

Часть 1: Что такое поляра крыла?

Как мы знаем, при обтекании крыла на него действуют две основные силы: подъёмная сила (Y), направленная перпендикулярно набегающему потоку, и сила лобового сопротивления (X), направленная параллельно потоку.

В ходе аэродинамических экспериментов эти силы измеряют и переводят в безразмерные коэффициенты: коэффициент подъёмной силы (C_y) и коэффициент лобового сопротивления (C_x). График зависимости C_y от C_x для различных углов атаки и называется полярой крыла. Его характерная форма напоминает букву «С».

На поляре мы выделим четыре ключевые точки.

Точка 1: Угол атаки нулевой подъёмной силы.

Это точка пересечения поляры с горизонтальной осью C_x . Здесь подъёмная сила равна нулю, но присутствует небольшое сопротивление.

Для симметричного профиля этот угол равен нулю.

Для несимметричного (выпукло-вогнутого) профиля этот угол является отрицательным, так как даже при нулевом угле атаки на таком профиле уже создаётся некоторая подъёмная сила.

Точка 2: Угол атаки минимального лобового сопротивления.

Находится проведением касательной к поляре, параллельной вертикальной оси C_y . Эта точка имеет чисто теоретический интерес, так как на этом угле подъёмная сила очень мала, и практического применения он не находит.

Точка 3: Критический угол атаки (угол атаки наибольшей подъёмной силы).

Находится проведением касательной к поляре, параллельной горизонтальной оси C_x . В этой точке коэффициент C_y достигает максимума.

Физика процесса: На малых углах атаки поток обтекает профиль плавно и безотрывно – это ламинарный режим. При увеличении угла атаки поток на верхней поверхности крыла начинает отрываться. Чем больше угол, тем ближе к передней кромке происходит этот отрыв. На критическом угле отрыв становится максимальным, обтекание нарушается, превращаясь в турбулентное завихрение. При превышении критического угла подъёмная сила резко падает, что приводит к сваливанию самолёта в штопор.

Важно: В нормальном эксплуатационном диапазоне скоростей и углов атаки выход на критические режимы исключён. Исключения – полёты с большими перегрузками (например, манёвры) или в условиях обледенения.

Точка 4: Наивыгоднейший угол атаки.

Находится проведением касательной из начала координат к поляре. Это самый важный с практической точки зрения угол.

На этом угле достигается максимальное отношение подъёмной силы к силе лобового сопротивления (Y / X). Это и есть «золотая середина»: достаточно высокая подъёмная сила при минимально возможном для неё сопротивлении.

Это основа для расчёта многих лётно-технических характеристик, включая оптимальную скорость полёта.

Часть 2: Аэродинамическое качество

Отношение подъёмной силы к силе лобового сопротивления (Y / X или C_y / C_x) называется аэродинамическим качеством (K). Для него строят отдельный график – зависимость качества от угла атаки.

Максимум на этом графике соответствует наивыгоднейшему углу атаки.

Качество растёт почти линейно до этого угла, а после него – резко падает.

Факторы, влияющие на максимальное качество:

Форма профиля: Несимметричные профили с большой относительной толщиной имеют более высокое качество.

Удлинение крыла (отношение размаха к средней хорде): Чем больше удлинение, тем меньше индуктивное сопротивление и выше качество.

Учебные самолёты: $K \approx 10-12$

Пассажирские лайнеры: $K \approx 15-16$

Планеры: $K \approx 50-60$

Идеал с точки зрения аэродинамики – бесконечно длинное крыло, где индуктивное сопротивление равно нулю.

Часть 3: От крыла к самолёту

Поляра и характеристики целого самолёта аналогичны поляре крыла, но график сдвинут вправо из-за добавочного сопротивления фюзеляжа и других частей.

Наивыгоднейший угол атаки самолёта на 2–3 градуса выше, чем у изолированного крыла.

Максимальное аэродинамическое качество самолёта всегда меньше, чем у одного крыла.

Часть 4: Формулы сил

Теперь мы готовы к формулам.

Формула подъёмной силы (Y) выглядит так:

Y равняется C_y умножить на динамическое давление и умножить на площадь крыла (S).

Разберём составляющие:

1. C_y – коэффициент подъёмной силы. Зависит от угла атаки.
2. Динамическое давление записывается как $(\rho \text{ умножить на } V \text{ в квадрате}) \text{ делённое на два}$, где:

ρ (ρ) – плотность воздуха (зависит от высоты).

V в квадрате – скорость полёта в квадрате. Важно: подъёмная сила растёт пропорционально квадрату скорости.

3. S – площадь крыла.

Таким образом, в полёте на постоянной высоте подъёмная сила зависит от угла атаки и скорости.

Формула силы лобового сопротивления (X) абсолютно идентична по структуре, но вместо коэффициента C_y используется коэффициент C_x :

X равняется C_x умножить на динамическое давление и умножить на площадь крыла (S).

Итог:

Мы рассмотрели четыре ключевых угла атаки, понятие аэродинамического качества и базовые формулы для расчёта аэродинамических сил. Это фундамент для понимания лётных характеристик летательного аппарата.

Давайте вспомним базовый принцип полёта. Чтобы самолёт оставался в воздухе, подъёмная сила, создаваемая крылом, должна уравнивать силу веса самолёта.

Из аэродинамики мы знаем, что подъёмная сила зависит от нескольких величин. Если выразить это словами, то она равна: коэффициенту подъёмной силы C_Y , умноженному на плотность воздуха, умноженному на квадрат скорости полёта и умноженному на площадь крыла.

Обратите особое внимание на скорость – она в формуле возведена в квадрат. Это значит, что даже небольшое изменение скорости сильно влияет на подъёмную силу. Крейсерская скорость пассажирских лайнеров – от 400 до 600 километров в час. Но вот взлёт и посадка происходят на скоростях около 250 километров в час. Возникает вопрос: как при такой низкой скорости самолёт не падает?

Всё просто: садиться на малой скорости необходимо для сокращения пробега и, как следствие, длины требуемой взлётно-посадочной полосы. Посадка на крейсерской скорости потребовала бы полосы длиной в несколько километров, что небезопасно, сложно и экономически невыгодно.

Итак, мы уменьшаем скорость. Но, глядя на формулу, видим, что подъёмная сила при этом резко падает – ведь скорость у нас в квадрате. Однако вес самолёта почти не изменился, а значит, подъёмная сила должна оставаться прежней. Как же это компенсировать?

Правильно – необходимо увеличить коэффициент подъёмной силы C_Y . А он, в свою очередь, напрямую зависит от угла атаки. Мы увеличиваем угол атаки – коэффициент C_Y растёт, и подъёмная сила сохраняется.

Но этот манёвр имеет свой предел – критический угол атаки. При его превышении происходит срыв потока, и подъёмная сила практически исчезает. Самолёт превращается в попросту падающий объект.

Таким образом, компенсировать падение скорости увеличением угла атаки мы можем лишь до определённого момента. Как раз в этот момент мы и выходим на ту самую минимальную безопасную скорость, около 250 километров в час. Дальше уменьшать скорость без дополнительных средств уже нельзя.

И вот здесь на помощь приходит механизация крыла – закрылки и предкрылки. Давайте разберёмся, как они работают.

Начнём с простейших щитков. При их отклонении происходит два важных явления:

1. Увеличивается кривизна профиля крыла, что напрямую повышает коэффициент C_Y .
2. Образуется зона разрежения, которая «подсасывает» верхний пограничный слой, заставляя поток плотнее прилегать к поверхности крыла и отодвигая точку срыва.

Посмотрим на аэродинамические характеристики – на поляру крыла. С выпущенными щитками кривая зависимости C_Y от угла атаки смещается вверх. Мы видим два ключевых эффекта:

Во-первых, критический угол атаки немного уменьшается.

Но, во-вторых, для создания той же подъёмной силы теперь требуется значительно меньший угол атаки.

При этом резко возрастает лобовое сопротивление, что снижает аэродинамическое качество. Вывод: для максимальной эффективности в полёте нужно летать на «чистом» крыле.

Теперь рассмотрим более совершенные системы. Например, выдвижные щитки, которые не только отклоняются, но и смещаются назад, увеличивая тем самым и площадь крыла.

Ещё эффективнее закрылки. Простые закрылки, такие как «Фаулер», сильнее увеличивают кривизну профиля. А щелевые закрылки создают щель, через которую воздух под высоким давлением проходит над крылом, дополнительно ускоряя поток и предотвращая срыв. Современные многощелевые закрылки могут увеличить коэффициент C_Y вплоть до 80 процентов.

Существуют и комбинированные поверхности, например, флапероны, которые работают и как закрылки, и как элероны.

Закрылки на взлёте выпускаются на небольшой угол, а на посадке – почти полностью, чтобы достичь максимального коэффициента подъёмной силы и сесть на минимальной скорости.

Наконец, предкрылки. Это поверхности на передней кромке крыла. При их выпуске также образуется щель. Воздух, проходя через неё, энергично обдувает верхнюю часть крыла, не давая потоку сорваться.

Это даёт два положительных эффекта:

1. Увеличивается подъёмная сила.
2. Критический угол атаки увеличивается на 10-15 градусов, что даёт нам большой запас для манёвра на малой скорости.

Предкрылки есть не на всех самолётах, так как они усложняют и утяжеляют конструкцию.

Таким образом, механизация крыла – это необходимый инструмент для безопасных взлёта и посадки. Она позволяет летать на малых скоростях за счёт значительного увеличения подъёмной силы, правда, ценой возросшего сопротивления. Именно поэтому в крейсерском полёте, где важна экономичность, механизация всегда убрана.