства самолётов V_{MCG} больше, чем V_{MCA} .

V_{MCL} - это индикаторная земная скорость, на которой, в посадочной конфигурации, при неожиданном отказе критического двигателя можно сбалансировать самолёт в прямолинейном полёте с креном не более, чем 5° на работающий двигатель.

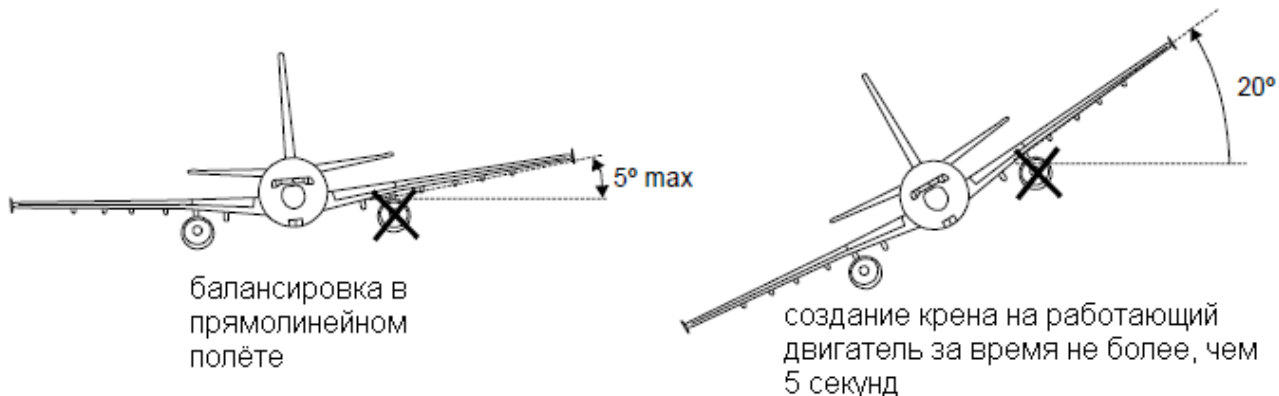
Условия определения V_{MCL} :

- двигатель работает на максимальной располагаемой тяге (мощности);
- самолёт стриммирован для посадки со всеми работающими двигателями;
- наиболее неблагоприятная центровка;
- наиболее неблагоприятный вес;
- наиболее неблагоприятная посадочная конфигурация;
- для винтового самолёта, пропеллер отказавшего двигателя находится в положении, которое он занимает без вмешательства лётчика.

При этом:

- потребные усилия на педалях не должны превышать 150 lb (68 кг);
- самолёт не демонстрирует каких либо опасных особенностей поведения, требующих особых навыков, осторожности или чрезмерной силы от пилотов;

- поперечное управление самолётом должно обеспечить создание крена 20° на работающий двигатель не более чем за 5 секунд.



Факторы, влияющие на V_{MCL} .

Эффективность элеронов: На малых скоростях, скоростной напор мал, что уменьшает эффективность всех органов управления самолётом. Для балансировки самолёта требуется отклонить элероны для создания момента, противодействующего кренению на отказавший двигатель. При полёте на малой скорости потребный угол отклонения элеронов увеличивается. Опущенный элерон со стороны отказавшего двигателя усиливает разворачивающий момент за счёт увеличения индуктивного сопротивления. Если полёт выполняется на углах атаки близких к сваливанию, то элерон, опущенный на большой угол, может спровоцировать срыв потока с крыла. Достаточная эффективность элеронов очень важна при рассмотрении V_{MCL} , поскольку требования к этой скорости включают в себя не только путевую, но и поперечную управляемость.

Краткие выводы по минимальным эволютивным скоростям с отказавшим двигателем.

JAR 25.149 устанавливает критерии, используемые для определения минимальных эволютивных скоростей при сертификации новых самолётов. Полученные скорости затем включаются в руководство по лётной эксплуатации самолёта.

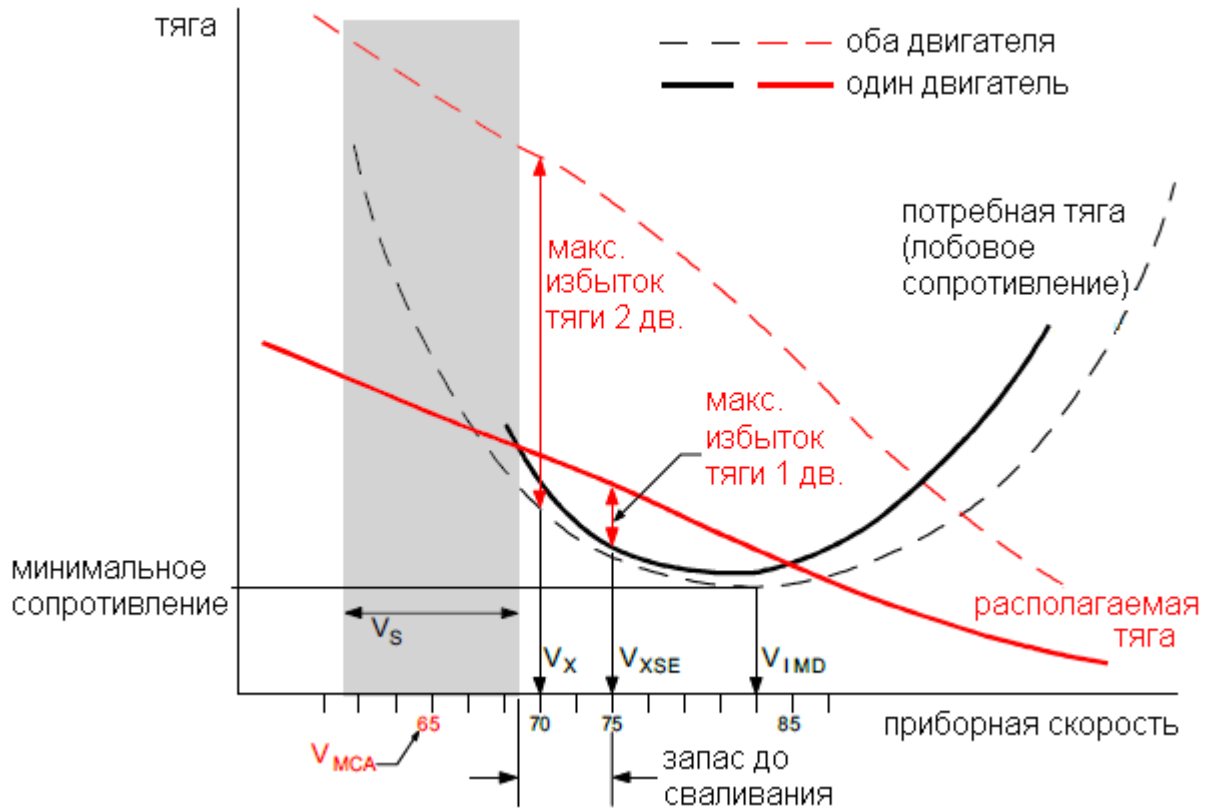
Из рассмотрения эволютивных скоростей можно сделать следующие выводы:

- при определении V_{MCG} не используется управление колёсами передней стойки. Поскольку в противном случае V_{MCG} получилась бы значительно меньше, и при взлёте со скользкой ВПП самолёт невозможно было бы удержать на полосе на скорости большей, чем полученная V_{MCG} .
- V_{MCL} в отличие от остальных эволютивных скоростей, включает в себя требования не только к путевому, но и к поперечному каналу управления самолётом.
- тяга двигателя зависит от плотности воздуха, поэтому она уменьшается с ростом высоты и/или температуры. Разворачивающий момент от несимметричной тяги уменьшается с ростом высоты и/или температуры, поэтому управление самолётом сохраняется на меньших скоростях. Таким образом, минимальные эволютивные скорости при отказе двигателя уменьшаются с ростом высоты и/или температуры.

Лётно-технические характеристики самолёта с отказавшим двигателем.

Способность самолёта набирать высоту зависит от избытка тяги двигателей над лобовым сопротивлением. Когда на двух двигательном самолёте отказывает один двигатель, то общая тяга уменьшается на 50%, но избыток тяги (тяга минус лобовое сопротивление) уменьшается значительно больше. Поэтому, возможность самолёта набирать высоту уменьшается вплоть до 80%.

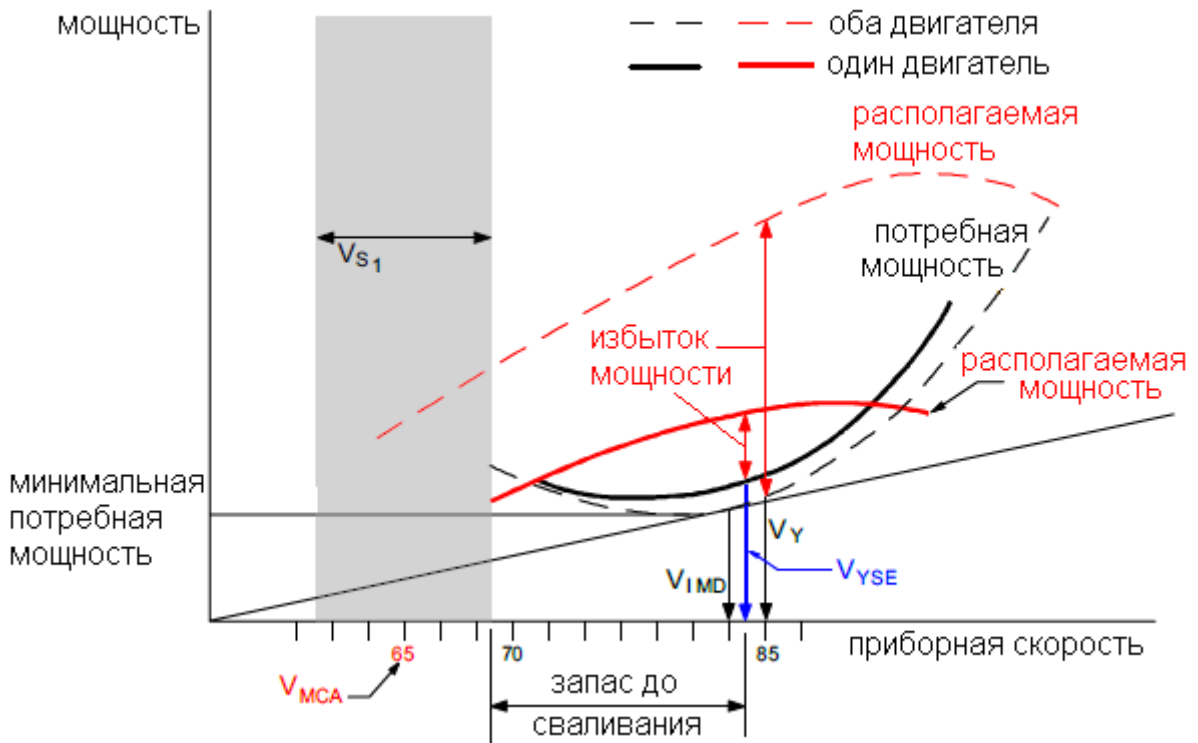
Угол набора высоты на одном двигателе.



Угол набора высоты определяется избытком тяги. Максимальный угол набора высоты достигается на такой скорости, когда реализуется максимальный избыток тяги. Поскольку тяга уменьшается при увеличении скорости, а лобовое сопротивление увеличивается при уменьшении или увеличении скорости относительно наивыгоднейшей скорости V_{IMD} (indicated minimum drag), то скорость наибольшего избытка тяги будет меньше наивыгоднейшей скорости. Скорость максимального угла наклона траектории на всех работающих двигателях V_x и при отказе двигателя эта скорость будет V_{XSE} (single engine).

Вертикальная скорость набора высоты на одном двигателе.

Вертикальная скорость набора высоты определяется избытком мощности. Мощность это скорость выполнения работы, а работа это сила, умноженная на дистанцию, пройденную в направлении действия силы. Таким образом, располагаемая/потребная мощность это тяга/лобовое сопротивление умноженная на истинную скорость (TAS). Хотя тяга уменьшается при увеличении скорости, но произведение тяги на скорость (располагаемая мощность) на первоначальном участке возрастает (см. рисунок). Поэтому скорость соответствующая максимальному избытку мощности больше наивыгоднейшей (V_{IMD}).



Скорость соответствующая максимальной вертикальной скорости при всех работающих двигателях обозначается V_Y и при одном отказавшем двигателе V_{YSE} (single engine).

Скорости V_Y и V_{YSE} больше, чем V_X и V_{XSE} , и обеспечивают больший запас до сваливания и минимальной эволютивной скорости V_{MCA} . В большинстве случаев целесообразно использовать скорости V_Y и V_{YSE} . На маленьких двухмоторных самолётах скорость V_{YSE} обозначается на индикаторе приборной скорости голубой радиальной чертой и называется «blue line speed».

Выводы

При заданных высоте, скорости и режиме работы двигателя, избыток тяги зависит от лобового сопротивления, которое в свою очередь зависит от конфигурации самолёта, веса и необходимости выполнять разворот. Отклонение рулевых поверхностей для балансировки несимметричной тяги повышает лобовое сопротивление самолёта. Поэтому очень важно при отказе двигателя, особенно на взлёте или уходе на второй круг, принять меры к уменьшению лобового сопротивления и не выполнять без необходимости развороты до набора безопасной высоты.

Лобовое сопротивление может быть уменьшено путём флюгирования винта на отказавшем двигателе, уборкой шасси, постепенной уборкой закрылков, закрытием створки маслорадиатора отказавшего двигателя и созданием крена 5° на работающий двигатель. Выдерживание скорости V_{YSE} «blue line speed» при максимальном продолжительном режиме работающего двигателя обеспечит получение максимальной скорости набора высоты и оптимальное управление самолётом.

Глава 13 Полёт на больших числах М

Введение

Во время предыдущего изучения аэродинамики малых скоростей воздух считался несжимаемым, то есть считалось, что его плотность не изменяется при изменении давления.

На любой скорости происходит изменение плотности воздуха из-за сжимаемости, но на малых скоростях эти изменения очень малы и могут не учитываться. Но при большой скорости полёта изменения плотности воздуха становятся значительными.

Когда самолёт движется через воздух, он генерирует бесконечно малые возмущения или волны давления, которые распространяются во все стороны. Аэродинамику больших скоростей интересуют волны, которые распространяются вперёд. Они «сигнализируют» о приближении самолёта, заставляют воздух изменить направление движения (скос потока вверх) (см. часть 1 стр.16) и делят поток для прохода самолёта.

Скорость звука

Аэродинамика больших скоростей рассматривает скорость распространения в воздухе бесконечно малых возмущений давления (волн давления). Волны давления распространяются от источника возмущения путём передачи энергии между молекулами воздуха. Поскольку скорость движения молекул зависит от температуры, то и *скорость распространения волн давления зависит только от температуры воздуха*. Чем меньше температура, тем меньше скорость. Звуковые волны являются волнами давления, поэтому скорость распространения волн давления (слышимых или нет) называют скоростью звука.

Скорость звука в воздухе при температуре 15°C равна 340 м/с (661 узел, 1224 км/час).

Можно показать, что скорость звука равна $a = \sqrt{\gamma RT}$,

где γ – показатель адиабаты (для воздуха $k = 1,4$),

R – индивидуальная газовая постоянная для сухого воздуха = 287 Дж/(кг К),

T – абсолютная температура (в градусах Кельвина).

Поскольку первые две величины являются константами, то *скорость звука пропорциональна квадратному корню из абсолютной температуры*. Например: при температуре 15°C (288°K)

$$a = \sqrt{1,4 * 287 * 288} = 340 \text{ м/с}$$

Число М

Когда скорость самолёта увеличивается, расстояние между ним и зоной влияния волн давления уменьшается. Самолёт начинает нагонять волны давления и воздуху остаётся всё меньше времени, чтобы дать проход самолёту. Угол скоса потока вверх становится всё меньше. По мере роста скорости происходит изменение картины обтекания и зоны распределения давления вокруг самолёта. В конечном счёте изменяются подъёмная сила и лобовое сопротивление, манёвренные свойства, характеристики устойчивости и управляемости.

Все эти изменения происходят из-за сжимаемости воздуха, когда плотность воздуха меняется в процессе обтекания самолёта.

Для пилота очень важно знать степень изменения характеристик самолёта из-за эффекта «сжимаемости», насколько текущая скорость самолёта близка к границе критических явлений. Критерием проявления сжимаемости является отношение истинной скорости полёта к местной скорости звука. Это отношение называется числом М.

$$M = V / a$$

Данная формула позволяет легко понять несколько важных взаимосвязей.

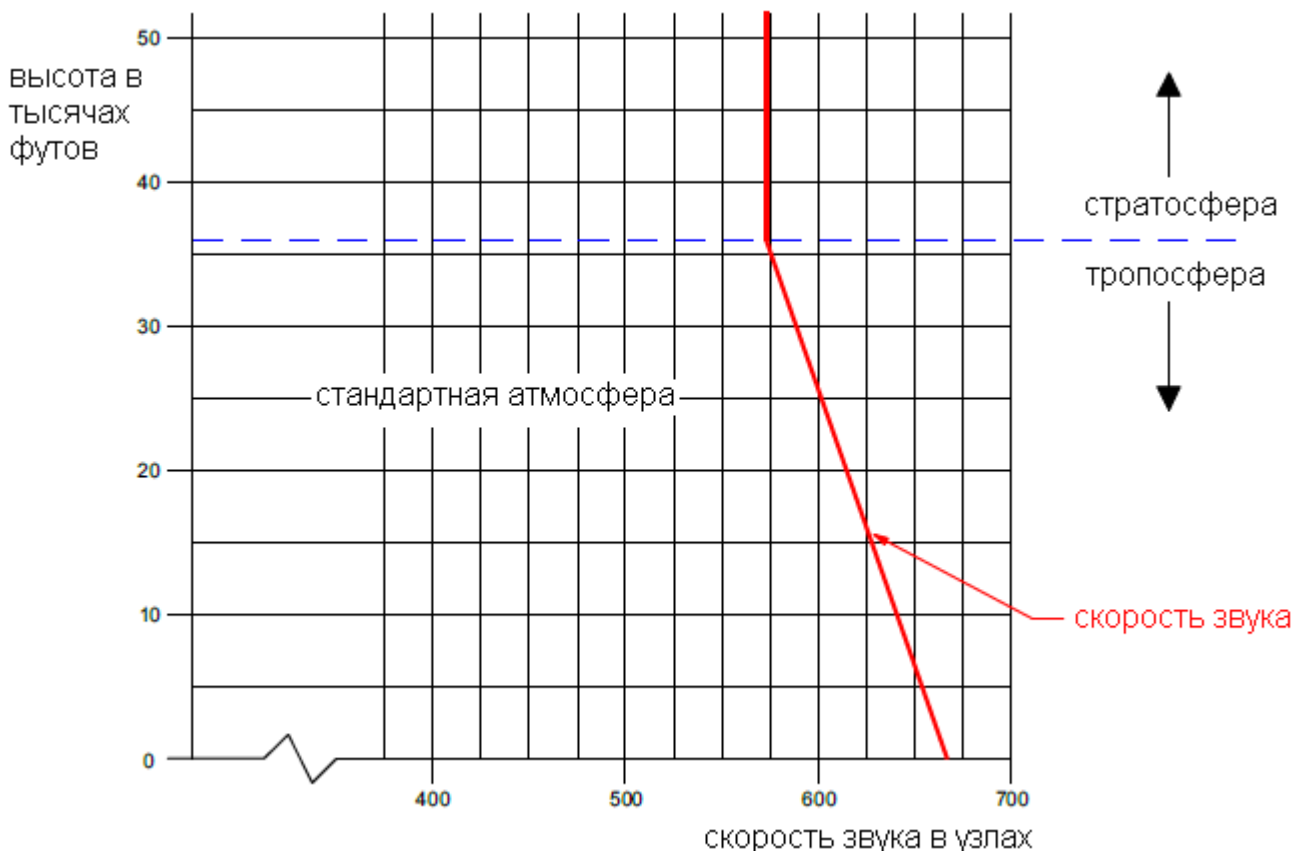
Изменение числа М при наборе высоты на постоянной приборной скорости.

Как известно, с ростом высоты температура воздуха понижается, следовательно, уменьшается и скорость звука.

Также известно, что если набирать высоту на постоянной приборной скорости, то истинная скорость будет увеличиваться.

Таким образом, при наборе высоты на постоянной приборной скорости число М будет расти. Поскольку (V) будет расти и (a) будет уменьшаться.

С физической точки зрения: расстояние между самолётом и зоной влияния волн давления, распространяющихся вперёд, будет уменьшаться. Это приведёт к изменению картины обтекания и распределения давления вокруг самолёта.



В международной стандартной атмосфере принято, что температура на уровне моря равна +15°C и равномерно понижается до -56,5°C к высоте 11 км (36,089 футов). Выше располагается стратосфера, где температура остаётся постоянной. Соответственно скорость звука понижается до высоты тропопаузы и далее остаётся постоянной.

В главе 14 будут описаны максимально допустимые скорость (V_{MO}) и число M (M_{MO}). Поскольку при наборе высоты на постоянной приборной скорости число M растёт, то при этом существует вероятность превышения максимально допустимого числа M (M_{MO}). Чтобы этого не допустить на определённой высоте следует сменить программу набора с выдерживания приборной скорости на выдерживание заданного числа M . Высота смены программы набора зависит от температуры наружного воздуха. Чем ниже температура, тем ниже высота перехода на пилотирование по числу M .

Изменения истинной скорости при изменении высоты на постоянном числе M .

Если $M = V / a$, то истинная скорость $V = M * a$

При полёте на постоянном числе M :

- при уменьшении высоты полёта температура будет расти, местная скорость звука будет расти, а значит, и истинная скорость тоже будет увеличиваться. Приборная скорость будет расти ещё быстрее, поскольку будет возрастать плотность воздуха.
- при увеличении высоты будет происходить обратный процесс, и истинная скорость будет уменьшаться (до высоты тропопаузы, а затем будет оставаться постоянной).

Если в процессе набора высоты выдерживать постоянную истинную скорость, то число M будет возрастать вплоть до тропопаузы, а затем будет оставаться постоянным.

Влияние температуры на число M в горизонтальном полёте с постоянной приборной скоростью.

Самолёт обычно пилотируется по приборной скорости. Взаимосвязь числа M и приборной скорости может быть выражена следующей формулой.

$$M = IAS / (661 \sqrt{P / P_0})$$

где IAS – приборная скорость в узлах;

661 – скорость звука на уровне моря в узлах (стандартная атмосфера)

P – давление на высоте полёта

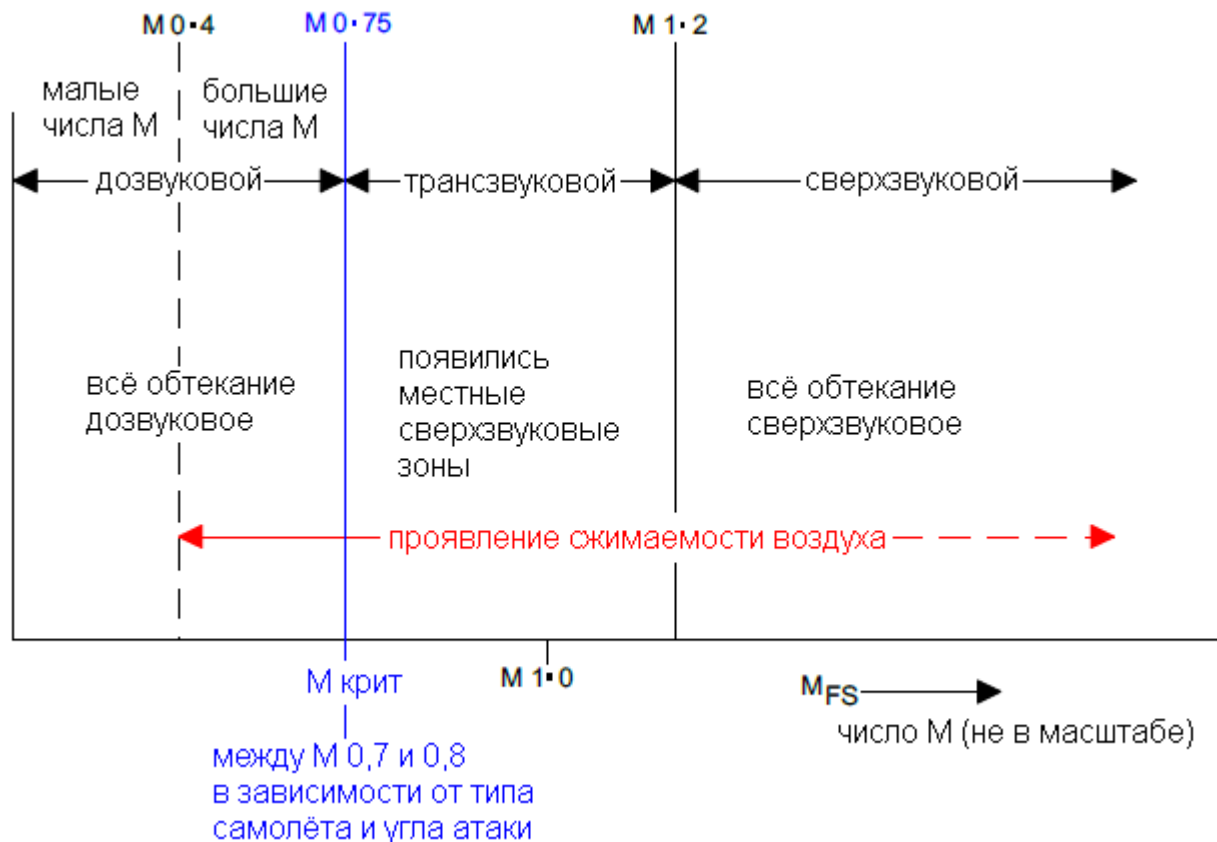
P_0 – давление на уровне моря

Данная формула показывает, что в горизонтальном полёте (давление не меняется), число M не зависит от температуры воздуха, а прямо пропорционально приборной скорости полёта. Это происходит потому, что истинная скорость в горизонтальном полёте на постоянной приборной скорости изменяется пропорционально квадратному корню из температуры.

$$TAS \sim IAS \sqrt{T} \text{ (при постоянном давлении).}$$

То есть скорость звука и истинная скорость изменяются одинаково.

Классификация потока воздуха по числу М.



M_{FS} (free stream) – число М невозмущенного потока. (Фактическое число М самолёта, движущегося в воздухе). Это значение пилот видит на индикаторе числа М.

M_L (local) – местное число М. При обтекании самолёта возникают зоны, где поток разгоняется и тормозится.

В зависимости от местного числа М течение в пограничном слое может быть:

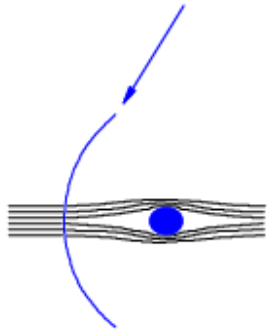
- дозвуковым $M_L < 1.0$
- звуковым $M_L = 1.0$
- сверхзвуковым $M_L > 1.0$

Распространение волн давления

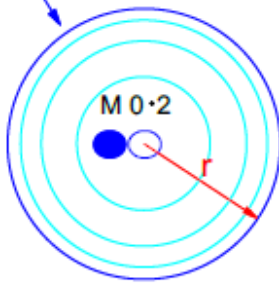
На рисунке изображены четыре наброска, которые иллюстрируют распространение волн слабого возмущения (звуковых) перед телом, движущемся с различными числами М, и как ведёт себя поток по мере приближения к телу. Волны давления распространяются от тела непрерывно, но для большей ясности изображена только одна волна.

По мере того как увеличивается число М движущегося объекта, он становится всё ближе к «передней кромке» звуковой волны и воздух получает всё меньше и меньше предупреждения о приближении объекта. Всё меньшее число частиц воздуха успевают отклониться от набегающего тела. Воздух начинает скапливаться перед объектом, плотность воздуха увеличивается.

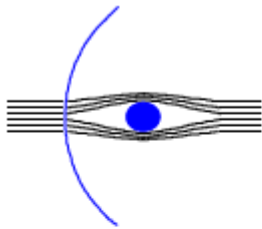
волна слабого возмущения (волна давления)



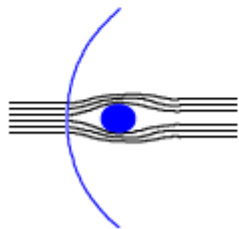
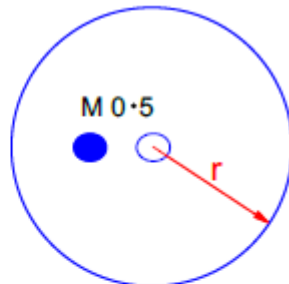
(a)



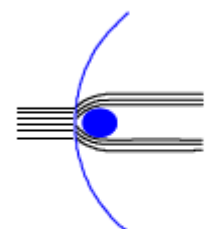
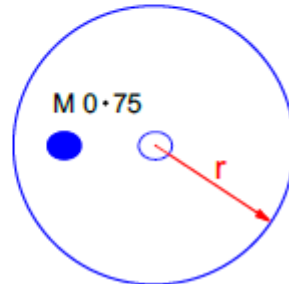
- условные обозначения
- = положение тела в момент создания волны давления
 - = положение тела в момент когда волна давления достигла радиуса r
 - M = число M движущегося тела
 - = волна давления распространяющаяся от тела с местной скоростью звука



(b)

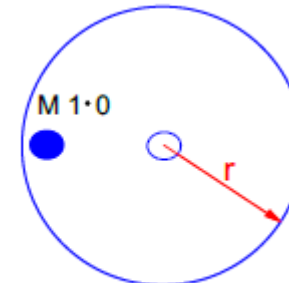


(c)



обтекание тела

(d)



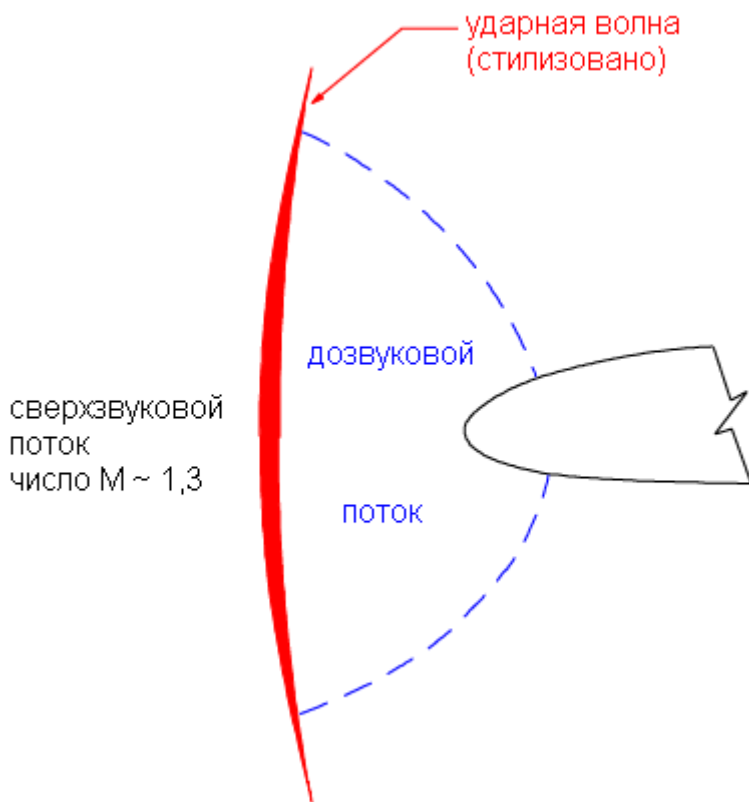
волна давления

Когда скорость объекта достигает местной скорости звука (набросок d), волна давления уже не состоянии предупредить частицы воздуха о приближении объекта. Поэтому частицы невозмущённого потока, не получив никакого первоначального импульса от волны давления, сразу сталкиваются с частицами воздуха, скопившимися непосредственно у передней кромки тела. В результате этого столкновения резко возрастает давление и плотность воздуха.

При дальнейшем увеличении числа M давление и плотность воздуха перед объектом продолжает увеличиваться. Зона сжатого воздуха простирается на некоторое расстояние

перед объектом. Величина этой зоны зависит от скорости, размера объекта и температуры воздуха.

В потоке непосредственно перед этой зоной находятся частицы воздуха совершенно невозмущённые приближающимся объектом, затем они испытывают резкое изменение в скорости, давлении, температуре и плотности. Граница между невозмущённым и сжатым воздухом называется «ударная волна» или «скачок уплотнения». Стилизованно ударная волна изображена на следующем рисунке.

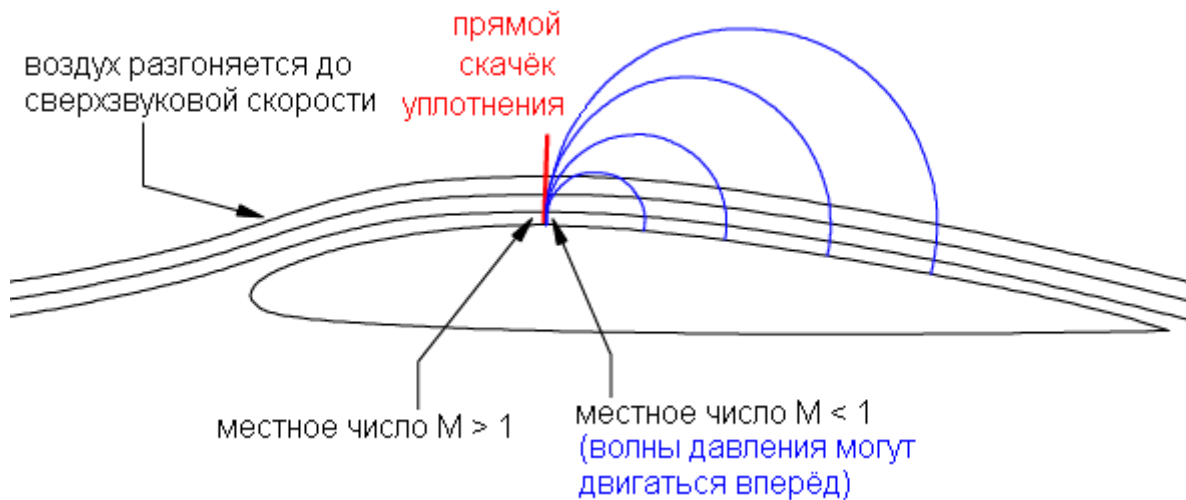


В сверхзвуковом потоке не существует скачка потока перед крылом, и после крыла.

Прямой скачок уплотнения.

Прямой или нормальный (normal означает перпендикулярный к потоку воздуха) скачок уплотнения может образоваться возле поверхности самолёта при полёте на дозвуковой скорости.

Как было рассмотрено ранее, воздух разгоняется над крылом и может достигнуть сверхзвуковой скорости. В этом случае, при последующем торможении на границе между сверхзвуковой и дозвуковой зоной обтекания возникнет прямой скачок уплотнения. Таким образом, проявление сжимаемости воздуха оказывает влияние на самолёт ещё до достижения числа $M = 1$.



Критическое число M

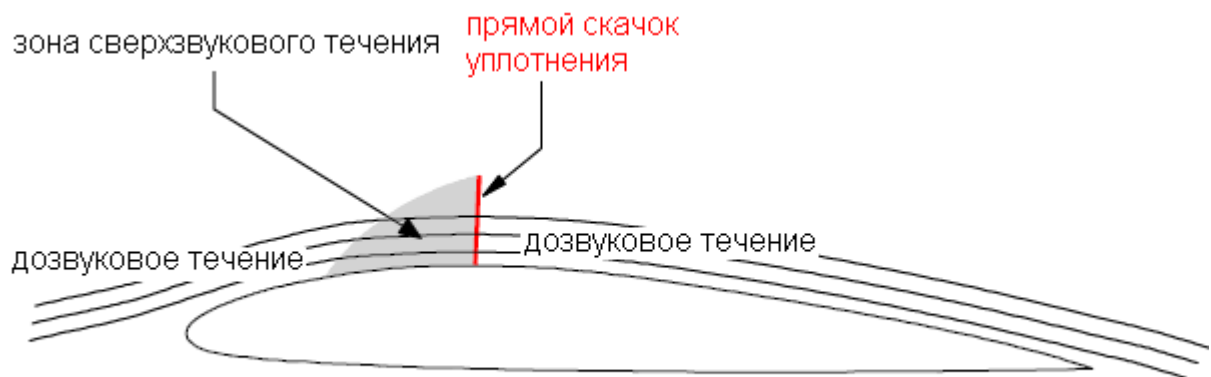
Крыло создаёт подъёмную силу за счёт разгона воздуха над верхней поверхностью. На небольших углах атаки наибольшая местная скорость воздуха достигается в районе наибольшей толщины профиля крыла. Например, при горизонтальном полёте на числе $M = 0,84$, местное число M потока над крылом может достигать $M = 1,05$. При увеличении угла атаки местные скорости потока будут ещё больше, и сверхзвуковая зона будет смещаться вперёд.

Число M невозмущённого потока, при котором местная скорость обтекания тела впервые достигает скорости звука, называется критическим числом M (M_{CRIT}).

Другими словами: критическое число M это наибольшая скорость, при которой в окрестности самолёта нет ни одной сверхзвуковой зоны течения воздуха.

Увеличение относительной толщины профиля крыла и увеличение угла атаки приводят к большему ускорению воздуха над верхней поверхностью крыла, поэтому критическое число M меньше у крыла с большей относительной толщиной профиля и/или на большем угле атаки.

Увеличение скорости выше M крит.



смешанное сверхзвуковое и дозвуковое обтекание на трансзвуковых скоростях

Когда число M становится больше, чем M критическое, над верхней поверхностью крыла возникает небольшая зона сверхзвукового потока, заканчивающаяся прямым скачком уплотнения.

При дальнейшем увеличении скорости зона сверхзвукового течения увеличивается, и скачок уплотнения смещается в сторону задней кромки. То же самое начинает происходить и на нижней поверхности крыла. Но за счет меньшей выпуклости нижней поверхности воздух разгоняется медленнее, и сверхзвуковая зона появляется на большем числе M .

Когда число M достигает 1.0 течение над верхней и под нижней поверхностью крыла становится полностью сверхзвуковым. Верхний и нижний скачки уплотнения достигают задней кромки крыла.

Когда число M немного превысит 1.0, перед передней кромкой крыла формируется новый головной скачок уплотнения, описанный двумя страницами ранее.

Головной скачок первоначально отсоединён от передней кромки зоной сжатого воздуха, но по мере увеличения числа M он приближается к передней кромке. На острых передних кромках головной скачок присоединяется к передней кромке. Чем острее кромка, тем на меньшем числе M головной скачок присоединится к кромке.

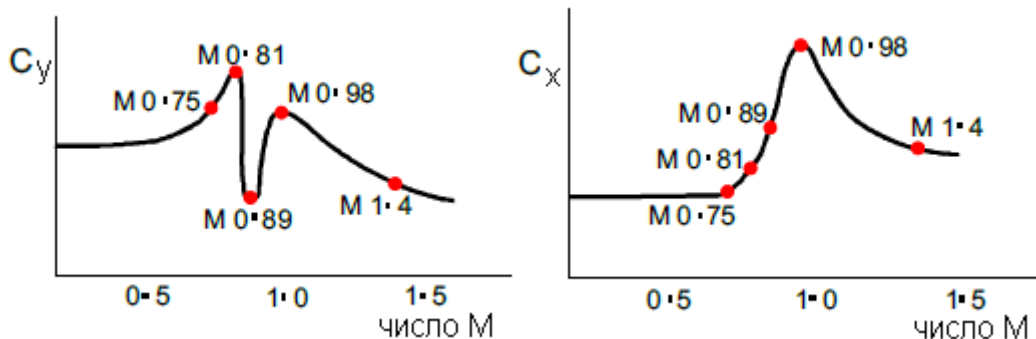
На M крит нет скачков уплотнения, поскольку нет зоны сверхзвукового течения. Скачки уплотнения первоначально формируются в задней части зоны сверхзвукового течения.

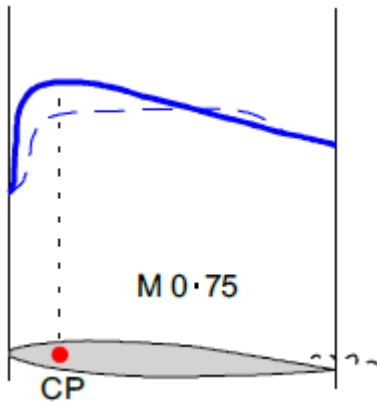
Распределение давления по профилю на трансзвуковых числах M

На нижерасположенных рисунках показано развитие скачков уплотнения возле поверхности крыла на небольшом постоянном угле атаки по мере увеличения числа M от 0.75 (M крит) до 1.4.

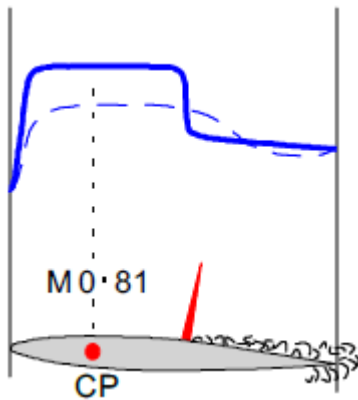
Жирной голубой линией показано давление на верхней поверхности крыла, а тонкой штриховой – на нижней поверхности. Чем ниже давление, тем выше нарисована линия. Разница между сплошной и прерывистой линиями показывает перепад давления между нижней и верхней поверхностью; если прерывистая линия оказывается выше сплошной, значит, на данном участке создаётся отрицательная подъёмная сила. Создаваемая подъёмная сила соответствует площади, очерченной этими линиями, а центр давления – геометрическому центру полученной фигуры.

В процессе изменения скорости в трансзвуковом диапазоне распределение давления по профилю постоянно видоизменяется.

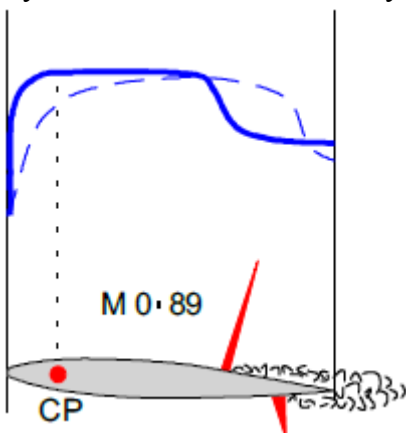




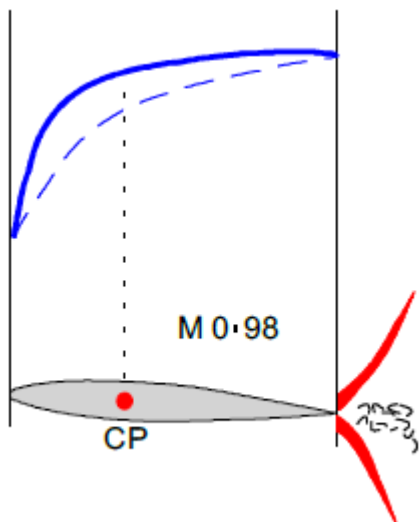
M 0.75 обтекание дозвуковое. Отделение пограничного слоя происходит возле задней кромки. Задняя треть профиля практически не образует подъёмной силы. Центр давления находится впереди. C_u довольно высок и стабильно увеличивается. C_x начинает увеличиваться.



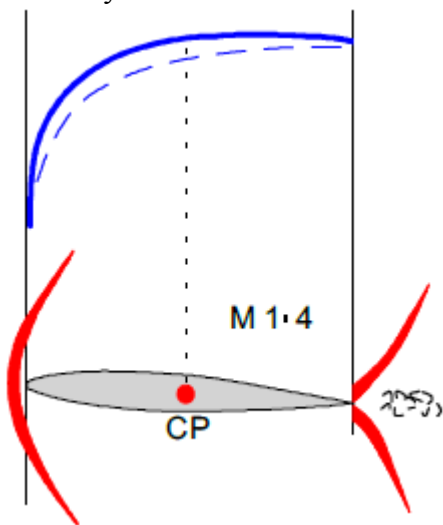
M 0.81 На верхней поверхности крыла образуется скачок уплотнения. Обратите внимание на резкое увеличение давления (сплошная линия резко уходит вниз) вызванное падением скорости потока на скачке уплотнения. Центр давления начинает немного смещаться назад. C_u достигает своего максимума, но C_x резко возрастает.



M 0.89 Картина распределения давления показывает причину резкого уменьшения коэффициента подъёмной силы: задняя часть профиля создаёт отрицательную подъёмную силу, потому что разрежение на верхней поверхности крыла разрушено скачком уплотнения, в то время как на нижней поверхности скачок располагается значительно ближе к задней кромке. В передней же части профиля разрежение сверху и снизу крыла мало отличаются. Центр давления снова смещается вперёд. C_x продолжает быстро нарастать.



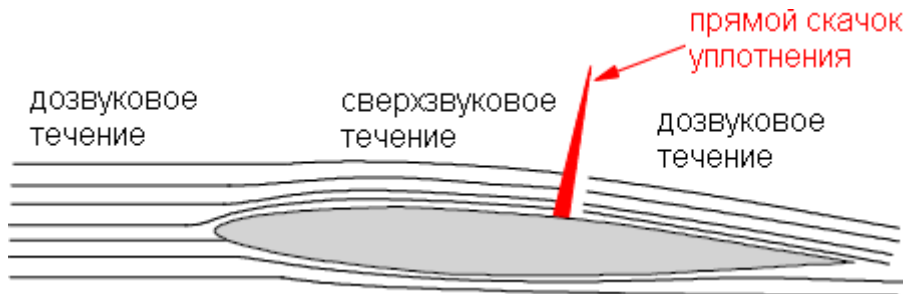
M 0.98 Верхний и нижний скачки уплотнения переместились на заднюю кромку и уже не портят обтекание профиля. Практически вся поверхность обтекается со сверхзвуковой скоростью. Центр давления снова сместился назад. Поскольку нет скачка уплотнения над верхней поверхностью, то коэффициент подъемной силы увеличился. C_x достигает своего максимума.



M 1.4 Профиль прошёл трансзвуковой диапазон. Появился головной скачок уплотнения. Коэффициент подъемной силы падает снова потому что давление на обеих поверхностях становится почти одинаковым. Впервые после превышения M критического коэффициент лобового сопротивления существенно уменьшился.

С точки зрения физики, рост, а затем падение коэффициента лобового сопротивления можно объяснить так: при появлении и дальнейшем развитии сверхзвуковых зон возле профиля максимум разрежения смещается от передней кромки на центральную сужающуюся часть профиля. То есть разрежение воздуха теперь не подсасывает профиль вперёд (подсасывающая сила), а тянет его назад. Когда же профиль полностью находится в сверхзвуковом обтекании, то скачки уплотнения ограничивают зону влияния профиля на окружающий воздух, и чем больше число M , тем эта зона становится всё меньше, соответственно уменьшается C_x (как впрочем, и C_y).

Свойства прямого скачка уплотнения

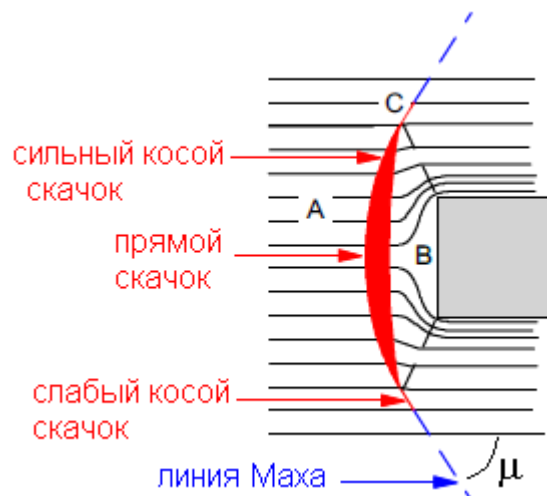


Когда поток воздуха проходит через прямой скачок уплотнения, то направление движения частиц воздуха не изменяется. При этом параметры потока претерпевают следующие изменения:

- поток тормозится до дозвуковой скорости, причем величина числа M после скачка приблизительно равна обратной величине от числа M перед скачком. Например, перед скачком $M = 1.25$, значит за скачком $M \approx 1 / 1.25 = 0.8$ (Чем больше число M , тем сильнее оно уменьшается);
- увеличивается статическое давление;
- увеличивается температура;
- увеличивается плотность;
- энергия потока (сумма статического давления и скоростного напора) существенно уменьшается.

Минимальная потеря энергии на прямом скачке уплотнения будет при минимальном числе M сверхзвукового потока.

Косой скачок уплотнения



Воздух в зоне «А» движется со сверхзвуковой скоростью и не получает от приближающегося объекта никаких импульсов.

Воздух в зоне «В» сжат и имеет дозвуковую скорость. Он стремится обойти объект и слиться с окружающим потоком.

Проходя через скачок уплотнения воздух из зоны «А» резко тормозится с увеличением давления, плотности и температуры. Центральная часть головной волны, расположенная перпендикулярно траектории движения воздуха, является прямым скачком уплотнения.

При удалении от центра головной волны угол наклона «поверхности» скачка начинает уменьшаться, пока не достигнет угла наклона «линии Маха», определяемой числом M объекта. $\sin \mu = 1 / M$.

Частицы воздуха, проходя через косой скачок уплотнения, меняют направление движения. На косом скачке уплотнения, расположенном возле центра головной волны, также происходит интенсивное торможение потока, но скорость воздуха может остаться сверхзвуковой (обязательно дозвуковой будет составляющая скорости потока, перпендикулярная фронту ударной волны).

Черная пунктирная линия на вышерасположенном рисунке очерчивает зону дозвукового течения позади головного скачка уплотнения.

Частицы воздуха, пройдя через скачок уплотнения в зоне «С», теряют скорость, но по-прежнему движутся со сверхзвуковой скоростью. В данной зоне скачок является слабым косым скачком уплотнения. Он становится всё слабее, пока совсем не исчезает. Далее находится зона, на которую пролетающее тело не оказывает никакого влияния.

Распространение слабых волн давления ограничивается «линией Маха».

Выводы по скачкам уплотнения

- Торможение со сверхзвуковой скорости до дозвуковой всегда происходит резко и сопровождается повышением давления, температуры и плотности. На прямом скачке уплотнения воздух всегда тормозится до скорости ниже скорости звука.
- Пройдя через косой скачок уплотнения, поток может сохранить сверхзвуковую скорость, но нормальная (перпендикулярная скачку уплотнения) составляющая скорости потока обязательно будет меньше скорости звука. На косом скачке уплотнения частицы воздуха меняют направление движения.

Влияние скачков уплотнения на полёт самолёта

Формирование и развитие скачков уплотнения на крыле оказывает влияние на подъёмную силу, лобовое сопротивление, устойчивость и управляемость самолёта.

Резкое повышение давления за скачком приводит к утолщению пограничного слоя и часто к его срыву. Это явление приводит к увеличению турбулентного следа за крылом и также влияет на изменение вышеперечисленных характеристик крыла и самолёта.

Влияние скачков уплотнения на подъёмную силу

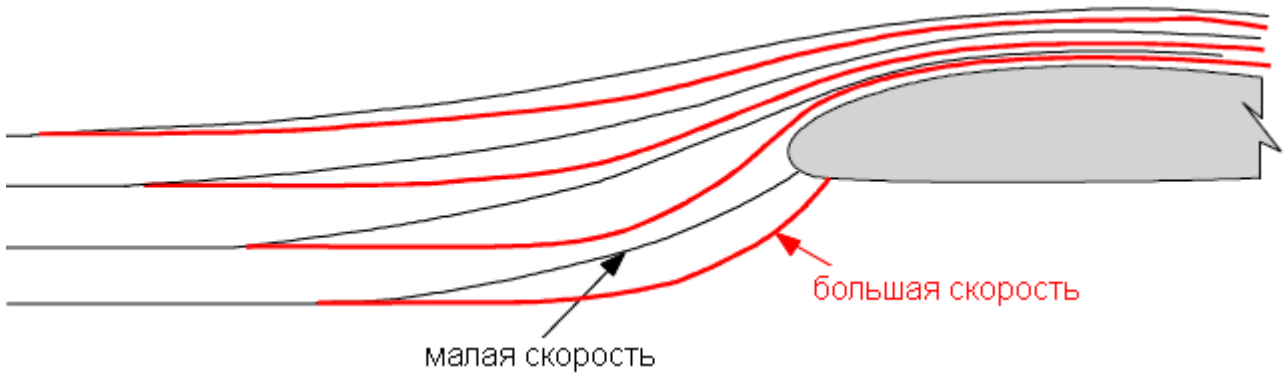
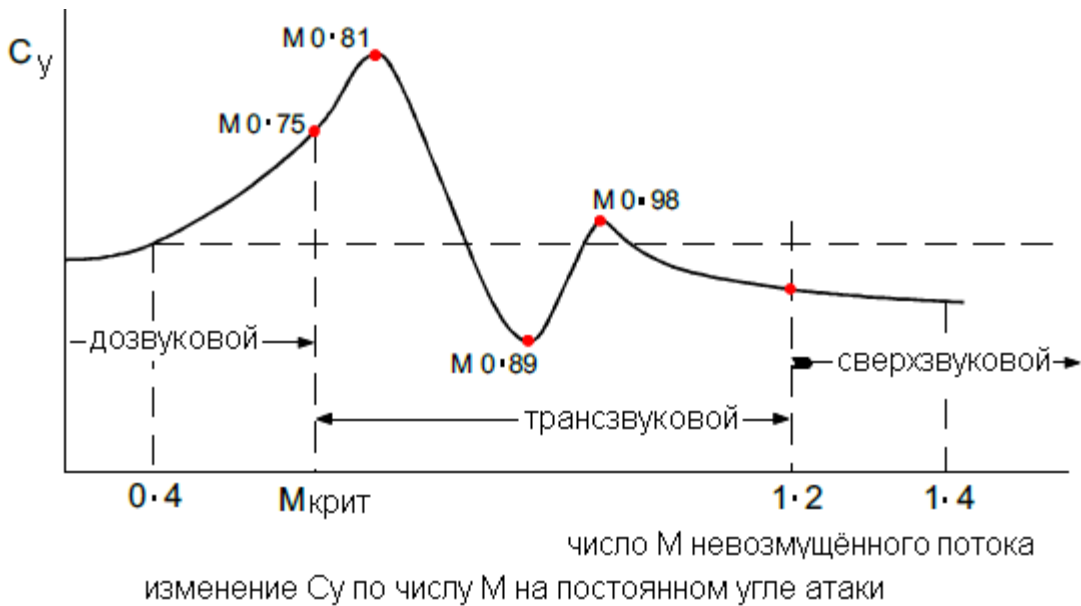
На малых дозвуковых скоростях C_u на постоянном угле атаки практически не меняется. Однако в трансзвуковом и сверхзвуковом диапазоне он будет меняться.

На больших дозвуковых скоростях C_u возрастает. Это является результатом изменения формы струек воздуха, обтекающих переднюю кромку.

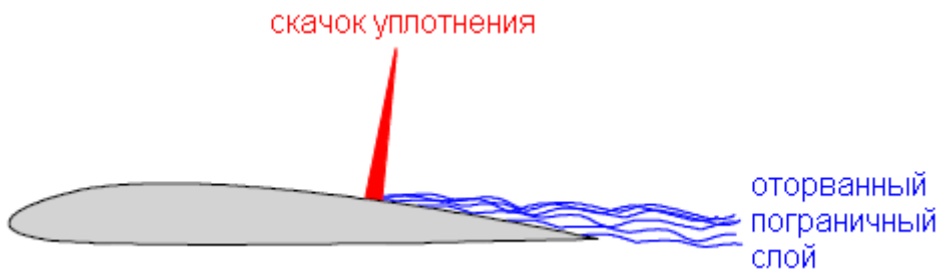
На малых скоростях искривление струек происходит на большом удалении от крыла (зона разрежения над передней кромкой простирается вперёд и увлекает воздух вверх).

С увеличением скорости частицы воздуха получают предупреждение о приближении объекта на меньшем удалении. Это приводит к большему ускорению воздуха и большему падению давления в районе передней кромки.

В главе 7 рассмотрено, что по этой причине увеличивается скорость сваливания на больших высотах.



На $M > M_{\text{крит}}$ на верхней поверхности формируется скачок уплотнения. За ним возникает зона повышенного давления, уменьшающая подъёмную силу (на рисунке, на $M > 0.81$). Кроме этого, за скачком может возникать срыв пограничного слоя, также уменьшая подъёмную силу крыла.



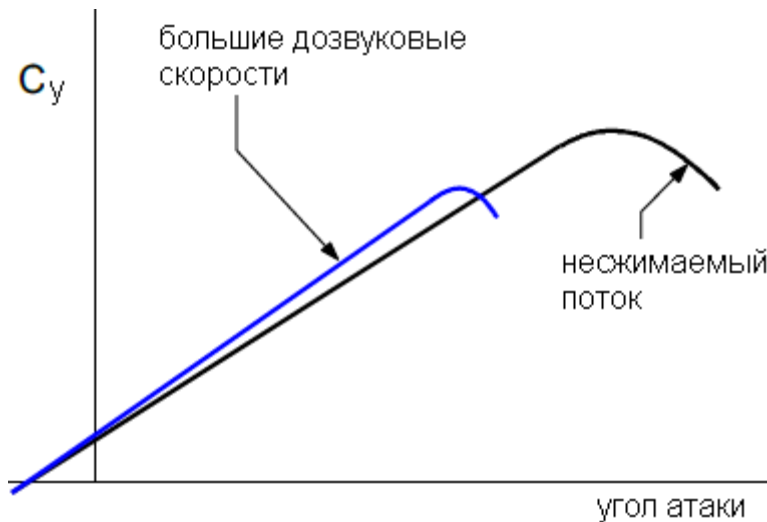
Этот срыв называется волновым (shock stall). Степень развития волнового срыва зависит от формы и профиля крыла. Крыло, не предназначенное для полёта на больших числах M , может энергично терять подъёмную силу на $M > M_{\text{крит}}$. Но на крыльях имеющих суперкритический профиль, стреловидность, меньшую относительную толщину и кривизну C_y в транзвуковом диапазоне меняется гораздо меньше.

Сорванный пограничный слой, попадая на оперение самолёта, может вызывать тряску (скоростная тряска) или даже разрушение конструкции самолёта.

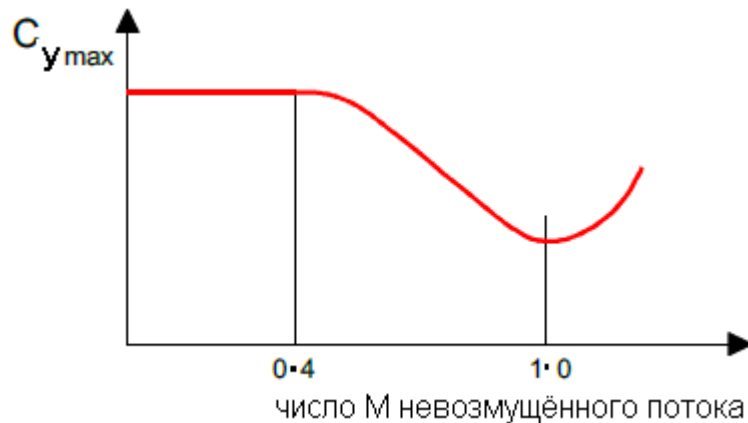
Крейсерская скорость большинства современных транспортных самолётов находится в начале трансзвукового диапазона, поэтому над крылом присутствует небольшой скачок уплотнения.

Влияние скачка уплотнения на $C_y = f(\alpha)$ и $C_{y \max}$

При увеличении числа M от 0.4 до ≈ 0.8 на постоянном угле атаки происходит увеличение C_y , что приводит к увеличению наклона кривой $C_y = f(\alpha)$.



Тем не менее, из-за более раннего срыва потока, вызванного скачком уплотнения, $C_{y \max}$ и угол атаки сваливания уменьшаются.



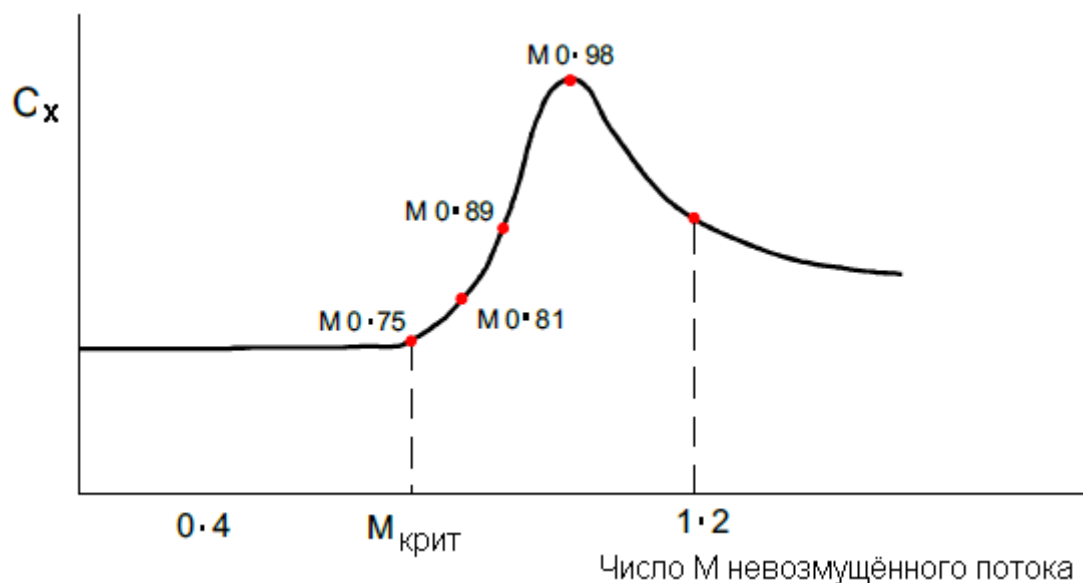
Влияние скачка уплотнения на лобовое сопротивление

Формирование скачков уплотнения возле поверхностей самолёта приводит к более энергичному росту лобового сопротивления. Эта дополнительная прибавка сопротивления называется волновым сопротивлением. Физическая природа волнового сопротивления обусловлена переходом части механической энергии потока воздуха в тепловую энергию на скачке уплотнения и возможном последующем отделении пограничного слоя.

Потеря механической энергии на скачке уплотнения: Ударные изменения параметров потока воздуха, проходящего через скачок уплотнения, приводят к повышению тепловой энергии (температуры) потока. На это тратится часть механической энергии (потенциальная и кинетическая энергии вместе) потока. На движение самолёта данная потеря части механической энергии сказывается, как дополнительное сопротивление. Чем угол наклона скачка больше (более косой скачок), тем изменения параметров потока на нём становятся менее энергичными, но при этом скачок имеет большую протяжённость в пространстве и влияет на большую массу окружающего самолёт воздуха. Таким образом, чем больше число M полёта, тем больше волновое сопротивление, обусловленное потерей механической энергии.

Дополнительное сопротивление, обусловленное отделением пограничного слоя: На поверхности самолёта в зоне за скачком уплотнения давление выше, чем перед скачком. Этот перепад давлений может привести к появлению обратного тока воздуха в пограничном слое. Это в свою очередь приводит к набуханию и отделению пограничного слоя от поверхности самолёта. На турбуленцию потока, вызванную данным явлением, уходит часть механической энергии самолёта. Данная потеря энергии представляет собой дополнительное лобовое сопротивление.

В трансзвуковом диапазоне по мере увеличения числа M скачок уплотнения передвигается по крылу к хвостовой кромке крыла. Благодаря этому зона срыва пограничного слоя уменьшается и это приводит к уменьшению коэффициента лобового сопротивления.

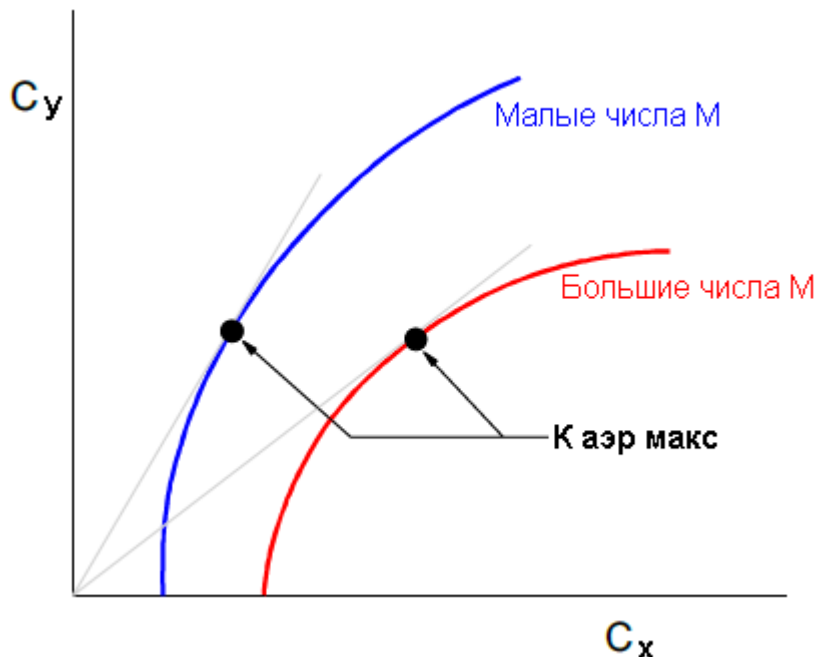


На рисунке показано изменение C_x по числу M на постоянном угле атаки. Возрастание и последующее уменьшение C_x в диапазоне $M 0.89 \div 1.2$ вызвано следующими явлениями:

- потеря механической энергии на хвостовом скачке уплотнения;
- отделение пограничного слоя;
- формирование носового скачка уплотнения на $M > 1.0$.

Влияние скачков уплотнения на поляру самолёта.

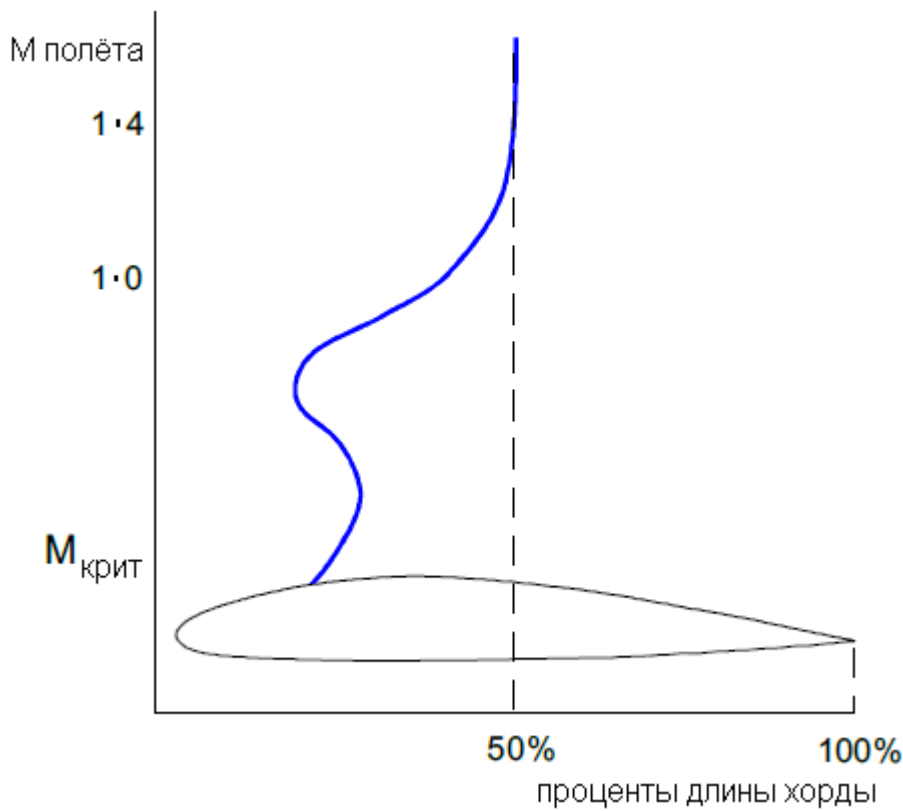
Поляра самолёта, неизменная на малых скоростях, начинает меняться на скоростях, когда эффект сжимаемости воздуха становится значительным.



На рисунке показано, как меняется поляра при увеличении числа M . Угол наклона касательной из начала координат к графику поляры определяет максимальное аэродинамическое качество самолёта. При увеличении числа M в трансзвуковом диапазоне аэродинамическое качество уменьшается.

Влияние скачков уплотнения на положение центра давления.

Центр давления на профиле крыла определяется распределением давления воздушного потока вокруг него. Как было показано выше, в трансзвуковом диапазоне распределение давления по профилю изменяется. На числе $M > M_{\text{крит}}$ на верхней поверхности образуется дополнительная зона разрежения, связанная со сверхзвуковой зоной, которая заканчивается скачком уплотнения. Это приводит к тому, что центр зоны разрежения над профилем смещается по направлению к задней кромке. Это движение центра давления не равномерное, поскольку под нижней поверхностью крыла тоже образуется сверхзвуковая зона. Скачок уплотнения на нижней поверхности образуется на большем числе M , чем на верхней поверхности, но достигает задней кромки раньше верхнего скачка. Перемещение центра давления по профилю крыла показано на рисунке.



Когда самолёт разгоняется до сверхзвуковой скорости, то положение центра давления стабилизируется на 50% хорды.

В корне крыла обычно применяются профили с большей относительной толщиной и поэтому имеющие меньшее значение $M_{\text{крит}}$. При разгоне в трансзвуковом диапазоне отделение пограничного слоя, вызванное скачком уплотнения, начинается сначала в корне крыла. Поэтому центры зон разрежения над полукрыльями смещаются в сторону концевых частей крыла. Если крыло стреловидное, то данное явление приведёт к смещению центра давления назад. Более подробно это будет обсуждаться позже.



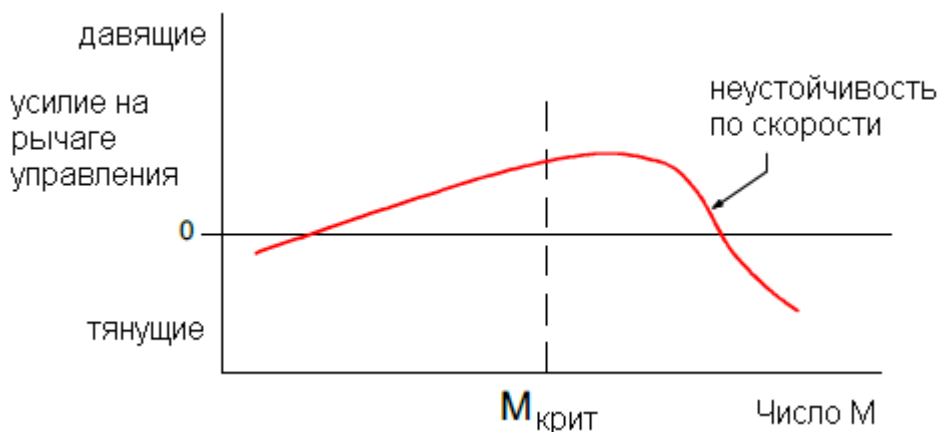
На фотографии истребитель F-18. Зона конденсации водяного пара связана с разрежением воздуха в зоне сверхзвукового течения перед скачком уплотнения.

Влияние скачков уплотнения на устойчивость по скорости.

Перемещение центра давления назад при увеличении числа M в трансзвуковом диапазоне приводит к появлению пикирующего момента. Это явление называется «Затягивание в пикирование» или «Волновой кризис» (Mach tuck).

Если горизонтальное оперение находится в зоне влияния скоса потока за крылом, то этот эффект усиливается за счёт уменьшения скоса потока за корневой частью крыла. Уменьшение скоса потока происходит из-за уменьшения подъёмной силы из-за более раннего отделения пограничного слоя в корне крыла. Это приводит к увеличению эффективного угла атаки горизонтального оперения, что даёт пикирующий момент.

На устойчивом по скорости самолёте при росте скорости на рычаге управления возникают давящие усилия. В трансзвуковом диапазоне самолёт может стать неустойчивым по скорости.



Влияние скачков уплотнения на рулевые поверхности.

Традиционные рулевые поверхности, отклоняясь, создают управляющую силу за счёт изменения кривизны профиля несущей поверхности. Отклонение рулевой поверхности вниз приводит к уменьшению критического числа M , то есть может спровоцировать появление скачка уплотнения над несущей поверхностью. В этом случае отрыв пограничного слоя за скачком приведёт к уменьшению эффективности управления.

На дозвуковых скоростях отклонение рулевой поверхности приводит к изменению распределения давления над всей несущей поверхностью. Когда же над несущей поверхностью находится скачок, то отклонение рулевой поверхности не может повлиять на ту часть профиля, которая находится перед скачком. Это также уменьшает эффективность управления.

Традиционные рулевые поверхности, устанавливаемые на задней кромке несущих поверхностей, могут не обеспечить достаточной управляемости самолёта в трансзвуковом диапазоне чисел M .

В этом случае применяются следующие конструктивные решения:

- управление в продольном канале осуществляется цельноповоротным стабилизатором (см. стр. 3);
- в поперечном канале используются интерцепторы-элероны;
- в продольном канале устанавливаются загрузочные устройства, меняющие загрузку в зависимости от числа M ;
- устанавливаются генераторы вихрей.

«Зуд» системы управления

Если скачок уплотнения расположен возле оси вращения рулевой поверхности, то её отклонение может вызывать перемещение скачка, создавая быстрые изменения шарнирного момента. Это вызовет вибрацию проводки управления, называемую «зуд» системы управления.

Аэродинамическая тряска.

Завихрения, вызванные отделением пограничного слоя с крыла, попадая на оперение самолёта, вызывают аэродинамическую тряску. Срыв пограничного слоя происходит на малых скоростях полёта перед началом сваливания (срывная тряска). Также отделение пограничного слоя возникает за скачками уплотнения при полёте в трансзвуковом диапазоне чисел M (скоростная тряска).

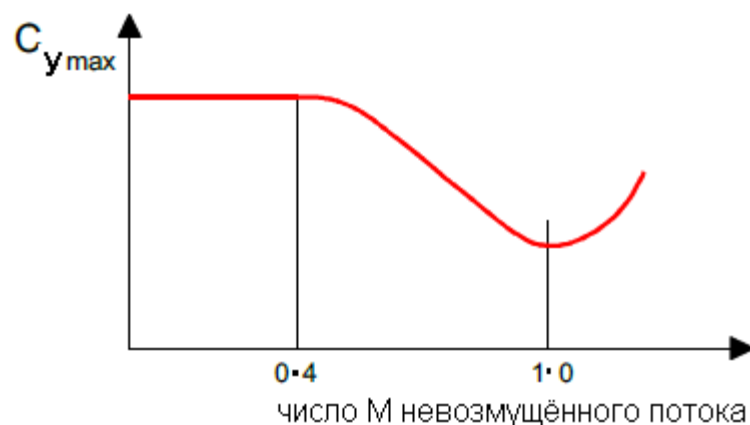
Поскольку во втором случае сорванный поток обладает гораздо большей энергией, то при попадании на оперение может вызвать разрушение конструкции. Нужно всячески избегать попадания на режим скоростной тряски.

Существует специальный график, определяющий условия полёта, при которых возникает срывная или скоростная тряска (Buffet Onset chart) (см. стр. 78).

В 7 главе было рассмотрено влияние различных факторов на скорость сваливания самолёта. Рассмотрим влияние нормальной перегрузки, числа M , угла атаки, высоты полёта, веса и центровки полёта на возникновение срывной и скоростной тряски.

Факторы, влияющие на появление аэродинамической тряски.

Скорость сваливания

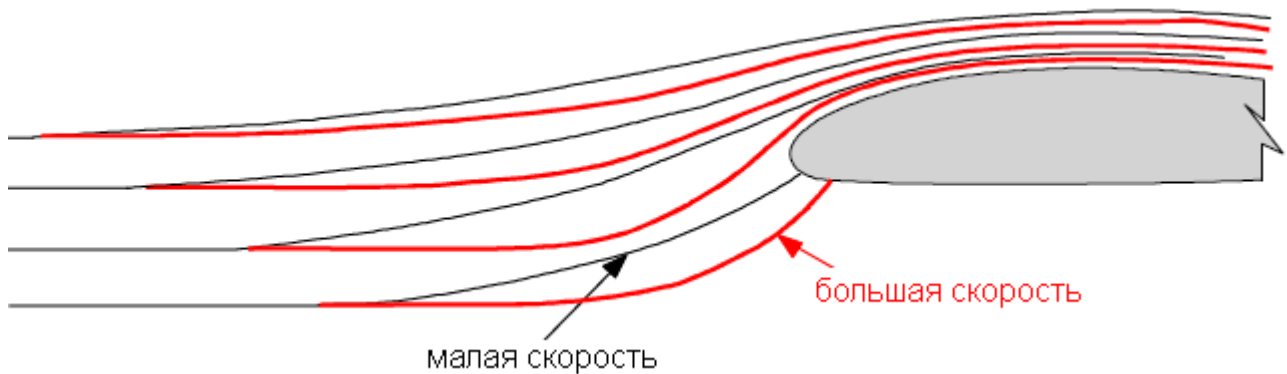


Если выполнять набор высоты на постоянной индикаторной скорости V_i (EAS) (см. Основы полёта часть 1 стр.10), то истинная скорость $V_{ист}$ будет расти. Одновременно, из-за падения температуры воздуха, будет уменьшаться скорость звука (a).

Таким образом, число M будет энергично увеличиваться ($M = V_{ист} / a$).

C_{yMAX} , постоянный на малых числах M , начинает уменьшаться на $M \geq 0,4$.

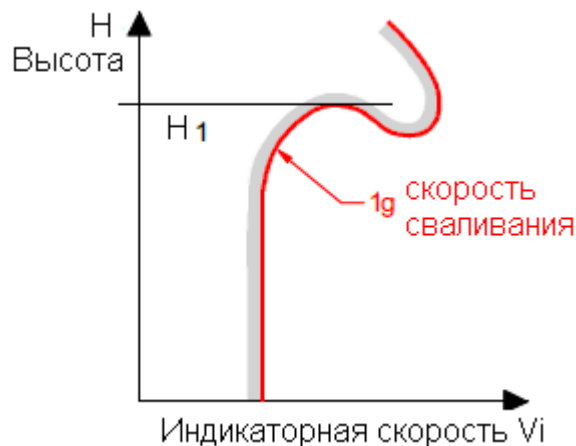
Причина уменьшения C_{yMAX} лежит в перестройке обтекания передней кромки крыла. На малых скоростях волны давления распространяются далеко вперёд от передней кромки и частицы воздуха начинают заранее «расступаться» перед приближающимся телом. При увеличении числа M волны давления перед телом «сгущаются» и не могут влиять на частицы воздуха расположенные далеко впереди тела. Поэтому по мере роста числа M деформация струек воздуха возле передней кромки усиливается, увеличивается кривизна траекторий частиц воздуха, увеличиваются градиенты падения, а затем роста давления в струйке воздуха. Это провоцирует более ранний отрыв пограничного слоя на нисходящей части профиля крыла. Когда же над верхней поверхностью появляется скачок уплотнения, то это ещё больше провоцирует срыв пограничного слоя.



Рассмотрим формулу определения скорости сваливания при нормальной перегрузке, равной единице (см. Основы полёта часть первая, стр.69):

$$V_{с_{1g}} = \sqrt{\frac{Y}{\frac{1}{2} \rho C_{yMAX} S}}$$

Из неё видно, что поскольку с увеличением высоты C_{yMAX} уменьшается, то скорость сваливания будет увеличиваться.



На рисунке изображён график зависимости индикаторной скорости сваливания при единичной нормальной перегрузке от высоты полёта. Самолёт не может сохранять перегрузку 1 на скоростях левее указанной границы. На малых высотах скорость сваливания постоянна, потому что скорость ещё слишком мала, чтобы ощутить эффект сжимаемости воздуха. С ростом высоты этот эффект становится всё более заметным и скорость сваливания начинает увеличиваться.

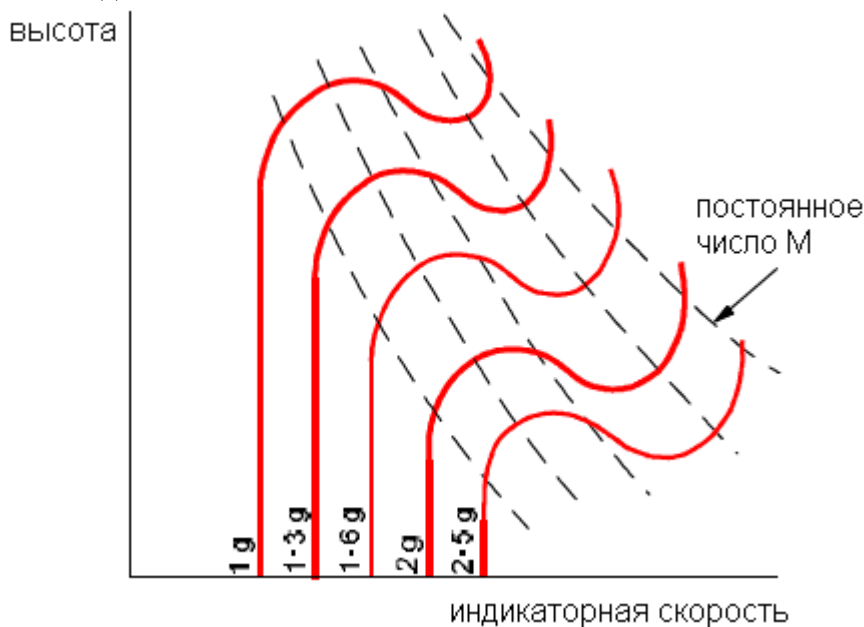
На высоте H_1 самолет может лететь только на одной скорости. Любое уменьшение, увеличение скорости или создание перегрузки более 1 приведёт к сваливанию. Эта высота называется статическим потолком самолёта (Aerodynamic Ceiling). Поскольку полёт самолёта на столь ограниченном режиме практически неосуществим, то на английском такой режим называется «гробовой угол» (coffin corner).

Примечание: Правая восходящая петля на этом графике соответствует увеличению максимальной высоты полёта самолёта при переходе на сверхзвуковую скорость. На сверхзвуковой скорости скачок уплотнения садится на заднюю кромку крыла и больше не провоцирует отрыва пограничного слоя, тяга реактивных двигателей начинает расти за счет повышения степени сжатия воздуха в воздухозаборнике. Таким образом, создаются условия, позволяющие выполнить дальнейший набор высоты.

Нормальная перегрузка

Увеличение нормальной перегрузки приводит к росту скорости сваливания. На следующем графике изображён набор кривых определяющих границы сваливания для различных перегрузок от 1 до 2,5.

На график наложен набор пунктирных линий, соответствующих постоянному числу M . Они показывают, что в наборе высоты, даже на относительно маленькой индикаторной скорости, можно достичь больших чисел M .

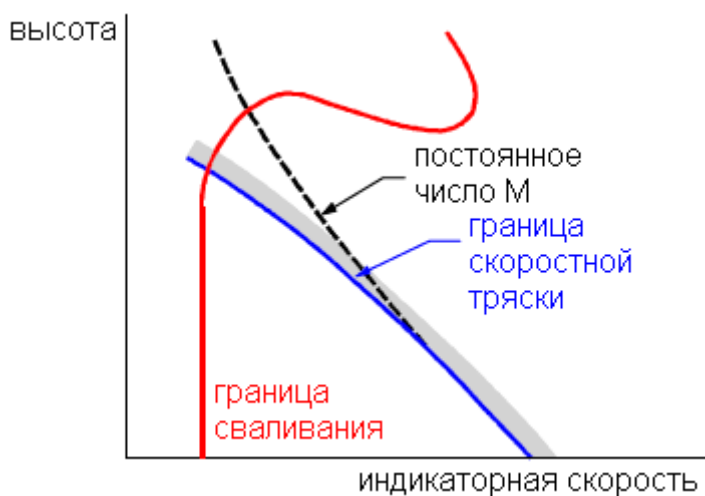


Кроме левой границы по сваливанию, в трансзвуковой области чисел M существует правая граница по началу скоростной тряски. Более подробно эта граница рассмотрена дальше по тексту.

Число M

Для каждого самолёта существует максимально-допустимое число M , превышение которого недопустимо в нормальной эксплуатации, даже на малых углах атаки, из-за наступления волнового срыва (см. стр. 67). Предыдущий график показывает, что с ростом высоты индикаторная скорость, соответствующая данному числу M , уменьшается. То есть диапазон допустимых индикаторных скоростей сужается с обеих сторон.

Угол атаки

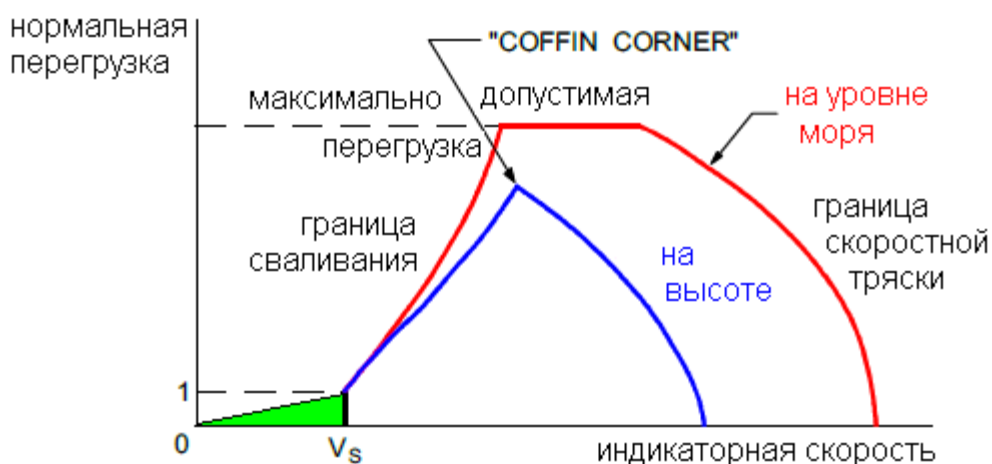


Если рассмотреть набор высоты на постоянном числе M , то видно, что индикаторная скорость полёта будет уменьшаться. Это значит, что требуемый C_u и угол атаки будут увеличиваться, что в свою очередь приведёт к уменьшению числа M , на котором начинается скоростная тряска.

Этот эффект усилится, когда величина угла атаки приблизится к углу сваливания. В той точке, где граница скоростной тряски пересечет границу сваливания, число M будет значительно меньше максимально-допустимого числа M .

При разворотах самолёта или попадании в болтанку, увеличение нормальной перегрузки приводит к увеличению угла атаки и к дальнейшему уменьшению числа M , на котором возникает скоростная тряска.

На следующем рисунке показано, как меняются границы сваливания и скоростной тряски в зависимости от нормальной перегрузки.



Скорость сваливания (на уровне моря) увеличивается пропорционально корню квадратному из перегрузки $V_{S \text{ на манёвре}} = V_{S1g} \sqrt{n_Y}$

Кривая границы сваливания поднимается вплоть до достижения максимально-допустимой перегрузки (по условиям прочности).

Кривая границы скоростной тряски показывает уменьшение скорости начала тряски по мере роста перегрузки. Сначала падение небольшое, но по мере роста перегрузки (угла атаки) граница скоростной тряски всё быстрее смещается в сторону меньших скоростей.

Образовавшаяся фигура демонстрирует эксплуатационную область режимов полёта самолёта.

Примечание от переводчика: На рисунке изображён зелёный треугольник, соответствующий области неустановившихся режимов полёта. Это безопасная область, в которой самолёт не выйдет на режим сваливания на скоростях ниже V_{S1g} .

Если самолёт по каким-либо причинам потерял скорость, то задача лётчика уменьшить перегрузку ниже единицы (отдать штурвал от себя), опустить нос самолёта (если тангаж слишком велик, то помочь опусканию носа путём создания крена), дождаться увеличения скорости не менее минимальной и, затем, плавно увеличивать перегрузку для вывода самолёта в горизонтальный полёт.

Высота полёта

На этом же рисунке показаны границы сваливания и скоростной тряски вдали от земли.

Видно, что скорость сваливания увеличивается быстрее, чем на уровне моря. Это связано с увеличением числа M и связанным с ним падением $C_{y \text{ max}}$.

Граница скоростной тряски становится также более жёсткой (увеличение M с высотой).

Таким образом, обе эти границы могут пересечься, так и не достигнув значения максимально-допустимой перегрузки. Точка их пересечения представляет собой ещё один вариант «гробового угла» (coffin corner), когда самолёт может лететь только на одной скорости.

Вес самолёта

Вес самолёта влияет на эксплуатационную область режимов полёта. При увеличении скорости растёт скорость сваливания, то есть граница сваливания смещается вправо.

За счет увеличения потребного угла атаки уменьшается скорость начала скоростной тряски — граница смещается влево.

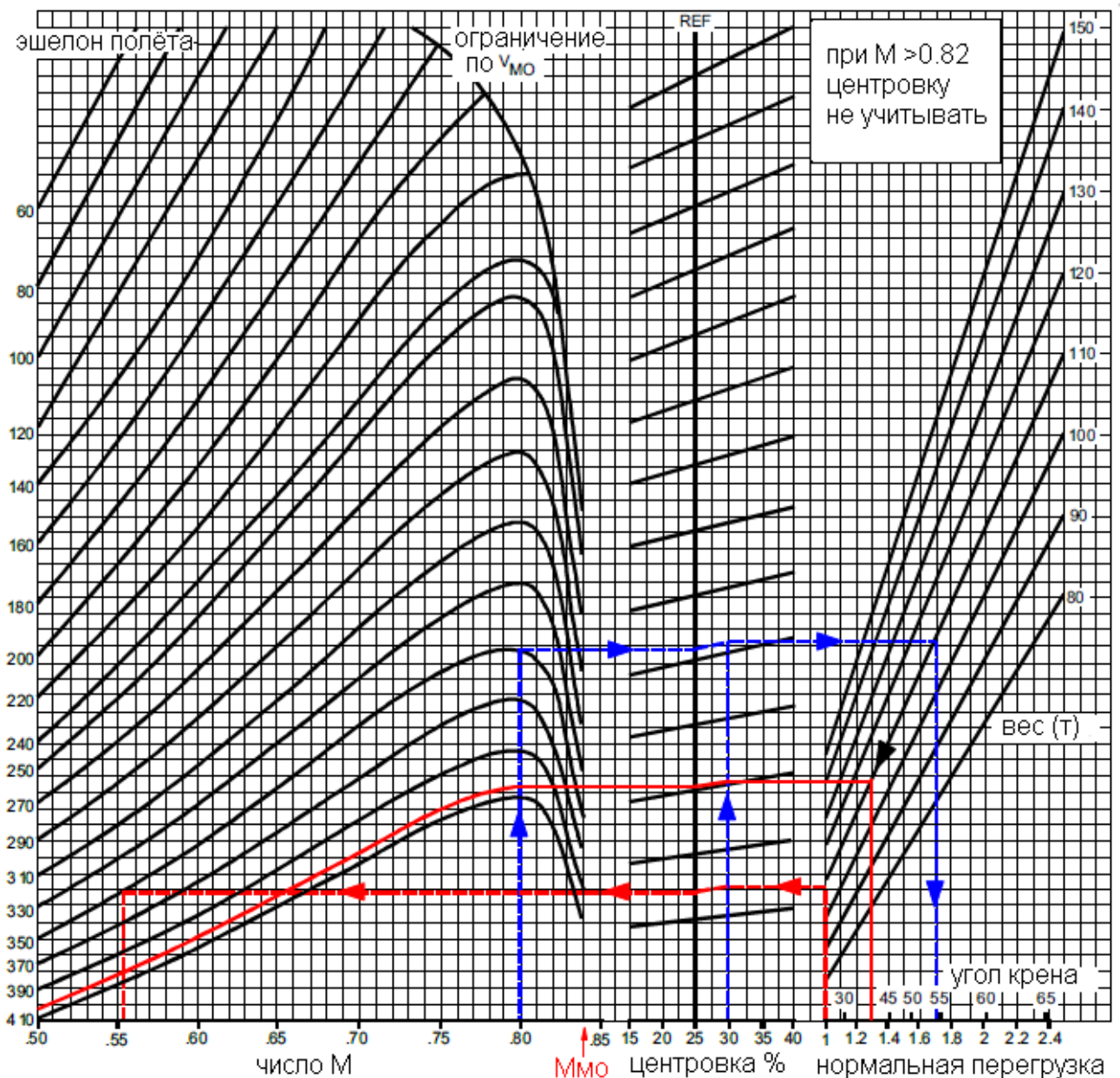
Центровка

Смещение центра тяжести вперёд увеличивает скорость сваливания (увеличение потери подъёмной силы на продольную балансировку самолёта).

Запас по перегрузке до сваливания (скоростной тряски)

Полёт на границе сваливания или скоростной тряски небезопасен, поскольку любой манёвр или турбулентность выведут самолёт на опасный режим. Нормы требуют обеспечения минимального запаса 0,3 g до начала тряски.

Использование графика, определяющего начало срывной и скоростной тряски (Buffet Onset chart)



Исходные данные: число $M 0,8$; эшелон полёта 350; вес 110 тонн; центровка 30% САХ

Определение максимальной высоты полёта

Это высота, при полёте на которой сохраняется запас 0,3 g до начала тряски.

Пример изображён на графике сплошной красной линией, начинающейся на перегрузке 1,3, вверх до веса 110 тонн, влево до центровки 30%, параллельно графику до линии отсчёта (REF), влево до вертикали, соответствующей числу $M 0,8$. Результат – эшелон 405. При полёте на этом эшелоне в условиях исходных данных тряска начнётся при перегрузке 1,3.

Таким же путём можно определить высоту **статического потолка (aerodynamic ceiling)**, только начинать надо не с перегрузки 1,3, а с перегрузки 1,0.

Определение границ срывной и скоростной тряски.

Пример изображён на графике пунктирной красной линией, начинающейся на перегрузке 1,0, вверх до веса 110 тонн, влево до центровки 30%, параллельно графику до линии отсчёта (REF), влево до линии графика, соответствующей эшелону 350. Как видим в области больших чисел M линия 350 эшелона проходит выше нашей красной линии. Это означает, что в данных условиях скоростной тряски не будет, а максимальное число M ограничено максимально-допустимым значением 0,84 (M_{MO}).

Пересечение красной линии с линией 350 эшелона в области малых чисел M даёт нам границу срывной тряски. В данном случае это $M 0,555$.

Определение перегрузки (угла крена координированного горизонтального разворота), при которой возникнет тряска

Пример изображён на графике пунктирной голубой линией, начинающейся на числе $M 0,8$, вверх до эшелона 350, вправо до линии отсчёта (REF), параллельно графику до центровки 30%, вправо до веса 110 тонн, вниз. Результат – перегрузка 1,7, что в координированном горизонтальном развороте соответствует крену 54° .

Примечание от переводчика: В англоязычных текстах напрямую сопоставляют угол крена и перегрузку. Хотя причиной тряски является именно перегрузка, а крен при этом может быть любой (хоть 180°), а соответствуют они друг другу только при выполнении координированного горизонтального разворота.

Борьба с негативными проявлениями сжимаемости воздуха

Чтобы получать максимальную прибыль, авиакомпании хотят, чтобы их самолёты летали максимально быстро и эффективно. Образование скачков уплотнения приводит ко многим негативным последствиям. В первую очередь – к увеличению лобового сопротивления. Все эти явления малозаметны на числах $M \leq M_{\text{КРИТ}}$. Поэтому конструкторы стремятся максимально увеличить $M_{\text{КРИТ}}$.

Уменьшение относительной толщины профиля крыла.

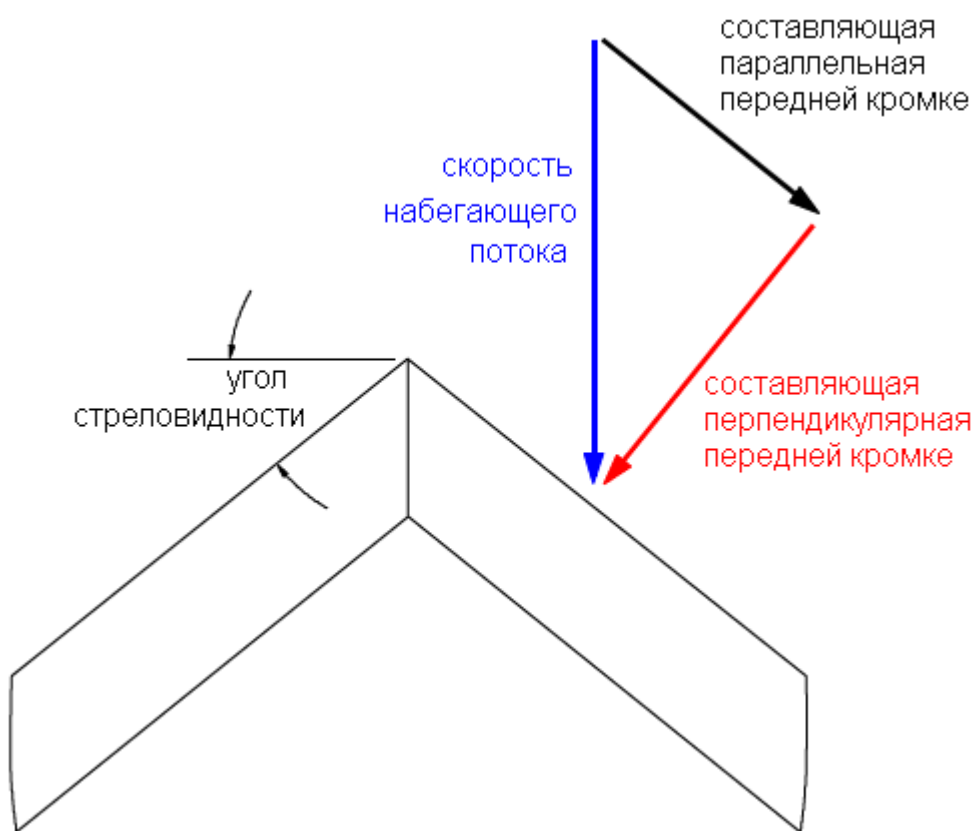
При обтекании более тонкого профиля ускорение воздушного потока меньше, поэтому критическое число M больше. Например, у крыла с относительной толщиной 15% $M_{\text{КРИТ}} = 0,75$, а у крыла относительной толщиной 5% $M_{\text{КРИТ}} = 0,85$.

Использование крыльев меньшей относительной толщины имеет ряд недостатков:

- такое крыло создаёт меньшую подъёмную силу, что приводит к увеличению взлетных и посадочных скоростей и потребной длины ВПП;
- для сохранения прочности и жёсткости крыла требуются непропорционально широкие лонжероны, что увеличивает вес крыла;
- уменьшается внутренний объём крыла, обычно используемый для размещения топлива, механизации крыла и шасси.

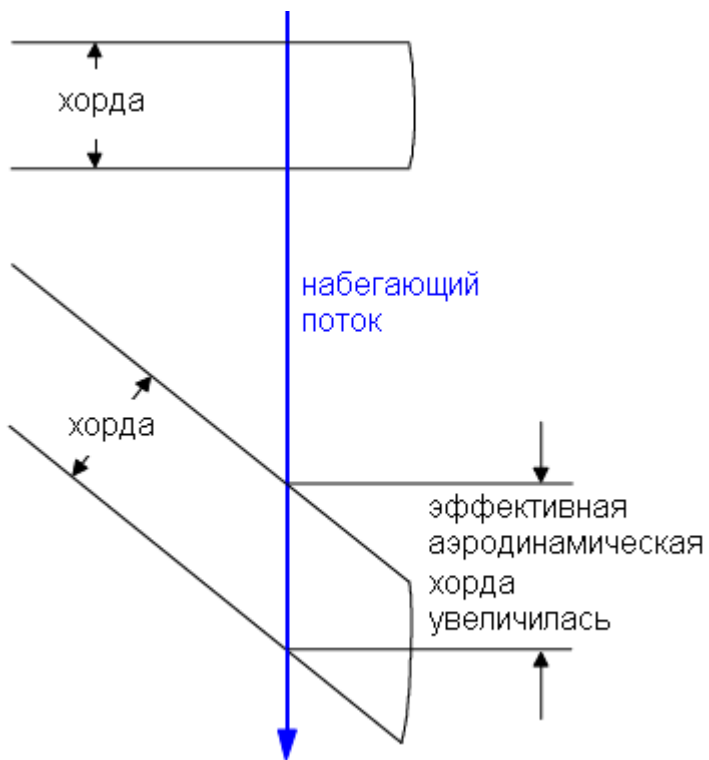
Стреловидность

Один из самых распространённых методов уменьшения $M_{\text{КРИТ}}$ это создание стреловидности крыла. С точки зрения уменьшения $M_{\text{КРИТ}}$ такой же эффект имеет обратная стреловидность, но такое крыло имеет проблемы по скручиванию на перегрузке, поэтому наиболее распространена нормальная стреловидность.



На рисунке изображена упрощённая схема, показывающая влияние стреловидности крыла на его обтекание. Скорость набегающего потока разложена на две составляющие. На распределение давления по профилю, а значит и на $M_{\text{КРИТ}}$, влияет составляющая перпендикулярная передней кромке. Эта составляющая меньше скорости набегающего потока (на косинус угла стреловидности), соответственно $M_{\text{КРИТ}}$ крыла увеличивается.

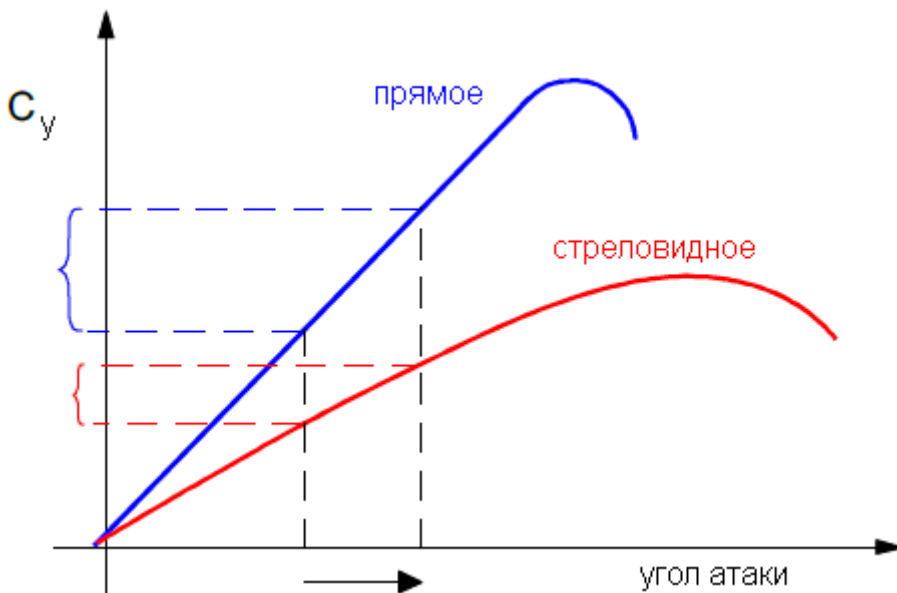
Другой способ представить, как влияет стреловидность на характеристики крыла представлен на нижнем рисунке.



Изображены два крыла с одинаковой хордой. Видно, что у стреловидного крыла эффективная аэродинамическая хорда больше, а значит и эффективная относительная толщина крыла становится меньше, при неизменной его фактической толщине.

Стреловидное крыло имеет те же преимущества, что и тонкое крыло, но свободно от недостатков уменьшения прочности и внутреннего объёма.

Также достоинством можно считать меньший градиент подъёмной силы по углу атаки.



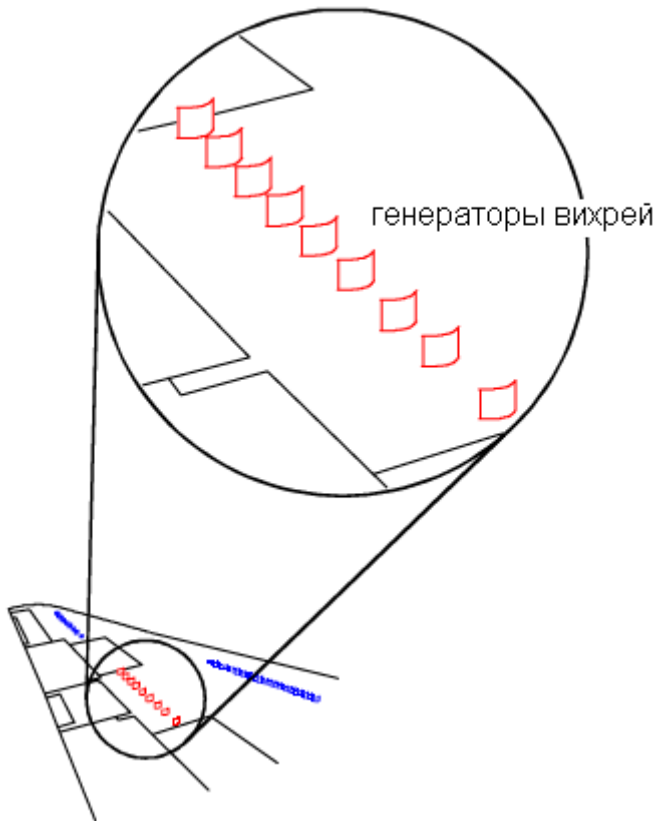
Это преимущество сказывается при пролёте в турбулентной атмосфере. На один и тот же вертикальный порыв ветра стреловидное крыло отреагирует меньшим приростом подъёмной силы, а значит и перегрузки.

Недостатки стреловидного крыла

- уменьшение $C_{y\text{MAX}}$, что приводит к повышению скорости сваливания и потребной длины ВПП. Угол атаки, соответствующий $C_{y\text{MAX}}$ увеличивается. Увеличение угла атаки на взлёте и посадке требует принимать специальные меры по предотвращению касания хвостовой части самолёта о ВПП.
- склонность стреловидного крыла к концевому срыву, срывному подхвату и возможному попаданию самолета на режим глубокого сваливания (см. Основы полёта часть 1 стр. 65,66).
- уменьшается эффективность элеронов и закрылков, поскольку их ось вращения не перпендикулярна набегающему потоку. Внутренние закрылки обычно делают выпускающимися перпендикулярно потоку.
- стреловидное крыло усиливает «затягивание в пикирование».
- самолёты со стреловидным крылом обычно имеют чрезмерную поперечную устойчивость.

Генераторы вихрей

Генераторы вихрей это маленькие пластинки, лопатки, крылышки или клинья расположенные в ряд вдоль размаха крыла.



Большинство неблагоприятных изменений, связанных с проявлением сжимаемости воздуха, возникает из-за отделения пограничного слоя за скачком уплотнения. Это происходит из-за

потери кинетической энергии пограничным слоем, когда он проходит через зону неблагоприятного градиента давления (из зоны пониженного давления входит в зону повышенного давления за скачком).

Генераторы вихрей уменьшают отделение пограничного слоя за счёт повышения его кинетической энергии. Они генерируют небольшие вихри, которые перемешивают воздух, удалённый от поверхности крыла и обладающий высокой энергией, с заторможенным воздухом пограничного слоя.

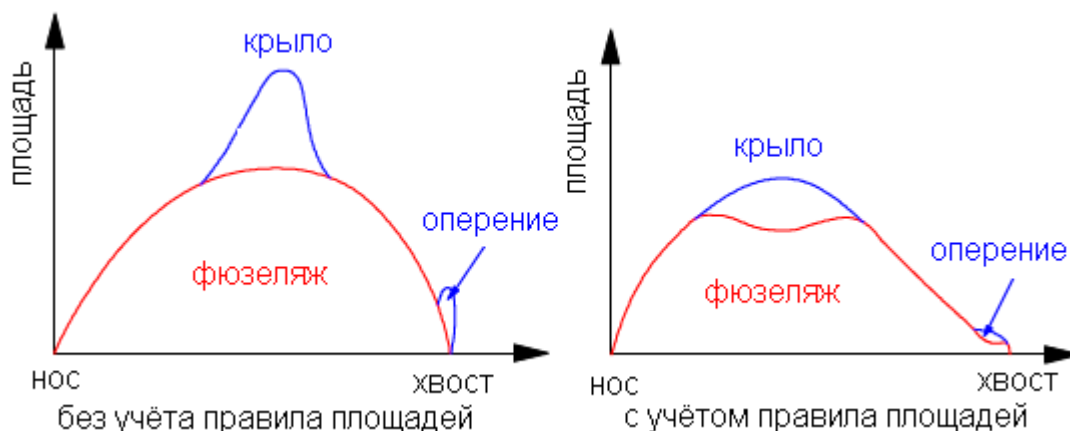
Генераторы вихрей обычно устанавливают на верхней поверхности крыла перед управляющими поверхностями, но могут быть установлены в любом месте, где отделение пограничного слоя вызывает увеличение лобового сопротивления, тряску или уменьшение эффективности управления самолётом.

С этими же целями генераторы вихрей устанавливаются на самолётах, не летающих в трансзвуковом диапазоне чисел M .

Правило площадей

В главе 6 рассматривалось, что лобовое сопротивление самолёта не равняется сумме сопротивлений его составных частей. Дополнительное сопротивление возникает из-за неблагоприятной интерференции. Это особенно проявляется на высоких скоростях полёта. Большая часть прироста лобового сопротивления в трансзвуковой области обусловлена именно неблагоприятной интерференцией.

Это явление может быть ослаблено, если придерживаться правила, учитывающего изменение площади поперечного сечения самолёта вдоль продольной оси. Результирующая фигура должна иметь плавные контуры (в идеале – сигарообразную форму).



На рисунке показаны распределения поперечных сечений для самолётов, построенных без учёта и с учётом правила площадей. Как видно во втором случае фюзеляж будет иметь сужения в местах расположения крыла и хвостового оперения.

Компенсация «затягивания в пикировании»

В трансзвуковом диапазоне чисел M самолёт может иметь неустойчивость по скорости. Происходит это по трём причинам: - смещение центра давления от 25% к 50% САХ;

- на стреловидных крыльях скачок садится сначала в корне крыла, уменьшая тем самым подъёмную силу в корне крыла. Тем самым центр давления крыла смещается назад – к законцовкам;

- если стабилизатор находится в зоне схода потока от крыла (корневой части крыла!), то снос потока уменьшается, угол атаки стабилизатора увеличивается, пикирующий момент стабилизатора увеличивается.

По мере увеличения скорости для продольной балансировки, вместо давящих, будут требоваться тянущие усилия. Это потенциально опасно, поскольку невмешательство лётчика приведёт к опусканию носа, разгону и ещё большему увеличению пикирующего момента. Данное явление может ограничивать максимально допустимую скорость самолёта.

Перенос стабилизатора на верхнюю часть киля уменьшает проявление затягивания в пикирование, поскольку изменение схода потока за крылом не влияет на стабилизатор, но на больших углах атаки появляется возможность попадания на режим глубокого сваливания.

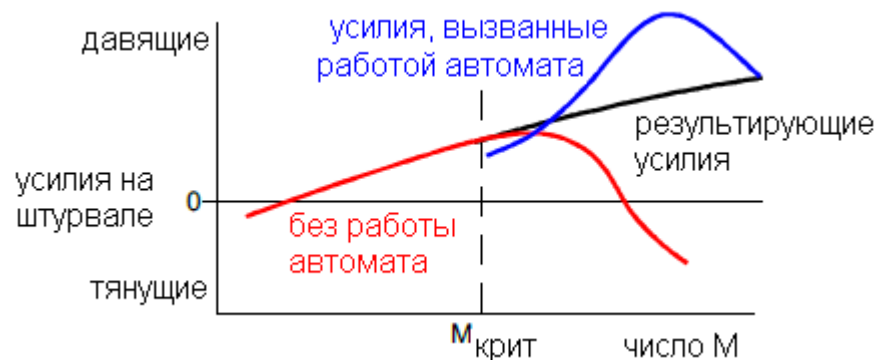
Для сохранения давящих усилий на штурвале, при разгоне в трансзвуковом диапазоне, на самолётах устанавливают автоматические устройства чувствительные к изменению числа M (Mach trim).

Существуют следующие варианты данных устройств:

- автоматически, без вмешательства лётчика, отклоняющие руль высоты или управляемый стабилизатор;

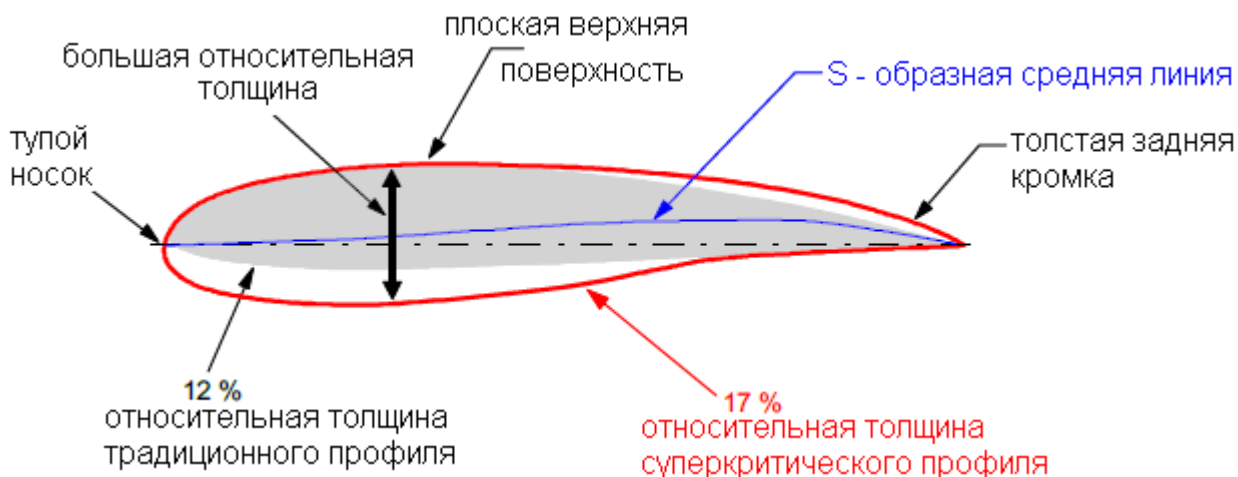
- автоматически изменяющие центр тяжести самолёта, путём перекачки топлива между фюзеляжными и крыльевыми топливными баками.

Данные действия выполняются на величину несколько большую, чем требуется для компенсации возникающей разбалансировки. Таким образом, от лётчика, по-прежнему, будут требоваться давящие усилия на разгоне.



Суперкритический профиль крыла

Суперкритический профиль крыла позволяет повысить эффективность самолёта в трансзвуковой области чисел M .



Из-за того, что воздушный поток не получает того же разгона над более плоской верхней поверхностью, по сравнению с обычным профилем, скачок уплотнения образуется на более высоком числе M . Образовавшийся скачок получается более слабым и маленьким. Это приводит к ослаблению градиента повышения давления на задней части профиля и повышает несущие свойства крыла.

Преимущества суперкритического профиля:

- благодаря ослаблению скачков уплотнения можно использовать меньший угол стреловидности крыла для самолёта с заданным крейсерским числом M . Таким образом ослабить проблемы, связанные со стреловидностью;
- большая относительная толщина профиля позволяет увеличить прочность и жёсткость крыла при неизменном весе конструкции. Также это позволяет создавать крылья большего удлинения, что уменьшает индуктивное сопротивление крыла;
- увеличивается внутренний объём крыла для размещения топлива и др.

Использование суперкритического профиля крыла позволяет:

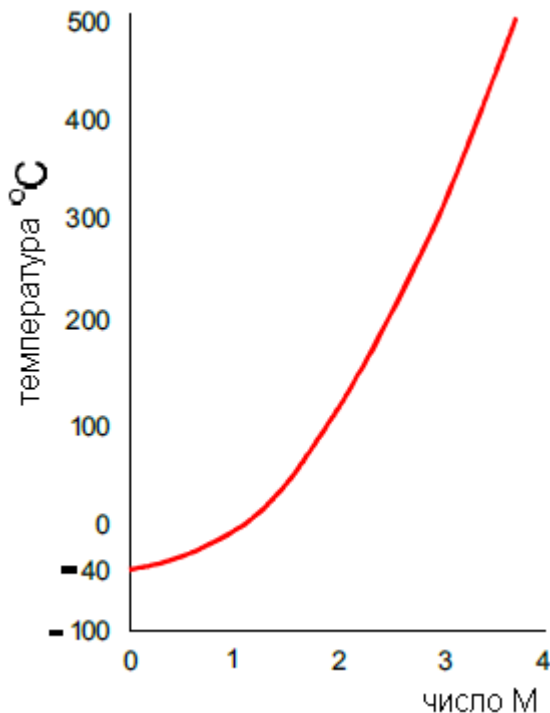
- увеличить полезную загрузку. Если не изменять крейсерское число M , расход топлива уменьшится, что позволит взять больше полезной нагрузки, практически не увеличив лобовое сопротивление самолёта по сравнению с самолётом с традиционным профилем крыла.
- увеличить крейсерское число M . При сохранении той же полезной нагрузки, крейсерское число M может быть увеличено, практически без увеличения лобового сопротивления.

Недостатки суперкритического профиля

- S-образная кривизна профиля хороша для больших чисел M , но далека от идеала для полёта на малых скоростях. $C_{y\text{ MAX}}$ уменьшается, требуя хорошо развитой механизации крыла для обеспечения приемлемых взлётно-посадочных характеристик;
- задняя кромка профиля имеет положительную кривизну и создаёт больше подъёмной силы, что приводит к возникновению большого пикирующего момента крыла. Для его компенсации требуется большее балансирующее отклонение горизонтального оперения, что создаёт дополнительное лобовое сопротивление.
- скоростная тряска, вызванная срывом за скачком уплотнения, может вызвать сильную вибрацию.

Аэродинамический нагрев

Воздух нагревается при сжатии и в результате трения. Воздух сжимается в зонах торможения перед самолётом и на скачках уплотнения и испытывает трение в пограничном слое. При движении через воздух поверхность самолёта нагревается. Это происходит на всех скоростях, но нагрев становится существенным только на больших числах M .



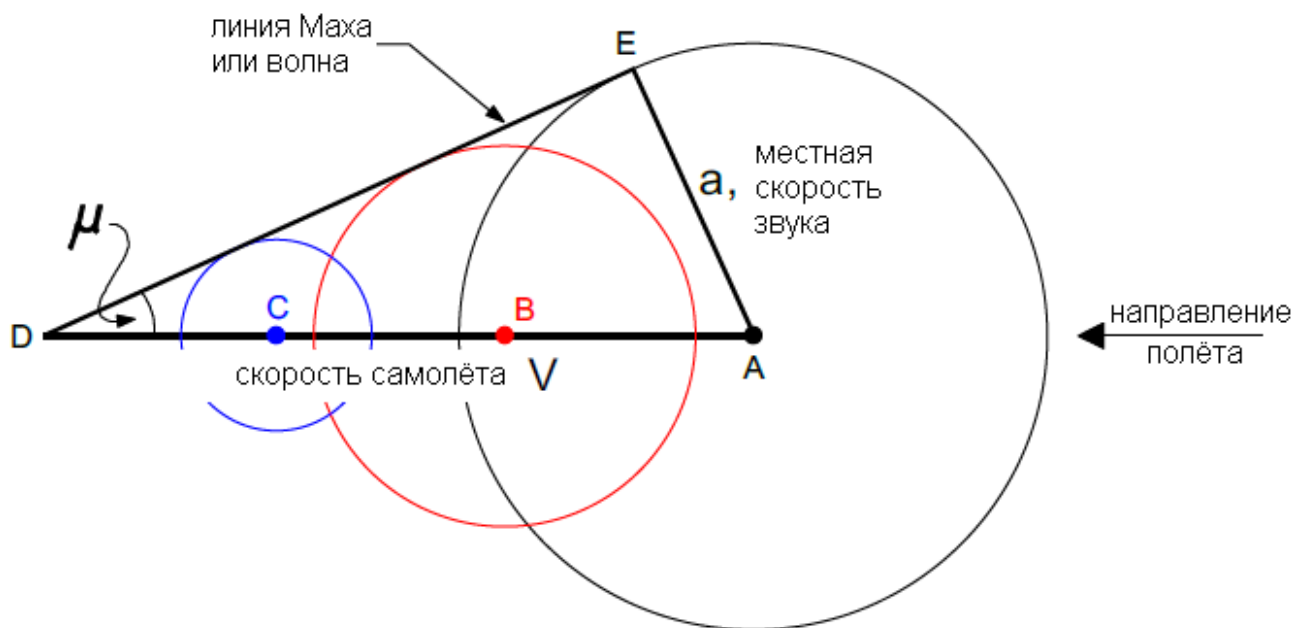
На рисунке показано, как меняется температура поверхности самолёта при изменении числа M полёта. На $M = 1,0$ прирост температуры составляет около $40^{\circ}C$. При росте числа M более $2,0$ температура повышается настолько, что в конструкции из традиционных алюминиевых сплавов начнутся необратимые изменения. Поэтому для самолётов с $M \geq 2,0$ используются титановые сплавы или нержавеющая сталь.

Угол Маха

Если истинная скорость самолёта больше местной скорости звука, то источник звуковых волн давления движется быстрее, чем производимые им возмущения.

Рассмотрим объект, движущийся со скоростью V в направлении от A к D (см. рисунок ниже). Когда тело находилось в точке A , оно стало источником возмущения. Волна давления распространяется сферически с местной скоростью звука, но тело обогнало волну и по дороге также являлось источником звуковых волн давления. Распространение волн из точек A , B и C нарисовано соответствующими окружностями. Тело находится в точке D . Проведём касательную к этим окружностям DE . Данная касательная представляет собой границу распространения звуковых волн в момент нахождения тела в точке D .

Отрезок AE представляет местную скорость звука (a), AD — истинную скорость (V).
 $M = V / a$ (на рисунке $M = 2,6$).



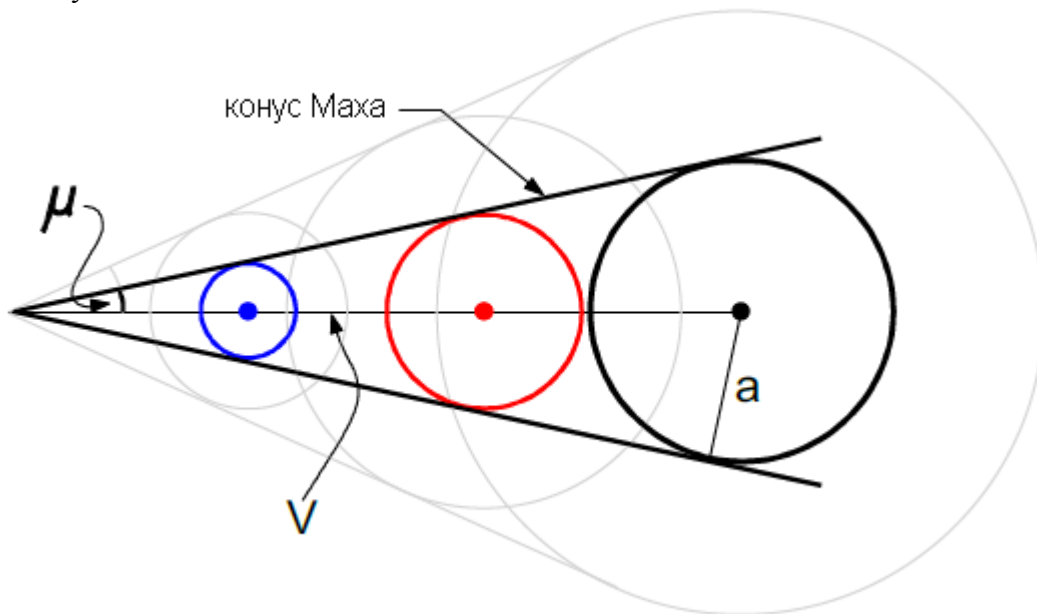
Угол ADE называется углом Маха, обозначается μ .

$$\sin \mu = a / V = 1 / M.$$

Чем больше число M, тем угол Маха более острый. При M 1,0 $\mu = 90^\circ$.

Конус Маха

В трёхмерном пространстве звуковые волны распространяются сферически. Если их источник движется со сверхзвуковой скоростью, то они, накладываясь, образуют конус возмущений.



Угол полураствора конуса равен μ .

На рисунке изображён конус возмущений от объекта, движущегося с числом M 5,0.

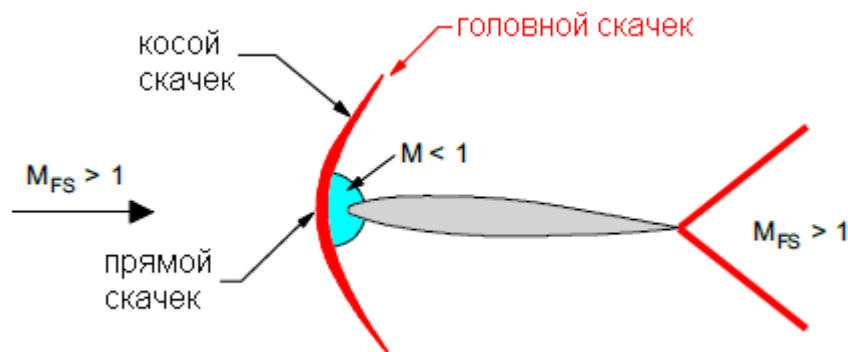
Зона влияния

При движении со сверхзвуковой скоростью конус Маха представляет собой предел распространения звуковых возмущений от самолёта. Всё, находящееся снаружи конуса, находится вне влияния возмущений. Пространство внутри конуса называется зоной влияния самолёта.

У реального самолёта конус Маха начинается косым скачком уплотнения, угол которого несколько больше угла Маха. Это связано с тем, что первоначальная скорость распространения скачка уплотнения больше, чем местная скорость звука.

Головной скачек уплотнения

Рассмотрим сверхзвуковой поток, приближающийся к передней кромке крыла. Чтобы обойти вокруг кромки воздуху надо развернуться на большой угол. На сверхзвуковой скорости это невозможно на такой маленькой дистанции. Скорость потока резко затормозится до дозвуковой скорости и перед передней кромкой образуется прямой скачок уплотнения.



Позади скачка воздух заторможен и в состоянии обойти вокруг передней кромки. Вскоре после этого поток вновь разгоняется до сверхзвуковой скорости.

Скачок уплотнения перед самолётом называется головным скачком уплотнения. Он прямой в непосредственной близости с передней кромкой, далее от неё он переходит в косой скачок.

Как видно из рисунка на задней кромке крыла тоже образуется скачок уплотнения, но так как число M потока за крылом больше единицы, то этот скачок косой.

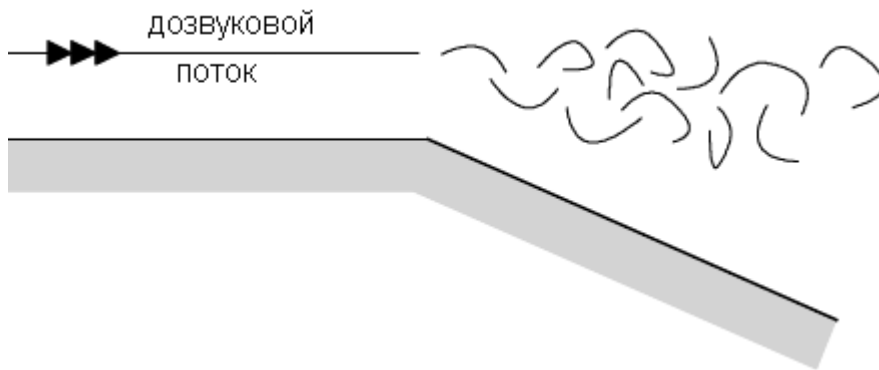
Волны разрежения

В предыдущем тексте было показано, как сверхзвуковой поток может обойти препятствие с торможением до дозвуковой скорости и образованием скачка уплотнения. При этом поток теряет энергию.

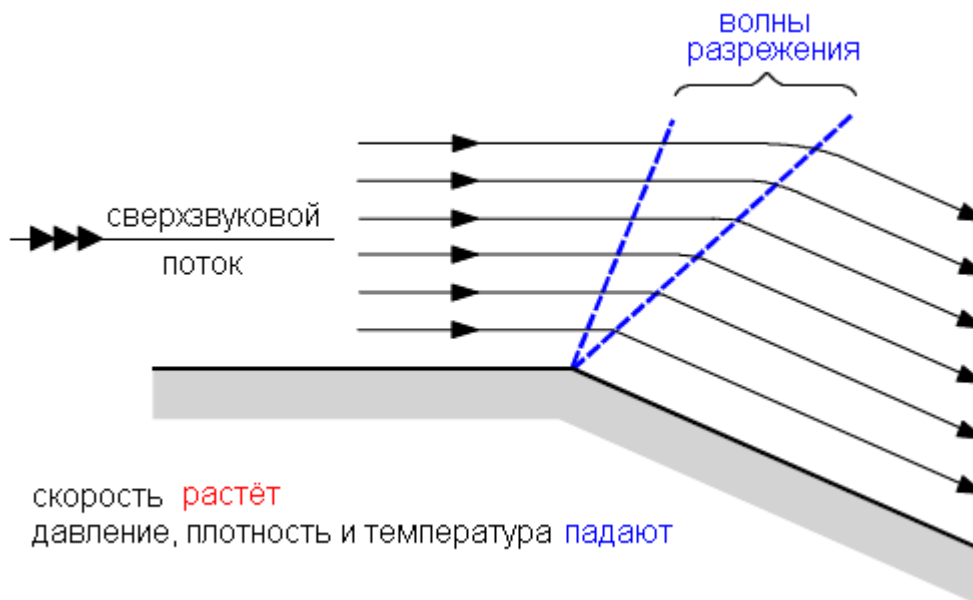
Рассмотрим, как сверхзвуковой поток огибает выпуклый угол.

Сначала рассмотрим дозвуковое обтекание.

При обтекании выпуклого угла скорость дозвукового потока резко уменьшается, а давление увеличивается. Неблагоприятный градиент давления приводит к отрыву пограничного слоя.



Сверхзвуковой поток может без отрыва обойти выпуклый угол за счёт расширения. При этом скорость потока увеличивается, а давление, плотность и температура понижаются. Поведение сверхзвукового потока, при пересечении волны разрежения, полностью противоположно прохождению скачка уплотнения.



На следующем рисунке показана серия волн разрежения при обтекании профиля сверхзвуковым потоком.

После прохода через головной скачек уплотнения, сжатый сверхзвуковой поток свободен для расширения и следует вдоль контура поверхности. Поскольку в потоке не возникает резких изменений параметров, волны расширения не похожи на скачки уплотнения.

При прохождении через волны расширения в потоке происходят следующие изменения:

- скорость и число M увеличиваются;
- направление потока изменяется для следования поверхности;
- статическое давление падает;
- плотность уменьшается;
- поскольку изменения не скачкообразные, то энергия потока не уменьшается.



Звуковой хлопок

Интенсивность скачков уплотнения уменьшается по мере удаления от летящего самолёта, но энергии звуковых волн давления может оказаться достаточно, чтобы создать громкий хлопок для наблюдателя на земле. Такие звуковые хлопки – неотъемлемый атрибут сверхзвуковых полётов. Звуковая волна движется вдоль земной поверхности с путевой скоростью пролетающего самолёта.

Методы улучшения управляемости в трансзвуковом диапазоне

Как уже было показано, эффективность традиционных рулевых поверхностей уменьшается в трансзвуковом диапазоне числа M . Некоторого улучшения можно добиться, используя генераторы вихрей.

Тем не менее, коренного улучшения управляемости можно добиться используя:

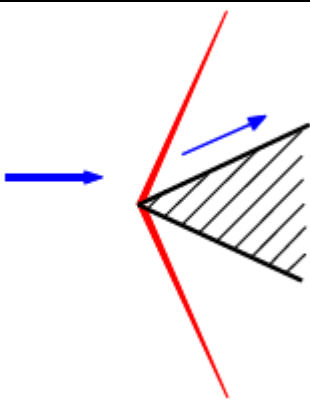
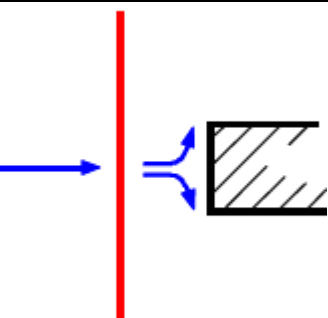
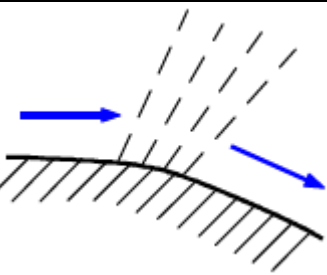
- цельноповоротный стабилизатор;
- интерцепторы-элероны.

Эти управляющие поверхности рассматривались в главе 11.

Зуда рулевых поверхностей можно избежать путём установки узких полосок вдоль задней кромки, использованием демпферов проводки управления или увеличения жесткости контура управления (усилия от поверхности замыкаются на силовом приводе).

Из-за возрастания и большого изменения шарнирных моментов на рулевых поверхностях в трансзвуковом диапазоне, система управления обеспечивается рулевыми приводами и механизмами искусственного создания усилий на органах управления.

Следующая таблица описывает основные свойства волновых форм сверхзвукового потока.

	Косой скачек	Прямой скачек	Волны разрежения
			
Геометрия скачка	Плоскость скачка наклонена более, чем на 90° от направления движения потока	Плоскость скачка перпендикулярна направлению движения потока	
Изменение направления потока	В сторону набегающий поток	Не меняется	В сторону от набегающего потока
Изменение скорости потока	Уменьшается, но остаётся сверхзвуковой	Уменьшается до дозвуковой	Увеличивается
Изменение давления и плотности	Увеличивается	Значительно увеличивается	Уменьшается
Изменение энергии потока	Уменьшается	Значительно уменьшается	Не меняется
Изменение температуры	Увеличивается	Увеличивается	Уменьшается

Стреловидное крыло – итоги

Угол стреловидности – это угол между линией, построенной по 25% длин хорд крыла, и перпендикуляром к корневой нервюре крыла.

Цель создания стреловидности – увеличить $M_{\text{крит}}$. Все остальные свойства стреловидного крыла – побочные и чаще всего негативные. Но положительный эффект увеличения $M_{\text{крит}}$ перевешивает все недостатки.

Побочные свойства стреловидного крыла

1. Усиливается тенденция к срыву потока на больших углах атаки первоначально в районе законцовок крыла. Для борьбы с этим используются аэродинамические гребни на верхней и нижней поверхности крыла и запылы по передней кромке (уменьшается перетекание потока от корня крыла к законцовкам).

Концевой срыв потока может вызывать срывной подхват по углу атаки – главный недостаток стреловидного крыла.

В свою очередь срывной подхват может привести к глубокому сваливанию (superstall).

Самолёты, которые демонстрируют тенденцию к подхвату на больших углах атаки, должны быть оборудованы устройством, активно предотвращающим выход на режим сваливания (толкатель штурвала).

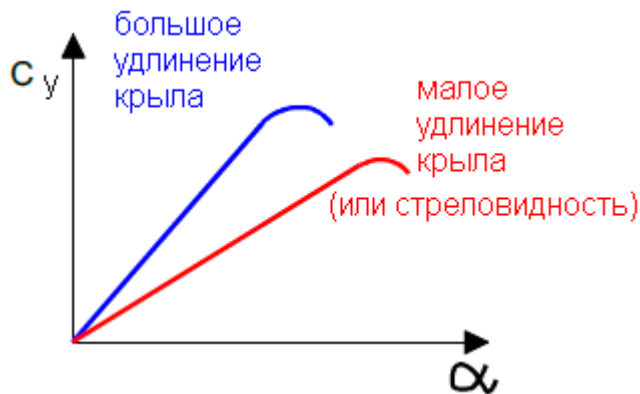
При пилотировании самолёта на углах атаки близких к сваливанию, управление по крену следует выполнять отклонениями элеронов с координированными отклонениями руля направления. Управление одним рулём направления может давать чрезмерные кренящие моменты. (При назначении скорости V_{SR} демонстрируется адекватное поперечное управление при использовании элеронов).

2. По сравнению с прямым крылом, та же самая секция крыла стреловидного крыла аэродинамически менее эффективна.

На том же самом угле атаки C_y будет меньше.

$C_{y \text{ МАКС}}$ будет меньше и будет достигаться на большем угле атаки.

Градиент наклона кривой $C_y = f(\alpha)$ будет меньше.



Стреловидное крыло требует установки сложной механизации крыла, предкрылков и закрылков, чтобы добиться приемлемых взлётно-посадочных характеристик. (Менее эффективный вид предкрылков устанавливают в корневой части стреловидного крыла для обеспечения первоначального срыва в корне крыла)

Киль и стабилизатор на самолётах со стреловидным крылом также делают стреловидными, чтобы не допустить развития срыва на оперении раньше, чем на крыле. (При увеличении угла стреловидности растёт максимально-допустимый угол атаки).

По сравнению с прямым крылом, стреловидное крыло достигает требуемого коэффициента подъёмной силы на большем угле атаки, что особенно заметно при полётах на малых скоростях.

Более пологий наклон зависимости $C_Y = f(\alpha)$ играет положительную роль при полётах в условиях турбулентности – самолёт становится менее чувствительным к кратковременным изменениям угла атаки; меньшее изменение перегрузки возникает при попадании в один и тот же вертикальный порыв.

3. Стреловидное крыло незначительно увеличивает путевую устойчивость.
4. Стреловидное крыло значительно (как правило, чрезмерно) увеличивает поперечную устойчивость.
5. При полете на числе $M > M_{\text{КРИТ}}$, стреловидное крыло создаёт пикирующий момент (явление затягивания в пикирование), для противодействия которому на самолёте устанавливается система Mach trim.
6. Ось вращения элеронов на стреловидном крыле не перпендикулярна набегающему потоку, что уменьшает эффективность управления самолётом.

Часть четвёртая.

Глава 14 Ограничения

Ограничение эксплуатационных скоростей

В нормальной эксплуатации диапазон скоростей самолёта должен быть ограничен для обеспечения безопасности. Ограничиваются как максимальные, так и минимальные скорости.

Основные факторы, влияющие на ограничение скорости:

- прочность конструкции;
- жесткость конструкции;
- адекватная управляемость самолёта.

Прочность, это способность конструкции противостоять нагрузкам, а жесткость – деформациям.

Нагрузки и запас прочности

Эксплуатационная нагрузка – максимальная нагрузка, ожидаемая в эксплуатации.

Разрушающая нагрузка – нагрузка, приводящая к разрушению конструкции.

Запас прочности – отношение разрушающей и эксплуатационной нагрузки.

Для самолётных конструкций выбирается запас прочности 1,5. Это значительно ниже, чем запас прочности, закладываемый в другие конструкции, и объясняется требованием уменьшения веса самолёта. В связи с этим чрезвычайно важно не превышать ограничения, наложенные на эксплуатацию самолёта, поскольку запас прочности может быть легко превышен, что приведёт к разрушению конструкции.

Нагрузки на конструкцию самолёта

Конструкция самолёта должна выдерживать нагрузки горизонтального полёта, которые создаются подъёмной силой, лобовым сопротивлением, тягой двигателей и весом самой конструкции. Кроме этого самолёт должен выдержать нагрузки от маневрирования и полёта в турбулентной атмосфере.

Также конструкция должна быть достаточно жесткой, чтобы исключить появление таких явлений, как реверс элеронов, флаттер и дивергенция во всём разрешённом диапазоне скоростей.

Нормальная перегрузка

При конструировании, самолёт рассчитывается на определённую нормальную перегрузку (n_y), обычно обозначаемую буквой «g».

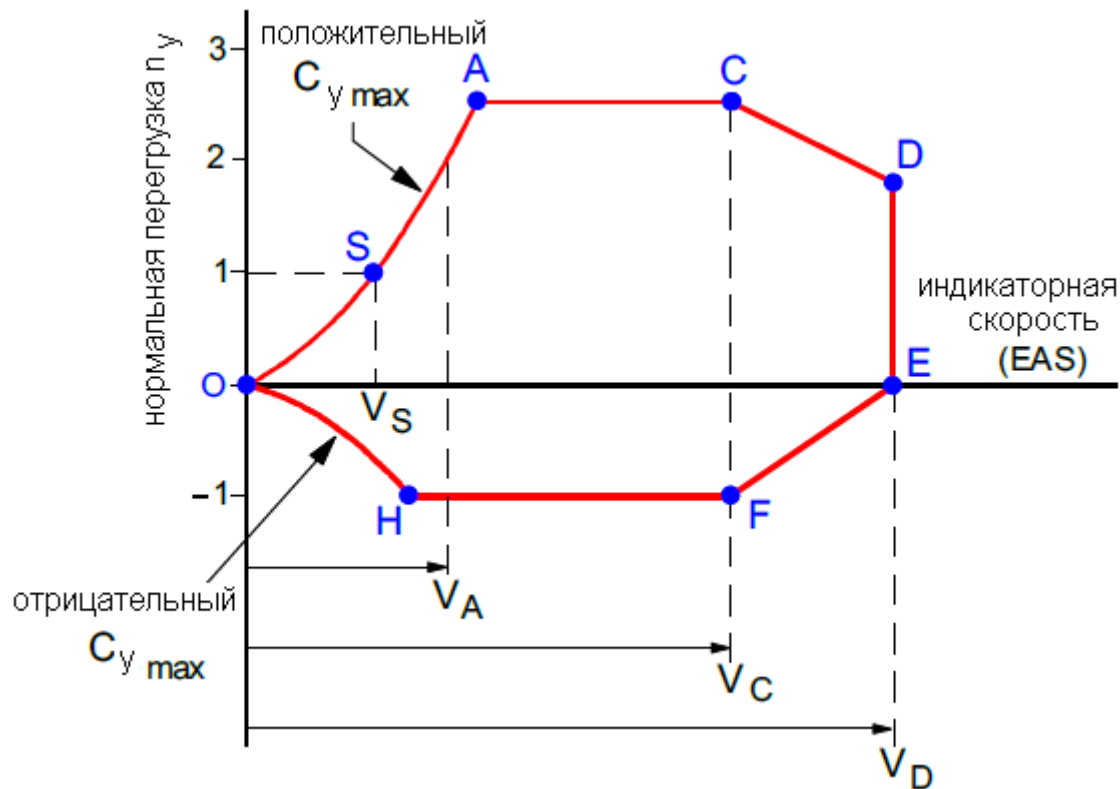
$n_y = Y / G$, где Y – подъёмная сила, G – вес самолёта.

В горизонтальном полёте $n_y = 1,0$ (1g). Если самолёт выполняет манёвр, при котором подъёмная сила вдвое больше веса, то нормальная перегрузка $n_y = 2,0$ (2g).

Предельные нагрузки на конструкцию самолёта обычно ограничивают назначением допустимых нормальных перегрузок. Но надо принимать во внимание, что нагрузка на конструкцию определяется произведением текущего веса самолёта на перегрузку. Например, крыло самолёта выдерживает нагрузку 10 тонн. Если самолёт весит 4 тонны, то предельная нагрузка будет достигнута при перегрузке 2,5g, а если вес самолёта 5 тонн, то это произойдёт при $n_y = 2,0g$.

Поэтому **предельно-допустимые перегрузки рассчитываются для максимальной массы самолёта.**

Эксплуатационный диапазон нормальных перегрузок ($V - n_y$ диаграмма)



На рисунке изображён типичный диапазон допустимых перегрузок в зависимости от индикаторной скорости полёта.

EASA установила диапазон допустимых перегрузок в зависимости от категории проектируемого самолёта:

Так для самолётов нормальной категории допустимая положительная перегрузка должна быть от 2,5g до 3,8g, а отрицательная -1g.

Для самолётов многоцелевой вспомогательной категории, соответственно: + 4,4g и -1,76g.

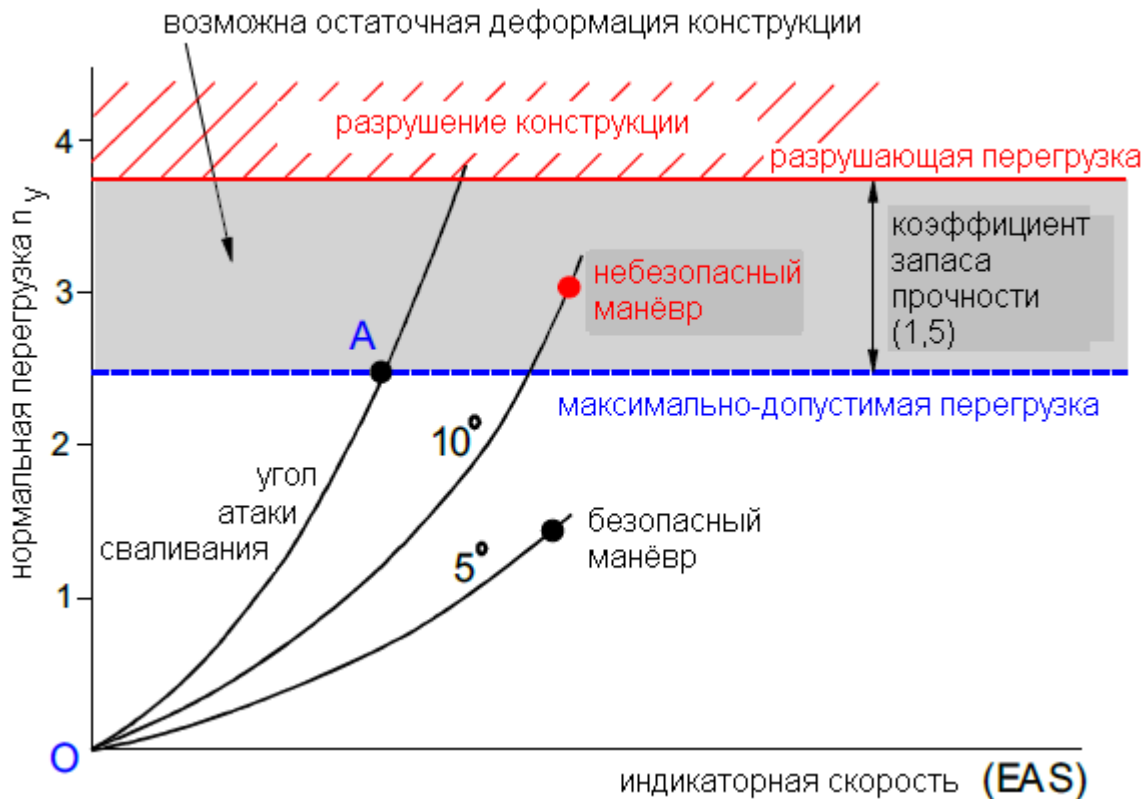
Для самолётов акробатической категории: + 6g и -3g.

Допустимая положительная нормальная перегрузка для скоростных реактивных транспортных самолётов равна 2,5g.

Граница $C_{y \max}$

Линия OA (на $V - n_y$ диаграмме) определяет располагаемые перегрузки, на которые может выйти самолёт, достигнув максимально-допустимого угла атаки. По мере роста скорости полёта эта перегрузка растёт и в точке «А» достигает ограничения по прочности.

Точка данной линии, соответствующая перегрузке 1g, даёт нам скорость сваливания горизонтального полёта V_S и обозначена на графике точкой «S».



На рисунке в координатах перегрузка – скорость показаны три линии, соответствующие манёврам с достижением углов атаки 5° , 10° и $\alpha_{\text{доп}}$.

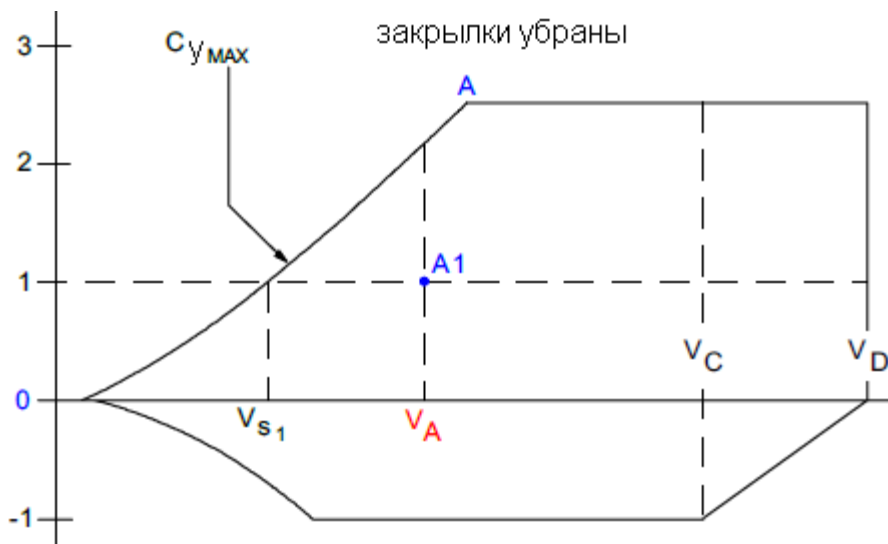
Если скорость полёта больше, чем соответствующая точке «А», то крыло самолёта в состоянии реализовать перегрузку, опасную для прочности конструкции. Но это не означает, что любой манёвр будет опасен. Задача пилотирующего лётчика помнить о возможности превысить ограничение по перегрузке и не допускать больших и резких движений органами управления самолётом на скорости более V_A .

Также на рисунке изображен запас прочности 1,5, гарантирующий, что разрушение конструкции не начнётся на максимально-допустимой перегрузке, но, возможно, произойдёт на $2,5g \times 1,5 = 3,75g$.

Тем не менее, в диапазоне перегрузок $2,5g \div 3,75g$ может возникнуть остаточная деформация конструкции.

Расчётная скорость маневрирования V_A

Это наибольшая скорость, при которой резкое и полное отклонение руля высоты на кабрирование (выполненное из установившегося горизонтального полёта) не приведёт к превышению расчётных нагрузок на конструкцию.



Скорость V_A меньше, чем скорость, соответствующая точке «А», поскольку учитывается дополнительная нагрузка на хвостовую часть фюзеляжа и стабилизатор, возникающие при полном отклонении руля высоты.

Линия ОА представляет собой зависимость скорости сваливания самолёта от нормальной перегрузки. Как было рассмотрено в главе 7:

$$V_S = V_{S1g} \times \sqrt{n_y}$$

Например, самолёт имеет скорость сваливания горизонтального полёта (V_{S1g}) 60 узлов и максимально-допустимую перегрузку 2,5, то скорость, соответствующая точке «А», получится: $60 \times \sqrt{2,5} = 95$ узлов.

Влияние веса самолёта на V_A

Скорость сваливания горизонтального полёта зависит от веса самолёта. Линия ОА нарисована для максимально-допустимого веса. При меньшем весе линия будет сдвигаться влево.

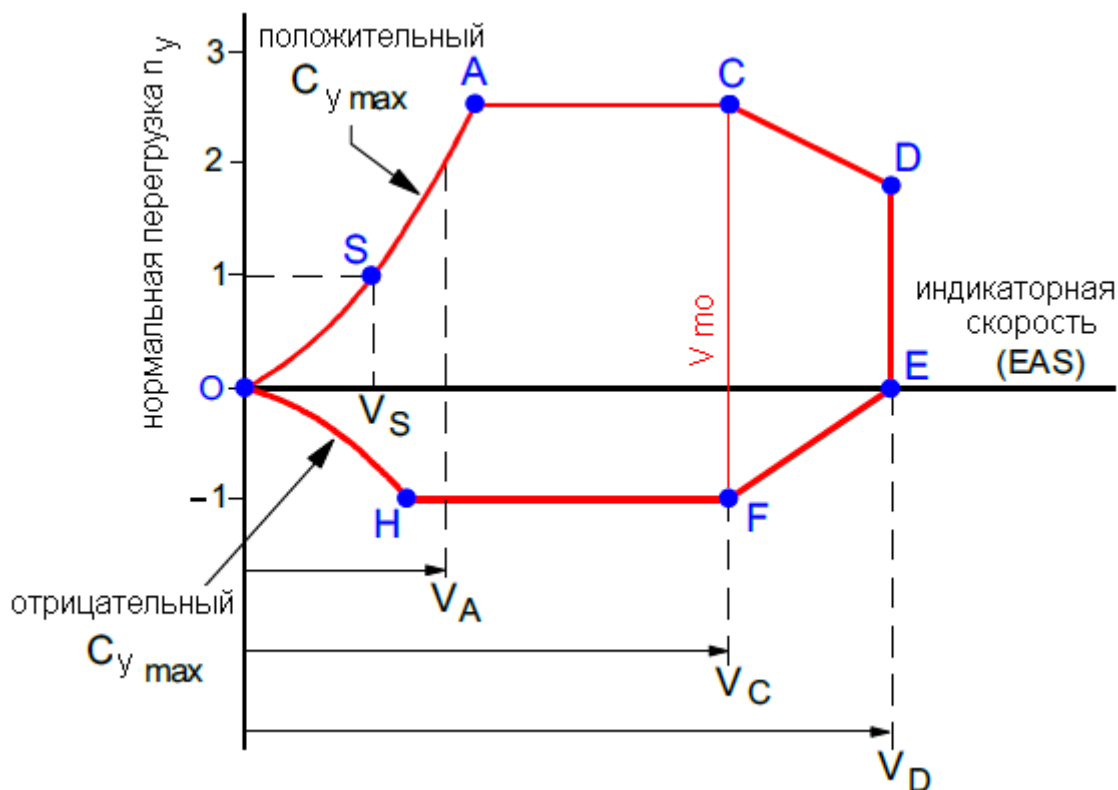
Соответственно будет уменьшаться и V_A .

Например, у самолёта с весом 2500 кг $V_A = 95$ узлов. Значит при весе 2000 кг

$$V_A = 95 \times \sqrt{(2000 / 2500)} \approx 85 \text{ узлов.}$$

20% уменьшения веса дают приблизительно 10% уменьшения V_A

Расчетная скорость крейсерского полёта



Точке «С» на рисунке соответствует расчетная скорость крейсерского полёта. Эта скорость выбирается конструктором и используется для расчёта нагрузок на конструкцию в крейсерском полёте. Правила выбора данной скорости регламентированы требованиями к сертификации самолётов EASA [CS 25.335](#) и [CS 23.355](#) (Certification Specifications). V_C должна быть больше расчётной скорости преодоления вертикального порыва воздуха V_B (рассмотрена ниже), и должна быть меньше расчётной предельной скорости V_D и скорости горизонтального полёта на максимальном продолжительном режиме двигателей V_H . Например, CS 25 требует, чтобы V_C была минимум на 46 узлов больше, чем V_B . Также V_C не должна быть более, чем $0,8 V_D$. CS 23 имеет похожие требования. Расчетная скорость крейсерского полёта используется при назначении максимально-допустимой скорости V_{MO}/M_{MO} . CS 25.1505 требует, чтобы V_{MO}/M_{MO} было не больше, чем V_C .

Расчётная предельная скорость

Точка «D» соответствует расчётной предельной скорости V_D (dive speed). Эта скорость рассчитывается по условиям прочности самолёта. Согласно требований CS 25.335 (в)(1) самолёт, летящий на скорости V_C , должен выдержать снижение в течение 20 секунд с углом $(-7,5^\circ)$ без уборки режима двигателей. Затем самолёт выводится из снижения с перегрузкой 1,5. Скорость, получившаяся в результате манёвра, и будет V_D . Получают её методом аэродинамического расчёта.

Если результирующая скорость неприемлема по развитию скоростной тряски или другим причинам, то её могут заменить на V_{DF} (максимальная скорость, продемонстрированная в лётных испытаниях).

Если скорость V_{MO} нельзя умышленно превышать в нормальной эксплуатации, то скорость V_D (V_{DF}) нельзя превышать ни при каких условиях (5 марта 2011 года катастрофа Ан-148).

Отрицательная перегрузка

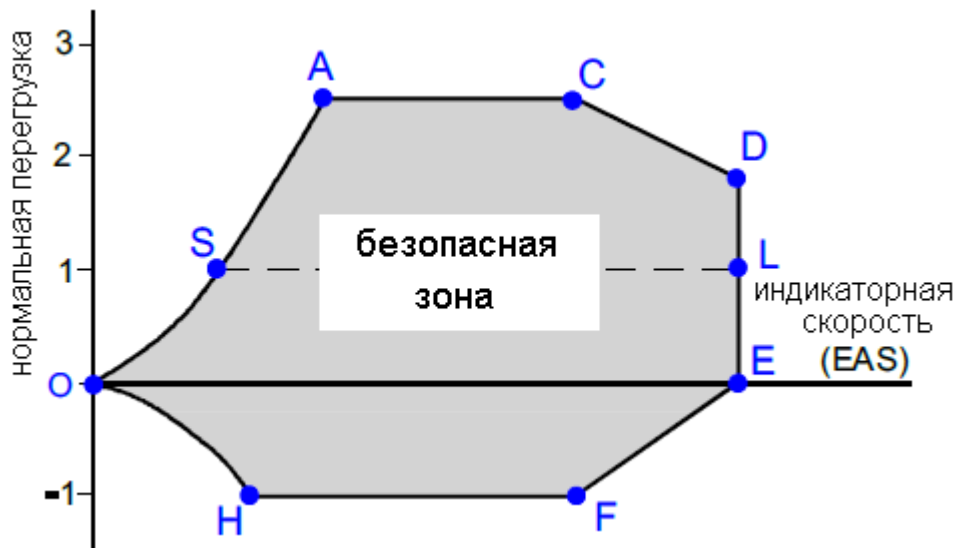
В нормальной эксплуатации маловероятно возникновение больших отрицательных перегрузок, тем не менее, самолёт должен быть достаточно прочным, чтобы выдержать небольшую отрицательную перегрузку.

Сваливание на отрицательных углах атаки

Если отрицательный угол атаки увеличивать по абсолютной величине, то в определённый момент произойдёт сваливание. (Если профиль крыла симметричный, то отрицательный и положительные углы атаки равны. При положительной кривизне профиля сваливание на отрицательных углах возникает на меньшем угле атаки.)

Линия ОН на рисунке представляет границу по отрицательному $C_{y\max}$. Для больших самолётов, сертифицированных по CS 25, максимально-допустимая отрицательная перегрузка устанавливается -1. В диапазоне скоростей от V_C до V_D она линейно уменьшается до нуля.

Границы маневрирования



На рисунке изображена безопасная зона полёта в координатах индикаторной скорости и нормальной перегрузки.

Линия SL представляет диапазон скоростей горизонтального полёта. Линии SA и OH показывают располагаемую перегрузку при достижении положительного и отрицательного $C_{y\max}$. Линии ACD и HFE представляют максимальную положительную и отрицательную перегрузку, которую должна выдержать конструкция самолёта.

Скорости V_C и V_D используются для оценки прочности самолёта и не публикуются в руководстве по лётной эксплуатации, но опубликованные скорости рассчитываются на их основе.

Максимально-допустимые скорости

Для больших самолётов, сертифицированных по CS 25 (с максимальной массой более 5700 кг), максимально-допустимой скоростью является V_{MO} . Для самолётов, сертифицированных по CS 23, эта скорость V_{NE} (never exceed).

Скорость V_{MO} (maximum operating)

Эту скорость нельзя преднамеренно превышать в нормальной эксплуатации. Она не может быть больше V_C , и должна быть значительно ниже V_D , чтобы непреднамеренное превышение V_D было крайне маловероятным.

V_{MO} это приборная скорость (IAS). При наборе высоты число M , соответствующее данной скорости, будет расти, и появятся дополнительные проблемы, связанные со сжимаемостью воздуха. Поэтому устанавливается дополнительное ограничение M_{MO} . Переход с V_{MO} на M_{MO} происходит приблизительно на высоте 24000 ÷ 29000 футов.

Система предупреждения о превышении V_{MO}/M_{MO}

На самолёте устанавливаются две независимые системы звукового предупреждения о превышении V_{MO}/M_{MO} . Они включают трещотку (clacker), которая замолкает только после уменьшения скорости менее V_{MO}/M_{MO} .

При наборе высоте на постоянной приборной скорости возможно превышение M_{MO} .

При снижении на постоянном числе M возможно превышение V_{MO} .

Скорость V_{NE} (never exceed)

$V_{NE} = 0,9 V_D$. Запас устанавливается на случай непреднамеренного превышения скорости V_{NE} . На указателе скорости эта скорость обозначается красной радиальной линией в конце жёлтого сектора.

Скорость V_{NO} (maximum structural cruise speed) (normal operating)

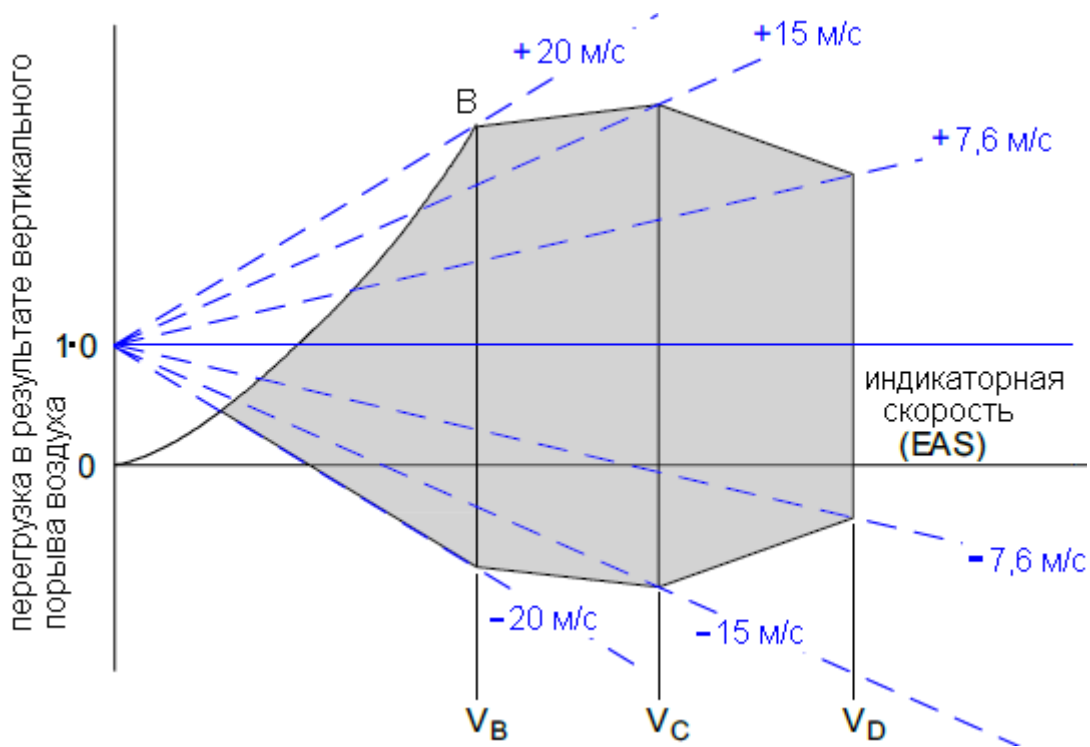
Это максимальная скорость крейсерского полёта в нормальной эксплуатации. Она не может быть больше, ни чем V_C , ни чем $0,89 V_{NE}$.

На индикаторе скорости она обозначается верхним концом зелёного сектора.

Скорости от V_{NO} до V_{NE} обозначаются жёлтым сектором. Летать со скоростью в жёлтом секторе можно только в спокойной атмосфере и с повышенным вниманием.

Нагрузки от вертикального порыва (восходящего потока воздуха)

Вес конструкции самолёта должен быть минимальным при сохранении требуемой прочности. Требования к прочности самолёта при попадании в восходящий/нисходящий поток воздуха были сформулированы в конце 40-х годов 20-го века. Но их эффективность регулярно контролируется по записям бортовых самописцев в реальных полётах.



На рисунке синими пунктирными линиями показаны перегрузки, которые возникнут на самолёте при попадании в стандартные вертикальные порывы в зависимости от индикаторной скорости. (Часть пунктирной линии левее линии OV показывают нереализуемые перегрузки, поскольку самолёт будет находиться в сваливании.) Видно, что зависимости перегрузки от скорости близки к линейным, в то же время как несущие способности крыла (линия OV) меняются в зависимости от скорости в квадрате. Если рассмотреть восходящий поток $+20$ м/с, то видно, что на скорости менее V_B крыло выйдет на закритические углы атаки и самолёт свалится. На скорости более V_B самолёт не свалится, но чем больше будет скорость, тем больше будет возникшая перегрузка, и на определённой скорости она превысит максимально-допустимую по прочности.

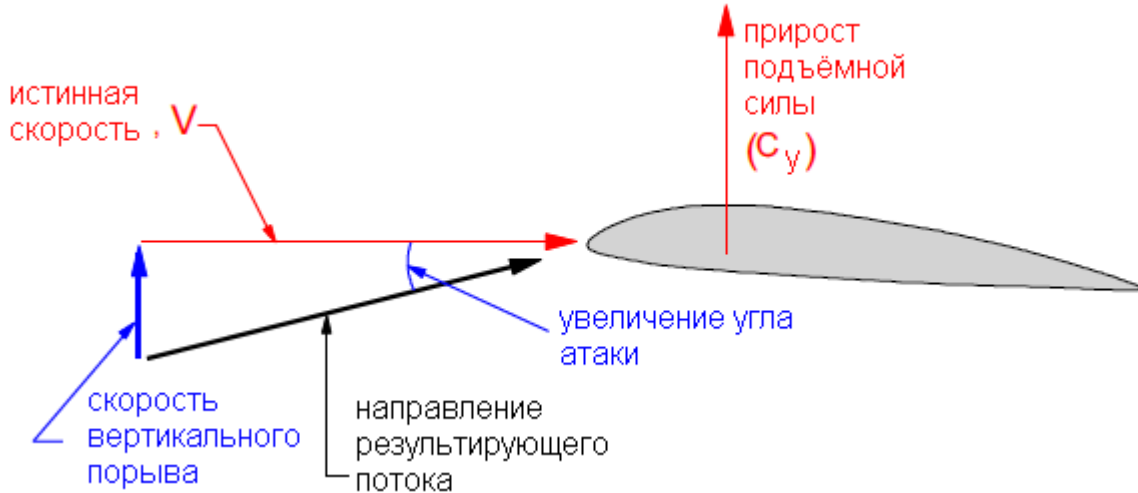
Самолет проектируется так, чтобы он был в состоянии выдержать вертикальный порыв 20 м/с на скорости V_B (расчётная скорость преодоления вертикального порыва ветра). При этом самолёт выйдет на $C_{Y\text{MAX}}$. При полёте в турбулентной атмосфере на V_B самолёт имеет максимальную защиту от повреждения конструкции, однако он близок к сваливанию.

При сертификации от самолёта требуется, чтобы он выдержал вертикальный порыв 15 м/с при полёте на V_C (с практической точки зрения читай - V_{MO}).

Также есть требование выдержать вертикальный порыв $7,6$ м/с на скорости V_D . (Скорости V_B , V_C и V_D являются расчётными и не публикуются в руководстве по лётной эксплуатации.) Публикуемая в руководстве скорость преодоления турбулентности V_{RA}/M_{RA} (rough air speed) больше, чем V_B . Она обеспечивает минимальную вероятность, как сваливания, так и превышения максимально-допустимой перегрузки (более подробно ниже).

Влияние вертикального порыва на перегрузку

Вертикальный порыв меняет угол атаки крыла, вследствие чего изменяется нормальная перегрузка.



Следующий пример иллюстрирует влияние вертикального порыва на перегрузку. Допустим, что самолёт выполняет горизонтальный полёт с $C_y = 0,42$. Градиент изменения C_y по α равен $0,1$. Вертикальный порыв увеличил α на 3° . Какую перегрузку испытает самолёт?

Перегрузка = Подъёмная сила / Вес

В горизонтальном полёте перегрузка = 1 или $0,42 / 0,42$

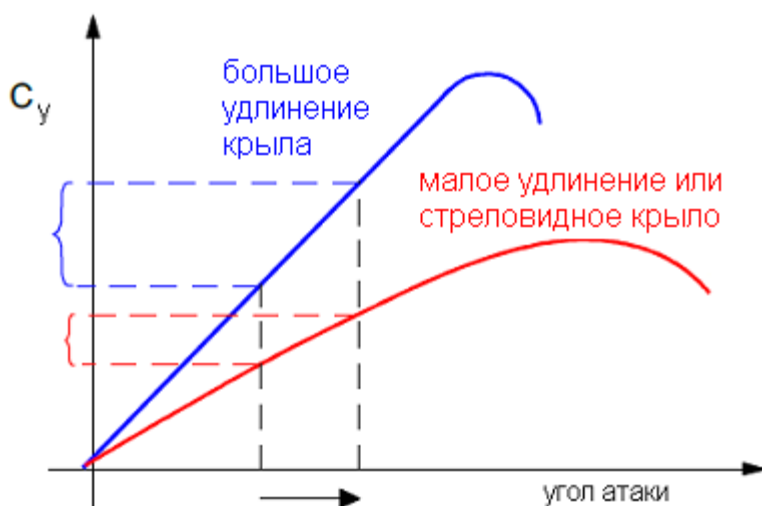
3° прирост угла атаки даст прирост C_y : $3 \times 0,1 = 0,3$

Новый C_y : $0,42 + 0,3 = 0,72$

Возникшая перегрузка = $0,72 / 0,42 = 1,7$

Для заданных скоростей самолёта и порыва прирост подъёмной силы зависит только от градиента C_y по α (угла наклона графика $C_y = f(\alpha)$). Чем круче наклон, тем больше перегрузка.

На наклон данной кривой влияет относительное удлинение и стреловидность крыла.



При одном и том же приросте подъемной силы прирост перегрузки будет зависеть от текущего веса самолёта (удельной нагрузки на единицу площади крыла). На более загруженном самолёте изменение перегрузки будет меньше (поскольку исходный C_y горизонтального полёта больше).

Для заданного самолёта с заданным весом прирост перегрузки зависит только от истинной скорости полёта и вертикального порыва

Влияние вертикального порыва на сваливание

Когда самолёт попадает в восходящий поток, угол атаки крыла увеличивается. При неизменной скорости восходящего потока увеличение угла атаки будет тем больше, чем меньше скорость полёта. На малой скорости исходный угол атаки крыла велик и его дальнейшее увеличение из-за вертикального порыва может вызвать сваливание. Таким образом, при полёте в неспокойной атмосфере существует граница минимальной скорости, ниже которой скорость нельзя уменьшать из-за возможности попадания в сваливание.

Скорость преодоления турбулентности V_{RA}/M_{RA} (rough air speed)

В полёте при преодолении зоны турбулентности самолёт должен иметь скорость обеспечивающую защиту, как от сваливания, так и от чрезмерной перегрузки.

Турбулентность описывается порывом ветра заданной скорости. При попадании в этот порыв скорость самолёта должна быть:

- достаточно большой, чтобы избежать сваливания и
- достаточно малой, чтобы не возникла опасная перегрузка.

При создании самолёта данные требования удовлетворяются расчётом скорости сваливания при заданном порыве и затем обеспечением достаточной прочности для выдерживания возникающей на этой скорости перегрузки.

Ключевой момент это выбор скорости порыва, поскольку она определяет возникающие нагрузки на конструкцию самолёта. А чем больше нагрузки, тем прочнее должны быть силовые элементы конструкции, тем тяжелее получится самолёт.

Скорость вертикального порыва, который самолёт должен выдержать на V_B , равна 20 м/с. Также регламентируются скорости вертикального порыва, которые должен выдержать самолёт на V_C и V_D . Это, соответственно 15 и 7,6 м/с. Эти дополнительные требования выдвигаются, чтобы максимально защитить самолёт во всём диапазоне эксплуатационных скоростей. Обычная скорость крейсерского полёта близка к V_C , а на скорость близкую к V_D самолёт может попасть при возникновении проблем с управлением самолёта и т. п. (Например: http://aviacom.ucoz.ru/publ/boeing_737/nedavnie_incidenty_s_boingom_737/rezkoe_kr_enenie_samoljota/8-1-0-58)

Поскольку при полёте в турбулентности лётчик должен уменьшить скорость, то вероятность неожиданного попадания в порыв на большой скорости невелика. Поэтому скорость расчётного порыва соответственно уменьшается.

Данные расчётные скорости вертикального порыва 20, 15 и 7,6 м/с (66, 50 и 25 футов/с) были установлены в начале 40-х лет 20 столетия, как результат анализа записей полётных регистраторов. Этот анализ продолжается и в наши дни и подтверждает правильность установленных границ.

Расчет нагрузок, возникающих на большом самолёте при попадании в турбулентность, не ограничивается расчётом прироста угла атаки и возникающей при этом перегрузке. Также учитываются:

- динамические нагрузки, возникающие из-за упругости конструкции
- особенности нестационарного обтекания крыла
- возможность постепенного усиления порыва
- уменьшение разницы между скоростью нормального крейсерского полёта и V_{MO} на новейших модификациях самолётов
- статистическая вероятность попадания самолёта в зону сильной турбулентности
- ухудшение тормозных характеристик в крейсерской конфигурации.

Расчётные скорости V_B , V_C и V_D , как и расчётные скорости порывов, являются индикаторными скоростями. Треугольник скоростей, определяющий прирост угла атаки, построен на истинных скоростях (см. стр. 10).

Выбор скорости преодоления турбулентности должен соответствовать прочности конструкции самолёта. При этом должна быть обеспечена устойчивость и управляемость самолёта. Также в расчёт берётся способность самолёта своевременно снизить скорость от крейсерской до скорости преодоления турбулентности.

Типичный график скоростей, по которым выбирается V_{RA}/M_{RA} , по высоте полёта указан на рисунке ниже.

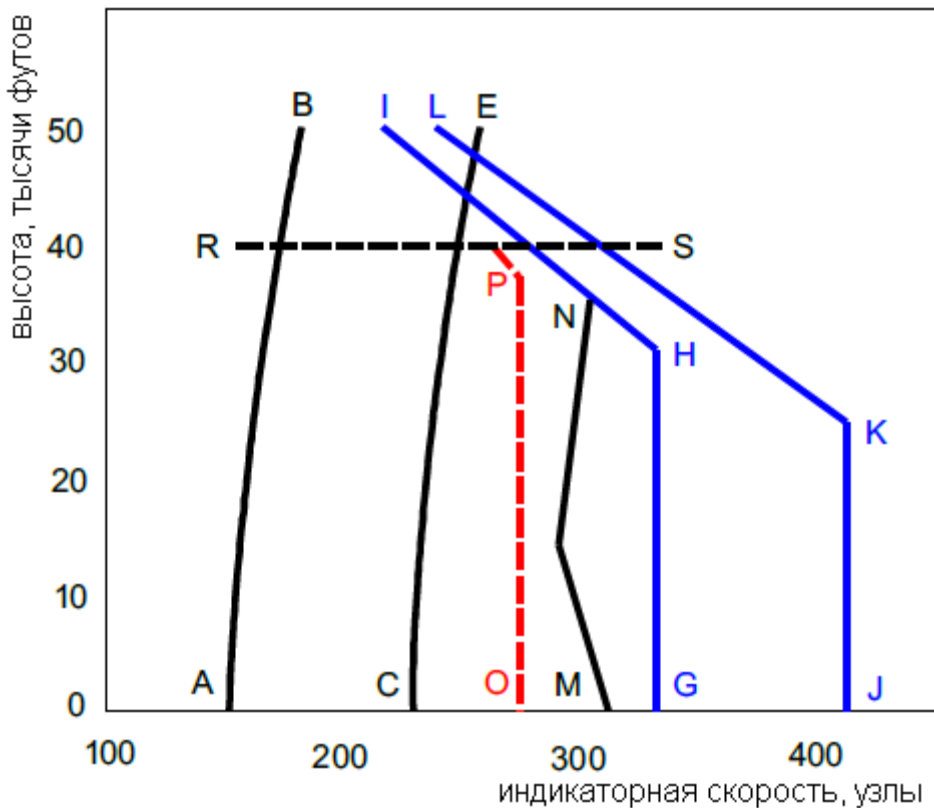


График нарисован для среднего веса.

Линия АВ соответствует скорости сваливания горизонтального полёта.

СЕ – скорости сваливания при попадании в восходящий поток 20 м/с. (20 м/с индикаторной скорости потока соответствуют 40м/с истинной скорости потока на высоте 12 км)

GH – скорости V_{MO}/M_{MO} .

JKL – скорости V_{DF}/M_{DF} . (максимальная скорость/число M, продемонстрированные в испытаниях)

MN – скорости, соответствующие максимально-допустимой нагрузке на конструкцию, при попадании в порыв 20м/с.

RS – максимальная высота, на которой самолёт может испытать перегрузку 1,5g не выходя на режим чрезмерной аэродинамической тряски.

На всех скоростях правее линии CE самолёт выдержит вертикальный порыв 20 м/с без сваливания и на всех скоростях левее линии MN самолёт выдержит такой порыв без ущерба для прочности конструкции. Поэтому линия OP, соответствующая скорости преодоления турбулентности, лежит примерно посередине между этими линиями, обеспечивая одинаковую защиту, как от сваливания, так и от чрезмерной перегрузки.

Линия MN имеет необычную форму, потому что прочность различных частей самолёта становится критичной на разных высотах полёта. Фактически эта линия является левой границей семейства кривых, определяющих допустимую нагрузку на различные части самолёта.

Для удобства выбирают одну скорость V_{RA} не изменяющуюся по высоте, переходящую на больших высотах в M_{RA} . Поскольку болтанка имеет совершенно случайный характер, то

скорость V_{RA}/M_{RA} обеспечивает равную защиту 50% - 50% от сваливания и от чрезмерной перегрузки.

При увеличении/уменьшении полётного веса границы CE и MN передвигаются. При увеличении веса – сближаются, при уменьшении – раздвигаются, но средняя линия, соответствующая V_{RA}/M_{RA} практически не движется. Поэтому вес самолёта не влияет на скорость преодоления турбулентности.

Вес самолёта влияет на границу RS. С увеличением веса максимальная высота, на которой самолёт выдержит прирост перегрузки 0,5g, понижается. Чтобы обеспечить защиту тяжёлого самолёта при сильной болтанке следует уменьшить высоту.

Ограничения по скорости при неубранном шасси

Обычно шасси убирают сразу же после отрыва от ВПП, чтобы уменьшить лобовое сопротивление и увеличить градиент набора высоты. Поэтому узлы навески шасси, створки ниши и привод выпуска-уборки шасси не рассчитывают на работу на больших приборных скоростях полёта. В противном случае это привело бы к неоправданному увеличению веса конструкции.

$V_{LO(EXT)}$ и $V_{LO(RET)}$: максимальные скорости, соответственно, выпуска и уборки шасси.

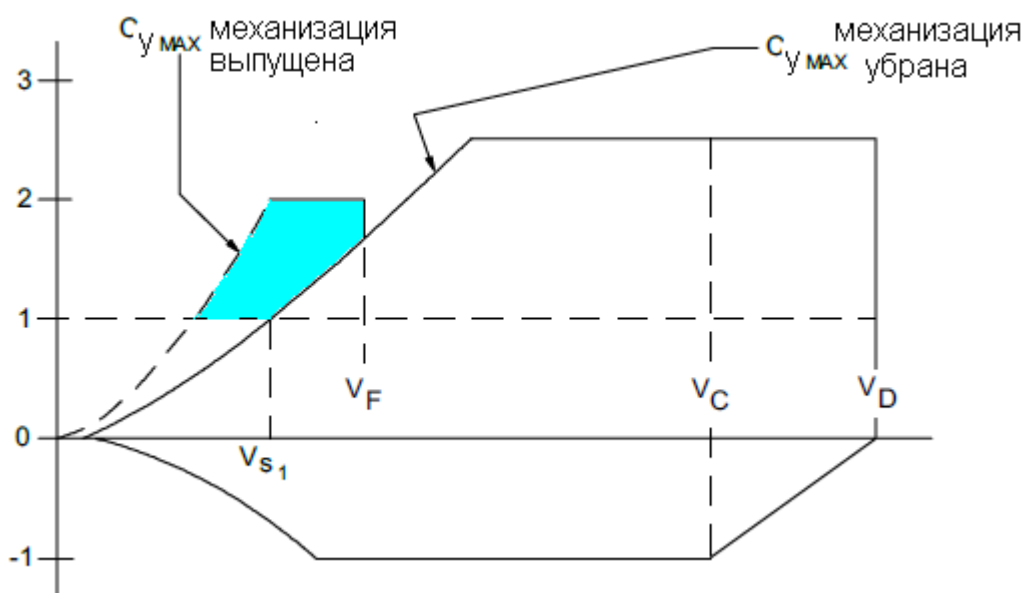
Если передняя стойка убирается против потока, то $V_{LO(RET)}$ обычно ограничена по располагаемому усилию гидроцилиндра уборки.

В процессе выпуска первыми открываются створки ниши шасси. Створки шасси обычно не предназначены для восприятия большой аэродинамической нагрузки в выпущенном положении. Поэтому $V_{LO(EXT)}$ обычно ниже V_{LE} .

V_{LE} : максимальная скорость с выпущенными шасси. Иногда возникает необходимость в техническом перелёте с выпущенными шасси. В этом случае створки шасси, как правило, закрыты, что позволяет лететь с большей скоростью.

Максимальная скорость полёта с выпущенной механизацией крыла

Механизация крыла предназначена для сокращения взлётной и посадочной дистанции и используется на относительно малых скоростях полёта. Механизмы выпуска-уборки, узлы навески и сами перемещаемые поверхности не рассчитаны на восприятие нагрузок, которые могут возникнуть на больших скоростях.



Механизация крыла увеличивает $C_{y\text{MAX}}$ и уменьшает скорость сваливания, что позволяет крылу при попадании в порыв создать большую перегрузку на относительно малой скорости (закрашенная зона на рисунке). Это требует дополнительной защиты от возможных чрезмерных нагрузок. Максимально-допустимая перегрузка при выпущенной механизации крыла ограничена до $2,0g$.

При полёте в турбулентной атмосфере нужно выпускать механизацию как можно позже, поскольку при выпущенной механизации вероятность непреднамеренного превышения предельной перегрузки значительно повышается.

V_{FE} : максимально-допустимая скорость с выпущенной механизацией (для каждого положения механизации существует своя V_{FE})

Аэроупругость

Аэродинамические силы, действующие на самолёт, вызывают деформацию конструкции, и эта деформация вызывает упругие силы в силовых элементах (сила сжатой пружины).

Деформация конструкции приводит к появлению дополнительных аэродинамических сил, воздействующих на конструкцию, и этот процесс продолжается пока либо устанавливается равновесие, либо конструкция разрушается.

Взаимодействие аэродинамических сил и упругой деформации конструкции называется аэроупругостью.

На малых скоростях аэродинамические силы относительно малы и влияние деформаций конструкции незначительно. На больших скоростях и аэродинамические нагрузки, и вызываемые ими деформации самолёта значительно возрастают. Аэродинамические силы пропорциональны V^2 , а способность конструкции сопротивляться упругой деформации остаётся постоянной. Это отношение внешних и внутренних сил приводит к тому, что на определённой скорости аэродинамические силы переселят жёсткость конструкции и произойдёт дивергенция (неограниченная деформация, поломка). Самолёт должен быть так спроектирован, чтобы дивергенция возникала на скоростях более V_D/M_D .

Определения:

Упругость: Не существует идеально жёстких конструкций. При создании самолёта стремятся обеспечить минимальный вес конструкции. Это приводит к тому, что самолёт – довольно гибкая конструкция. Степень гибкости конструкции зависит от таких характеристик, как относительное удлинение крыла, степень его сужения, стреловидность и т.д.

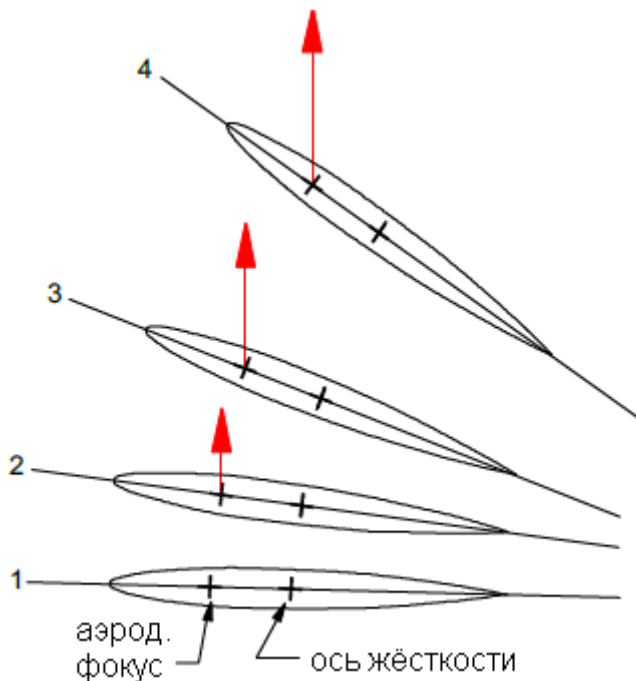
Люфт рулевых поверхностей: Возможность их перемещения при неподвижных органах управления в кабине.

Распределение массы: Расположение центра масс поверхности по отношению к оси жёсткости (относительно которой происходит деформация скручивания).

Массовая компенсация: Груз, предназначенный для изменения расположения центра масс поверхности по отношению к оси жёсткости.

Дивергенция: Деформация конструкции, неограниченно развивающаяся вплоть до разрушения.

Флаттер: Быстрые и неконтролируемые колебания поверхности, возникающие из-за взаимодействия аэродинамических и инерционных сил. Обычно приводит к разрушению конструкции.



На рисунке показано поведение законцовки крыла самолёта, попавшего в восходящий порыв воздуха.

Увеличившаяся подъёмная сила крыла прогнула крыло, и законцовка приподнялась из положения 1 в положение 2. Поскольку прирост подъёмной силы действует на крыло в точке аэродинамического фокуса, а он расположен впереди оси жёсткости крыла, то крыло ещё дополнительно закрутилось на увеличение угла атаки. Это привело к дополнительному приросту подъёмной силы, и законцовка быстро переместилась в положения 3 и 4. Крыло в

данный момент напоминает затянутую пружину и может сломаться, если её затянуть слишком сильно.

Насколько велика будет деформация крыла зависит от: жёсткости конструкции, расстояния между фокусом и осью жёсткости и скоростного напора.

Методы борьбы с дивергенцией:

- конструкцию можно сделать жёстче, но это увеличит её вес
- уменьшить расстояние между аэродинамическим фокусом и осью жёсткости.

Флаттер

Во флаттере участвуют аэродинамические силы, силы инерции и упругие свойства конструкции. Распределение массы и жёсткость конструкции определяют вид и собственную частоту её колебаний. Если на конструкцию воздействует внешняя сила с частотой близкой к частоте собственных колебаний, то возникает явление резонанса, когда резко увеличивается амплитуда колебаний, что может привести к разрушению.

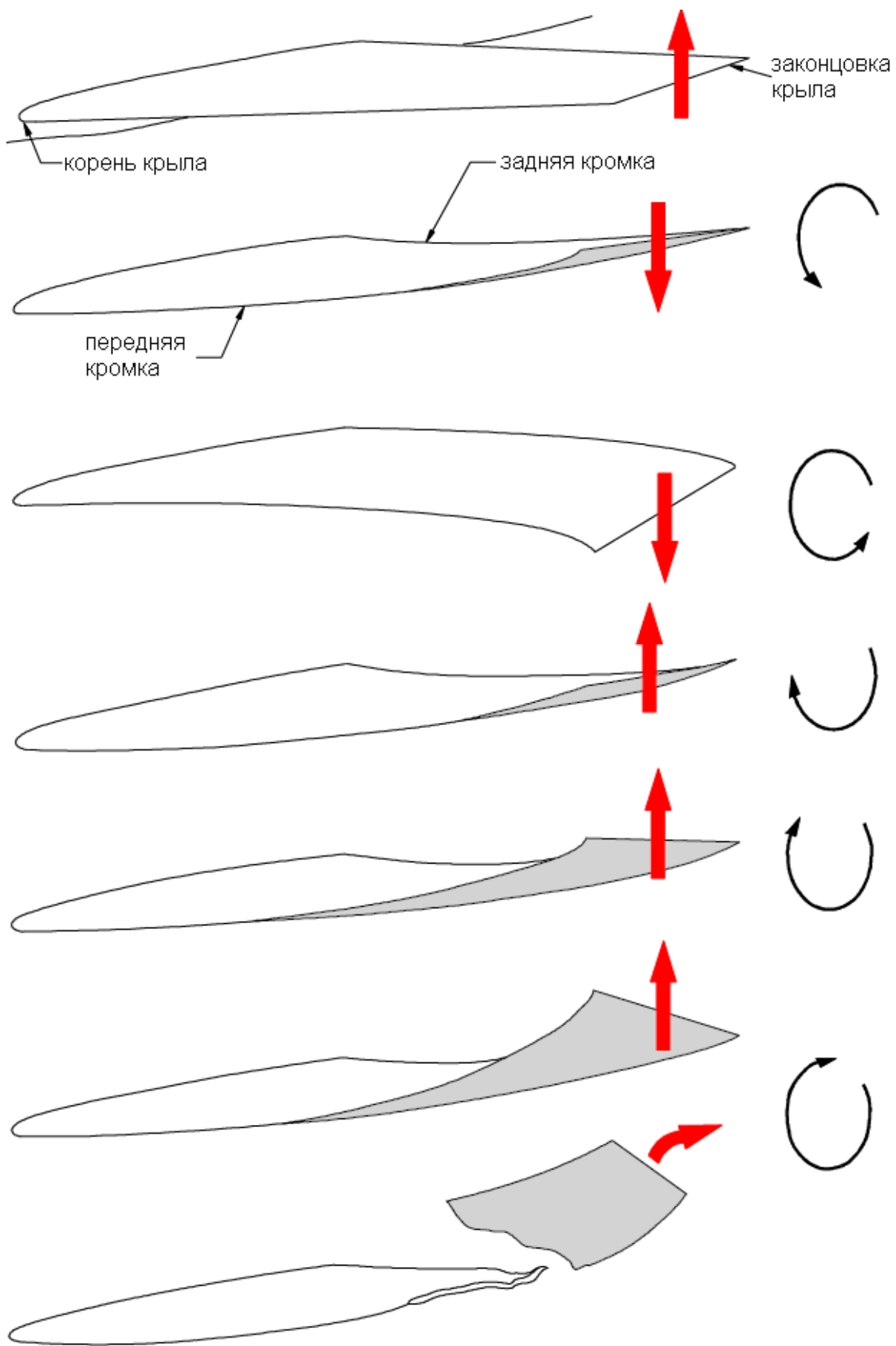
Предположим, что под воздействием вертикального порыва воздуха крыло изогнулось вверх. При этом в конструкции возникнут упругие силы, равнодействующая которых будет приложена на оси жесткости и направлена вниз. Под действием силы упругости крыло с каким-то ускорением начнет возвращаться в нейтральное положение. При движении вниз с ускорением на крыле возникнут инерционные силы, результирующая которых будет направлена вверх и приложена в центре масс, находящемся в большинстве конструкций позади оси жёсткости. Эта сила закрутит крыло на уменьшение угла атаки. Изменение угла атаки из-за кручения приведет к появлению дополнительной аэродинамической силы, направленной вниз в сторону движения крыла и, следовательно, усиливающей его изгибные колебания. Кроме этого, аэродинамическая сила создаст относительно оси жесткости крутящий момент также на уменьшение угла атаки.

Пройдя нейтральное положение, крыло, вследствие полученной кинетической энергии, будет прогибаться вниз. Из-за возникших при этом упругих сил, действующих теперь уже вверх, скорость движения крыла вниз начнет падать. По этой причине изменится направление ускорения (оно будет направлено вверх), а, следовательно, изменится и направление действия инерционных сил. Действующие вниз инерционные силы создадут относительно оси жёсткости момент, который начнет раскручивать крыло в противоположную сторону. И вся картина будет повторяться.

Таким образом, мы видим взаимодействие аэродинамических, упругих и инерционных сил, точками приложения которых являются аэродинамический фокус, ось жёсткости и центр тяжести несущей поверхности соответственно. И чем меньше будут расстояния между этими точками, тем меньше будут крутящие моменты.



На рисунке внизу показан типичный вид флаттера крыла.



Возникновение флаттера недопустимо в пределах эксплуатационного диапазона высот и скоростей полёта вплоть до V_D/M_D . Колебания, возникающие за пределами этой скорости, также должны демпфироваться.

При создании самолёта стремятся, чтобы собственная частота колебаний его частей была высокой (увеличивают жёсткость конструкции) и скорость возникновения флаттера значительно выше максимальных эксплуатационных скоростей. Любые изменения в жёсткости конструкции или распределении массы меняют собственную частоту колебаний конструкции, а значит и скорость возникновения флаттера. Если самолёт не получает должного технического обслуживания, допускается большой люфт в проводке управления, то это может привести к возникновению флаттера в эксплуатационном диапазоне скоростей.

Основные меры предотвращения флаттера крыла:

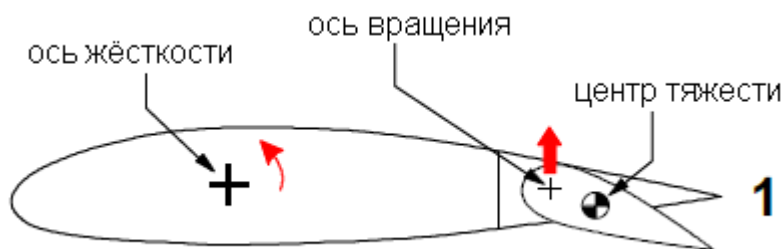
- повышение жёсткости конструкции (увеличивает вес крыла)
- установка двигателей на пилонах перед крылом, таким образом, центр тяжести конструкции смещается вперёд (хотя в оригинальном тексте сказано, что ось жёсткости смещается вперёд).



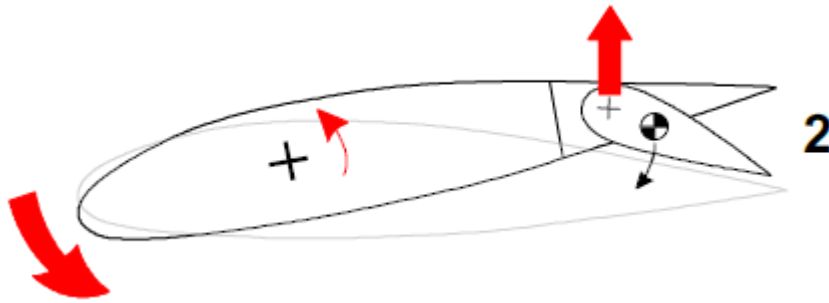
Флаттер рулевых поверхностей

Флаттер рулевой поверхности может возникнуть в результате её колебаний в сочетании с колебаниями изгиба или скручивания крыла, стабилизатора или киля. Инициировать колебания может люфт в проводке управления рулевой поверхностью или внешнее воздействие (порыв воздуха). Флаттер может возникнуть, если центр тяжести рулевой поверхности находится позади её оси вращения.

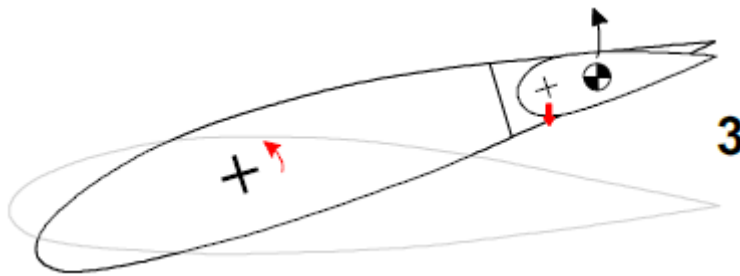
Крутильно-элеронный флаттер



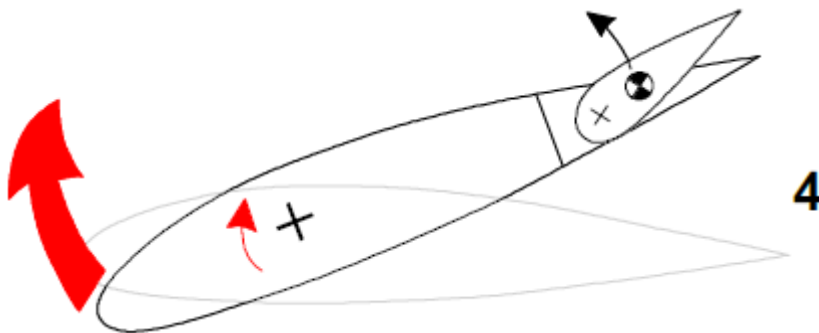
Элерон отклонён вниз, на ось вращения элерона действует сила, направленная вверх.



Крыло скручивается относительно оси жёсткости, задняя кромка крыла приподнимается, а элерон отклоняется ещё больше под действием момента силы инерции (поскольку центр тяжести позади оси вращения).



Крыло под воздействием сил упругости прекращает вращение («пружина закручена»), элерон под воздействием аэродинамического шарнирного момента, сил упругости проводки управления и момента инерции быстро поднимается вверх, что приводит к появлению аэродинамической силы от элерона, направленной вниз.



Энергия, аккумулированная в закрученном крыле, плюс момент от аэродинамической силы переместившегося элерона заставляют крыло закручиваться в противоположном направлении. Цикл повторяется.

Крутильно-элеронного флаттера можно избежать, сбалансировав элерон так, чтобы центр тяжести элерона совпадал или был немного впереди оси вращения. Или же сделав управление необратимым, когда все усилия от элерона замыкаются на жёстком силовом приводе.

Изгибно-элеронный флаттер

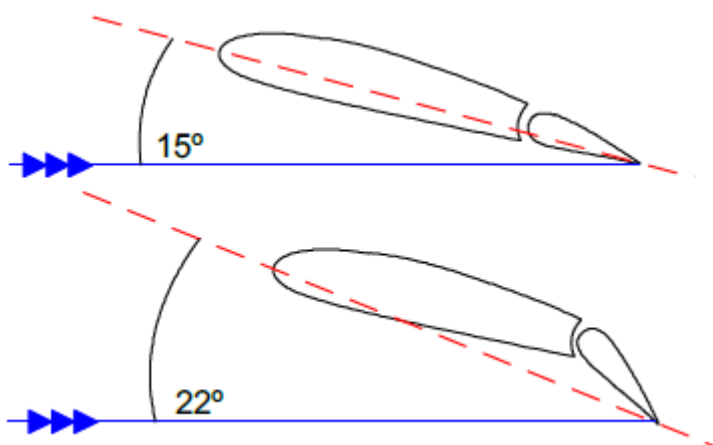
Природа этого флаттера та же, что и у крутильно-элеронного, но крыло не скручивается, а законцовка крыла осуществляет маховые движения вверх-вниз. При этом отставание в реакции элерона за счёт инерционности приводит к усилению колебаний (подкачке энергии от внешнего потока). Метод предотвращения флаттера такой же – весовая балансировка элеронов. На многих самолётах эта весовая балансировка выполнена в виде «лонжерона передней кромки». Таким образом, увеличивается жёсткость элерона, и балансировочный груз равномерно распределяется вдоль всей длины элерона, что позволяет избежать возникновения в элероне собственной вибрации от сконцентрированной массы балансировочного груза.

Массовая балансировка также обязательно выполняется на рулях высоты и направления и на сервокомпенсаторах. Это позволяет избежать возникновения подобных колебаний на хвостовом оперении, где роль пружины будет выполнять упругость фюзеляжа.

Опасность всех форм флаттера в том, что эти колебания быстро расходящиеся и достаточно одной – двух секунд, чтобы деформации достигли предельных значений и конструкция разрушилась. Теоретически можно прекратить начавшийся флаттер путём уменьшения скорости полёта, но время от начала колебаний до разрушения конструкции настолько мало, что практически невозможно безопасно выйти из начавшегося флаттера.

Реверс элеронов

На малой скорости (обратная реакция по крену на закритических углах атаки)

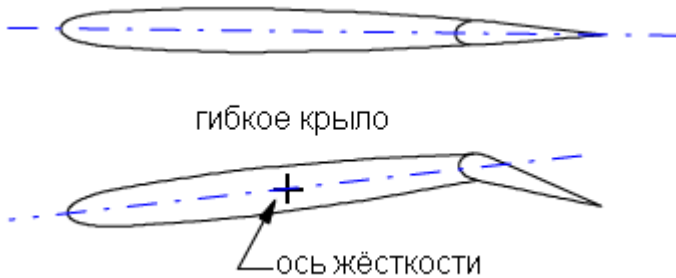


Опущенный элерон провоцирует срыв потока на своём полукрыле и самолёт кренится в сторону противоположную от ожидаемой.

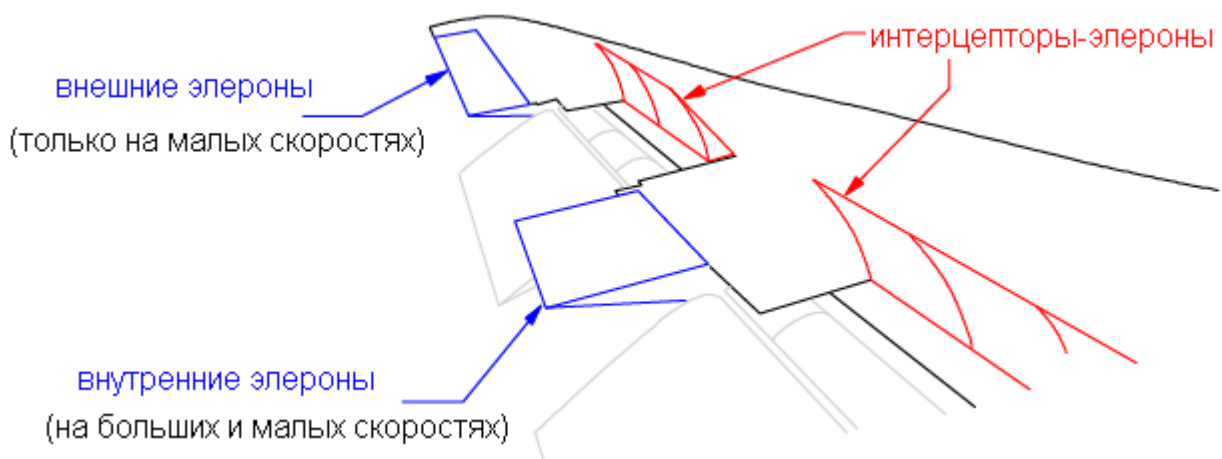
На большой скорости

Реверс элеронов возникает на гибком крыле на большой скорости полёта. На рисунке внизу показано, как реагирует крыло на отклонение элерона. Элерон отклонён вниз для увеличения подъёмной силы полукрыла. Аэродинамическая сила на элероне направлена вверх и приложена позади оси жёсткости крыла. Она создаёт момент закручивающий крыло на уменьшение угла атаки. Если крутка крыла значительна, то потеря подъёмной силы полукрыла из-за уменьшения угла атаки преобладает над приростом подъёмной силы на

элероне. В результате полукрыло с опущенным элероном будет опускаться вместо ожидаемого подъёма.



Скорость возникновения реверса элеронов может быть увеличена путём разделения элеронов на внутренние и внешние секции. Внешние секции расположены вблизи законцовок крыла, где жёсткость крыла самая слабая. Поэтому они включаются в работу только на малых скоростях, когда выпускается механизация крыла. Внутренние секции расположены ближе к корню крыла в зоне высокой жёсткости конструкции и работают всё время.



Также на большинстве современных самолётов для управления по крену используются интерцепторы-элероны. Они расположены ближе к центральной части крыла в зоне высокой жёсткости крыла и поэтому не создают таких возмущений на конструкцию крыла, как элероны.

Глава 15 Сдвиг ветра

Введение

Сдвиг ветра это неожиданное и резкое изменение скорости и/или направления ветра на небольшом расстоянии в горизонтальной или вертикальной плоскости. В результате сдвига ветра самолёт может неожиданно попасть в восходящий или нисходящий поток воздуха, приборная скорость самолёта может резко возрасти или уменьшиться, в результате может произойти падение подъёмной силы или резкое изменение вертикальной скорости и высоты полёта. Всё это может привести к резкому отклонению от заданной траектории движения и

потребовать энергичного вмешательства со стороны пилота для выхода из создавшейся ситуации.

Попадание в сдвиг ветра – очень динамичное событие, возникающее так неожиданно и резко, что даже опытные пилоты на самолётах с высокой тяговооружённостью могут оказаться не в состоянии благополучно из него выйти. Попадание в сдвиг ветра может привести к опасному сближению с землёй, грубому приземлению или полному разрушению самолёта. **Первая и наиболее действенная защита - это выход из зоны сдвига ветра.**

Зоны наиболее мощного сдвига ветра связаны с грозовой (кучево-дождевой) облачностью. Также сдвиг ветра возникает в зоне атмосферного фронта, в приземной зоне инверсии температуры.

Зона нисходящего ветра (microburst)

Зоны нисходящего ветра связаны с грозовой облачностью и вызывают наиболее опасный сдвиг ветра. Они представляют собой малоразмерный, но мощный нисходящий поток воздуха, который, достигнув поверхности земли, растекается во все стороны. Таким образом, в малом пространстве сконцентрированы зоны вертикального и горизонтального сдвига ветра.

Зона нисходящего ветра обычно менее 2 км в диаметре и располагается от нижнего края облака (300 – 1000 м) до земли. Вдоль поверхности земли сильный сдвиг ветра распространяется в зоне около 4 км в диаметре.

- нисходящий поток может быть со скоростью до 30 м/с.

- горизонтальный приземный ветер может быть до 22 м/с. Поскольку воздух растекается в противоположных направлениях, то при пересечении данной зоны сдвиг ветра может достигать 45 м/с.

- продолжительность существования зоны нисходящего ветра – до 15 минут.

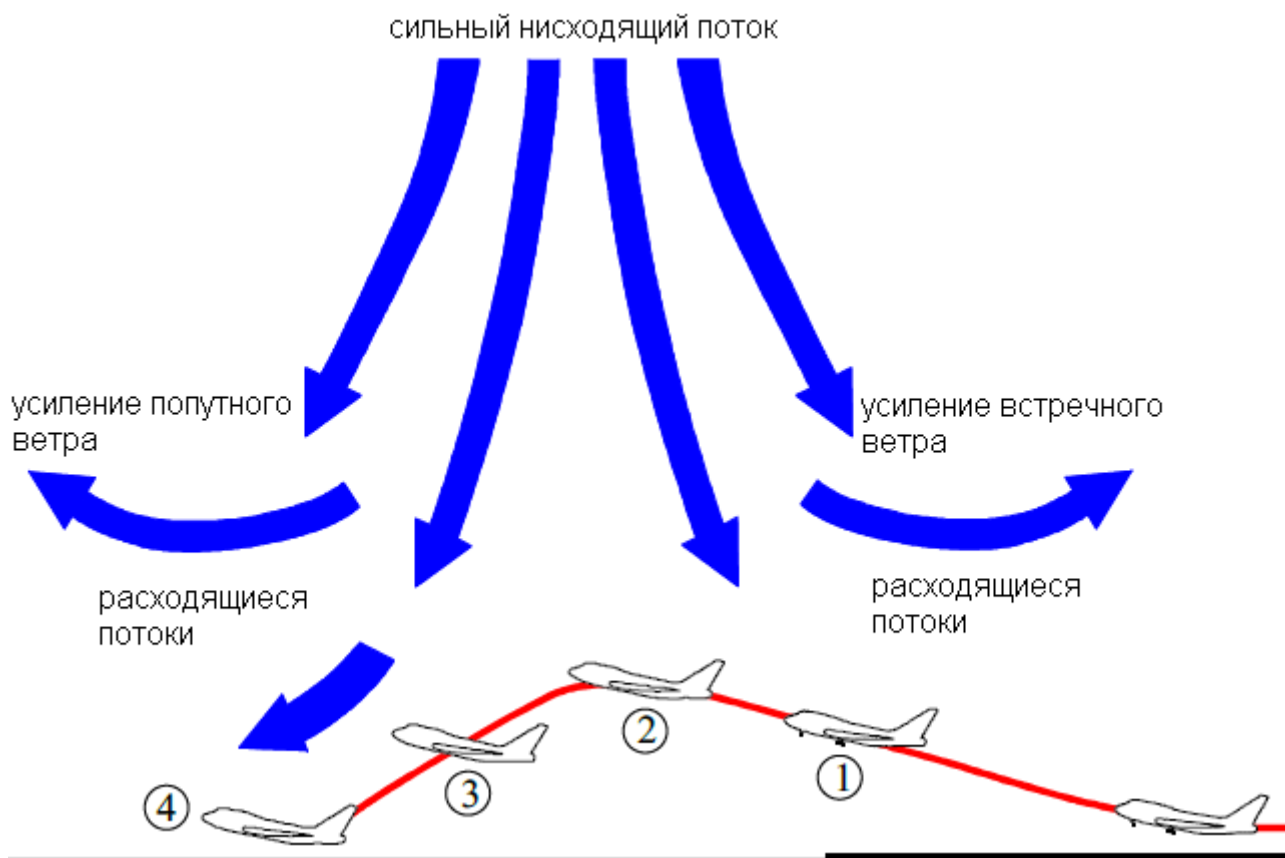
Приведенные цифры являются максимальными значениями, и они показывают, почему большой и мощный самолёт, попав в такую зону, может оказаться беспомощным.

Нисходящий поток усиливается в течение приблизительно 5 минут с момента первого столкновения с землёй и максимальная интенсивность сохраняется примерно 2 – 4 минуты. Иногда нисходящие потоки концентрируются в одной линейной зоне. В этом случае их активность может сохраняться на протяжении часа.

Однажды возникнув, нисходящие потоки могут многократно повторяться в одной и той же зоне.

При попадании в зону нисходящего ветра после взлёта первоначально самолёт может испытать усиление встречного ветра, что приведёт к повышению приборной скорости и траекторного угла набора высоты без изменения тяги и угла тангажа самолёта (см. рисунок внизу 1).

Потом встречный ветер прекращается, и самолёт попадает в сильный нисходящий поток (2).



При этом уменьшается приборная скорость и угол набора высоты. Дальнейшее падение скорости и траекторного угла происходит, когда ветер становится попутным (3). В это время может произойти потеря подъёмной силы и неуправляемое снижение (4).

Попадание в сдвиг ветра при заходе на посадку

Во время захода на посадку следует постоянно контролировать вертикальную скорость снижения и обороты двигателей, необходимые для сохранения заданной индикаторной скорости. При снижении по глиссаде, отклонение от нормы этих двух параметров будет свидетельствовать о наличии сдвига ветра.

Если возникли сомнения, что вы сможете восстановить нормальную скорость снижения и выполнить посадку, используя обычную технику пилотирования – уходите на второй круг.

Сдвиг ветра может очень сильно изменяться по силе и влиянию на самолёт. Некоторые сдвиги могут оказаться значительно сильнее и опаснее, чем другие.

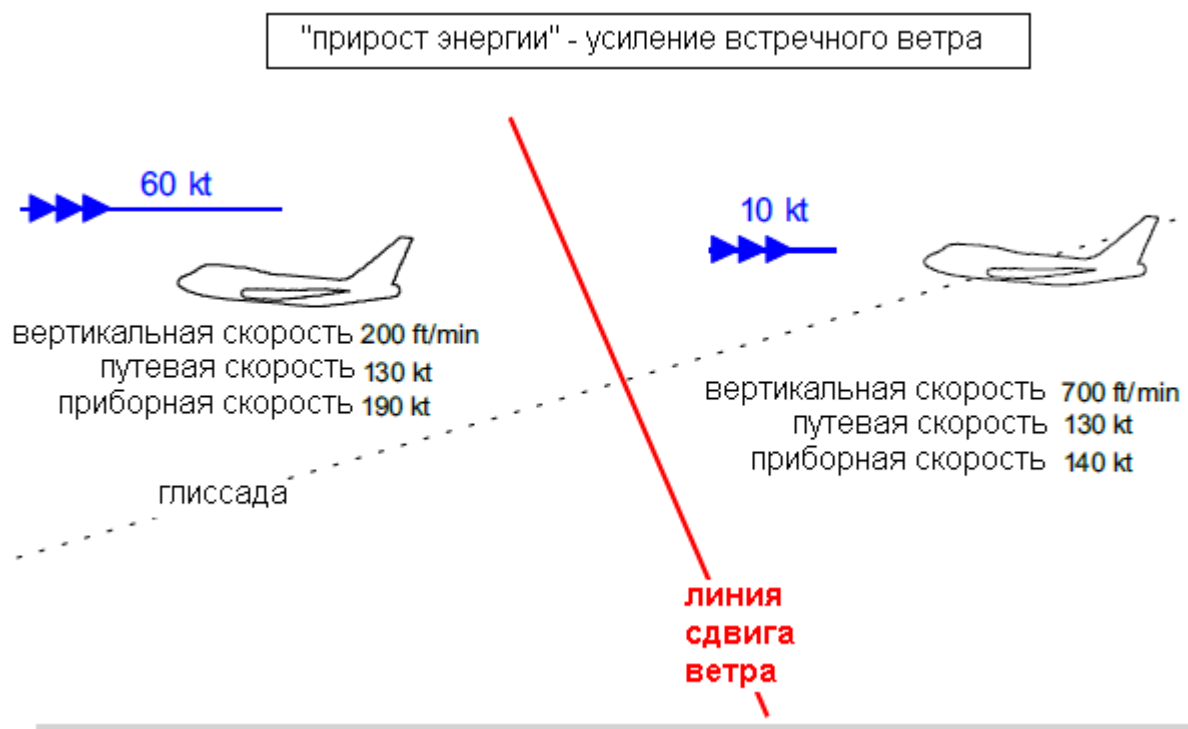
Попав в условия сдвига ветра, лучше всего предполагать «худший сценарий». **При начальном входе в зону сдвига ветра невозможно предсказать, насколько мощным и опасным он окажется. Поэтому предпринимаемые меры противодействия должны быть основаны на худших предположениях.**

Индикация	Сдвиг ветра	
	От встречного до штиля или попутного	От попутного до штиля или встречного
Приборная скорость	Уменьшается	Увеличивается
Угол тангажа	Уменьшается	Увеличивается
Поведение самолёта	«проваливается»	«взмывает»
Путевая скорость	Увеличивается	Уменьшается
Противодействие		
Тяга двигателей	Увеличить	Уменьшить
Пилотировать	Вверх к глиссаде	Вниз к глиссаде
Быть готовым	Уменьшить тягу	Увеличить тягу
После выхода на глиссаду	Увеличить вертикальную скорость (из-за возросшей путевой скорости)	Уменьшить вертикальную скорость (из-за уменьшившейся путевой скорости)

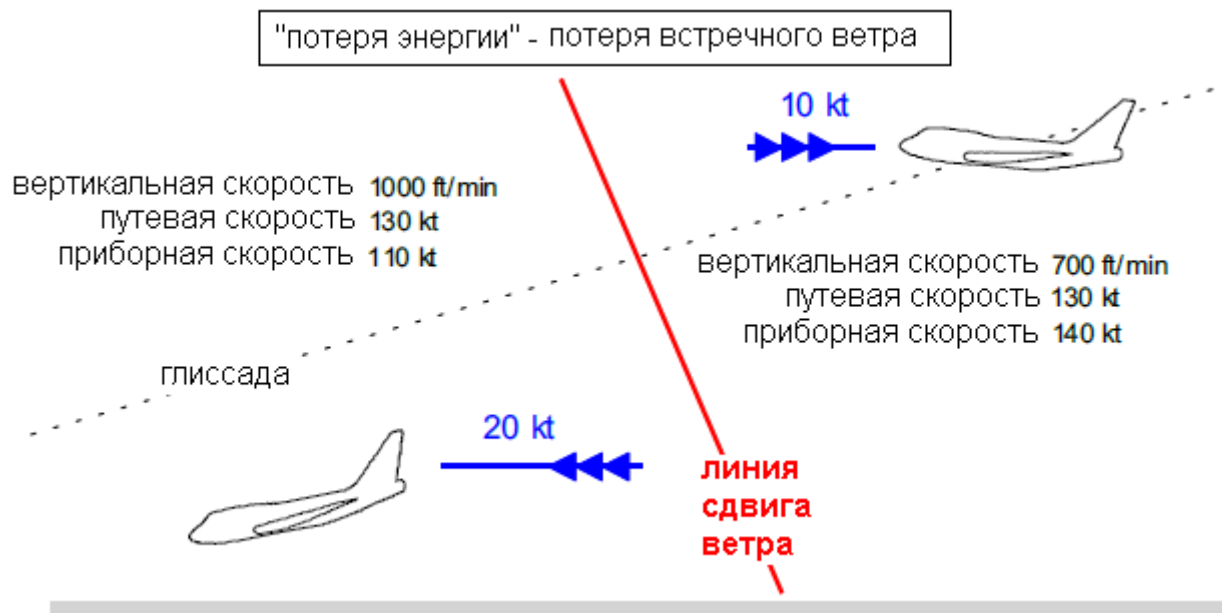
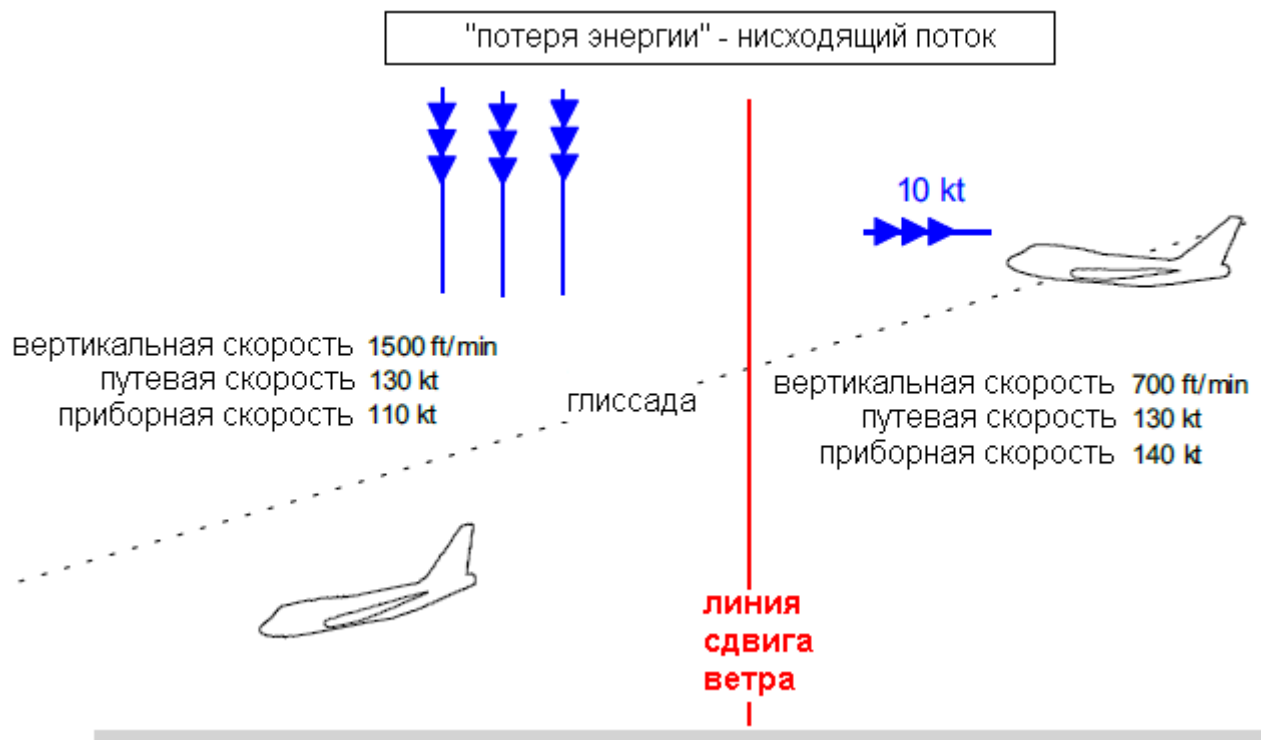
Влияние сдвига ветра

Самолёт движется относительно воздуха, а воздух, в свою очередь, движется относительно земли. Самолёт, как движущаяся масса, обладает инерцией в своём движении относительно земли. Поэтому, когда резко меняется скорость ветра, то также резко меняется приборная скорость, но путевая скорость первое время практически не изменяется. Ветер заключает в себе энергию и когда он меняется, то и самолёт теряет или приобретает дополнительную энергию.

- усиление встречного или уменьшение попутного ветра повышает энергию самолёта и временно увеличивает его лётные характеристики



- нисходящий поток, уменьшение встречного или усиление попутного ветра наиболее опасны на малой высоте, поскольку приводят к потере энергии.



«Типовой» выход из сдвига ветра

Последовательное попадание в условия усиления встречного ветра, нисходящего потока и смены ветра на попутный может произойти при пролёте через зону нисходящего ветра (microburst).

- при наличии грозовой облачности в секторе захода на посадку следует ожидать наличие зон нисходящего ветра. Поэтому резкое увеличение приборной скорости, вызванное усилением встречного ветра, следует рассматривать как предвестник такой зоны. **Любые попытки стабилизировать заход следует прекратить и выполнить уход на второй круг, как единственно безопасное действие.**

- первоначальный рост приборной скорости и «взмывание» самолёта следует рассматривать как вознаграждение и максимально использовать. Без задержки установить двигателям режим ухода на второй круг, **быть готовым при необходимости использовать всю располагаемую мощность двигателей**, установить угол тангажа, соответствующий режиму ухода на второй круг (обычно 15°), и выдерживать его.

- быть готовым к тому, что приборная скорость самолёта может резко уменьшиться и самолёт начнёт снижаться, несмотря на установленный режим двигателей и угол тангажа. Также возможно резкое увеличение угла атаки, приводящее к включению механизма тряски штурвала. Только в этом случае следует уменьшить тянущие усилия на штурвале (при наличии индикации «pitch limit» - следовать ей).

- наиболее критической является точка, где нисходящий поток переходит в усиление попутного ветра. Вертикальная скорость снижения может уменьшиться, но приборная скорость будет по-прежнему падать. Если потеря высоты вызывает угрозу столкновения с землёй, то установить РУД двигателей на передний механический упор (параметры двигателей могут превысить эксплуатационные ограничения) и увеличить угол тангажа до включения механизма тряски штурвала. Далее выдерживать максимальный тангаж по границе включения сигнализации о приближении к сваливанию до тех пор, пока самолёт не выйдет из зоны нисходящего ветра.

При подготовке к взлёту, если существует опасность сдвига ветра, желательно использовать наиболее длинную ВПП или выбрать направление для взлёта в сторону, свободную от опасных явлений. Также можно начинать подъём передней стойки на несколько большей скорости, если при этом не будет превышена максимальная путевая скорость по колёсам шасси. Использование максимальной тяги на взлёте и большого угла тангажа после отрыва от ВПП позволят самолёту набрать больше высоты (на случай попадания в зону нисходящего ветра). Тем не менее, после взлёта самолёт имеет очень малые запасы высоты и скорости. **При попадании в сдвиг ветра, игнорируя процедуры уменьшения шума, немедленно установить максимальный режим двигателям, увеличить и выдерживать угол тангажа, соответствующий началу срабатывания тряски штурвала.**

Последовательность действий при попадании в сдвиг ветра на взлёте или заходе на посадку:

- как можно быстрее установить максимальный режим работы двигателям;
- установить угол тангажа около 15° и выдерживать его, не гоняться за скоростью;
- следить за работой системы предупреждения о приближении к сваливанию, не превышать угол тангажа включения механизма тряски штурвала.

Доклад о попадании в сдвиг ветра

Если вы попали в сдвиг ветра после взлёта или при заходе на посадку желательно сразу же проинформировать диспетчера. Эта информация поможет другим пилотам избежать или

противодействовать сдвигу ветра. Рекомендуется сообщить на какую величину и в какую сторону менялась приборная скорость и возможно высота.

Визуальные признаки наличия зоны нисходящего ветра

Основное условие – наличие грозовой облачности.

Дополнительные признаки:

- показывающие в разные стороны указатели ветра на аэродроме («колдуны») или расходящиеся полосы дыма;
- сильные полосы осадков, «вирга» (осадки, которые испаряются не долетев до земли);
- расходящийся ветер (наблюдаемый по траве, деревьям);
- поднимающаяся пыль или песок.

Выводы

Большинство пилотов сталкивались в своей лётной практике со сдвигом ветра. Чаще всего это было выражено в резком движении самолёта, для парирования которого потребовалось полное отклонение органа управления, или неожиданно грубое приземление. Обычно пилоты связывают подобное поведение самолёта с порывом ветра. Небольшому числу пилотов пришлось столкнуться с подлинным сдвигом ветром, для выхода из которого им пришлось приложить все свои умения. Некоторые из них оценили свои навыки в той ситуации, как недостаточные. Попав в сдвиг ветра невозможно предвидеть, насколько мощным он окажется. Поэтому лучше не подвергать свои лётные навыки проверке, чем потом оценивать их, как недостаточные.

Сдвиг ветра, связанный с грозовой деятельностью, привел к ряду катастроф в прошлом и может привести к трагедии в будущем, но не причинит вреда тому, кто понимает его мощь и имеет здравый смысл избежать его. **Неожиданное попадание в сдвиг ветра при заходе на посадку, скорее всего настолько его дестабилизирует, что уход на второй круг будет единственно безопасным действием, и чем раньше он начнётся, тем безопаснее будет.**

«Руководство» по противодействию сдвигу ветра:

- **Понимать**, что сдвиг ветра – это опасность
- **Распознать** признаки его присутствия
- **Уклониться** от встречи задержкой вылета или уходом на запасной аэродром
- **Подготовиться** к возможному попаданию в сдвиг ветра, создав «запас» скорости
- **Выйти** из зоны сдвига ветра без задержки, используя рекомендации производителя самолёта

Глава 16 Теория воздушного винта

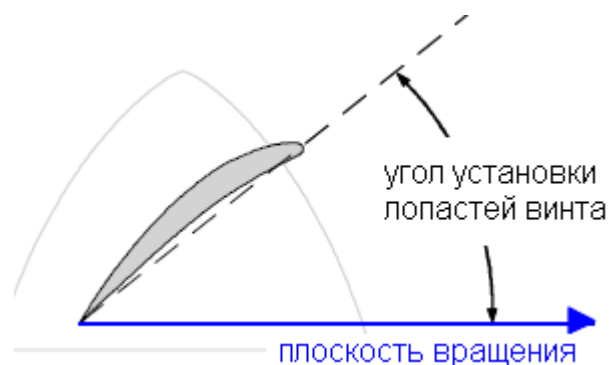
Введение

Воздушный винт преобразует мощность вращения двигателя в поступательную силу тяги. Воздушный винт отбрасывает назад воздушную массу, при этом создается реактивная сила, толкающая самолёт вперёд. Тяга винта равна произведению массы воздуха на ускорение, приданное ей винтом.

Определения

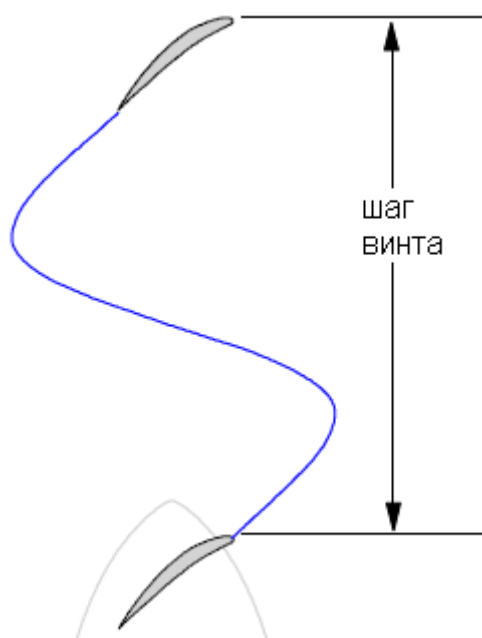
Лопасть воздушного винта – это несущая поверхность, похожая на крыло самолёта. Такие определения, как хорда, кривизна профиля, относительная толщина профиля, относительное удлинение аналогичны определениям в отношении крыла самолёта.

Угол установки лопастей винта (blade angle или pitch)



Это угол между хордой лопасти и плоскостью вращения. Угол установки уменьшается от корня лопасти к законцовке, потому что окружная скорость сечения лопасти растёт от комля к законцовке. Угол установки лопасти измеряют в сечении, расположенном в 75% от её длины, отсчитывая от комля.

Шаг винта (geometric pitch)



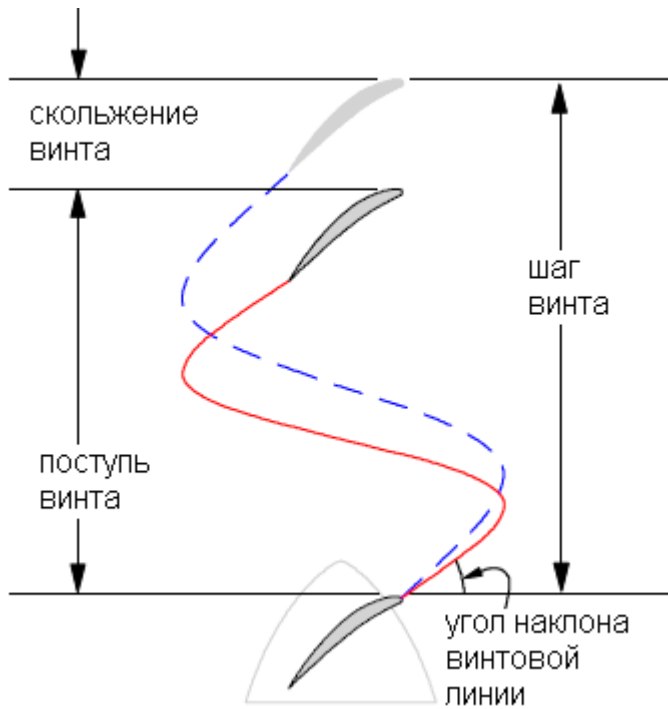
Это расстояние, которое бы прошёл винт за один полный оборот, если бы двигался через воздух с углом установки лопастей. (Можно представить шаг винта как движение болта, закручивающегося по резьбе, но дальше такой аналогией мы пользоваться не будем)

Геометрическая крутка лопасти (blade twist)

Сечения лопасти, расположенные ближе к её законцовке, за один оборот проходят больший путь. Чтобы шаг винта был одинаковый для всех сечений лопасти, угол установки сечений постепенно уменьшается от комля к законцовке.

Угол установки лопастей на многих винтах может меняться. Когда угол установки лопастей маленький, говорят, что винт на режиме малого шага (fine pitch), и когда, наоборот – на режиме большого шага (coarse pitch).

Поступь винта (effective pitch или advance per revolution)



В полёте, винт не проходит расстояние, равное шагу винта, за один оборот. Реальное расстояние, проходимое винтом, зависит от скорости самолёта и называется поступью винта.

Скольжение винта (slip)

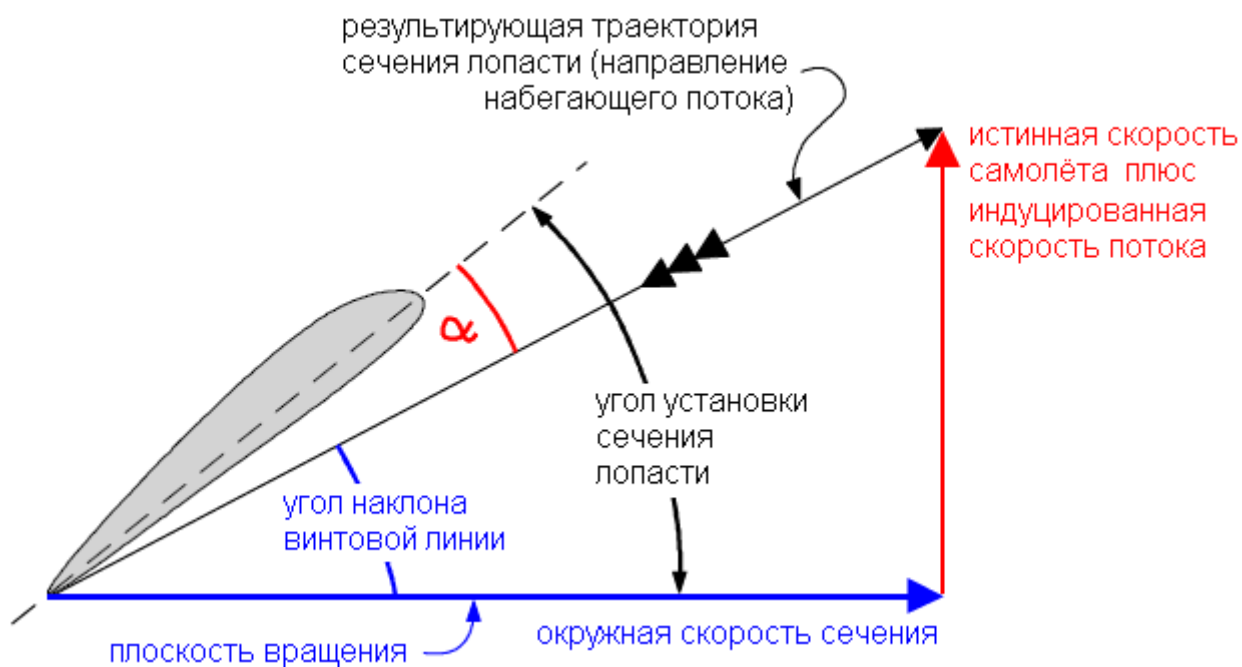
Разница между шагом и поступью винта называется скольжением винта.

Угол наклона винтовой линии (helix angle)

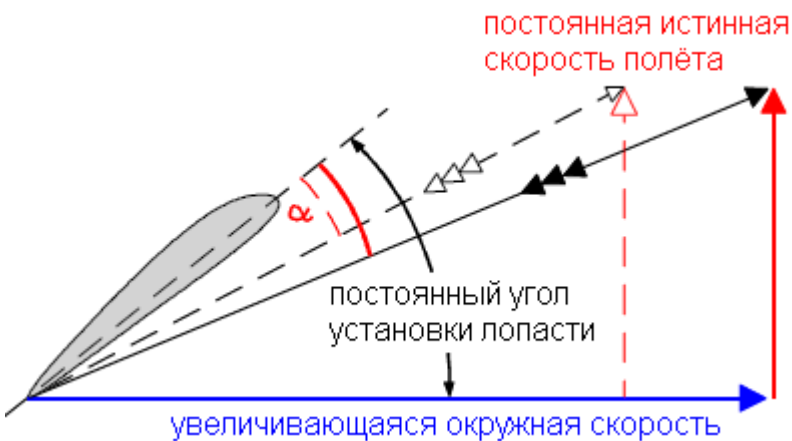
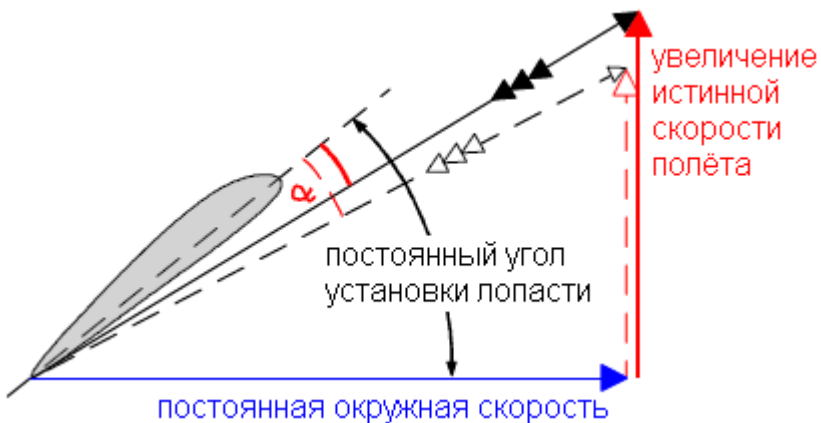
Это угол между реальной траекторией сечения воздушного винта и плоскостью вращения.

Угол атаки(α)

Траектория движения сечения лопасти в воздухе определяет направление набегающего потока воздуха. Угол между хордой сечения лопасти и направлением набегающего потока является углом атаки сечения лопасти. На угол атаки влияет окружная скорость сечения (скорость вращения винта) и истинная скорость самолёта.



Воздушный винт фиксированного шага (fixed pitch propeller)



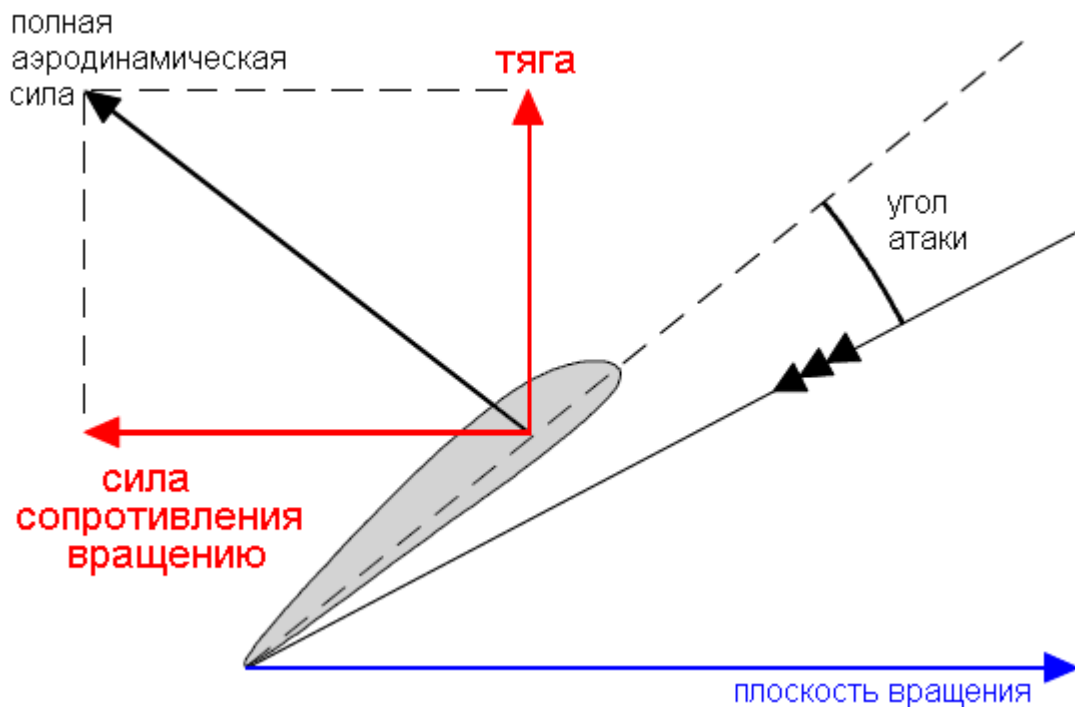
На рисунках показана работа воздушного винта фиксированного шага при изменении условий полёта. Увеличение истинной скорости самолёта при неизменной скорости

вращения винта (окружной скорости сечения) уменьшает угол атаки винта. Увеличение скорости вращения винта на постоянной истинной скорости полёта увеличивает угол атаки винта.

Аэродинамические силы, возникающие на воздушном винте

Лопасть винта представляет собой несущую поверхность, похожую на крыло самолёта. Когда она движется через воздух на некотором угле атаки, то на ней создаются аэродинамические силы так же, как и на крыле. Между поверхностями лопасти возникает перепад давления. Та поверхность лопасти, где создаётся большее давление, называется рабочей поверхностью лопасти (pressure face или thrust face). Когда винт создаёт прямую тягу, то рабочей является задняя (плоская) поверхность лопасти. Перепад давлений создаёт полную аэродинамическую силу, которую можно разложить на две составляющие, тягу и силу сопротивления вращению.

Тяга воздушного винта



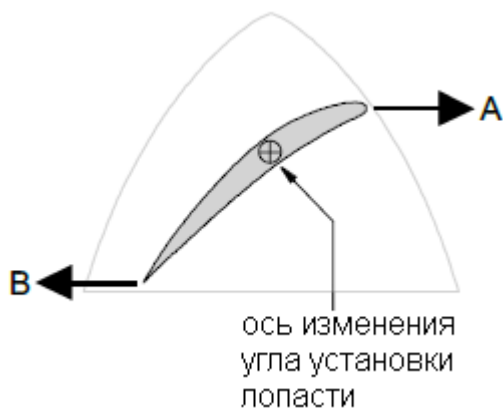
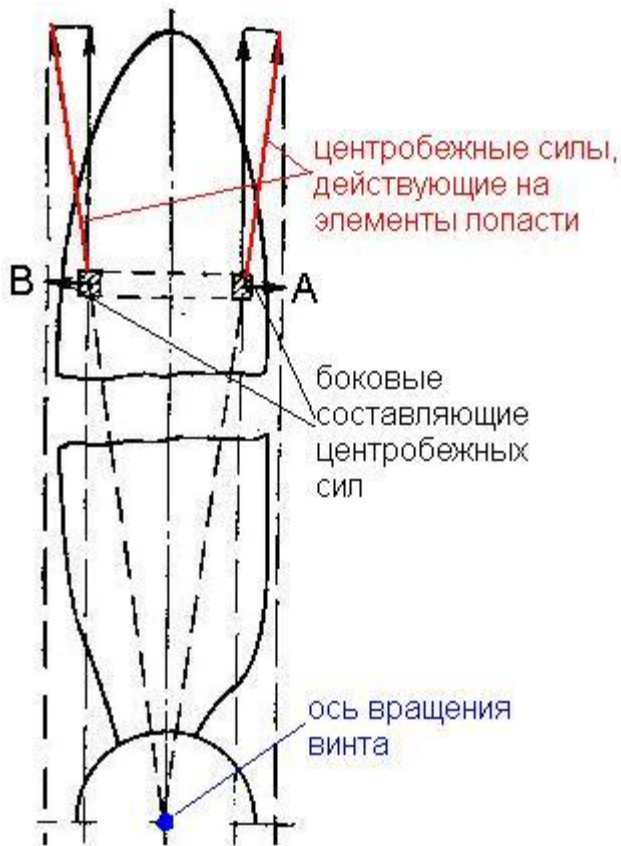
Тяга - это компонент полной аэродинамической силы, перпендикулярный плоскости вращения. Сила тяги неравномерно создаётся по длине лопасти. Она минимальна на законцовке лопасти, где перепад давления между поверхностями исчезает, также уменьшается в комле из-за малой окружной скорости. Тяга создаёт изгибающий момент на каждой лопасти, стремясь погнуть их законцовками вперёд. (Сила равная и противоположная по направлению тяге винта отбрасывает воздух назад.)

Момент сопротивления вращению

Сила сопротивления вращению винта на плече от оси вращения до точки приложения полной аэродинамической силы создаёт момент сопротивления вращению. Равный по величине и противоположный по направлению момент воздействует на самолёт, стремясь повернуть его

относительно продольной оси. Также момент сопротивления вращению создаёт изгибающие моменты на лопастях воздушного винта, стремясь согнуть их против направления вращения.

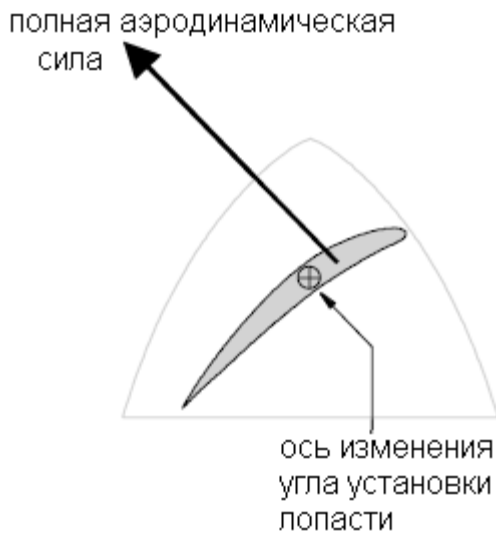
Центробежный скручивающий момент лопасти (centrifugal twisting moment)



Боковые составляющие центробежных сил «А» и «В» создают момент относительно оси изменения угла установки лопасти, стремясь уменьшить шаг винта.

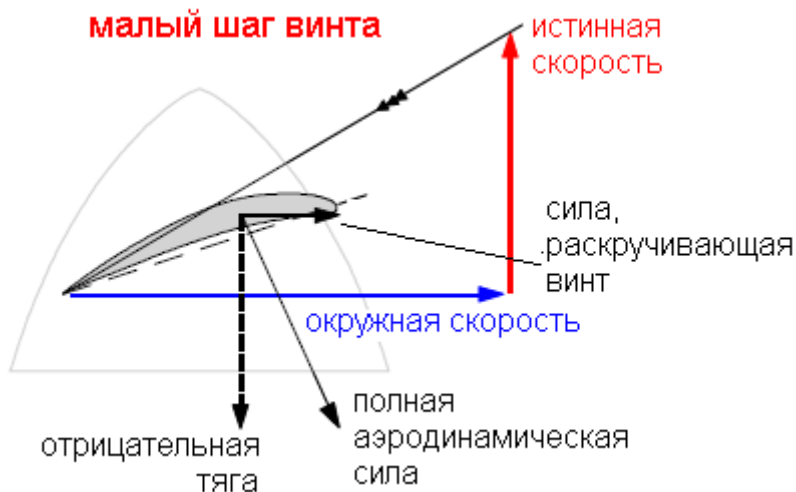
Аэродинамический скручивающий момент лопасти (aerodynamic twisting moment)

Поскольку центр давления расположен впереди оси изменения угла установки лопасти, то полная аэродинамическая сила создаёт момент, стремящийся увеличить шаг винта.



Аэродинамический момент противодействует центробежному скручивающему моменту, но слабее его.

В случае авторотации винта аэродинамический скручивающий момент стремится уменьшить шаг винта (см. рисунок внизу).



Коэффициент полезного действия воздушного винта

Коэффициент полезного действия винта определяется отношением тяговой мощности и мощности, подведённой к винту от двигателя. Тяговая мощность винта определяется произведением тяги винта на истинную скорость самолёта, а мощность двигателя – произведением крутящего момента двигателя на угловую скорость вращения винта.

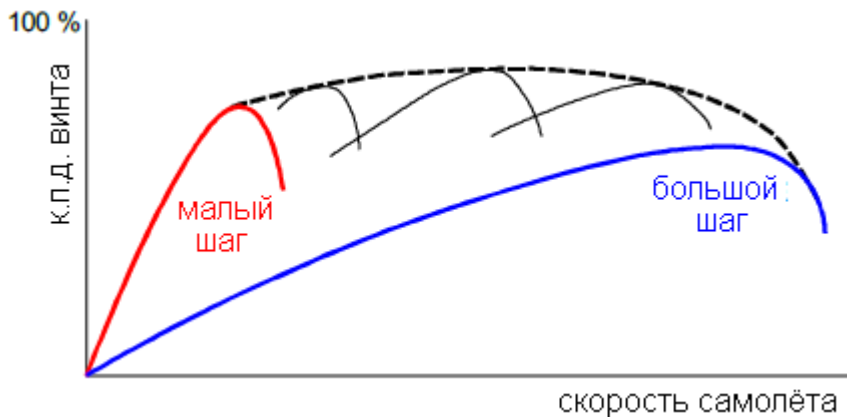
к. п. д. винта = тяговая мощность / мощность двигателя

Зависимость к. п. д. винта от скорости полёта

Выше было показано, что при увеличении скорости полёта угол атаки лопастей винта фиксированного шага уменьшается. Это приводит к уменьшению тяги винта. На некоторой

скорости этот угол уменьшится настолько, что тяга винта уменьшится до нуля. Это значит, что к. п. д. винта тоже станет равным нулю.

Для воздушного винта фиксированного шага существует только одна скорость при которой лопасти будут обтекаться под наиболее выгодным углом атаки и к. п. д. винта будет максимальным. (при постоянной угловой скорости вращения)



При дальнейшем уменьшении скорости самолёта угол атаки лопастей увеличивается. Тяга винта увеличивается, но произведение тяги на скорость (тяговая мощность) начинают падать. На нулевой скорости тяга винта максимальна, но винт не производит полезной работы, поэтому его к. п. д. снова равен нулю.

Коэффициент полезного действия винта фиксированного шага сильно изменяется при изменении скорости полёта.

Как видно из рисунка, используя винт изменяемого шага (угла установки лопастей), можно добиться его эффективной работы в широком диапазоне скоростей полёта.

Воздушный винт изменяемого шага

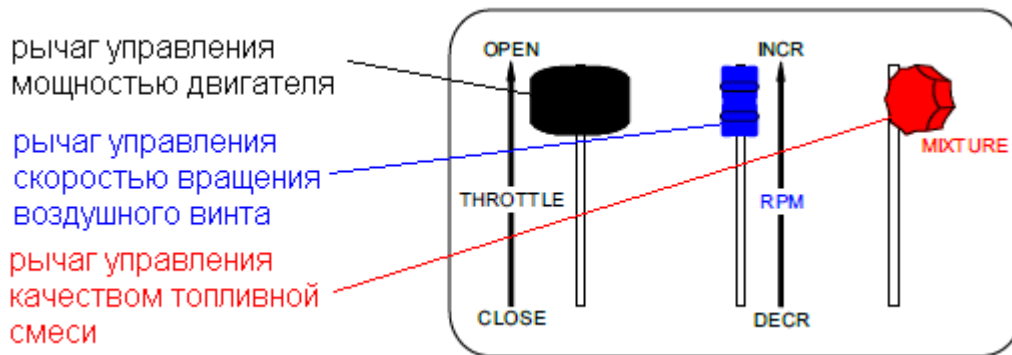
- Винт фиксированного шага с возможностью изменения угла установки лопастей в ступице при обслуживании на земле.

- Воздушный винт с возможностью выбора трёх фиксированных углов установки лопастей в полёте. Малый шаг винта устанавливается для взлёта, набора высоты и посадки. При крейсерском полёте винт устанавливается в положение большого шага. При отказе двигателя винт устанавливается во флюгерное положение.

- Воздушный винт изменяемого шага (constant speed propellers).

На современных самолётах устанавливаются винты, которые автоматически выдерживают заданную частоту вращения, изменяя угол установки лопастей. Это позволяет сохранять высокий к. п. д. в широком диапазоне скоростей, улучшить характеристики взлёта и набора высоты и обеспечить экономию топлива в крейсерском полёте.

Воздушный винт изменяемого шага

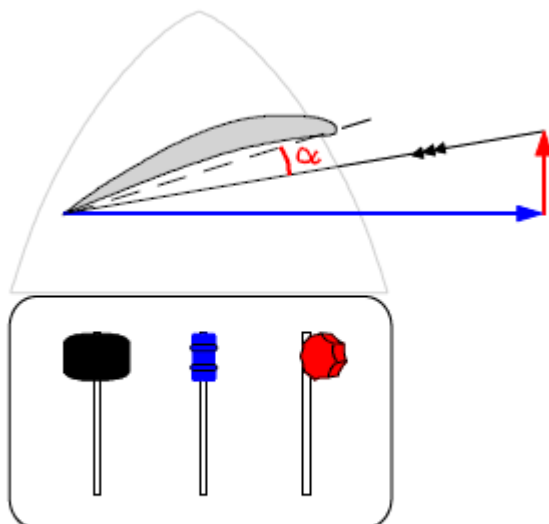


На рисунке изображен типичный пульт управления винтом и двигателем на маленьких поршневых самолётах. Все рычаги находятся в положении для взлёта (крайнем переднем).

Регулятор скорости вращения винта настроен на максимальную скорость. Перемещение среднего рычага назад приведёт к уменьшению скорости вращения винта.

Обратите внимание: Можно провести аналогию между рычагом управления скоростью вращения винта и рычагом коробки передач в автомобиле. Максимальная скорость винта – первая передача в машине. Минимальная скорость винта – пятая передача в машине.

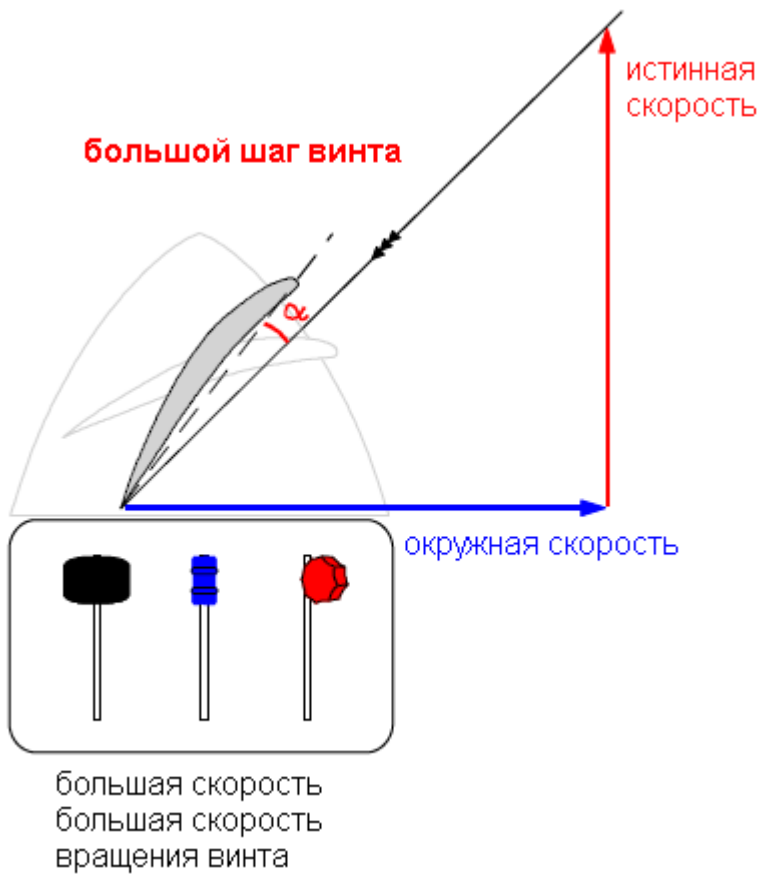
малый шаг винта



начало разбега для взлёта
малая скорость, большая
скорость вращения винта

На рисунке показаны условия работы воздушного винта в начале разбега по ВПП. Обороты винта максимальны, поступательная скорость мала. Угол атаки лопастей оптимален, винт работает с максимальным к. п. д. По мере роста скорости угол атаки лопастей будет уменьшаться. Это приведет к уменьшению тяги и силы сопротивления вращению. При постоянной мощности двигателя обороты двигателя начнут возрастать. Регулятор поддержания постоянной скорости вращения винта начнёт увеличивать угол установки

лопастей винта, чтобы не допустить увеличения оборотов винта. Таким образом, угол атаки лопастей всё время будет удерживаться на оптимальных значениях.



На рисунке показаны условия работы винта при полёте на большой скорости. По мере роста истинной скорости полёта регулятор поддержания оборотов винта постоянно увеличивает угол установки лопастей, поддерживая постоянный угол атаки.

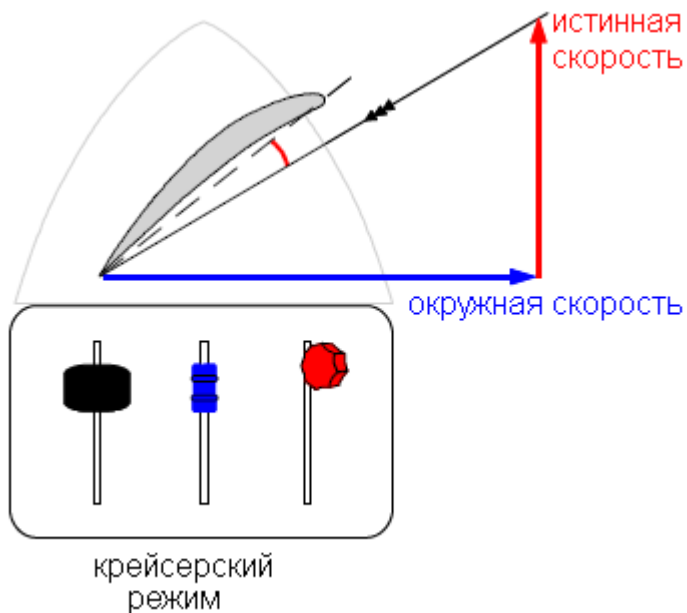
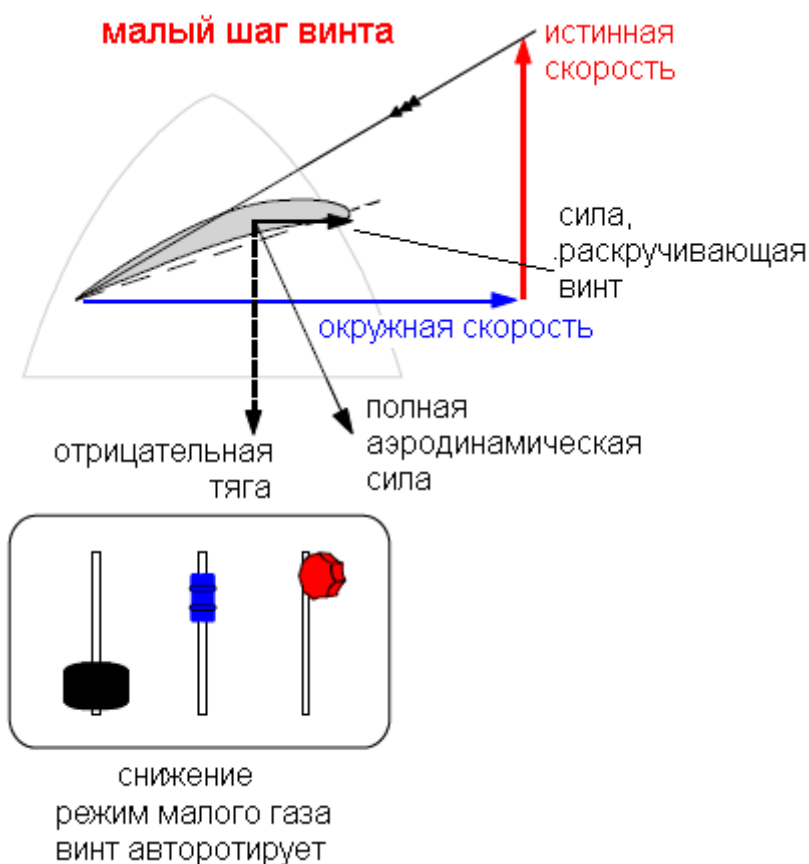


Рисунок показывает работу винта в крейсерском полёте. Оптимальные режимы мощности и скорости вращения винта указываются в руководстве по лётной эксплуатации. Обычно рекомендуется сначала уменьшить мощность двигателя, а затем уменьшить скорость вращения винта.

В течение всего полёта регулятор поддержания постоянных оборотов управляет углом установки лопастей винта, чтобы сохранить заданные обороты. По крайней мере, пытается этого достичь.

Авторотация

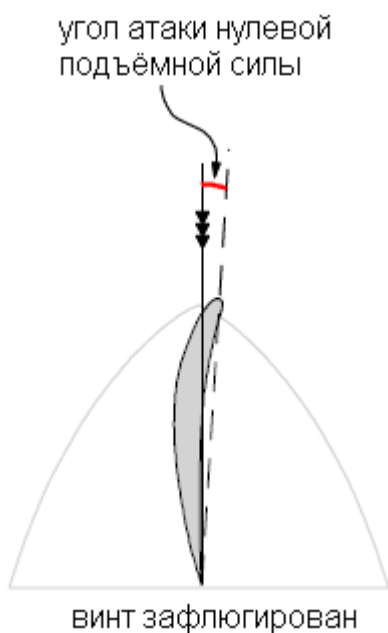


Если крутящий момент от двигателя пропадает (режим малого газа или отказ), то регулятор, стремясь поддержать обороты, уменьшает угол установки лопастей на минимум. Угол атаки лопастей становится отрицательным. Теперь полная аэродинамическая сила на винте направлена в противоположную сторону. Её можно разложить на отрицательную тягу винта и силу, стремящуюся раскрутить винт. Теперь воздушный винт будет крутить двигатель.

Авторотирующий винт создаёт очень большую отрицательную тягу.

На двухмоторном самолёте при отказе одного двигателя, если винт отказавшего двигателя авторотирует, то очень сильно ухудшаются характеристики набора высоты, дальность полёта и затрудняется управление самолётом из-за дополнительного разворачивающего момента. Также вращение отказавшего двигателя может привести к его заклиниванию или пожару.

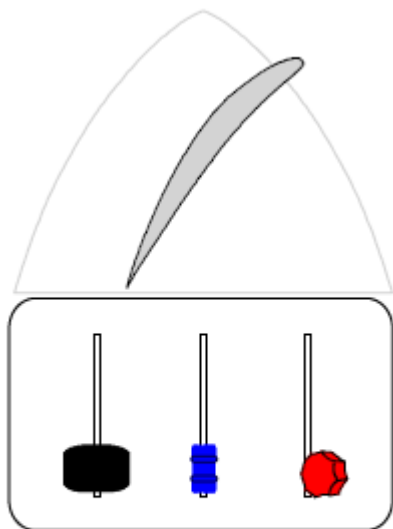
Флюгирование



При повороте лопастей винта на угол атаки нулевой подъемной силы исчезает сила вращающая винт и винт останавливается. Лобовое сопротивление (отрицательная тяга) винта уменьшается до минимума. Это значительно повышает характеристики набора высоты (при отказе одного из двух двигателей), поскольку градиент набора высоты зависит от разности между тягой двигателей и лобовым сопротивлением.

Также флюгирование лопастей винта уменьшает разворачивающий момент от отказавшего двигателя. Это улучшает управляемость самолёта и понижает минимальную эволютивную скорость при отказе двигателя $V_{МС}$.

большой шаг винта



снижение
режим малого газа
регулятор винта
на малую скорость
вращения

На однодвигательных самолётах флюгирование винта не предусматривается. Тем не менее, при отказе двигателя существует возможность существенно уменьшить отрицательную тягу винта. Для этого регулятор скорости вращения винта переводят на минимальную скорость. При этом винт будет установлен в положение максимального шага. Это позволяет увеличить аэродинамическое качество самолёта, что уменьшит градиент потери высоты на планировании с отказавшим двигателем. Также уменьшатся обороты двигателя из-за уменьшения силы стремящейся раскрутить винт.

Если перевести регулятор оборотов винта на увеличение скорости вращения, то эффект будет противоположный.

Отбор мощности от двигателя на винт

Воздушный винт должен быть в состоянии воспринять всю мощность двигателя. Также он должен работать с максимальным к. п. д. во всём эксплуатационном диапазоне самолёта. Критичным фактором является скорость обтекания законцовок лопастей. Если она приближается к скорости звука, то явления, связанные со сжимаемостью воздуха, приводят к уменьшению тяги и увеличению момента сопротивления вращению. Это значительно уменьшает к. п. д. винта и увеличивает его шумность.

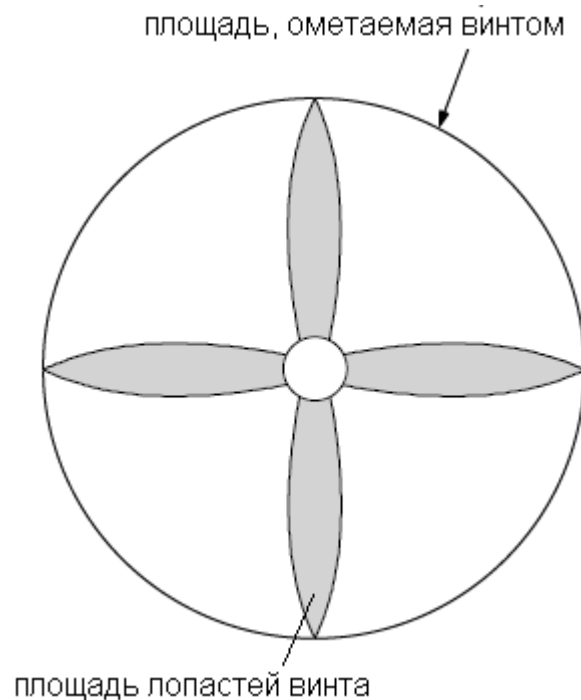
Ограничение скорости обтекания законцовок лопастей накладывает ограничения на диаметр и угловую скорость вращения винта, а также на истинную скорость полёта.

Диаметр винта также ограничивается требованиями минимального зазора до поверхности аэродрома и фюзеляжа самолёта, а также необходимостью установить двигатель как можно ближе к фюзеляжу, чтобы уменьшить разворачивающий момент в случае его отказа. В случае если двигатель стоит далеко от продольной оси самолёта, то необходимо увеличивать

вертикальное оперение, чтобы обеспечить балансировку самолёта при отказе двигателя на малой скорости. Всё вышесказанное показывает, что обеспечить, чтобы винт потреблял всю располагаемую мощность двигателя, одним только увеличением его диаметра нецелесообразно. Часто этого добиваются увеличением коэффициента заполнения воздушного винта.

Коэффициент заполнения воздушного винта (solidity)

Это отношение фронтальной площади всех лопастей к площади ометаемой винтом.



Методы повышения коэффициента заполнения воздушного винта:

- Увеличение хорды лопастей. Это приводит к уменьшению относительного удлинения лопасти, что приводит к снижению к. п. д.
- Увеличение количества лопастей. Отбор мощности от двигателя увеличивается без увеличения скорости обтекания законцовок и уменьшения относительного удлинения лопастей. Увеличение числа лопастей более определённого количества (5 или 6) приводит к уменьшению к. п. д. винта.

Тяга винта создаётся отбрасыванием массы воздуха назад. Если чрезмерно увеличивать коэффициент заполнения воздушного винта, то будет уменьшаться масса воздуха, который может получить ускорение при прохождении через винт. Для эффективного увеличения числа лопастей используют соосные винты, вращающиеся на одной оси в противоположных направлениях.

Моменты и силы, создаваемые воздушным винтом

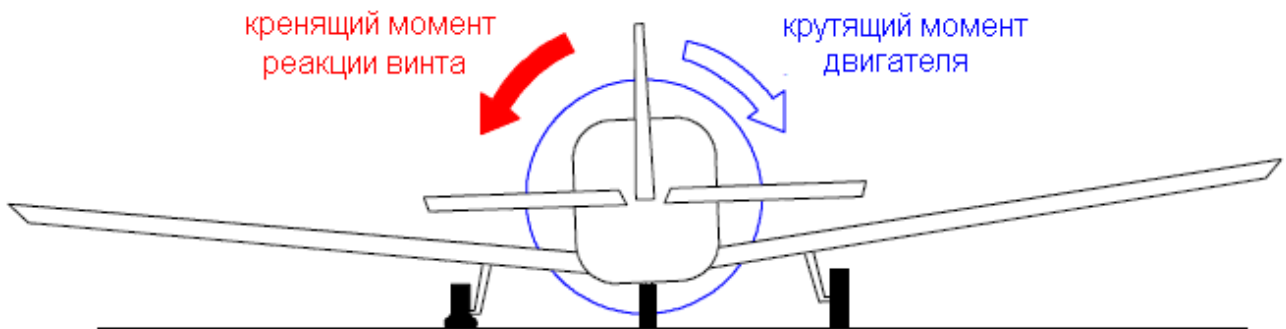
Винт создаёт моменты по всем трем осям самолёта. Причины возникновения этих моментов различны:

- кренящий момент реакции винта
- гироскопический момент
- спиральный момент от спутной струи
- момент, вызванный несимметричным обтеканием винта

Примечание: Большинство современных двигателей оснащено воздушными винтами вращающимися по часовой стрелке (если смотреть сзади). На некоторых двухмоторных самолётах на правый двигатель устанавливают винт, вращающийся против часовой стрелки, для устранения недостатков, связанных с появлением критического двигателя (см. главу 12).

Кренящий момент реакции винта

Поскольку винт вращается по часовой стрелке, то на самолёт действует равный по величине и противоположный по направлению момент.



При разбеге самолёта левый пневматик будет нести большую нагрузку, что создаст большее сопротивление качению. Поэтому самолёт будет иметь тенденцию к развороту влево. В полёте самолёт будет иметь тенденцию накрениться влево. Наиболее заметен этот момент будет при максимальной тяге винта и малой скорости полёта (малая эффективность рулей).

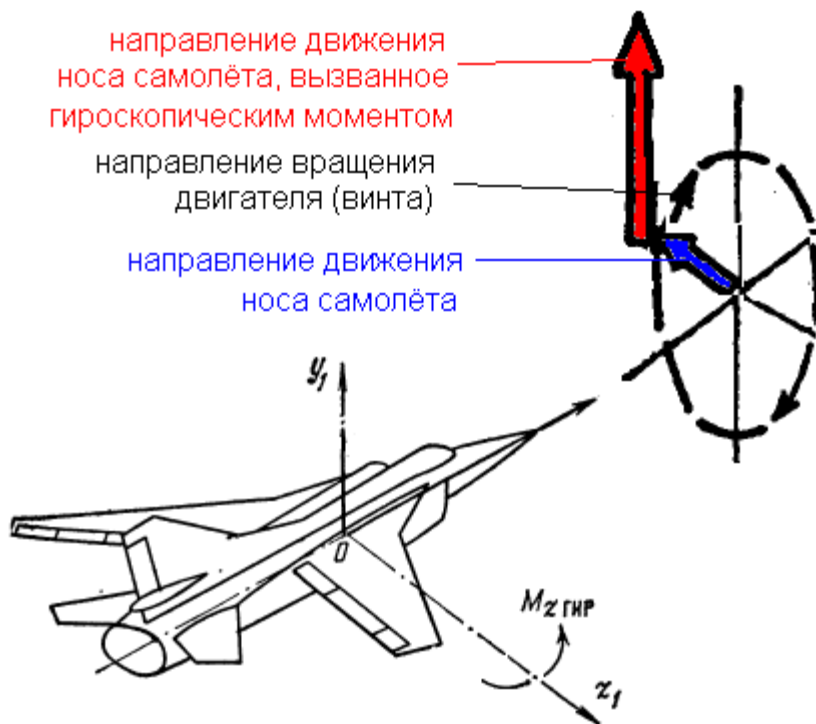
Кренящий момент реакции винта практически отсутствует у соосных винтов, вращающихся в противоположные стороны.

В оригинальном тексте написано, что у двухдвигательных самолётов с винтами, вращающимися в одну и ту же сторону, кренящий момент реакции винтов отсутствует до тех пор, пока не откажет один из двигателей. Это неверно. В теоретической механике сказано, что суммарный момент, действующий на твёрдое тело, равен алгебраической сумме моментов, лежащих в одной плоскости. То есть момент реакции винтов будет действовать на самолёт, не зависимо от количества работающих двигателей, и если все винты вращаются в одну и ту же сторону, то моменты будут складываться.

Гироскопический момент

Вращающийся воздушный винт имеет свойства гироскопа – стремится сохранить положение оси вращения в пространстве, а в случае приложения внешней силы – появляется гироскопический момент, стремящийся развернуть ось гироскопа в направлении, отличающемся на 90° от направления вынужденного вращения.

Направление действия гироскопического момента удобно определить, воспользовавшись следующим мнемоническим правилом. Представьте себя сидящим в кабине самолёта. Плоскость вращения двигателя (винта) изобразим окружностью, а направление вращения – стрелками по окружности.



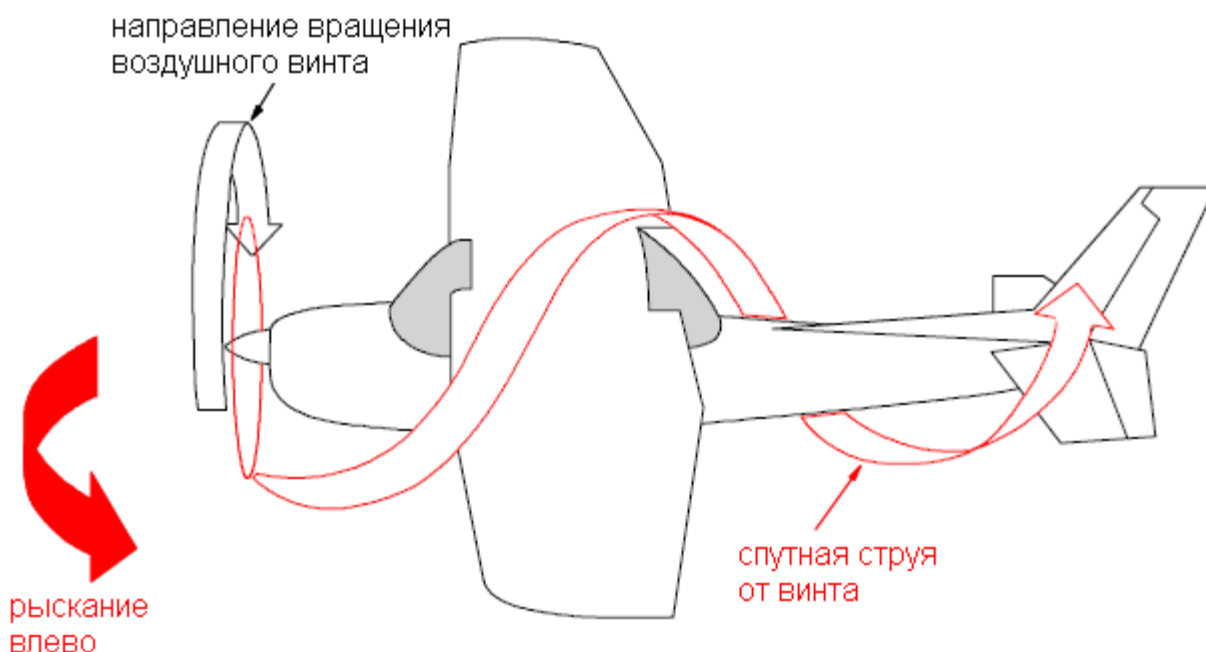
Если из центра окружности провести одну стрелку в направлении движения носа самолёта, то вторая стрелка, направленная по касательной к окружности в направлении вращения двигателя (винта), покажет направление дополнительного (прецессионного) движения носа самолёта, вызванного действием гироскопического момента двигателя (винта).

Гироскопический момент появляется только при вращении самолёта по тангажу и по курсу.

У соосных винтов гироскопический момент отсутствует.

Спиральный момент от спутной струи

Воздушный винт отбрасывает назад закрученную струю воздуха, которая вращаясь вокруг фюзеляжа, изменяет обтекание киля. Поскольку винт вращается по часовой стрелке, то струя обтекает киль под углом слева, вызывая на нем боковую силу вправо.



Спиральный момент от спутной струи винта создаёт момент рыскания влево. Величина момента зависит от режима работы двигателя и оборотов воздушного винта.

Уменьшить спиральный момент можно с помощью:

- используя соосные винты
- установкой фиксированного компенсатора на руль направления
- установкой двигателя с небольшим отворотом оси винта вправо
- установкой киля под небольшим углом влево

Момент, вызванный несимметричным обтеканием винта

В полёте ось винта отклонена от направления набегающего потока на угол атаки. Это приводит к тому, что опускающаяся лопасть обтекается под большим углом атаки, чем поднимающаяся. Правая часть воздушного винта будет создавать большую тягу, чем левая. Таким образом, будет создаваться момент рыскания влево.

Наибольшую величину этот момент будет иметь на максимальном режиме работы двигателя и максимальном угле атаки.

Влияние атмосферных условий

Изменения в атмосферном давлении и/или температуре приводят к изменению плотности воздуха. Это влияет на:

- мощность двигателя при неизменном положении дроссельной заслонки
- момент сопротивления вращению винта.

Увеличение плотности воздуха приводит к увеличению обоих этих параметров, но мощность двигателя увеличивается в большей степени.

Влияние плотности воздуха на работу двигателя с винтом фиксированного шага

Увеличение плотности приводит к росту оборотов винта и наоборот.

Влияние плотности воздуха на момент сопротивления вращению (потребный крутящий момент двигателя) винта фиксированного шага

Увеличение плотности приводит к росту момента сопротивления вращению винта и наоборот.