

# Сваливание

Все катастрофы, связанные с попаданием самолета в сложное пространственное положение (СПП) и режимы сваливания, объединены общей причинно-следственной связью: неготовностью (в том числе и психологической) экипажей гражданской авиации к распознаванию начала развития опасной ситуации и к действиям, необходимым для вывода воздушного судна из подобных ситуаций. Здесь и далее под СПП (на Западе используется термин Upset) будем подразумевать опасное нарушение допустимого летного положения воздушного судна, например чрезмерный крен или недопустимый угол тангажа.

Сложное пространственное положение — это такое положение самолета в пространстве, когда его тангаж выше  $+25^\circ$  или ниже  $-10^\circ$ , крен превышает  $45^\circ$ . Нормальное эксплуатационное пространственное положение самолета находится в пределах всего лишь 10–13% от возможных значений ( $90^\circ$  тангаж и  $180^\circ$  крен). Коммерческие пилоты подготовлены к управлению ВС на максимум 20–25% от этих значений (тангаж  $-10^\circ \dots +30^\circ$ , крен  $0-45^\circ$ ). Но фактически при попадании ВС в сложное пространственное положение пределы, к которым подготовлены пилоты, значительно превышаются. Как правило, попадание самолета в СПП приводит к выходу самолета за ограничения по скорости полета и перегрузке.

**Сваливание** — резкое падение подъемной силы в результате нарушения нормальных условий обтекания крыла воздушным потоком ([срыва потока](#) с крыла).

В условиях нормального обтекания крыла потоком воздуха, создается достаточная подъемная сила, и самолёт ведёт себя устойчиво. При нарушении нормального обтекания крыла, подъемная сила резко падает, и самолет «сваливается с потока» — самопроизвольно меняет углы [тангажа](#) и [крена](#) (опускает/задирает нос, наклоняется вбок). Сваливание с большой вероятностью может перейти в [штопор](#).

К сваливанию приводит превышение максимально допустимых [углов атаки](#), что может произойти в результате падения скорости самолета, работы рулями, изменения плотности и направления потока воздуха и т.п. Эффект сваливания используется при выполнении фигур пилотажа на спортивных и военных самолетах. В гражданской авиации, сваливание относят к аварийным ситуациям и принимают меры к его избежанию (особая конструкция крыла, сигнализация [АУАСП](#), stik-sheiker(предупредительная тряска штурвала) и т.п.)

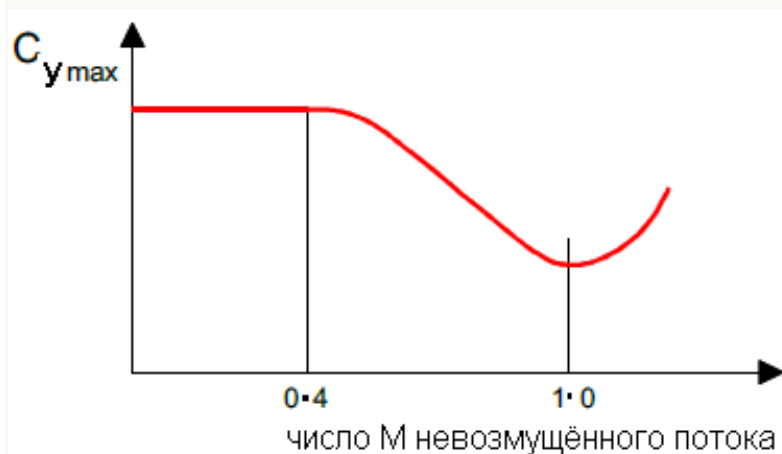
## Виды сваливания

- **Сваливание на нос.** Такой вид сваливания наблюдается у самолётов с прямоугольным крылом или крылом небольшого сужения при возникновении корневого и срединного [срыва потока](#) на крыле. В этом случае самолёт самопроизвольно опускает нос, некоторое время набирает скорость, а затем вновь увеличивает угол атаки и сваливается. Проявляется на таких самолетах, как: Ан-2, Ан-14, Ил-18, Ил-114.

- **Сваливание на крыло.** Наблюдается у самолётов с прямым крылом значительного сужения. В этом случае возникает концевой срыв потока, из-за которого самолёт сначала кренится, а затем опускает нос и сваливается.
- **Сваливание с интенсивным кабрированием.** При таком сваливании возникает движение самолёта с резким нарастанием угла атаки и, как следствие, угла тангажа несмотря на отклонения рычага управления по тангажу от себя для парирования кабрирующего момента. Его причиной обычно является концевой срыв потока на крыле стреловидной или треугольной формы в плане. Проявляется на таких самолетах, как: Ту-16, Ту-104.
- **Глубокое сваливание.** Характерно для самолётов с Т-образным оперением и крылом умеренной стреловидности. Возникает тогда, когда самолёт, самопроизвольно кабрируя, несмотря на парирование лётчиком этой тенденции, парашютирует на очень больших углах атаки с большой скоростью снижения. В глубоком сваливании обычно не наблюдается больших разворачивающих и кренящих моментов, т.е. имеет место симметричный срыв потока на крыле. Недостаточная эффективность продольного управления на больших углах атаки обусловлена затенением горизонтального оперения возмущенным потоком, сорванным с крыла. Такое положение устойчиво, и вывод самолёта из него сильно затруднён. Проявляется на таких самолетах, как: Ту-154.
- **Сваливание с разворотом по курсу.** Возникает при потере путевой устойчивости на больших числах М.

## 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 ( $M = V_{ист} / a$ ).

$C_{y\text{ MAX}}$ , постоянный на малых числах  $M$ , начинает уменьшаться на  $M \geq 0,4$ .

Причина уменьшения  $C_{y\text{ MAX}}$  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.

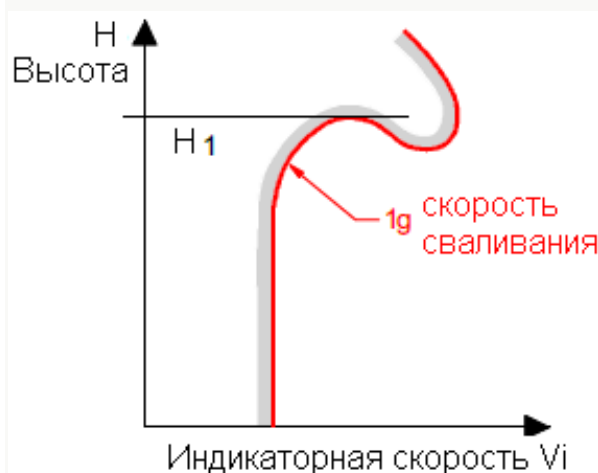
Это провоцирует более ранний отрыв пограничного слоя на нисходящей части профиля крыла. Когда же над верхней поверхностью появляется скачок уплотнения, то это ещё больше провоцирует срыв пограничного слоя.



Рассмотрим формулу определения скорости сваливания при нормальной перегрузке, равной единице (см. Основы полёта часть первая, стр.69):

$$V_{s_{1g}} = \sqrt{\frac{Y}{\frac{1}{2} \rho C_{y\text{ MAX}} S}}$$

Из неё видно, что поскольку с увеличением высоты  $C_{y\text{ MAX}}$  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  $M$ .

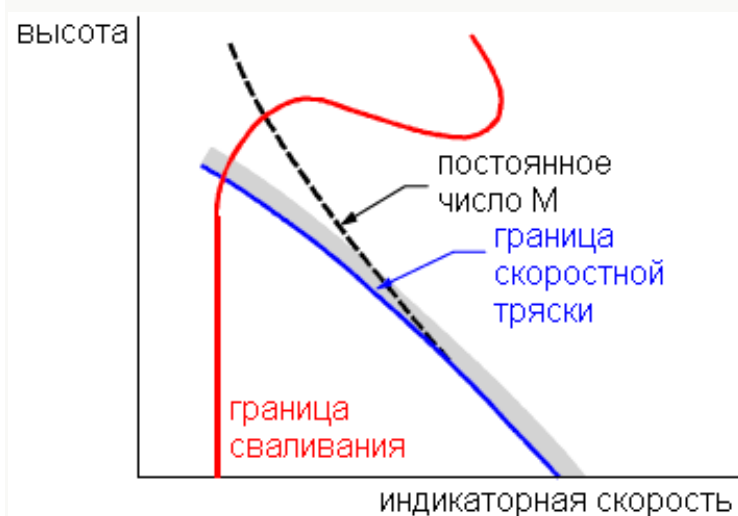


Кроме левой границы по сваливанию, в трансзвуковой области чисел  $M$  существует правая граница по началу скоростной тряски. Более подробно эта граница рассмотрена дальше по тексту.

## 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

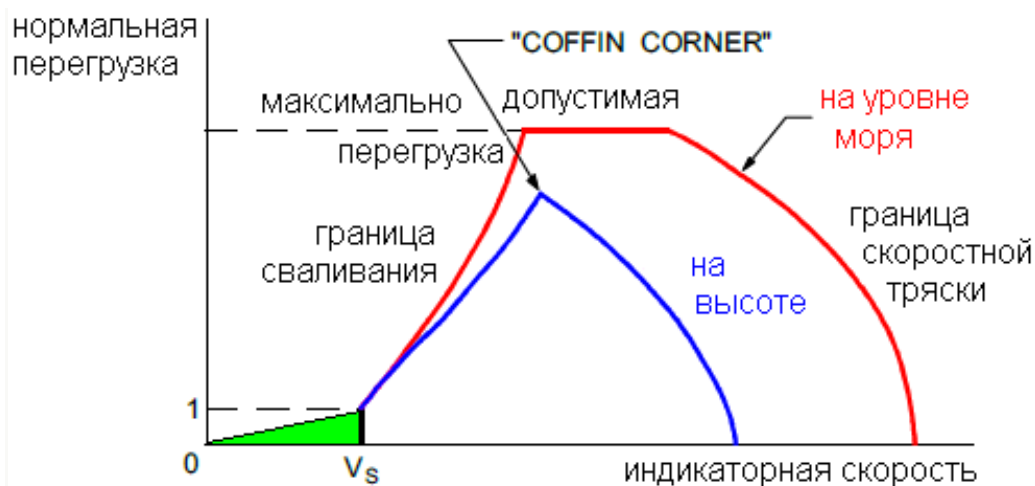


Если рассмотреть набор высоты на постоянном числе  $M$ , то видно, что индикаторная скорость полёта будет уменьшаться. Это значит, что требуемый  $C_y$  и угол атаки будут увеличиваться, что в свою очередь приведёт к уменьшению числа  $M$ , на котором начинается скоростная тряска.

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  $V_S$  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  $C_{y\max}$ . 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 счёт увеличения потребного угла атаки уменьшается скорость начала скоростной тряски – граница смещается влево.

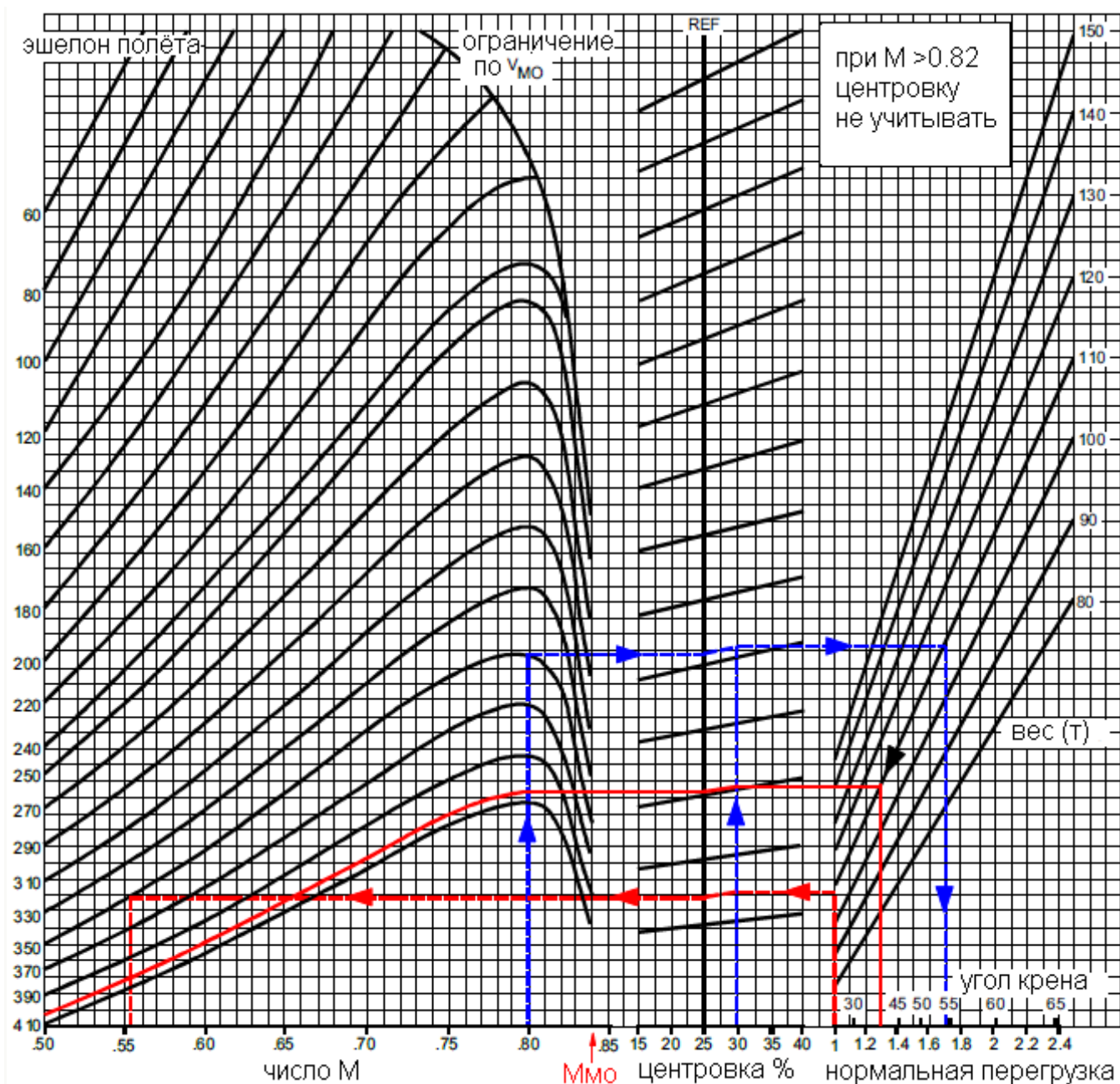
## **Центровка**

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.





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  $54^\circ$ .

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  $180^\circ$ ), 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.**

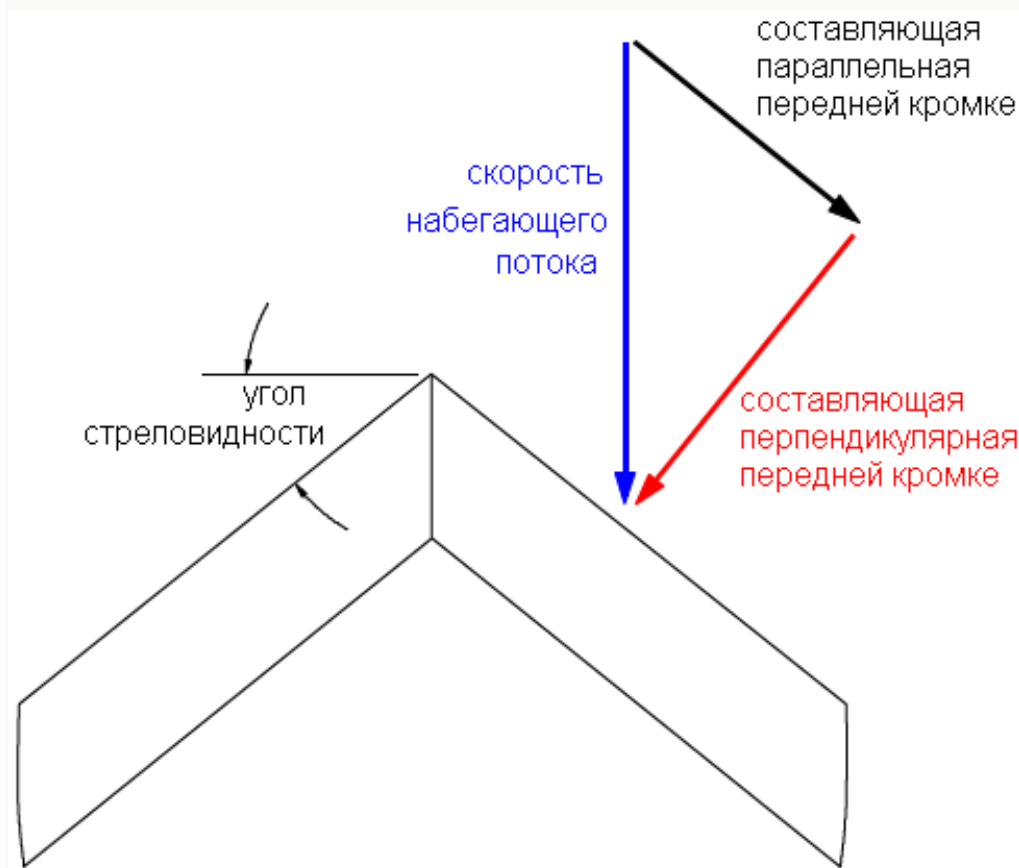
При обтекании более тонкого профиля ускорение воздушного потока меньше, поэтому критическое число  $M$  больше. Например, у крыла с относительной толщиной 15%  $M_{\text{крит}} = 0,75$ , а у крыла относительной толщиной 5%  $M_{\text{крит}} = 0,85$ .

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.

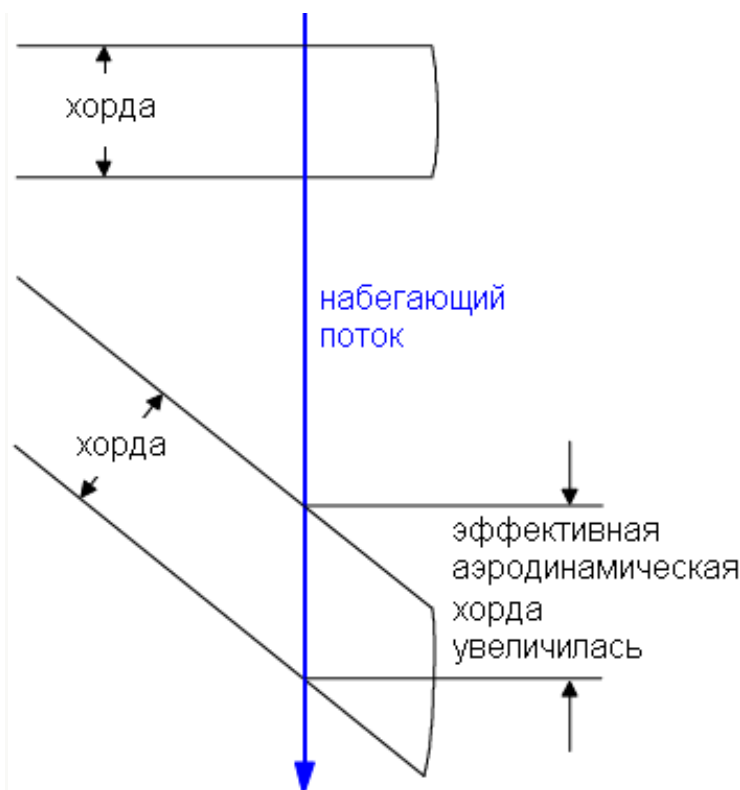
## Стреловидность

Один из самых распространённых методов уменьшения  $M_{крит}$  это создание стреловидности крыла. С точки зрения уменьшения  $M_{крит}$  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  $M_{крит}$ , влияет составляющая перпендикулярная передней кромке. Эта составляющая меньше скорости набегающего потока (на косинус угла стреловидности), соответственно  $M_{крит}$  крыла увеличивается.

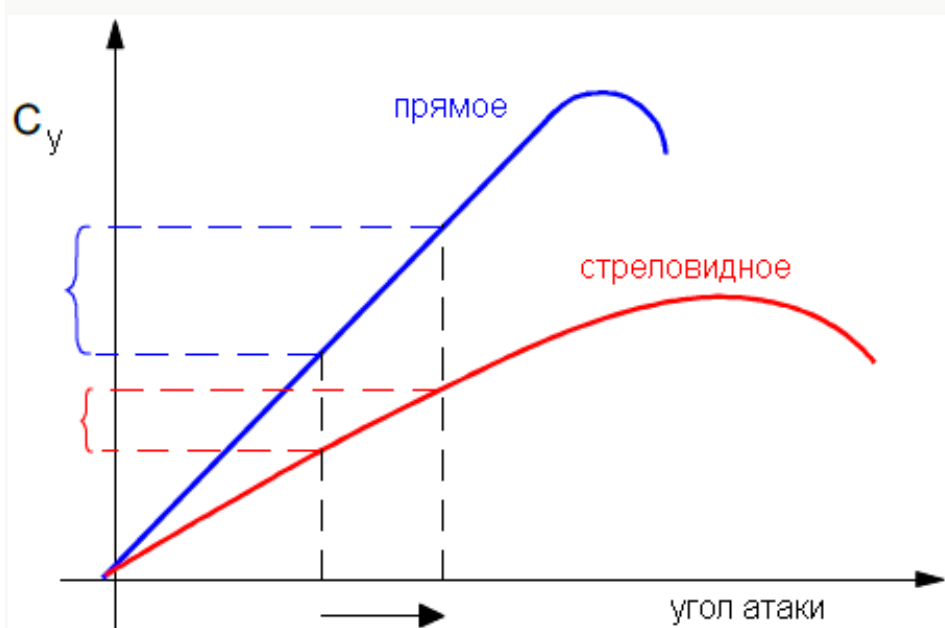
Другой способ представить, как влияет стреловидность на характеристики крыла представлен на нижнем рисунке.



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 объема.

Также достоинством можно считать меньший градиент подъемной силы по углу атаки.



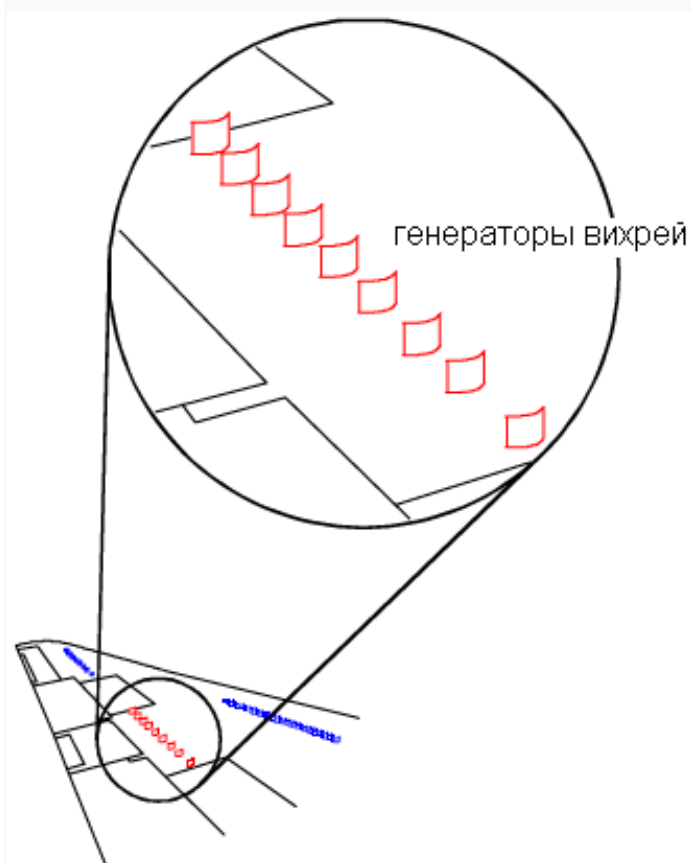
Это преимущество сказывается при пролёте в турбулентной атмосфере. На один и тот же вертикальный порыв ветра стреловидное крыло отреагирует меньшим приростом подъёмной силы, а значит и перегрузки.

### 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.

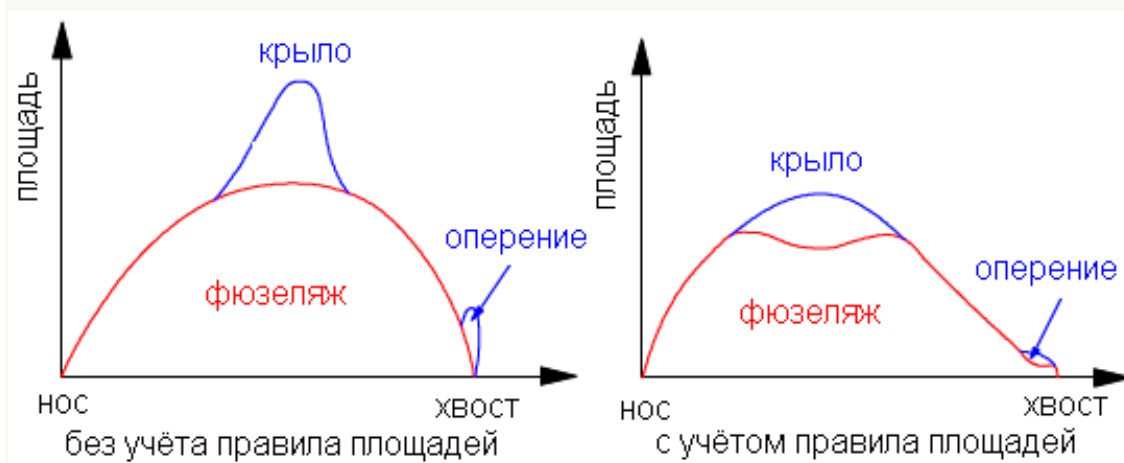
Генераторы вихрей обычно устанавливают на верхней поверхности крыла перед управляющими поверхностями, но могут быть установлены в любом месте, где отделение пограничного слоя вызывает увеличение лобового сопротивления, тряску или уменьшение эффективности управления самолётом.

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 пикирование»

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 скоса потока от крыла (корневой части крыла!), то скос 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 скоса потока за крылом не влияет на стабилизатор, но на больших углах атаки появляется возможность попадания на режим глубокого сваливания.

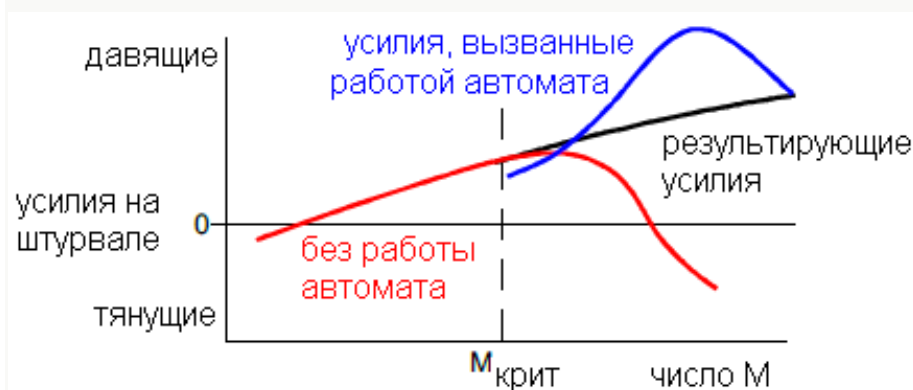
Для сохранения давящих усилий на штурвале, при разгоне в трансзвуковом диапазоне, на самолётах устанавливают автоматические устройства чувствительные к изменению числа  $M$  (Mach trim).

Существуют следующие варианты данных устройств:

- автоматически, без вмешательства лётчика, отклоняющие руль высоты или управляемый стабилизатор;

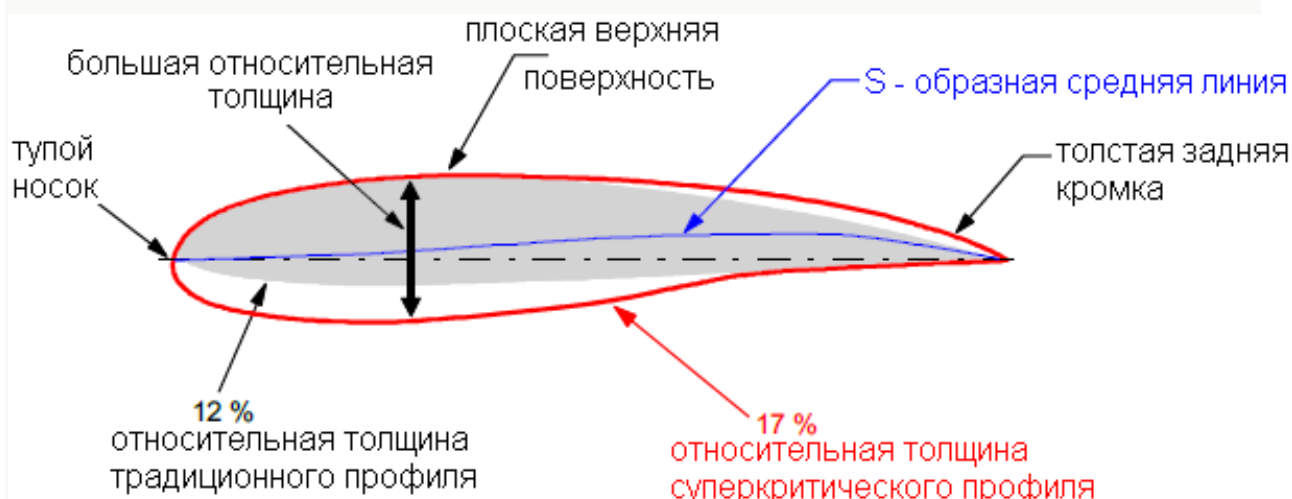
- автоматически изменяющие центр тяжести самолёта, путём перекачки топлива между фюзеляжными и крыльевыми топливными баками.

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 нагрузку. 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.  $C_{у\ max}$  уменьшается, требуя хорошо



развитой механизации крыла для обеспечения приемлемых взлётно-посадочных характеристик;

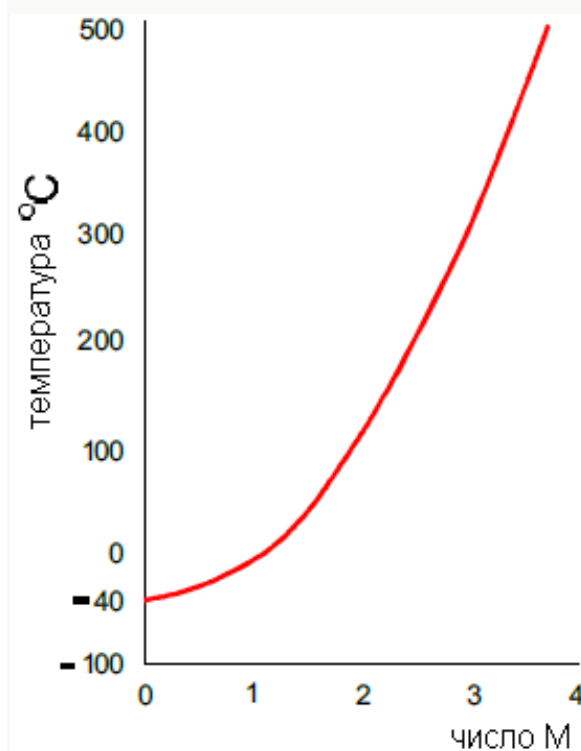
- задняя кромка профиля имеет положительную кривизну и создаёт больше подъёмной силы, что приводит к возникновению большого пикирующего момента крыла. Для его компенсации требуется большее балансирующее отклонение горизонтального оперения, что создаёт дополнительное лобовое сопротивление.

- 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°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.

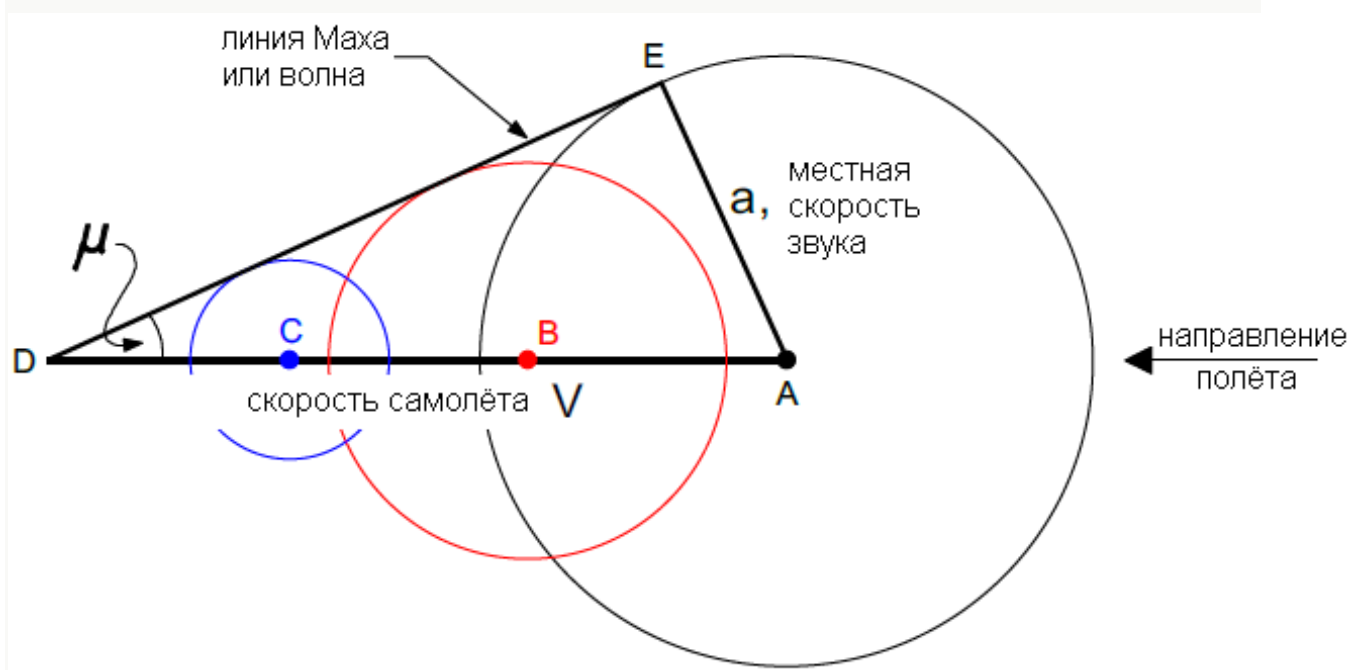
## Угол Маха

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  $M = 2,6$ ).



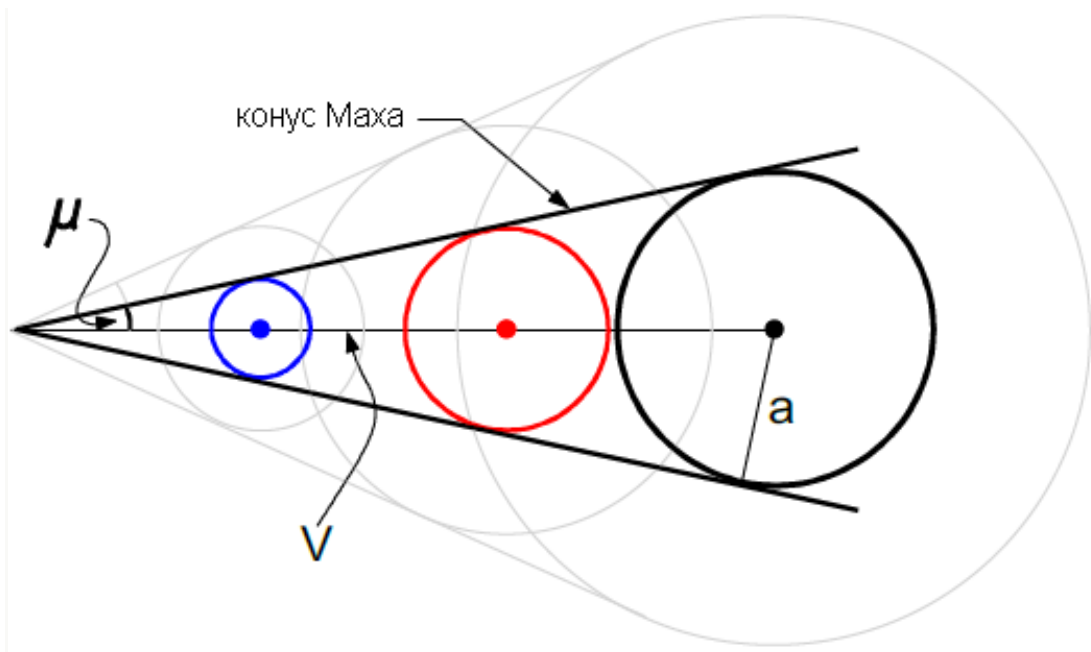
Угол  $ADE$  называется углом Маха, обозначается  $\mu$ .

$$\sin \mu = a / V = 1 / M.$$

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  $\mu$ .

На рисунке изображён конус возмущений от объекта, движущегося с числом  $M$  5,0.

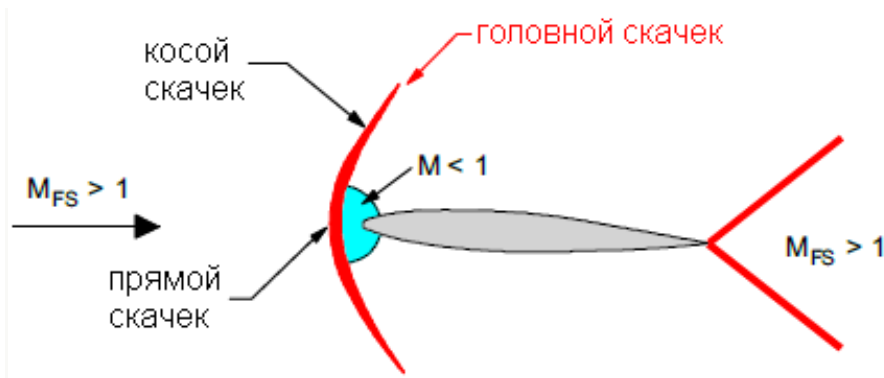
### Зона влияния

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.

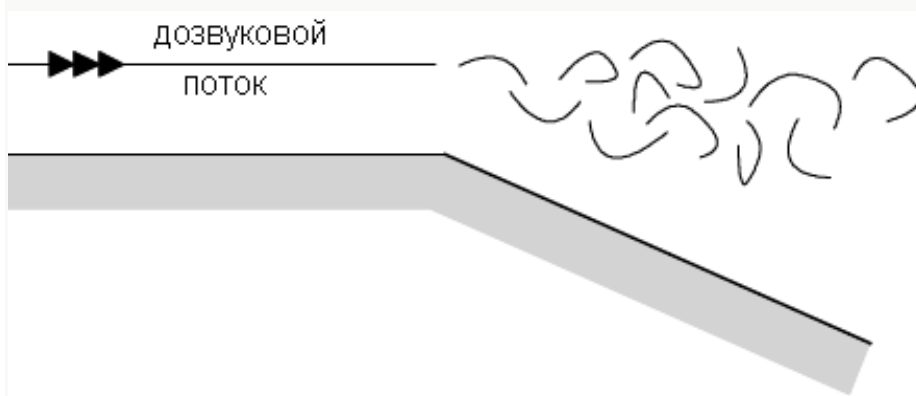
### Волны разрежения

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.

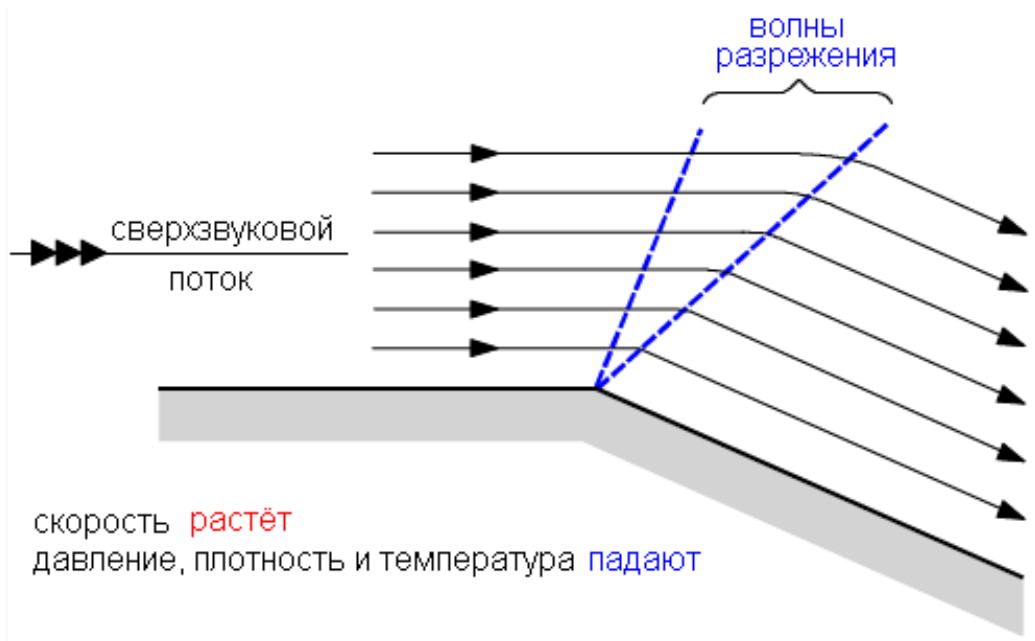
Рассмотрим, как сверхзвуковой поток огибает выпуклый угол.

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:

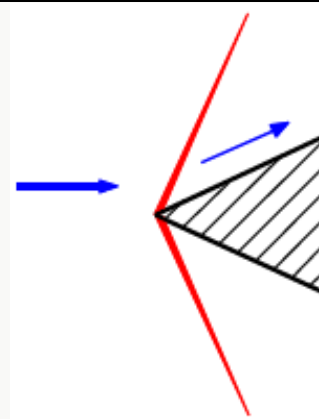
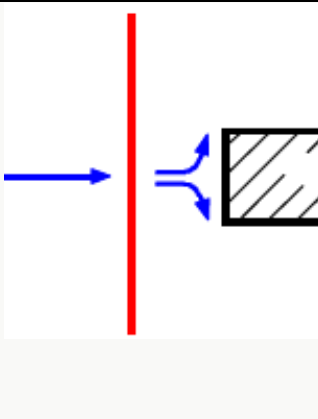
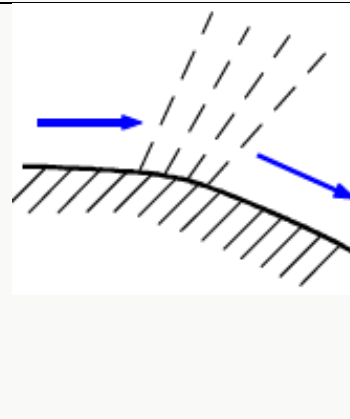
- цельноповоротный стабилизатор;
- интерцепторы-элероны.

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 $90^\circ$ 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



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).

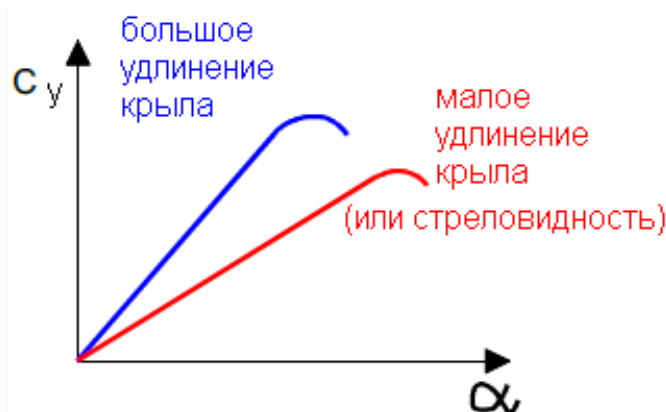
При пилотировании самолёта на углах атаки близких к сваливанию, управление по крену следует выполнять отклонениями элеронов с координированными отклонениями руля направления. Управление одним рулём направления может давать чрезмерные кренящие моменты. ( При назначении скорости  $V_{\text{SR}}$  демонстрируется 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.

1.

# **1. Методика вывода из сваливания на всех типах самолетов одинакова.**

### **Рекомендации по выводу самолета из сваливания**

1. Немедленно энергично отдать штурвал "от себя" полностью и держать его в таком положении до нарастания необходимой скорости.
2. Выдать взлетный режим двигателям.
3. Преждевременная попытка вывода может привести к выходу на тряску, а в худшем случае к повторному сваливанию.
4. Ни в коем случае нельзя пытаться вывести самолет с помощью элеронов и руля направления. Необходимо помнить, что эффективность поперечного управления в этом случае крайне низка. Поэтому педали и штурвал по элеронам необходимо держать нейтрально до нарастания скорости. Если у самолета в этот момент возник крен, не пытаться его устранить, так как это может привести к переходу из одной стороны сваливания в другую.
5. Выводить самолет из снижения нужно плавно, с минимальной перегрузкой, чтобы повторно не вывести его на тряску.

Потеря высоты на выводе самолета из сваливания составляет, как правило, приблизительно 300 м.