

ГЛАВА

9

Анатомия крыла

КОНТУР

9.1 Введение			
9.1.1 Содержание этой главы	322	9.5 Подъемные и моментные характеристики крыльев	363
9.1.2 Определение контрольной области	322	9.5.1 Свойства трехмерной кривой подъема	364
9.1.3 Процесс определения размера крыла	322	9.5.2 Модель лифта	366
9.2 Трапециевидная форма крыла в плане		9.5.3 Подъем Zero-a, C_{L0}	367
9.2.1 Геометрическая формулировка произвольной	322	9.5.4 Наклон кривой подъема, C_{La}	367
формы плана	322	9.5.5 Максимальный коэффициент подъемной силы, C_{Lmax}	370
9.2.2 Геометрическая формулировка трапециевидной	323	9.5.6 Коэффициент момента тангажа крыла	376
формы плана	323	9.5.7 Кривая подъемной силы для дельта-крыла	376
9.2.3 Геометрическая формулировка изогнутой формы	324	9.5.8 Добавление нелинейности к кривой подъема	378
плана	324	9.5.9 Закон эффективности	379
9.2.4 Определение MGC бедняком	326	9.5.10 Гибкие крылья	379
9.2.5 Размеры плана в терминах S, AR и λ	328	9.5.11 Влияние земли	379
9.2.6 Приближение объема крыла	328	9.5.12 Определение эффективности диапазона, e	383
9.3 Геометрическая схема крыла		9.6 Характеристики срыва потока на крыле	388
9.3.1 Соотношение сторон крыла	329	9.6.1 Рост отрыва потока на самолете	389
9.3.2 Коэффициент конусности крыла, TR или λ	330	9.6.2 Отклонение от типовой модели сваливания	389
9.3.3 Угол стреловидности крыла, Λ	331	9.6.3 Настройка прогрессии сваливания	391
9.3.4 Диэдр и Анэдр, Γ	331	9.6.4 Причина возникновения потока по размаху крыла в плане со	
9.3.5 Крутящий момент крыла — смыв и размыв, ϕ	337	стреловидной формой крыла	395
9.3.6 Угол атаки крыла, i_{at}	338	9.6.5 Граница сваливания по тангажу для крыла со стреловидной	
9.3.7 Свойства компоновки крыла выбранных самолетов	340	формой в плане	396
9.4 Выбор формы плана		9.6.6 Влияние производственных допусков на	
9.4.1 Методы представления распределения подъемной силы по размаху крыла	340	характеристики сваливания	398
9.4.2 Оптимальное распределение подъемной силы	350	9.7 Теория подъемной линии Прандтля	399
9.4.3 Постоянная хорда («Hershey Bar») Форма плана	350	9.7.1 Введение	400
9.4.4 Эллиптические формы плана	352	9.7.2 Метод подъемной линии Прандтля — частный	
9.4.5 Прямо-конические формы плана	354	случай: эллиптическое крыло	403
9.4.6 Сложно-конические формы плана	355	9.7.3 Метод подъемной линии Прандтля — частный	
9.4.7 Стреловидные формы в плане	356	случай: произвольные крылья	405
9.4.8 Изогнутые формы плана	357	9.7.4 Компьютерный код: метод подъемной линии	
9.4.9 Дельта-планы	357	Прандтля	410
9.4.10 Некоторые экзотические формы плана	359	Упражнения	412
	361	Ссылки	412
	363		

9.1 ВВЕДЕНИЕ

Теперь, когда характеристики аэродинамических профилей были рассмотрены, пришло время оценить их использование в несущих поверхностях. подъемная поверхность это любое трехмерное тело, чьей основной целью является создание аэродинамической подъемной силы. Конечно, это сопровождается аэродинамическим сопротивлением, которое рассматривается в [Глава 16](#). Анализ сопротивления самолета. Геометрия подъемных поверхностей обычно определяется в терминах двух двумерных фигур: аэродинамический профиль и форма плана. В этой главе основное внимание уделяется комбинации этих двух и полученной в результате генерации подъемной силы. Обратите внимание, что хотя в названии главы указаны крылья, представленные методы в равной степени применимы ко всем подъемным поверхностям.

Мы видели в [Глава 5](#), Структурная схема самолета, как обычно строятся крыло и стабилизирующие поверхности. Конструкция лонжерон-нервюра-стрингеры-кожа всегда используется для алюминиевых конструкций, а конструкция лонжерон-нервюра-усиленная-кожа — для композитных конструкций. Форма в плане, которая отличается от форм, показанных на [Раздел 9.4](#), Выбор формы плана, может представлять серьезные структурные проблемы. Если выбрана сложная форма плана, было бы разумно заранее выложить структуру и проработать потенциальные производственные проблемы, помимо аэродинамических. Такие проблемы могут варьироваться от ограниченного объема топлива, требований к пространству для убирающегося шасси, системы подъемной силы и первичной системы управления, изогнутых лонжеронов до неожиданных аэроупругих проблем.

История авиации показывает, что было разработано множество комбинаций профилей и форм плановой формы, некоторые из которых имели большой успех, другие — гораздо меньший. Команда разработчиков (группа аэrodинамики) отвечает за то, чтобы выбранные профили и форма плановой формы не только соответствовали аэродинамическим целям, но и позволяли выполнять требования других групп разработчиков. Такие требования включают безопасное обращение, достаточный внутренний объем для размещения систем, шасси, топлива и т. д. Группа разработчиков также должна осознавать, что любые системы, необходимые для повышения подъемной силы, увеличивают стоимость производства и обслуживания, не говоря уже о риске летных испытаний. Конечно, в духе [Раздел 4.1.3](#), Как спроектировать хороший самолет, Целью всегда должен быть выбор наиболее простой системы, которая выполняет поставленную задачу.

9.1.1 Содержание этой главы

- [Раздел 9.2](#) представляет собой удобную геометрическую формулу для трапециевидных поверхностей, которые являются наиболее распространенной формой плана для подъемных поверхностей.
- [Раздел 9.3](#) представляет различные концепции, темы и методы для построения формы крыла в плане. Они включают в себя соотношение сторон, коэффициент конусности, вымывание и угол атаки крыла.
- [Раздел 9.4](#) предназначен для помощи в выборе подходящей формы плана. Он знакомит с различными геометриями и оценивает их плюсы и минусы.

- [Раздел 9.5](#) представлено несколько методов оценки характеристик подъемной силы и момента тангажа крыла.
- [Раздел 9.6](#) представлено несколько вопросов, связанных с характеристиками срыва крыла и способами их улучшения.
- [Раздел 9.7](#) представляет теорию подъемной линии Прандтля, которая является численным методом, используемым для оценки аэродинамических свойств крыла. Также представлена компьютерная функция, написанная на Visual Basic for Applications, предназначенная для использования с Microsoft Excel.

9.1.2 Определение контрольной области

Одной из важнейших концепций в проектировании самолетов (как и во всей дисциплине аэродинамики) является Справочная область. Такие характеристики, как коэффициенты подъемной силы, сопротивления и момента, требуют указания этой области, как и производительность, устойчивость и контроль, а также анализ нагрузки, и это лишь некоторые из них. Затененные области в [Рисунок 9-1](#) показывают, как конструкторы самолетов обычно определяют контрольную область.

Поскольку определение этой области происходит на ранних стадиях проектирования самолета, оно определяется простым способом. Таким образом, когда геометрия изменяется позже (например, изменяется форма законцовки крыла), опорная область не изменяется, поскольку это потребовало бы пересмотра бесчисленных документов, даже документов по сертификации. Дополнительная форма законцовки крыла, пояса или расширения передней кромки обычно опускаются, поскольку они часто являются запоздальными мыслями или добавляются в результате программы испытаний в аэродинамической трубе или летных испытаний (выход из сваливания и штопора) или дополнительных функций (баки на законцовках крыла для большей дальности или модификации первоначального обтекателя крыла/фюзеляжа).

9.1.3 Процесс определения размера крыла

Концепция определение размера крыла относится к процессу, необходимому для определения размера, формы и трехмерного расположения поверхностей крыла. Эта процедура указана в [Таблица 9-1](#) ниже.

Установление базовых данных

Удобно использовать точку передней кромки крыла в плоскости симметрии в качестве опорной точки (датума) для остальной части самолета. Это относится к концептуальному определению самолета. Этот дат не зависит от других опорных точек.

9.2 ТРАПЕЦИЕВИДНОЕ КРЫЛО В ПЛАНЕ

The трапециевидный *planform* — это простейшая форма *planform*, выбранная для несущих поверхностей самолета. Она включает в себя ряд геометрий от постоянной хорды *planform* («батончик Херши») до конических плановых форм, которые могут быть

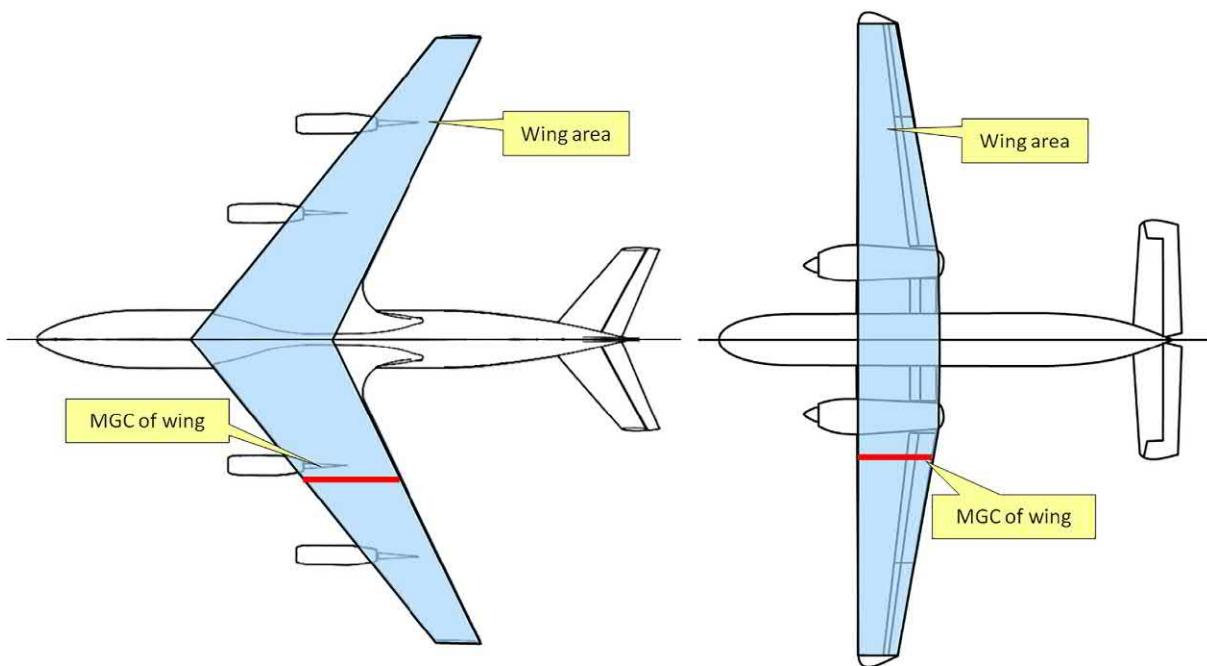


РИСУНОК 9-1 Зона отсчета для самолетов Boeing 707 и De Havilland of Canada DHC-7 Caribou (не в масштабе).

ТАБЛИЦА 9-1 Алгоритм первоначального определения размеров и компоновки крыла самолета АОН.

Шаг	Задача	Раздел
1	Предполагается, что необходимая площадь крыла уже определена с использованием метода анализа ограничений Раздел 3.2 , Анализ ограничений. Прежде чем продолжить, убедитесь, что прогнозируемая скорость сваливания находится в пределах нормативных значений.	3.2
2	Выберите геометрию формы крыла в плане (см. Раздел 9.4 , Выбор формы плана). Это может быть окончательная форма, а может и нет.	9.4
3	В качестве отправной точки выберите кандидата соотношение сторон (AR) и Коэффициент конусности (λ). Это может потребовать подхода к оптимизации, подобного представленному в Раздел 3.4.5 . Оптимизация размеров крыла на примере. При отсутствии конкретных целевых значений начальные значения могут быть выбраны с учетом класса проектируемого самолета. Например, см. Таблица 4-2 относительно конкретного класса самолетов и затем Таблицы 9-3 и 9-4 для дополнительной помощи. В качестве альтернативы используйте уравнение (9-37) . Это начальные значения, которые, вероятно, изменятся, но являются разумной отправной точкой.	3.4 4.2 9.3.1 9.3.2
4	Выберите профили-кандидаты для корня и кончика. Не назначайте смыв крыла на данном этапе.	Гл. 8
5	Оцените необходимость стреловидности крыла. Будет ли самолет работать на высокой дозвуковой скорости? Есть ли проблема с расположением ЦТ, для решения которой требуется стреловидность крыла?	9.3.3
6	После того, как самолет обретает форму, требуется более сложная переделка в соответствии с алгоритмом проектирования Раздел 1.4.1 , Алгоритм концептуального проектирования самолета авиации общего назначения. При этом изменении учитываются эксплуатационные характеристики, устойчивость и управляемость, а также структурные и системные аспекты.	1.4.1

стреловидность вперед или назад. Хотя это и базовая, она достаточно важна, чтобы заслужить отдельное обсуждение. Одним из основных преимуществ этой геометрии является простая математика, которую можно использовать для ее описания. Отсутствие кривизны или разрывов LE и TE обеспечивает удобство при определении размеров самолета и чрезвычайно полезно при выполнении торговых исследований или во время оптимизации.

9.2.1 Геометрическая формулировка произвольной формы плана

Рассмотрим произвольную форму плана в [Рисунок 9-2](#), заключенный между корень, кончик, передняя кромка (LE) и отстающий

край (TE). x-ось — это вектор в плоскости отсчета, которую мы называем плоскостью симметрии (для симметричных крыльев). y-ось — перпендикулярна плоскости симметрии. Расстояние между законцовками крыльев называется размахом крыльев и обозначается как b. Обратите внимание, что [Рисунок 9-2](#) показывает только одну половину всего крыла. LE и TE определяются с помощью функций $x_{LE}(g)$, $y_{LE}(g)$ и $x_{TE}(g)$, $y_{TE}(g)$, которые не обязательно должны быть непрерывными. Мы определяем хорду по [Раздел 8.2.1](#), Терминология аэродинамического профиля. Таким образом, $c(y) \equiv x_{LE}(y) - x_{TE}(y) = y_{LE}(y) - y_{TE}(y)$. Хорда параллельна оси, в то время как положения пролета измеряются вдоль y-оси. Мы хотим разработать формулы для расчета различных свойств формы плана.

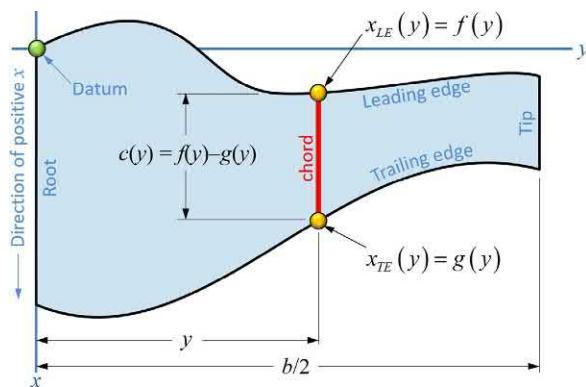


РИСУНОК 9-2 Произвольная двумерная форма плана.

В приведенных ниже выражениях предполагается, что крыло центрировано в плоскости симметрии.

Площадь асимметричного крыла ($c(y)$) определено $[-b/2, b/2]$):

$$C \equiv \frac{1}{4} \int_{-b/2}^{b/2} c dy \quad (9-1)$$

Площадь симметричного крыла ($c(y)$) определено на $[0, b/2]$):

$$C \equiv \frac{1}{4} \int_0^{b/2} c dy \quad (9-2)$$

Соотношение сторон (AP):

$$AP \equiv \frac{b}{C} \quad (9-3)$$

The средний аккорд является средней хордой формы плана и определяется как

$$\bar{c} \equiv \frac{\text{область}}{\text{ожидать}} \frac{1}{4} \int_0^{b/2} c dy \quad (9-4)$$

The средняя геометрическая хорда (MGC) или смгц — длина хорды в центре размаха крыла.

$$CMGC \equiv \frac{1}{6} \int_0^{b/2} c dy \quad (9-5)$$

MGC обычно называют средняя аэродинамическая хорда (MAC). При использовании в качестве эталонной геометрии в аэrodinamике, он НЕ имеет прямого отношения к аэродинамике, а является целиком геометрической конструкцией. Это длина хорды в геометрическом центре площади. Например, если крыло прямоугольное ($\lambda=1$), тогда смгц/4 си находится на расстоянии $b/4$ от плоскости симметрии — центра тяжести прямоугольника полуразмаха. Для треугольного крыла ($\lambda<1$) смгц/4 си находится на расстоянии $b/6$ из плоскость симметрии — центроид полуразмаха треугольника. Рисунок 9-3 сравнивает положение MGC по размаху и центр подъемной силы (который является по своей природе аэродинамическим) с конусностью и стреловидностью. Это показывает, что для $\lambda_c/2 < 40^\circ$ они не взаимозаменяемы. Для $\lambda_c/2 > 35^\circ$, хотя они близки в диапазоне λ , они все еще не

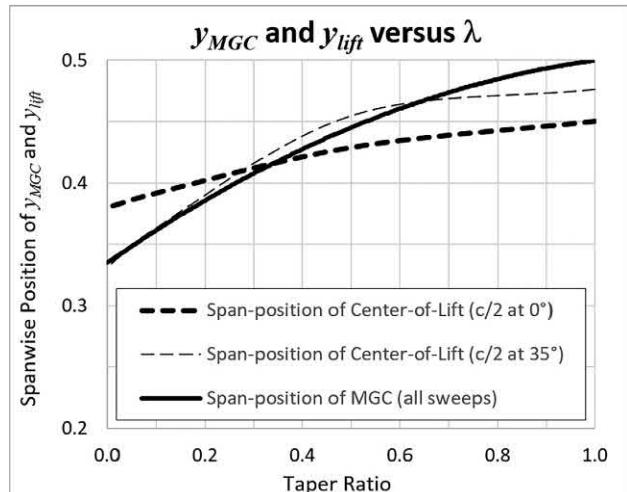


РИСУНОК 9-3 Не рассчитывайте найти центр подъемной силы в MGC.

взаимозаменяемы. Термин MAC является устаревшим термином и не используется в этой книге.

Положение MGC по размаху обозначается какумгц дается.

$$y_{MGC} \equiv \frac{2}{C} \int_0^{b/2} c dy \quad (9-6)$$

9.2.2 Геометрическая формулировка трапециевидной формы плана

Рисунок 9-4 показывает общие определения для трапециевидной формы плана. Пролет обозначается как основной аккорд пояс и кончик аккорда. Термин хмгц- это хордовое расстояние от точки отсчета до передней кромки MGC. Терминумгц это положение MGC по размаху. Термин коэффициент конусности является мерой сужения крыла и определяется как $\lambda_c/4$.

The линия четвертьхорд проводится от точки, находящейся на расстоянии одной четверти расстояния от передней кромки хорды корня, до точки, находящейся на расстоянии одной четверти расстояния от передней кромки хорды конца. Это важно, поскольку двумерные аэродинамические данные, такие как Ref.[1], часто ссылается на точку четверти хорды для момента тангажа. Кроме того, это часто выбирается в качестве местоположения главного лонжерона в несущих поверхностях.

The центрально-хордовая линия получается таким же образом, как и линия четверти хорды, и также используется в качестве ссылки в научной литературе. Другими важными параметрами являются углы стреловидности передней кромки, четверти хорды и средней хорды, обозначаемые как Λ_L , $\Lambda_{c/4}$, и $\Lambda_{c/2}$, соответственно.

Учитывая Рисунок 9-4, мы сейчас представим математические выражения для важных свойств крыла. Они выведены с использованием формулировки для произвольных форм:

$$C \equiv \frac{1}{4} \int_0^{b/2} c dy \quad (9-7)$$

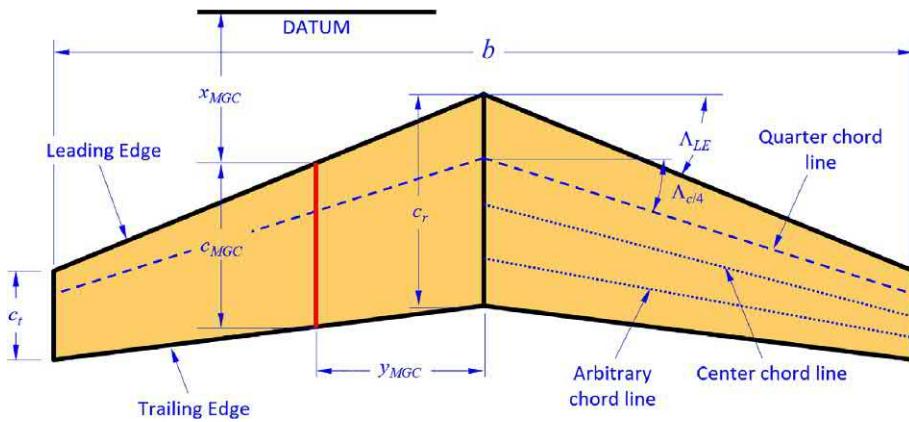


РИСУНОК 9-4 Основные определения трапециевидной формы крыла в плане.

$$\text{Соотношение сторон-общее: } AR = \frac{b}{c} = C \quad (9-8)$$

$$\text{Соотношение сторон-постоянный хорд: } AR = \frac{b}{c} = c^{-\lambda} \quad (9-9)$$

$$\text{Коэффициент конусности: } \lambda = \frac{1}{4} C_{f,r} = C_{r,f} \quad (9-10)$$

$$\text{Средний аккорд: } \bar{c} = \frac{c_f + c_r}{2} = \frac{C_f + C_r}{2} \quad (9-11)$$

Средняя геометрическая хорда:

$$c_{MGC} = \frac{2}{3} C_f \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) \quad (9-12)$$

Средняя аэродинамическая хорда: используйте выражение для c_{MGC}

$$Y\text{-расположение MGC: } y_{MGC} = \frac{6}{6 + 1 + 2\lambda} \quad (9-13)$$

$$X\text{-расположение LE MGC: } x_{MGC} = y_{MGC} \tan \Lambda_{LE} \quad (9-14)$$

Угол линии четверти хорды:

$$\tan \Lambda_{c/4} = \tan \Lambda_{LE} + \frac{C_f \delta \lambda - 1}{26} \quad (9-15)$$

Угол произвольной хорды:

$$\tan \Lambda_h = \frac{4}{AR} \quad \text{для } M = \frac{1-\lambda}{1+\lambda} \quad (9-16)$$

Уравнение (9-16) получено из Ref. [1], где мы имеем дело с хордовыми дробями линии хорды (0,25 для четвертьхорды, 0,5 для линии средней хорды и т.д.) и мы это дробь для известного угла, и для неизвестного угла (пример использования см. в Примере 9-1).

(1) Соотношение сторон для НТ и ВТ

AR для горизонтального оперения (НТ) рассчитывается точно так же, как и для крыла. AR для вертикального хвоста (ВТ) рассчитывается с использованием следующего выражения:

$$AR_{VT} = \frac{b_{VT}}{c_{VT}} = C_{VT} \quad (9-17)$$

Где:

b_{VT} Высота ВТ от основания до кончика, в футах

или м.

C_{VT} Площадь ВТ, в футах или м².

AR для двуххвостого рассчитывается с помощью уравнения (9-17) только один хвост, где относится к половине общей площади ВТ.

(2) Соотношение сторон для многокрылых конфигураций

AR для многокрылых самолетов, таких как бипланы и трипланы, определяется по формуле.

$$\text{Соотношение сторон биплана: } AR_{биплан} = \frac{26_2}{C} \quad (9-18)$$

$$\text{Соотношение сторон для триплана: } AR_{триплан} = \frac{36_2}{C} \quad (9-19)$$

Они приблизительно соответствуют AR самого большого крыла. Подробнее о эквивалентном соотношении сторон моноплана (EMAR) для бипланов в Приложении С.

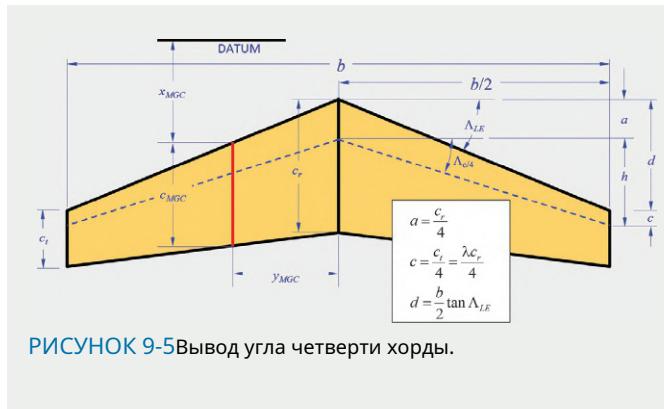
ВЫВОД УРАВНЕНИЙ (9-12), (9-13), И (9-15)

Уравнение (9-12): Получено с использованием уравнений (9-5) и (9-34), где $c(y) = c(1 + (\lambda - 1)t)^{1/4} c(1 + 2(\lambda - 1)t)/6$.

Уравнение (9-13): Получено с использованием уравнений (9-6), (9-7) и (9-34), где $c(y) = c(1 + 2(\lambda - 1)t)/6$.

Уравнение (9-15): См. Рисунок 9-5 определить размеры, $b/2, b, \lambda$, и c .

$$\begin{aligned} & \frac{6}{2} \tan \Lambda_{LE} = \frac{\lambda C_f}{4} - \frac{C_f}{4} \\ & \frac{1}{2} \tan \Lambda_{LE} = \frac{1}{4} \lambda C_f - \frac{1}{4} C_f \\ & \frac{1}{2} \tan \Lambda_{LE} = \frac{1}{2} \lambda C_f - \frac{1}{2} C_f \quad \frac{1}{2} \tan \Lambda_{LE} + \frac{1}{2} \lambda C_f + \frac{1}{2} C_f \\ & \tan \Lambda_{c/4} = \frac{6 \tan \Lambda_{LE} + \frac{1}{2} \lambda C_f + \frac{1}{2} C_f}{6} \end{aligned}$$



9.2.3 Геометрическая формулировка изогнутой формы плана

В авиации термин коленчатый относится к чему-то сломанному или прерывистому. Таким образом, изогнутое крыло относится к форме плана, характеризующейся прерывистой передней и (или) задней кромкой (см. [Рисунок 9-7](#)). Такая геометрия распространена в самолетах, что отражено в самолетах, производимых Cessna и Piper, не говоря уже о бизнес- и коммерческих реактивных лайнерах. Здесь, простой передний и задний обрыв будет представлен. Простой разрыв означает, что разрыв LE и TE происходит на одной и той же станции пролета.

В дополнение к основному аккорду (c_r) и кончик аккорда (c_t), мы определяем аккорд в разрыве как c_b , внутренняя хорда как

ПРИМЕР 9-1

Определите основные характеристики трапециевидного крыла, показанного на [Рисунок 9-6](#). Также вычислите угол линии центральной хорды, используя уравнение(9-16).

РЕШЕНИЕ:

$$\text{Площадь крыла: } C_{\frac{1}{4}b} = \frac{C_r + c_t}{2} \cdot \frac{1}{4}b^2 = 1415 \text{ футов}^2$$

Соотношение сторон — общее:

$$AP = \frac{C_r + c_t}{2} = 1514.62 \quad \lambda = 6:667$$

Коэффициент конусности:

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} = 0.5$$

Средняя геометрическая хорда:

$$CMG = \frac{2}{3} c_r \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} = \frac{2}{3} \cdot \frac{10}{6} \cdot \frac{1 + 0.5 + 0.25}{1 + 0.5} = 4.15 \text{ фут}$$

1.556 фут

2. **y**-Расположение MGC_{LE}:

$$y_{MGC} = \frac{6}{6} \cdot \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} = \frac{10}{6} = \frac{1 + 2}{1 + 0.5} = 2 \text{ фут}$$

2.222 фута - 2.222 фута

3. **x**-Расположение MGC_{LE}:

$$x_{MGC} = \frac{1}{4}b \tan \Lambda_{LE} = 1415 \cdot \frac{1}{4} \cdot 30^\circ = 105.375 \text{ фут}$$

загар 30° - 1:283 фута

4. Угол линии четверти хорды:

$$\tan \Lambda_c = \frac{c_r}{2} \delta \lambda - 1 = \frac{10}{26} \cdot 0.5 - 1 = 0.5274 \quad \Lambda_c = 27.8^\circ$$

5. Угол линии центральной хорды с использованием линии четверти хорды (м1/40,25, н1/40,50) получается из уравнения(9-16):

$$\tan \Lambda_{0.25} = \frac{4}{AP} \delta \lambda = \frac{4}{105.375} \cdot 0.5 = 0.7407$$

Подставляя данные значения, получаем:

$$\tan \Lambda_{0.25} = \frac{4}{105.375} \cdot 0.5 = 0.7407 \quad \Lambda_{0.25} = 25.5^\circ$$

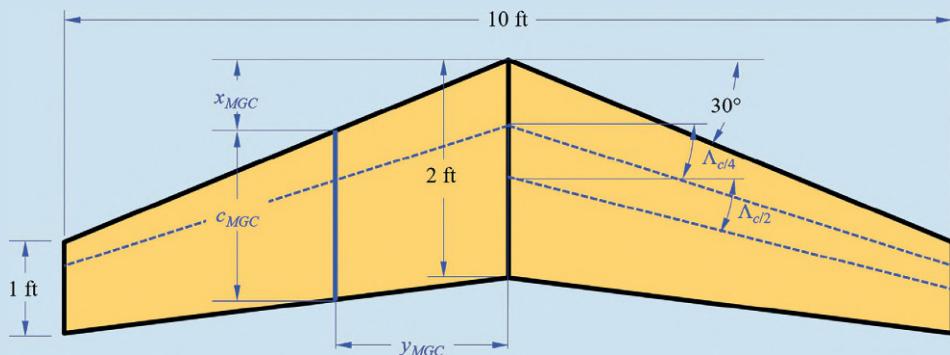


РИСУНОК 9-6 Геометрия крыла.

с_в, и внешняя хорда каксо, как функции размаха станции (у). Разрывы происходят на пролетной станции у_б. Затем мы представляем следующую формулировку для геометрии крыла. Она применима к любым внутренним и внешним коэффициентам конусности. Определите у_{МГС} сначала и используйте его для расчета а_{МГС}.

$$\text{Площадь крыла: } C \frac{1}{4} p c_{f-c} \rho u_b + \delta c_6 + c_f \rho b = 2 \quad (9-20)$$

Соотношение сторон-общее:

$$AP \frac{1}{4} \frac{262}{2\delta c_{f-c} \rho u_b + \delta c_6 + c_f \rho b} \quad (9-21)$$

$$\text{Коэффициент конусности: } \lambda \frac{1}{4} c_{f-c} = c_f \quad (9-22)$$

$$\text{Внутренняя хорда: } c_{y0} = \frac{c_6 c}{y_6} y_0 \quad y \quad y_6 \quad (9-23)$$

$$\text{Внешний аккорд: } c_{yb} = \frac{c_f c_6}{6-y_6} \quad \delta c_f = 6 \\ y_6 < y \quad \frac{6}{2} \quad (9-24)$$

$$y\text{-Местонахождение МГС: } y_{MGC} = \frac{2}{C} \frac{1}{2} A + B + V + \Gamma \quad (9-25)$$

где

$$A = \frac{1}{2} c_{f-c} \rho u_2 y_6^2 \quad B = \frac{1}{3} \frac{\delta c_6 - c_f \rho}{y_6} + \frac{1}{2} a y_6^3 \\ C = \frac{1}{26} c_{f-c} a y_6^2 \quad D = \frac{1}{3} a \frac{6}{2}^3 \quad (9-26)$$

Средняя геометрическая хорда:

$$\text{если } y_{MGC} \leq y_6 \quad) \quad C_MG = \frac{1}{4} c_{f-c} \rho u_2 y_6 + \frac{y_{MGC}}{y_6} \\ \text{если } y_{MGC} > y_6 \quad) \quad C_MG = \frac{1}{4} c_{f-c} \rho u_2 y_6 + \frac{c_f c_6}{6-y_6} \quad (9-27)$$

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(9-25)

См. Рисунок 9-7 для всех измерений. Используя математическое определение центроид области, подставляем соответствующие геометрические параметры и получаем

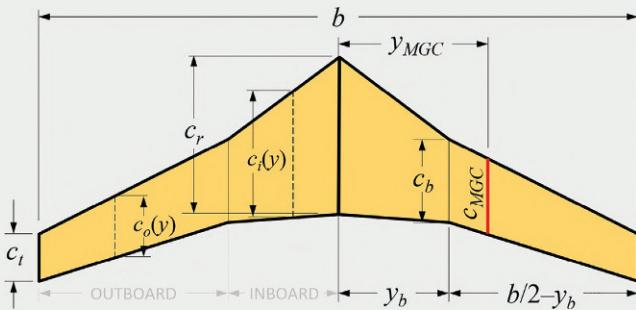


РИСУНОК 9-7 Основные определения формы изогнутого крыла в плане.

$$\begin{aligned} & \frac{1}{4} C_MG \frac{1}{4} \frac{2}{C} \frac{\delta c_6 - c_f \rho}{y_6} + \frac{2}{C} \frac{\delta c_6 - c_f \rho}{y_6} + \frac{2}{C} \frac{\delta c_6 - c_f \rho}{y_6} \\ & + \frac{1}{4} \frac{2}{C} \frac{\delta c_6 - c_f \rho}{y_6} y_6 + \frac{1}{4} \frac{2}{C} \frac{\delta c_6 - c_f \rho}{y_6} y_6 + \frac{1}{4} \frac{2}{C} \frac{\delta c_6 - c_f \rho}{y_6} y_6 \\ & + \frac{1}{4} \frac{2}{C} \frac{\delta c_6 - c_f \rho}{y_6} y_6 + \frac{1}{4} \frac{2}{C} \frac{\delta c_6 - c_f \rho}{y_6} y_6 + \frac{1}{4} \frac{2}{C} \frac{\delta c_6 - c_f \rho}{y_6} y_6 \end{aligned}$$

Затем, вычисляя интегралы и подставляя пределы интегрирования, получаем положение МГС по размаху:

$$\begin{aligned} &) \quad \frac{1}{4} C_MG \frac{1}{4} \frac{2}{C} \frac{1}{2} c_f y_2 + \frac{\delta c_6 - c_f \rho}{3 y_6} y_3 \Big|_0^{y_6} \\ & + \frac{1}{26} c_{f-c}^2 + \frac{\delta c_6 - c_f \rho}{6-y_6} \frac{1}{3} y_3 - \frac{1}{2} \frac{y_6^2}{6-y_6} \\ & \frac{1}{4} \frac{2}{C} \frac{1}{2} \delta c_6 - c_f \rho y_2 + \frac{1}{3} \frac{\delta c_6 - c_f \rho}{y_6} + \frac{1}{26} c_{f-c}^2 y_3 \\ & + \frac{1}{2} c_{f-c} \frac{\delta c_6 - c_f \rho}{6-y_6} y_6 \frac{6}{2}^2 + \frac{1}{36} c_{f-c}^2 \frac{6}{2}^3 \end{aligned}$$

Проверка коэффициентов позволяет еще больше упростить:

$$\begin{aligned} & a \frac{1}{4} \frac{c_{f-c} c_6}{6-y_6} \\ & A = \frac{1}{2} \delta c_6 - c_f \rho y_2 \quad B = \frac{1}{3} \frac{\delta c_6 - c_f \rho}{y_6} + \frac{1}{2} a y_3 \\ & C = \frac{1}{2} c_{f-c} a y_6 \quad D = \frac{1}{3} a \frac{6}{2}^3 \quad) \quad y_{MGC} = \frac{2}{C} \frac{1}{2} A + B + V + D \end{aligned}$$

ПРИМЕР 9-2

Определите у_{МГС} для изогнутого крыла в Рисунок 9-8.

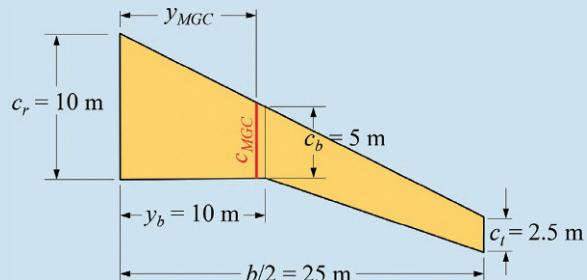


РИСУНОК 9-8 Половина изогнутого крыла в плане.

РЕШЕНИЕ:

Сначала рассчитаем площадь крыла:

$$C \frac{1}{4} (c_r - c_t) y_b + (c_b + c_t) b / 2 \\ \frac{1}{4} (10-2.5)(10) + (5+2.5)(25) / 4 = 262.5 \text{ м}^2$$

Далее рассчитаем параметры, А, Б, В, и Д.

ПРИМЕР 9-2

(продолжение)

$$\begin{array}{ll}
 \text{а} \frac{1}{4} \frac{\text{Ст-с6}}{6=2-\text{у6}} \frac{1}{4} \frac{2:5-5}{25-10} \frac{1}{4} - \frac{1}{6} & \text{А} \frac{1}{4} \frac{1}{2} \text{р-с} \frac{1}{2} \text{у2} \frac{1}{66} \text{250 мз} \\
 \\
 \text{Б} \frac{1}{4} \frac{1}{3} \frac{\text{дс-с6}}{\text{у6}} \text{г} + \frac{1}{2} \text{ай3} \frac{1}{4} \text{е-194:44 мз} & \\
 \\
 \text{С} \frac{1}{4} \frac{1}{26} \text{с-ай} \frac{6}{2} \frac{2}{2} \frac{1}{4} \text{2083:3 мз} & \text{Д} \frac{1}{4} \frac{1}{3} \text{а} \frac{63}{2} \frac{1}{4} \text{-868:06 мз}
 \end{array}$$

Подставить в уравнение (9-25) получить:

умгц¼ ½А+ Б + В+ Г¼9:683 м

Использовать уравнение (9-27) чтобы определить смгца этой станции крыла:

умгц уб) смгц¼ср+ծс6-ср þумгц=үб
¼10 +ծ5-10þð9:683=10þ
¼45:159 м

9.2.4 Определение МГС бедняком

При отсутствии калькулятора проектировщик может определить смеси глицерина и масла с помощью графической схемы в Рисунок 9-9. Важно помнить, что такие граф-

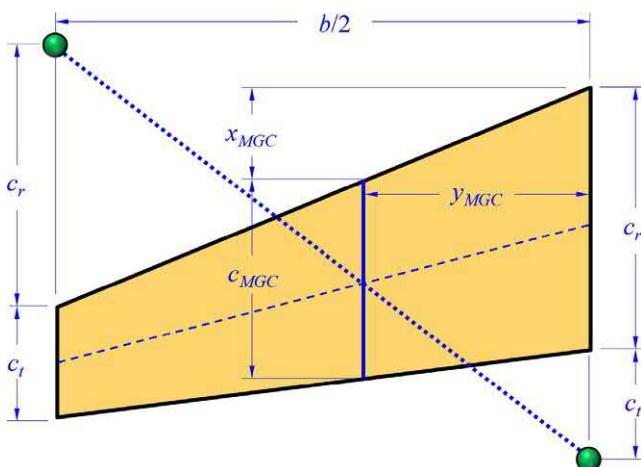


РИСУНОК 9-9Графическая схема определения МГК для простой трапециевидной формы в плане.

математические инструменты являются пережитком ушедшей эпохи и в лучшем случае являются тем же, чем логарифмическая линейка для современного калькулятора — результаты, полученные на цифровом калькуляторе, всегда должны иметь приоритет.

9.2.5 Размеры плана с точки зрения С, АР, и λ

На этапе проектирования основные размеры крыла (b , Br , is_t) иногда определяются как C_Ar и λ как управляющие переменные. Это удобно, поскольку эти параметры могут многое рассказать конструктору об аэродинамических свойствах крыла. С параметрами крыла, определенными таким образом, используйте следующую формулу для определения требуемого размаха крыла, корневой хорды и концевой хорды простой конической формы в плане, как в [Рисунок 9-10](#). Они основаны на уравнениях (9-2), (9-3) и (9-10):

$$\text{От} \Delta P \frac{1}{4} \delta_2 = C \quad) \quad 6 \frac{1}{4} \frac{\pi \phi \phi \dots}{\Delta P} C \quad (9-28)$$

$$OTAP \frac{1}{4} \delta = c -) \quad \bar{c} \frac{1}{4} \frac{1}{2} \delta + c_T p \frac{1}{4} \delta = AP \quad (9-29)$$

$$\text{Средний аккорд: } \bar{c} \frac{1}{4} \bar{f} \frac{1}{2} \bar{d} \frac{1}{2} \bar{c} \frac{1}{4} \quad b \frac{1}{4} \bar{f} \frac{1}{2} \bar{c} \frac{1}{2} \bar{d} \frac{1}{4} + \lambda b \frac{1}{4} C=6 \quad (9-30)$$

$$\text{Из } 2c_1/26 = AP/4c_1 \delta_1 + \lambda b \quad) \quad c_1/4 \frac{26}{\delta_1 + \lambda b AP} \quad (9-31)$$

$$\text{Из } 2c^{1/4}2C = 6^{1/4}c_r \delta_1 + \lambda b \quad) \quad c_r^{1/4} \frac{2C}{\delta_1 + \lambda b \delta_1} \quad (9-32)$$

Средняя геометрическая хорда:

$$\text{СМГЦ}^{\frac{1}{4}} = \frac{46}{3\Delta P} \cdot \frac{1 + \lambda + \lambda_2}{1 + 2\lambda + \lambda_2} \quad (9-33)$$

Хорда для прямодинейно-сужающегося крыла

$$c_0 y^{\frac{1}{4}} c_1 + \frac{2\delta\lambda-1}{6} y \quad (9-34)$$

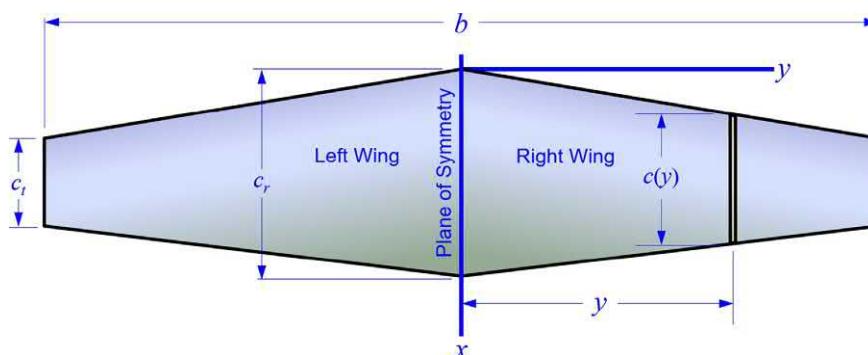


РИСУНОК 9-10 Простая коническая форма в плане.

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(9-33)

Используя уравнение(9-31), мы можем вычислить корневую хорду, c_r , используя любой набор значений для размаха крыльев, b , и АР:

$$C_r \frac{1}{4} \frac{26}{\delta_1 + \lambda b A P}$$

Затем мы вставляем это в уравнение(9-12) и манипулировать следующим образом:

$$\begin{aligned} C_m g \frac{1}{4} & \frac{2}{3} C_r \frac{1 + \lambda + \lambda_2}{1 + \lambda} \\ \frac{1}{4} & \frac{2}{3} \frac{26}{\delta_1 + \lambda b A P} \frac{1 + \lambda + \lambda_2}{1 + \lambda} \\ \frac{1}{4} & \frac{46}{3 A P} \frac{1 + \lambda + \lambda_2}{1 + 2\lambda + \lambda_2} \end{aligned}$$

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(9-34)

Параметрическая формулировка $c(y)$ для крыла с прямым конусом, коэффициент конусности которого равен λ , корневая хорда c_r , и диапазон равен b получается путем подстановки геометрических параметров следующим образом (где параметр t равен t/b и варьируется от 0 до 1):

$$c(y) = c_r(1-t) + \lambda c_r t \frac{1}{4} c_r - \frac{2y}{6} + \lambda c_r \frac{2y}{6}$$

$$\frac{1}{4} c_r - \frac{2y}{6} + \lambda \frac{2y}{6} \quad \frac{1}{4} c_r + \frac{2\delta\lambda - 1}{6} y$$

9.2.6 Приближение объема крыла

Внутренний объем крыла оценивается для оценки доступного объема топлива. Для этого требуется поперечное сечение

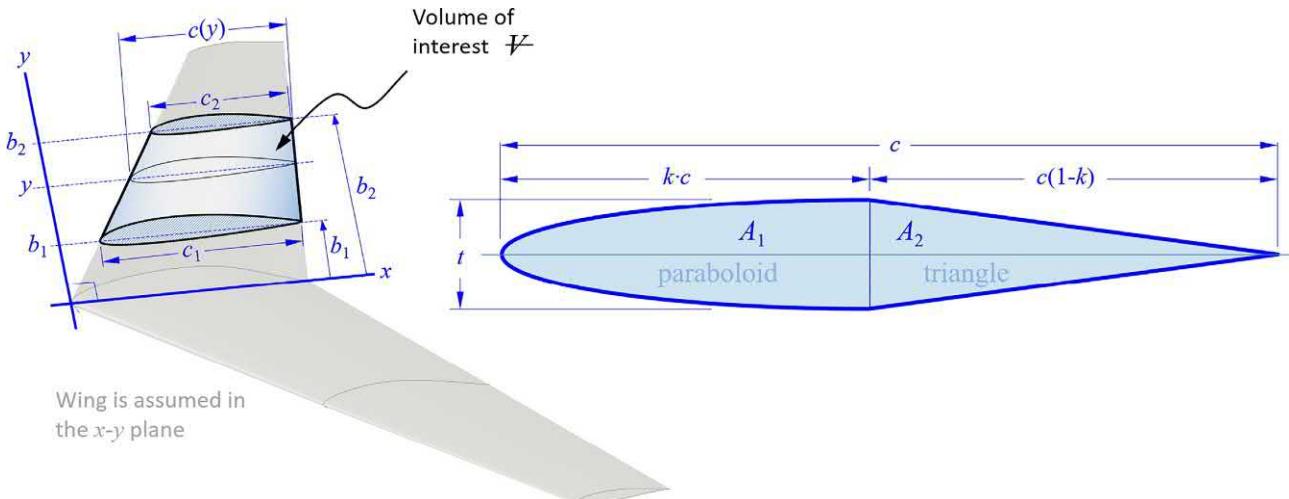


РИСУНОК 9-11 Приближенное определение объема крыла с использованием элементарной геометрии.

площадь аэродинамического профиля (A — аэродинамический профиль) быть определенным ред. В
При отсутствии точных данных о профиле крыла для приблизительного определения внутренней площади профиля можно использовать два следующих приближения:

$$\begin{aligned} & \frac{8}{<} \frac{1}{6} \delta k + 3 \bar{\rho} C T \\ & \frac{8}{>} \frac{1}{6} \delta k + 3 \bar{\rho} \delta t = C \bar{\rho} C_2 \end{aligned} \quad (9-35)$$

Где: k это ло кation максимальной толщины аэродинамического профиля частье (например 0,3) ит— физическая толщина профиля (например, 15 см).

Верхнее уравнение предполагает, что толщина известна, тогда как нижнее предполагает отношение толщины к хорде (t/c) известно (используя продукт (t/c) в). После того, как площадь поперечного сечения известна, интересующий объем можно оценить путем интегрирования вдоль конического крыла, используя параметры, показанные на рис. Рисунок 9-11. Обратите внимание, что может быть полезно вспомнить коэффициенты пересчета 1 USgal ≈ 231.02 дюймазили 1 галлон США ≈ 3.785412 L ≈ 3785.412 см³.

$$B \frac{\delta k + 3t}{6} \frac{T}{c} A \delta b_2 - b_1 p + \frac{1}{2} B \delta b_2 b_1 p_2 + C \delta b_3 2 - b_1 p_3 \quad (9-36)$$

Где константы A , B , и C даются

$$A \frac{1}{4} c_{21} - 261 \frac{\frac{c_1^2 - c_1^2}{6_2 - 6_1}}{6_2 - 6_1} + 6_2 \frac{c_2 - c_1}{6_2 - 6_1}^2 ,$$

$$B \frac{1}{4} 2 \frac{c_1 c_2 - 1}{6_2 - 6_1} - 6_1 \frac{c_2 c_1 - 1}{6_2 - 6_1}^2 , \quad C \frac{1}{4} \frac{c_2 c_1 - 1}{6_2 - 6_1}^2$$

ВЫВОД УРАВНЕНИЙ(9-35) И (9-36)

Учитывая Рисунок 9-11, который показывает аэродинамический профиль хорды с аппроксимируется параболической D-ячейкой и треугольным сечением. Два сечения соединяются в месте максимальной толщины (t). Хордовое положениеетсяся, где это часть (например, если находится в середине аккорда, затем $t/c = 0.5$). Площади поперечного сечения двух секций и общая площадь определяются следующими выражениями:

$$\text{Параболическое сечение: } A_1 \frac{1}{4} C_{\ell} \frac{2}{3} \quad (\text{я})$$

$$\text{Треугольное сечение: } A_2 \frac{1}{4} \frac{1}{2} C_{\ell} (1 - \frac{t}{c}) \quad (\text{ii})$$

Таким образом, внутреннюю площадь аэродинамического профиля можно приблизительно рассчитать, сложив эти два значения, как показано ниже:

$$\text{Аэродинамический профиль: } A_1 + A_2 \frac{1}{4} \frac{2}{3} C_{\ell} \frac{1 - \frac{t}{c}}{2} + \frac{1}{4} \frac{1}{2} C_{\ell} (1 - \frac{t}{c})^2$$

Это показанный верхний результат. Затем умножьте нас/с (ρ) чтобы получить нижнее выражение. Уравнение (9-36) использует нижнее выражение уравнения (9-35) и предполагает, что изменение хорды вдоль пролета выражается с помощью параметрической формы: $c(b) = c_1 + c_2(t/b)^{0.5}$. Это интегрируется вдоль пролета как следует:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial b}{\partial t} = \frac{1}{2} C_{\ell} \\ & B \frac{1}{4} \int_{b_1}^{b_2} \frac{1}{6} \frac{T}{C} C_{\ell} dy \\ & = \frac{1}{4} \frac{\partial b}{\partial t} \frac{1}{6} \frac{T}{C} \int_{b_1}^{b_2} (c_1 + c_2 \frac{y}{b})^2 dy \end{aligned}$$

Расширение и интегрирование, а затем некоторые алгебраические действия приводят к уравнению (9-36) и связанные с ними константы А, Б и С. Легко показать, что для крыла с постоянной хордой эти коэффициенты становятся равными $A = 0.5$, $B = 0$ и $C = 0$.

ПРИМЕР 9-3 ОБЪЕМ КРЫЛА

Крыло должно быть спроектировано таким образом, чтобы $S = 130$ футов², $\lambda = 0.5$ и $A = 0.5$. Определите результирующий размах крыла, хорду корня и хорду конца. Также определите общее количество топлива, которое мы можем разместить между узлами крыла $y/130 = 45$ футов и 10 футов (в галлонах США). Предположим, что топливный бак заключен между главным лонжероном и стенкой сдвига, что позволяет использовать около 30% доступного объема. Предположим, что аэродинамический профиль с $t/c = 0.15$ и $k = 0.3$. Сколько фунтов будет ли весить топливо, если это Avgas (6 фунтов)/галлон США?

РЕШЕНИЕ:

Размах крыльев: $A = \frac{1}{4} b^2 = S$ $b = \sqrt{4S/A} = \sqrt{4 \cdot 130 / 0.5} = 13.2$ фута

Хорда корня крыла:

$$c = \frac{1}{2} C_{\ell} / (1 + \lambda) = 0.5 / (1 + 0.5) = 0.333 \text{ футов}$$

$$Chord length at root: C = \frac{1}{2} C_{\ell} \lambda = 0.5 \cdot 0.5 = 0.25 \text{ фута}$$

Используя обозначение параметров в Рисунок 9-11 и уравнение (9-34), мы получаем $b = 13.2$ футов и $t = 10$ футов. Таким образом,

$$A = \frac{1}{4} C_{\ell} b^2 = \frac{1}{4} \cdot 0.333 \cdot 13.2^2 = 14.5 \text{ футов}^2$$

$$t = \frac{2 \lambda C_{\ell} b}{6} = \frac{2 \cdot 0.5 \cdot 0.333 \cdot 13.2}{6} = 4.4 \text{ футов}$$

Где константы А, Б, и С даются

$$A = \frac{1}{4} C_{\ell} b^2 = \frac{1}{4} \cdot 0.333 \cdot 13.2^2 = 14.5 \text{ футов}^2$$

$$B = \frac{1}{2} \frac{C_{\ell} (C_2 - C_1)}{6} = \frac{1}{2} \cdot 0.333 \cdot (0.333 - 0.167) = 0.02778 \text{ фута}^3$$

$$C = \frac{C_1 C_2}{6} = \frac{0.167 \cdot 0.333}{6} = 0.00833 \text{ фута}^2$$

Таким образом, общий объем на крыле составляет

$$V = \frac{1}{2} B t = \frac{1}{2} \cdot 0.02778 \cdot 10 = 0.1389 \text{ футов}^3$$

Общий объем двух половин крыла составляет 20,33 фута³ или 35,130 дюймов³. Поскольку только 30% из этого количества доступно для топлива, общее количество и вес топлива (с использованием коэффициента пересчета, указанного ранее)

$$Fuel volume = V \cdot 0.3 = 0.1389 \cdot 0.3 = 0.04167 \text{ футов}^3$$

Fuel weight = $0.04167 \cdot 6 = 0.25 \text{ фунта}$

Weight of fuel = $0.25 \text{ фунта} / 13.2 \text{ футов} = 0.0188 \text{ фунта/фут}$

9.3 ГЕОМЕТРИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА КРЫЛА

Геометрическая компоновка крыла относится к таким свойствам, как удлинение, конусность, стреловидность крыла, двугранный угол и другие. Она оказывает большое влияние на конструкцию, затрагивая большинство областей разработки: аэродинамику, производительность, устойчивость и управление, структуры и компоновку систем, и это лишь некоторые из них. Компоновка представляет собой установление геометрических свойств, представленных в Таблица 9-2.

Из них АР, ТР и стреловидность LE дают конструктору фундаментальный контроль над аэродинамическими характеристиками крыла. Другие свойства также важны, но представляют собой «шкалы для тонкой настройки». Напомним, что трехмерные коэффициенты подъемной силы, сопротивления и момента тангажа обозначаются как C_L , C_D , и C_m , соответственно.

ТАБЛИЦА 9-2 Геометрические свойства крыла.

Геометрическое свойство	Раздел
Форма в плане	9.4
Соотношение сторон (AR)	9.3.1
Коэффициент конусности (Γ или λ)	9.3.2
Передняя кромка (Λ_{le}), четвертьхорда ($\Lambda_{c/4}$), или середина хорды ($\Lambda_{c/2}$) угол стреловидности	9.3.3
Двугранный угол (Γ_B) Вымывание (ϕ)	9.3.4
	9.3.5
Угол падения (γ_{vt}) Расположение	9.3.6
крыла на фюзеляже	4.2.1
Разделение крыла на область управления креном (элероны), область создания подъемной силы (закрылки, предкрылки) и область подавления подъемной силы (интерцепторы)	10.4

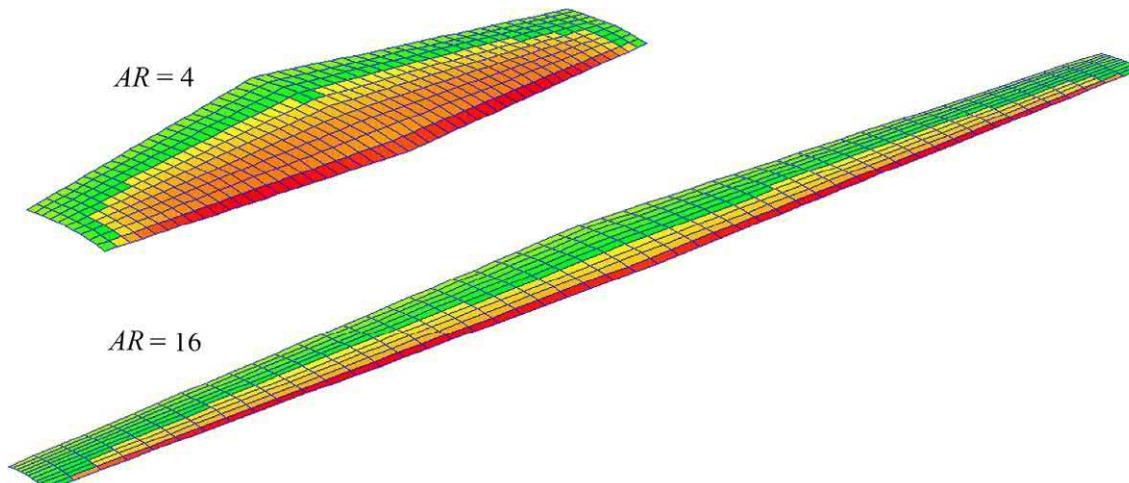


РИСУНОК 9-12 Две формы в плане с одинаковой площадью, но разным соотношением сторон.

9.3.1 Соотношение сторон крыла

Влияние отношения размаха крыла к средней хорде на подъемную силу и сопротивление является значительным. Оно было выявлено еще в 1889 году Отто Лилиенталем [2]. Это удивительно легко подтвердить. Держите прямоугольную линейку против ветра. Сначала короткой стороной против ветра, затем длинной стороной. Чувствуете разницу в силах?

Рисунок 9-12 показывает две формы плана равной площади, но разное соотношение сторон (AR). Это имеет важное влияние на их свойства. Короткая конфигурация (AR ¼ 4) имеет низкий $C_{l,max}$, но выше угол наклона сваливания (аларек) чем тонкое крыло (AR ¼ 16). Кроме того, он имеет меньшее демпфирование крена, чем высокая AR, таким образом, обеспечивает лучшую реакцию на крен. Это лучше для пилотажных самолетов. Высокий AR крыло развивает меньшее сопротивление, вызванное подъемной силой (C_d) чем укороченный. Он лучше подходит для эффективных самолетов, таких как планеры. Но у него выше демпфирование крена и он будет конструктивно тяжелее из-за больших изгибающих моментов.

Это иллюстрирует многогранный эффект AR есть на самолете. Таблица 9-3 дает общие практические правила относительно его воздействия. Таблица 9-4 показывает типичные значения AR для нескольких классов самолетов. Математическое определение AR дается уравнениями (9-8), (9-9) и (9-17) по (9-19).

(1) Иллюстрация разницы между крыльями с низкой и высокой AR

Полезно сравнить разницу между низким и высоким AR крыльев равной площади и конусности с использованием чисел. Пример приведен в Рисунок 9-13. Каждый из них расположен в точке AOA, которая генерирует 2000 фунтов подъемной силы на скорости полета 100 KTAS (на SL). Для этого низкий AR крыло требует AOA 1,55°, в то время как высокий AR требуется 0,66°. Низкий AR крыло создает большее сопротивление, вызванное подъемной силой: 71 фунт против 45 фунтов. Его нарушение поля потока видно по большему вихрю на конце крыла. Низкий AR сваливание крыла происходит при более высоком AOA, чем при высоком AR крыло и оно более отзывчиво из-за меньшего коэффициента демпфирования крена, C_d .

ТАБЛИЦА 9-3 Типичное влияние коэффициента конусности на аэродинамические свойства крыла.

Соотношение сторон, AR	Плюсы	Минусы
1.0	Высокий угол атаки сваливания. Высокая скорость флаттера. Низкое демпфирование крена. Низкий вес конструкции. Отличная способность проникновения порывов ветра (благодаря низкой C_L) Максимальный объем крыла для фиксированной площади	Неэффективно из-за высокого индуктивного сопротивления. Мелкий α требует значительных изменений угла атаки в зависимости от скорости полета. Низкий C_L макс (высокая скорость сваливания). Низкий L/D макс. Ужасные свойства на низкой скорости.
5–7	Хорошая реакция на крен. Относительно высокая скорость флаттера. Ограниченнное отрицательное рыскание. Разумная устойчивость к порывам ветра.	Неэффективны или малоэффективны для дальних полетов. Относительно высокое индуктивное сопротивление.
7–12	Хороший баланс между низким индуцированным сопротивлением и реакцией на крены. Хорошие характеристики планирования для самолетов с двигателем.	Некоторое неблагоприятное рыскание может быть замечено по направлению к более высокой точке AR. От умеренной до предельной способности проникновения порывов ветра (крупный C_L). <small>a</small>
20+	Низкое индуцированное сопротивление. Отличные характеристики скольжения (высокая L/D макс). Отвесный C_L (большое изменение подъемной силы при небольших изменениях α). Высокий C_L макс.	Высокий вес конструкции. Низкая скорость флаттера. Высокое демпфирование крена. Сильное неблагоприятное рыскание. Отвесный C_L приводит к более высоким порывистым нагрузкам. Большая гибкость крыла. Минимальный объем крыла для фиксированной площади крыла.

ТАБЛИЦА 9-4 Типичные значения AR для различных классов самолетов.

Тип транспортного средства или компонента транспортного средства	Договариваться
Ракеты	0,5–1
Военные истребители	2,5–4,0
Самолеты авиации общего назначения	6–11
Пилотажные самолеты	5–6
Двухмоторные пригородные поезда	10–14
Коммерческие реактивные самолеты	7–10
Планеры	10–51

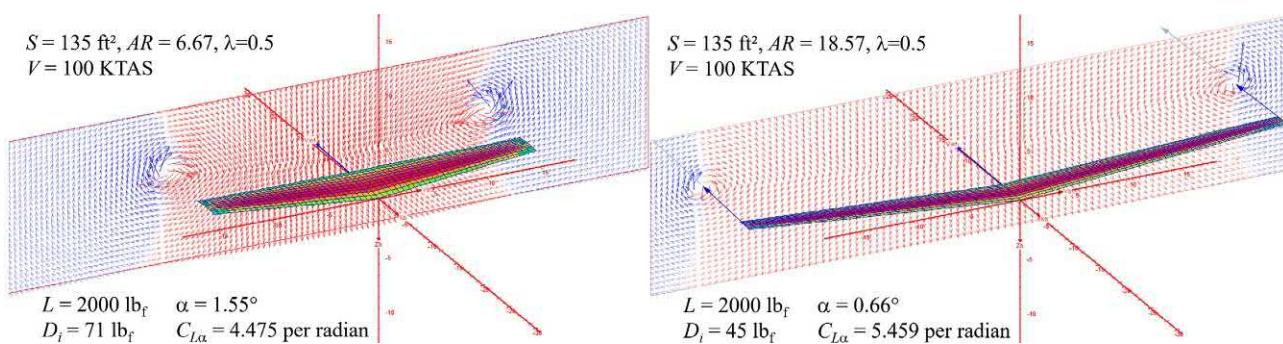


РИСУНОК 9-13 Разница между низким AR (слева) и высоким AR (справа) проиллюстрирована. Оба крыла имеют одинаковую площадь и каждое генерирует 2000 фунтов подъемной силы при 100 KTAS.

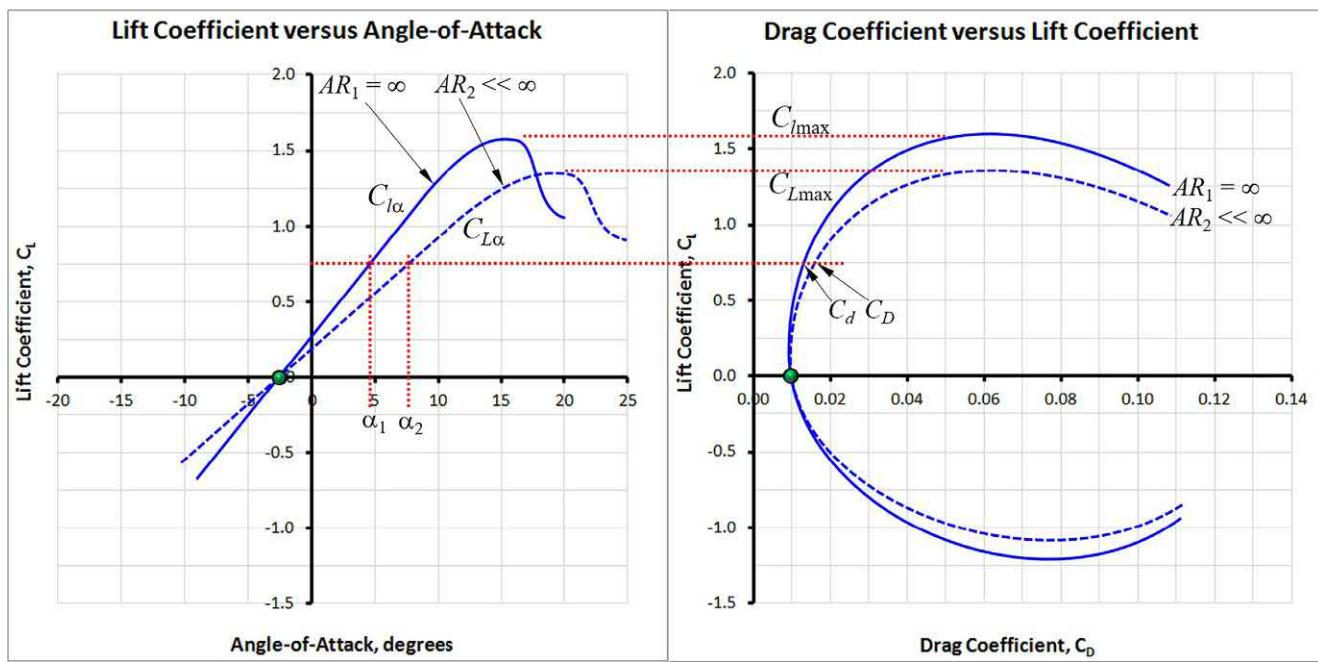


РИСУНОК 9-14 Влияние соотношения сторон на трехмерную кривую подъемной силы и поляру сопротивления.

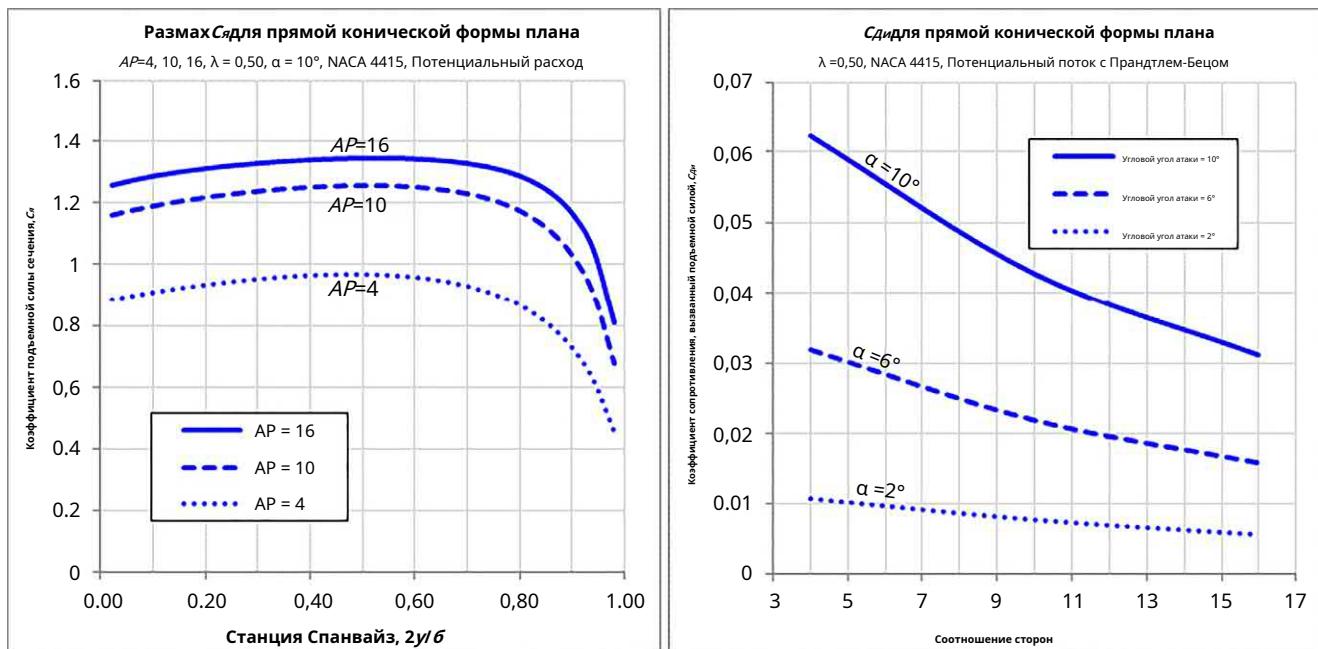


РИСУНОК 9-15 На левых графиках показано распределение коэффициентов подъемной силы сечения по размаху для трех различных АР, а на правом — влияние АР на коэффициент сопротивления, вызванный подъемной силой.

Рисунок 9-14 показывает, как АР влияет на подъемную кривую крыла и полярность сопротивления. Рассмотрим аэродинамический профиль (для которого АР рассматривается как ∞) и используется в 3-мерном крыле (чье АР намного меньше). Так как АР уменьшается, так же как и наклон кривой подъема (обозначается как $C_{L\alpha}$ для аэродинамического профиля и $C_{L\alpha}$ для крыла)

и максимальный коэффициент подъемной силы (обозначается $C_{L\max}$ для воздухофольга и $C_{L\max}$ для крыла). Если аэродинамический профиль создает определенный C_L в α_1 , крыло потребует более высокого АОА, α_2 , генерировать

Слединаковой величины. Коэффициент сопротивления для аэродинамического профиля, C_d , увеличивается до C_d для крыла. Это вызвано сопротивлением крыла, вызванным подъемной силой, и дополнительным сопротивлением давления из-за обширного роста области отрыва потока.

Влияние АР далее иллюстрируется с использованием теории потенциального потока в Рисунок 9-15. На левом графике показано распределение коэффициентов подъемной силы сечения по размаху (C_L) при АОА 10° для трех крыльев, каждое с одинаковым коэффициентом конусности

(λ/40,5).загрузка наконечника (изСл), что является результатом λ (и будет обсуждаться далее), очевидно. Высокий AR из 16 генерирует самый высокий Сл при данном АOA. Этого следовало ожидать, так как его Слявляется самым высоким. Помимо величины Сл, AR не оказывает большого влияния на форму распределения.

Правый график в Рисунок 9-15 показывает, как AR влияет на сопротивление, вызванное подъемной силой (Сд). Это проиллюстрировано для трех АOA; 2°, 6°, и 10°. График показывает существенное снижение Сд большим размером AR. Хотя низкий AR поверхность менее эффективна с точки зрения аэродинамики, она лучше подходит в качестве управляющей поверхности для конфигураций хвост-корпуса (т. е. как горизонтальное и вертикальное оперение), поскольку увеличивает АOA сваливания. Это вносит определенный уровень безопасности, требуя очень высокого АOA или АОY до того, как стабилизирующие моменты начнут падать.

Конечно, главный вопрос: как лучше всего выбрать подходящую AR для нового самолета? Короткий ответ: провести оптимизацию, представленную в Раздел 3.4.5, Оптимизация размеров крыла на примере. Однако есть ситуации, когда методы с низкой точностью достаточны. Они варьируются от «угадывания» подходящего AR на основе класса самолета, для его оценки с использованием некоторых из следующих методов.

(2) Определение AR на основе желаемой дальности или выносливости

Подходящий AR можно оценить на основе (1) желаемой дальности полета (Р) или (2) желаемая выносливость (Е). Метод оценивает эффективное соотношение сторон, AR_e. Являются, а не геометрическая AR. Термин это эффективность пролета Освальда. САР_e определено, конструктор должен гарантировать, что геометрия формы плана достигает этого значения. Кроме того, если самолет имеет стреловидную форму плана, AR_e Пределы уравнения(9-139) следует также учитывать.

Для этого метода необходимо предварительно задать несколько параметров, предположил: С_d_{мин}, ожидаемые начальный и конечный крейсерский вес, В_t_{ини} и В_t_{плавник}, соответственно, ожидаемая крейсерская скорость (В_c) и средний коэффициент подъемной силы крейсерского полета (С_l) что соответствует среднему значению В_t_{ини} и В_t_{плавник}. Предполагая упрощенную модель сопротивления (см. Глава 16), мы извлекаем AR_e на основе диапазона с использованием Уравнение (21.37) или выносливость с использованием Уравнение (21.63). Следующее уравнение используется для ограничений как дальности, так и выносливости:

$$AR_e \frac{C_{d_c}}{\pi \delta A C_d} = \frac{1}{\min} \quad (9-37)$$

Где для диапазона определяется по формуле:

$$\begin{aligned} & \frac{8}{\lambda} \frac{B_{KTAC} C_{Lc}}{P C_{FK}} \frac{VnB}{W_{plavnik}} = \frac{B_{tini}}{W_{plavnik}} \quad \text{Самолеты} \\ & A \frac{1}{4} \frac{325:9 \eta_p C_{Lc}}{C_{FK_{Lc}} P} \frac{VnB_{tini}}{W_{plavnik}} = \frac{W_{plavnik}}{Vt_{plavnik}} \quad \text{Пропеллеры} \end{aligned} \quad (9-38)$$

И для выносливости определяется по формуле:

$$\begin{aligned} & \frac{8}{\lambda} \frac{1}{C_{d_c}} \frac{VnB_{tini}}{W_{plavnik}} = \frac{W_{plavnik}}{Vt_{plavnik}} \quad \text{Джет} \\ & A \frac{1}{4} \frac{325:9 \eta_p C_{Lc}}{C_{FK_{Lc}} B_{KTAC}} \frac{VnB_{tini}}{W_{plavnik}} = \frac{W_{plavnik}}{Vt_{plavnik}} \quad \text{Пропеллеры} \end{aligned} \quad (9-39)$$

И

С_l₄ Коэффициент подъемной силы в крейсерском

режиме Р₄ Диапазон в нм

Э₄ Выносливость в ч.

В_c KTAS Средняя крейсерская скорость в KTAS СФК₄

Удельный расход топлива в л/ч СФК_{Lc} Удельный расход топлива в фунтах/(ч л.с.) η_p Эффективность винта в крейсерском режиме.

Знаменатель в уравнении(9-37) приводит к сингулярности, когда С_d 1/4 Аи возвращают отрицательные значения, если С_d > A. Можно вывести ограничения для значения В_s или С_l. Например, для диапазона следующие ограничения применяют:

$$\begin{aligned} & B_{c_{KTAC}} > \frac{P C_{FK} C_{d_{min}}}{C_{Lc} VnB_{tini} - W_{plavnik}} \quad \text{Самолеты} \\ & C_{Lc} > \frac{P C_{FK} \frac{1}{4} C_{d_{min}}}{325:9 \eta_p VnB_{tini} - W_{plavnik}} \quad \text{Пропеллеры} \end{aligned} \quad (9-40)$$

Аналогичные ограничения можно вывести и для выносливости, они показаны ниже.

$$\begin{aligned} & C_{Lc} > \frac{E SFC C_{d_{min}}}{VnB_{tini} - W_{plavnik}} \quad \text{Самолеты} \\ & B_{c_{KTAC}} < \frac{325:9 \eta_p C_{Lc} VnB_{tini} - W_{plavnik}}{C_{d_{min}} C_{FK} E} \quad \text{Пропеллеры} \end{aligned} \quad (9-41)$$

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(9-37)

Принимая упрощенную модель сопротивления для реактивного самолета,

Уравнение (21.37) может быть решена для С_d следующее:

$$\begin{aligned} & P \frac{1}{4} \frac{B_{c_{KTAC}} C_{Lc}}{C_{FK} C_{d_c}} \frac{VnB}{W_{plavnik}} = \frac{B_{tini}}{W_{plavnik}}, \\ & C_{d} \frac{1}{4} C_{d_{min}} + \frac{C_{d_c}}{\pi A P_e} \frac{1}{4} \frac{B_{c_{KTAC}} C_{Lc}}{P C_{FK}} \frac{VnB_{tini}}{W_{plavnik}} = \frac{B_{tini}}{W_{plavnik}} \quad \text{для} \quad \text{Р} \end{aligned}$$

Для винтовых самолетов это будет выглядеть так:

$$\begin{aligned} & P \frac{1}{4} \frac{325:9 \eta_p C_{Lc}}{C_{FK} C_{d_c}} \frac{VnB_{tini}}{W_{plavnik}} = \frac{B_{tini}}{W_{plavnik}}, \\ & C_{d} \frac{1}{4} C_{d_{min}} + \frac{C_{d_c}}{\pi A P_e} \frac{1}{4} \frac{325:9 \eta_p C_{Lc} VnB_{tini}}{C_{FK} P} = \frac{B_{tini}}{W_{plavnik}} \quad \text{для} \quad \text{Р} \end{aligned}$$

Решение для AR_e для каждого выражения приводит к уравнениям(9-37) и (9-38).

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(9-39)

Принимая упрощенную модель сопротивления для реактивного самолета, Уравнение (21-63) может быть решена для следующее:

$$\begin{aligned} \frac{1}{4} \frac{C_d}{SFC} \frac{l}{\rho A P_e} W_{\text{внешний плавник}} &= , \\ C_d \frac{1}{4} C_{d_{\min}} + \frac{C_L}{\pi A P_e} \frac{1}{4} \frac{C_L}{SFC} W_{\text{внешний плавник}} &= \text{для } \end{aligned}$$

Для винтовых самолетов это будет выглядеть так:

$$\begin{aligned} \frac{1}{4} \frac{325:9 \eta_p}{SFC_{\text{л.с. ВСКТАС}}} \frac{C_L}{C_d} W_{\text{внешний плавник}} &= , \\ C_d \frac{1}{4} C_{d_{\min}} + \frac{C_L}{\pi A P_e} \frac{1}{4} \frac{325:9 \eta_p}{SFC_{\text{л.с. ВСКТАС}}} \frac{C_L}{\pi} W_{\text{внешний плавник}} &= \text{для } \end{aligned}$$

Решение для $A P_e$ для каждого выражения приводит к уравнениям (9-37) и (9-39).

ВЫВОД УРАВНЕНИЙ(9-40) И (9-41)

Все четыре уравнения (9-40) и (9-41) выводятся аналогичным образом, утверждая, что знаменатель уравнения (9-37) требует $A C_d > 0$. В противном случае, $A P_e$ будет отрицательным или ∞ . Здесь только второе уравнение уравнения (9-41) будут получены.

$$A C_d > 0,$$

$$\frac{325:9 \eta_p}{SFC_{\text{л.с. ВСКТАС}}} \frac{C_L}{\pi} W_{\text{внешний плавник}} - C_d > 0$$

$$) \quad B_{\text{СКТАС}} < \frac{325:9 \eta_p C_L W_{\text{внешний плавник}}}{C_{d_{\min}} SFC_{\text{л.с. ВСКТАС}}}$$

ПРИМЕР 9-4

Руководство по эксплуатации пилота Cirrus SR22 (РОН)

[3] показывает дальность полета 899 морских миль при мощности 65% на высоте 10 000 футов. Он утверждает, что крейсерская скорость при этих условиях составляет 174 KTAS, а расход топлива — 15,4 галлона/ч. Таким образом $SFC = 15,4 \text{ галлона/ч} / (6 \text{ фунтов/фут}^2 \cdot 0,65 \cdot 310 \text{ л.с.}) = 0,4586 \text{ фунта/фут}^2 \cdot \text{ч}$. Оценить уравнение (9-37) предположим гипотетическую конструкцию самолета класса SR22, который «случайно» разделяет несколько параметров. Этот гипотетический самолет рассчитан на дальность 900 миль точно в тех же условиях. Оценить $A P_e$ для этого самолета с использованием уравнения (9-37) и сравните с SR22. Предположим, что вес в начале крейсерского полета составляет 3379 фунтов и 2910 фунтов в конце крейсерского полета. Предположим, что площадь крыла составляет 145 футов и $C_d = 0,02541$ (по примеру 16-24).

РЕШЕНИЕ:

Средний вес во время крейзи:

$$\frac{W_{\text{внешний плавник}} + W_{\text{плотини}}}{2} = \frac{3379 + 2910}{2} = 3145 \text{ фунтов}$$

Плотность на высоте 10 000 футов:

$$\rho = 0,002378(1 - 0,0000068756) = 0,001756 \text{ слагов/фут}^3$$

Скорость полета составляет 174, $1.688/293,7 \text{ фута/с}$, поэтому подъемная сила коэффициент на крейсерском режиме равен:

$$C_L = \frac{23145}{\rho V^2 C} = \frac{23145}{0,001756 \cdot 174^2} = 0,2864$$

Далее, давайте вычислим константу А:

$$A = \frac{325:9 \eta_p C_L W_{\text{внешний плавник}}}{SFC_{\text{л.с. ВСКТАС}}}$$

$$\frac{1}{4} \frac{325:9 \cdot 0:85 \cdot 0:2864}{0:4586} = \frac{900}{900} = 1$$

Таким образом, $A P_e$ является

$$A P_e = \frac{C_2}{\pi} \frac{1}{B_{AC_{d_{\min}}}} = \frac{1}{0:2864 \cdot 174} = \frac{1}{0:2872 - 0:02541} = 1/47:893$$

Обратите внимание, что $A P_e = 10$ для SR22. Ответ подразумевает требуемую эффективность Освальда 0,7893. Это выгодно отличается от уравнения (9-12), следующее:

$$e = 1/4:78 \cdot 1 - 0:045 = 10:68 - 0:64 = 10:045$$

Также обратите внимание, что $C_L = 0,2533$. Это сопоставимо с фактическим $C_L = 0,2864$.

(3) Оценка AR на основе минимального крейсерского сопротивления

The AR также можно извлечь с помощью коврового графика общего сопротивления (C_d) и расчетный коэффициент подъемной силы (C_L) (например, см. уравнение 9.61). Это упрощенная версия оптимизации Раздел 3.4.5. Оптимизация размеров крыла на примере. Предполагая постоянную площадь крыла (в зависимости от скорости сваливания), C_d для самолета оценивается в диапазоне AR. Оценка требует некоторой сложности с использованием методов Глава 16. Анализ сопротивления самолета. Он оценивает основные и конечные аккорды как функцию AR, проводит анализ трения обшивки крыла для оценки минимального сопротивления (C_d). C_d рассчитывается как $C_{d_{\min}} + C_{dwng}$, где $C_{d_{\min}}$ является сопротивление всего, кроме крыла и C_{dwng} сопротивление крыла, включая факторы формы и интерференции. C_{dwng} является функцией AR. Коэффициент сопротивления, вызванный подъемной силой (C_d) также рассчитывается с использованием соответствующей модели эффективности диапазона Освальда. Затем, $C_d = C_{d_{\min}} + C_{dwng}$ является против AR для ряда C_L , как показано на Рисунке 9-16. График показывает местоположение оптимального AR выбрать. Верхняя и нижняя границы — это просто оптимум AR выбрать 2. Рисунок 9-16 показывает, что любой AR между двумя пределами

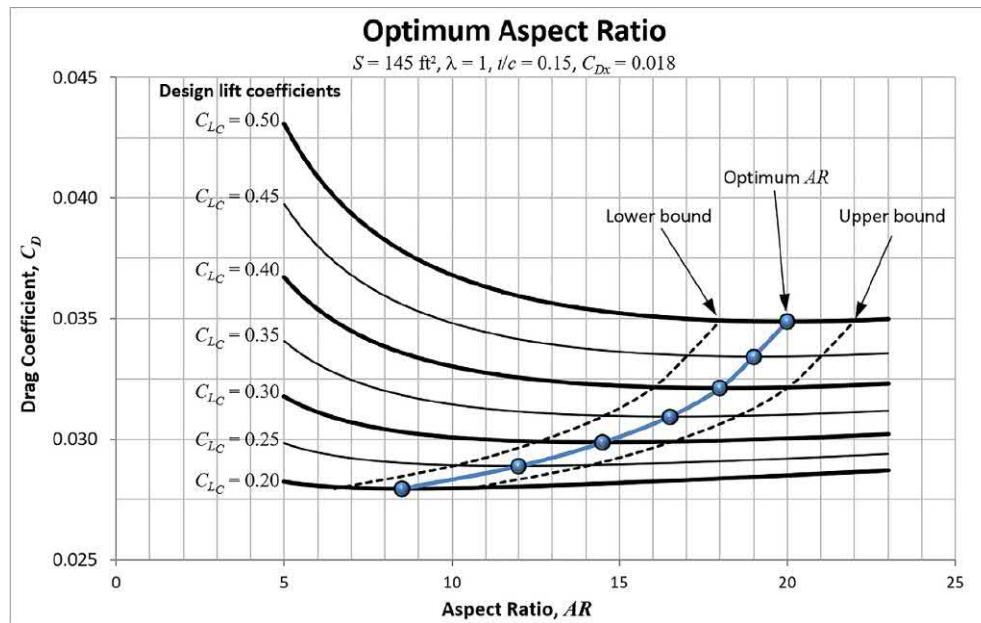


РИСУНОК 9-16 Влияние удлинения на коэффициент лобового сопротивления гипотетического самолета.

дает наименьшее значение общего коэффициента сопротивления. Это дает проектировщику возможность учитывать другие проблемы, такие как вес конструкции. Обратите внимание, что простота этого подхода игнорирует множество других проблем, таких как коэффициент конусности, внутренний объем крыла, глубина конструкции, вес крыла и другие.

(4) Оценка AR для самолетов класса планер

Правдоподобный AR для планеров с двигателем и без двигателя можно установить с использованием исторических данных в Рисунок 9-17, собрано из Ref.[6]. Максимальное аэродинамическое качество (LD_{\max}) представлены для полного

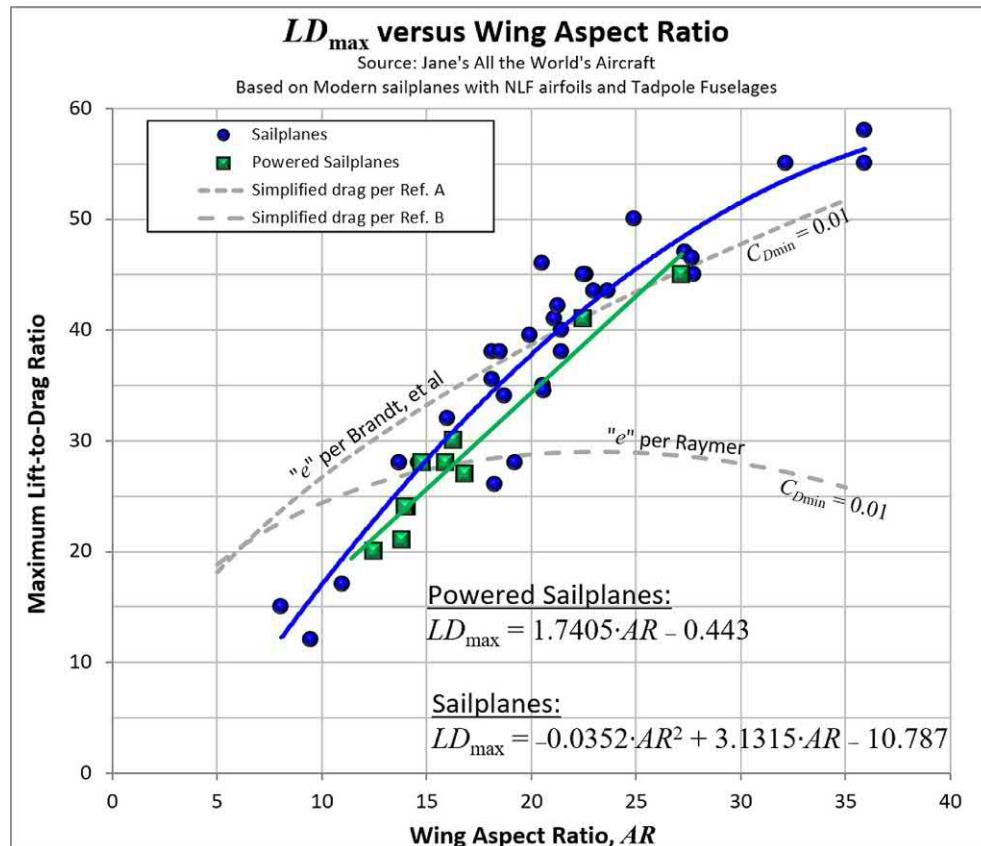


РИСУНОК 9-17 LD_{\max} как функция AR для современных планеров и мотопланеров. Ссылка A[4]. Ссылка B есть[5].

самолет и раскрывает сложность современного планера. График показывает тенденции как для обычных, так и для моторизованных планеров и представляет сопутствующие подгонки кривых наименьших квадратов. Эти оценки не заменяют анализы, такие как анализ Ref.[7], но предоставьте первоначальные оценки, основанные на исторических планерах (при условии $AR < 36$).

Также нанесены теоретические прогнозы λD_{\max} используя упрощенную модель сопротивления (видеть Глава 16, Самолеты Анализ сопротивления) и предполагая, что $C_d \text{мин} = 0,01$ (типично для (многие планеры). Эта модель часто является первым выбором начинающих конструкторов самолетов, но она неточна для планеров, поскольку не моделирует ни NLF, ни смещенное положение C_d . Теоретическая λD_{\max} был рассчитан с использованием Уравнение (20-33), где эффективность пролета Освальда рассчитывалась по уравнениям (9-131) и (9-129). (Ни одно из уравнений не предназначено для высоких AR (крылья.) График наглядно демонстрирует ограничение упрощенной модели сопротивления.

пф ...

$$\text{Планеры: } AR=44:482-1672:2-28:41 \lambda D_{\max} \quad (9-42)$$

$$\text{Планеры с двигателем: } AR = \frac{\lambda D_{\max} + 0.443}{1:7405} \quad (9-43)$$

Обратите внимание, что рассчитанный AR не гарантирует желаемого λD_{\max} будет достигнуто. Скорее, это указывает на то, что исторически планеры с таким AR достигли указанного λD_{\max} . Для достижения этого требуется уделять особое внимание любому источнику сопротивления самолета.

9.3.2 Коэффициент конусности крыла, TR или λ

Теккоэффициент конусности воряя из трех основных геометрических характеристик крыла. Рисунок 9-18 иллюстрирует его глубокое влияние на распределение подъемной силы по размаху крыла. Левый график показывает это в терминах коэффициентов подъемной силы сечения (C_l), в то время как справа это показано с точки зрения подъемной силы единицы на единицу пролета. λ также влияет на это обсуждается в Раздел 9.4, Выбор формы плана.

Влияние λ на распределение по размаху C_l (левый график) очень отчетлив. Нагрузка на концевую часть, возникающая из-за низкого коэффициента конусности, заметна. Однако на нее также влияет угол стреловидности передней кромки (будет рассмотрен далее). Передняя стреловидность уменьшает нагрузку на концевую часть, в то время как задняя стреловидность усиливает ее. Подъемные поверхности на графиках имеют линию четверти хорды, нормальную к плоскости симметрии. Нагрузка на концевую часть возникает из-за распространения восходящего потока по размаху перед передней кромкой. Это увеличивает эффективный AOA от корня до кончика и, таким образом, C_l . Эффект очень вреден для поведения сваливания, но полезен для изгибающихся нагрузок (меньший вес крыла). Выбор λ должен учитывать их в дополнение к таким вопросам, как стоимость производства. Существует золотая середина между $\lambda \approx 0,3$ и $\lambda \approx 1$ для вашего самолета. Избегайте $\lambda < 0,3$. Таблица 9-5 дает общие практические правила относительно влияния λ на выбранные аэродинамические свойства.

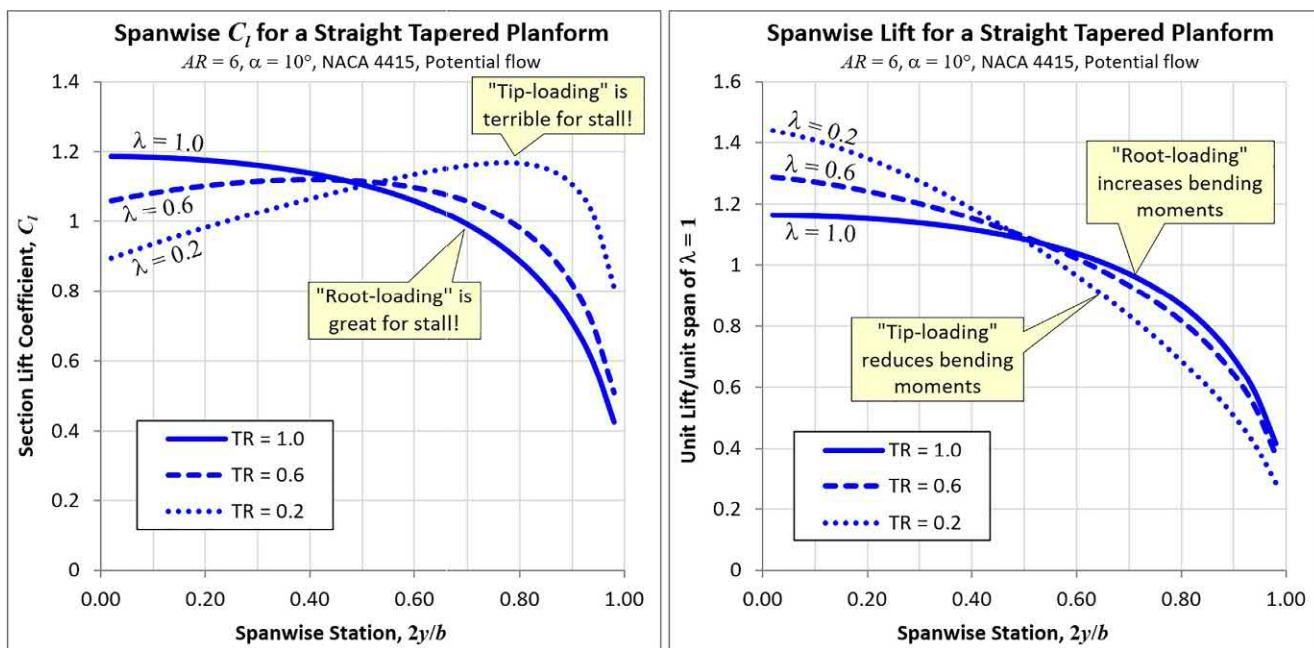


РИСУНОК 9-18 Влияние λ на распределение коэффициентов подъемной силы сечения по размаху (слева) и подъемной силы (справа).

¹Единичный подъем, потому что он делится на среднюю нагрузку на единицу пролета. Таким образом, площадь под графиками равна 1.

ТАБЛИЦА 9-5 Типичное влияние коэффициента конусности на аэродинамические свойства крыла.

Коэффициент конусности, λ	Плюсы	Минусы
0.3	Индуктивное сопротивление близко к сопротивлению эллиптического крыла в плане, но гораздо проще в изготовлении.	Плохие характеристики срыва. Форма плана с загрузкой кончика требует большого вымывания для задержки срыва кончика. Считайте это минимальным значением полезной λ .
0,5	Хороший баланс между низким индуктивным сопротивлением и хорошими характеристиками сваливания	Срыв начинается в середине пролета и распространяется на кончик и корень. Обычно требует умеренного вымывания.
1.0	Хорошая прогрессия срыва. Обычно промывка не требуется. Простота изготовления.	Высокое индуктивное сопротивление, более высокие изгибающие моменты.

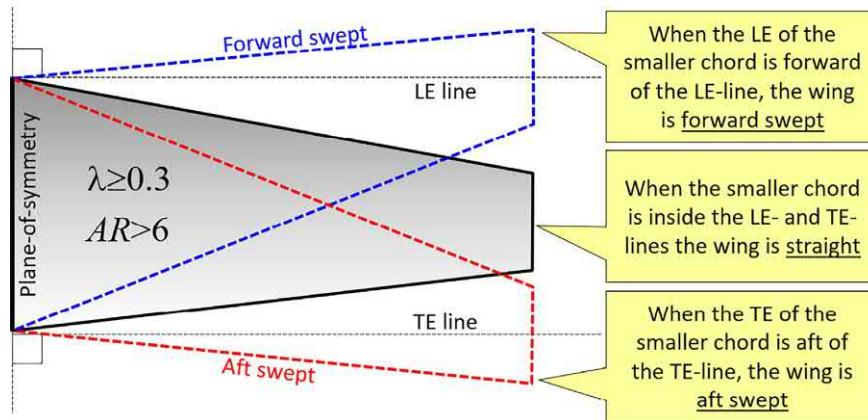


РИСУНОК 9-19 Определение прямолинейно-сужающейся формы крыла в плане.

9.3.3 Угол стреловидности крыла, Λ

The угол стреловидности является последним из трех основных геометрических свойств крыла. Есть две причины, чтобы сделать крыло стреловидным: (1) исправить проблему ЦТ или (2) высокоскоростной полет ($M>0,65$). Давайте рассмотрим их в этом порядке. Сначала скажем, что при отсутствии обоснований (1) и (2) следует избегать стреловидности крыла любой ценой. Она делает крыло менее эффективным с точки зрения аэродинамики, ухудшает характеристики сваливания, вызывает серьезные аэроупругие проблемы и требует конструктивно неэффективного прерывистого лонжерона. В дополнение к следующему обсуждению также рассмотрим [Раздел 9.4.7](#), Стреловидные формы плана.

Сначала давайте определим, что представляет собой прямое или стреловидное крыло в этой книге. Рассмотрим коническую форму плана в [Рисунок 9-19](#). Если меньшая хорда находится между линиями LE и TE большой хорды, она называется прямой в этой книге. Крылья, для которых $\lambda \geq 0,3$ и $AR > 6$ будет иметь $\Lambda \leq 10^\circ$ и $\Lambda_{c/j} \leq 5^\circ$. Это уточненное определение из первого издания, которое охватывает большинство самолетов общей авиации, включая Zlins и Mooneys.

Если какая-либо часть LE или TE пересекает линии LE или TE, это считается либо передней или кормовой частью стреловидной.

Хотя стреловидность крыла появилась в 1930-х годах, ей предшествовали работы более ранних ученых. Майер [8] Эта история восходит к Исааку Ньютона (1643–1727), Пьеру Симону Маркизу де Лапласу (1749–1827), Эрнсту Маху (1838–1916) и Адольфу Буземану (1901–86), и это лишь некоторые из них. Буземан

приписывают изобретение конфигурации крыла. Он принадлежал к группе известных немецких ученых во главе с Людвигом Прандтлем (1875–1953). Наиболее известны Теодор фон Карман (1881–1963), Макс М. Мунк (1890–1986) и Якоб Акерет (1898–1981) [9]. Работа Буземана была впервые опубликована на пятой конференции Вольта в Риме в 1935 году. [10] Это была ежегодная конференция физики, математики, истории и философии, названная в честь Александра Вольта (1745–1827). В Соединенных Штатах Роберт Т. Джонс (1910–1999) испытал стреловидные крылья в конце 1944 года. Это была первая подобная работа, опубликованная в Соединенных Штатах [11]. В нем Джонс ссылается на исследование Буземана 1935 года как на одну из своих ссылок.

(1) Развертка, связанная с проблемами CG

[Рисунок 9-20](#) показывает секретхвост-кормаконфигурации самолета: для полета расположите ЦТ близко к четверти хорды смгц. Это справедливо для всех трех стилей стреловидности крыла. Это обычно предпочтительно и для первого полета. Единственная хитрость заключается в том, чтобы правильно определить смгц — и затем разместить балансировочную поверхность (НТ) соответствующего размера позади крыла. В любом случае, если вы обнаружите, что ваш самолет имеет ЦТ далеко от этого места, у вас есть три решения в вашем распоряжении: (1) Добавить балласт, чтобы переместить ЦТ в смгц четверть хорды. Это решение сокращает полезную нагрузку и, таким образом, осуществимо только при небольшом весе балласта. (2) Переместить все крыло вперед или назад по мере необходимости

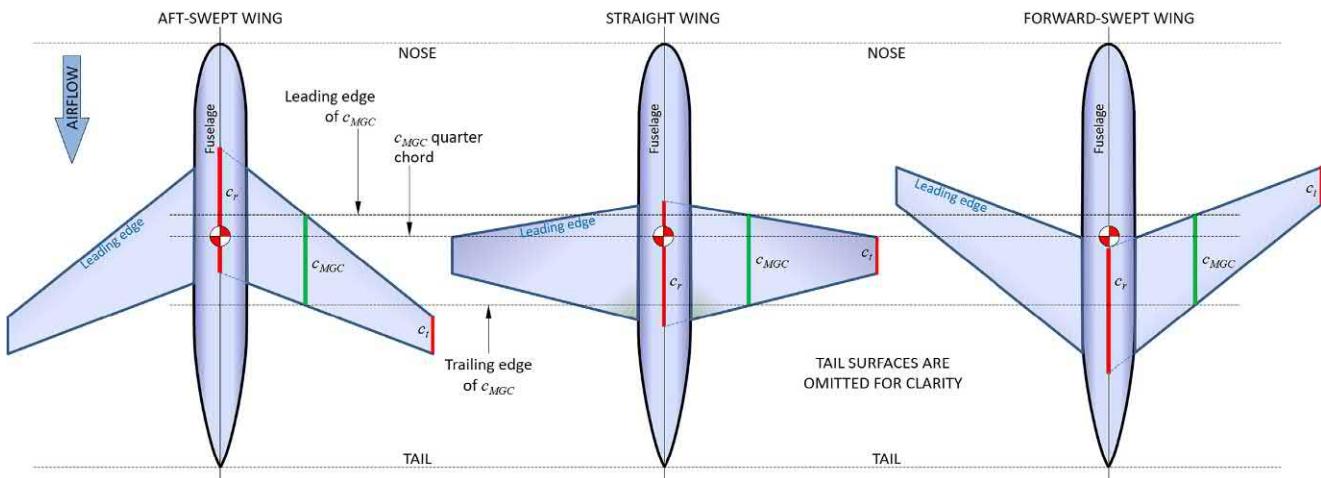


РИСУНОК 9-20 Где расположить ЦТ для различных стреловидностей крыла.

тот же эффект. Будет небольшое смещение ЦТ, но это часть перемещения крыла. (3) Стреловидность крыла вперед или назад для того же эффекта. Последние два должны быть выполнены до того, как будут построены соответствующие прототипы. Последнее объясняет заднюю стреловидность крыльев почтенного Douglas DC-3 Dakota (С-47) [12] и Messerschmidt Me-262 [13]. Шведский самолет SAAB MFI-15 Safari оснащен крылом обратной стреловидности, установленным на плечевой части, по той же причине.

(2) Размах, связанный с высокоскоростным полетом

Высокоскоростной полет является наиболее распространенной причиной использования стреловидности крыла. Стреловидность увеличивает критическое число Маха, $M_{крит}$, задерживая начало расхождение сопротивления, где сопротивление резко возрастает на высоких дозвуковых скоростях полета. Такая скорость полета называется числом Маха сопротивления-дивергенции, обозначается как $M_{дд}$ ($M_{дд}$ для аэродинамических профилей). Сопутствующее сопротивление называется волновое сопротивление и лечится в Главе 16. Анализ сопротивления самолета. Эти концепции были введены в Раздел 8.3.8. Эффект сжимаемости. Рисунки 16-37 и 16-38 проиллюстрировать влияние стреловидности на дивергенцию сопротивления.

(3) Влияние выметания на C_L_{max}

Максимальный коэффициент подъемной силы уменьшается с увеличением угла стреловидности крыла. Это обсуждается в Раздел 9.5.5. Максимальный коэффициент подъемной силы.

(4) Влияние стреловидности на аэродинамические характеристики

(1) Кормовая стреловидность увеличивает двугранный эффект, который уменьшает демпфирование и усиливает тенденцию к крену в голландском крене. Кроме того, это очень вредно для характеристик сваливания. Это показано на левом крыле в Рисунке 16-38: По мере увеличения АОА формируется сильный поток по размаху крыла к его кончику, что приводит к срыву потока на кончике крыла раньше, чем на остальной части крыла. Причины подробно описаны в Разделе 9.6.4. Причина возникновения потока по размаху крыла с обратной стреловидностью в плане 9.6.5, Граница сваливания по тангажу для крыла со стреловидной формой в плане.

Это вызывает два серьезных сценария: (а) По мере увеличения АОА, уменьшение создания подъемной силы в области кончика смещает центр подъемной силы крыла вперед, что приводит к сильному моменту тангажа носа. Тангаж также зависит от конфигурации хвоста. (б) Это также снижает авторитет крена, так что даже скромное сочетание рыскания и крена может привести к неконтролируемому падению самолета на одно крыло при сваливании. Если это происходит вблизи земли, результаты катастрофичны. Обратите внимание, что современные стреловидные самолеты используют комбинацию защиты оболочки и предкрылоков передней кромки, чтобы заставить такие крылья подчиниться.

(2) Вперед размах уменьшает двугранный эффект и уменьшает тенденцию к крену в Dutch Roll. Он улучшает характеристики сваливания благодаря распределению коэффициентов подъемной силы сечения, напоминающему такое у крыла Hershey-bar — его сваливание прогрессирует от корня. Однако он подвержен пагубной аэроупругой деформации, описанной ниже.

(5) Влияние вытягивания на структурные нагрузки

Стреловидность имеет два важных эффекта на структурные нагрузки крыла:

(1) Задняя стреловидность увеличивает кручение крыла, поскольку подъемная сила генерация находится за корневым профилем. Это увеличение является значительным и должно учитываться при структурном анализе. Рисунок 9-21 иллюстрирует разницу между крылом с прямой и задней стреловидностью. Он показывает, как концевые аэродинамические профили крыла с задней стреловидностью деформируются, чтобы уменьшить угол падения (AOI). Это усугубляется, когда элероны отклоняются, вызывая аэроупругий эффект, называемый крен-реверс. При достаточно быстром полете левый крен элерона приводит к правому крену (и наоборот).

(2) Вперед размах уменьшает кручение крыла по мере создания подъемной силы, которая находится впереди корневого профиля до точки, после которой результирующее кручение расходится: Это увеличивает AOI внешнего крыла, что увеличивает его подъемную силу, что еще больше увеличивает AOI. Коротко говоря, крыло должно быть очень жестким структурно, чтобы предотвратить это аэроупругий

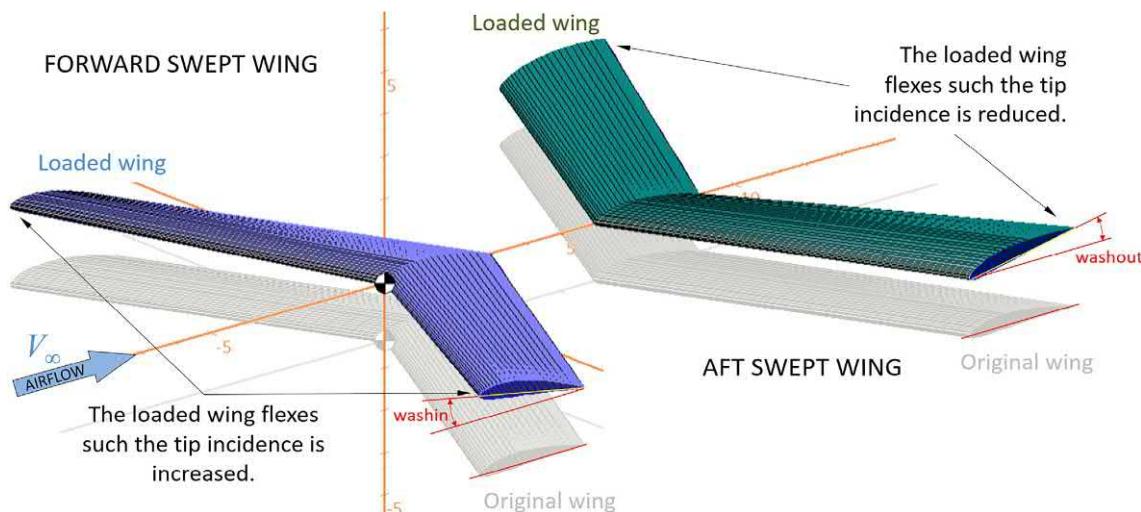


РИСУНОК 9-21 Аэроупругие последствия стреловидности крыла.

расхождение. Это проиллюстрировано на Рисунок 9-21, на котором показаны кончики, отклоненные LE вверх по сравнению с исходной конфигурацией.

9.3.4 Диэдр и Анэдр, Г

Трехугранный (или ксеноморфный) это угол, который крыло образует по отношению к плоскости земли (х-у самолет) при взгляде на самолет спереди (или сзади). Двугранный означает, что законцовка крыла выше (над землей), чем основание крыла. Обратное справедливо для ксеноморфного (см. Рисунок 4-10). Двугранный угол наклоняет подъемную силу (внутрь) и изменяет АOA крыла. Таким образом, крыло с двугранным углом (Γ), работающее при АOA, заданном α , подвергается уменьшенному АOA (α_n), на множитель $\cos \Gamma$. Например, если $\Gamma \approx 40^\circ$, тогда $\alpha_n \approx \alpha$. Если $\Gamma \approx 90^\circ$, тогда $\alpha_n \approx 0^\circ$, независимо от α . Поэтому можно записать:

$$\alpha_n = \alpha \cos \Gamma \quad (9-44)$$

Подъемная сила, создаваемая в плоскости симметрии, является произведением подъемной силы, нормальной к поверхности крыла (L_n) и $\cos \Gamma$.

$$L_n = L \cos \Gamma \quad (9-45)$$

Следует записать как $L_n = q_S C_L n \cos \Gamma$, подъемная сила в плоскости симметрии определяется по формуле:

$$L_n = q_S C_L n \cos^2 \Gamma \quad (9-46)$$

Где C_L — наклон подъемной кривой крыла для $\Gamma \approx 40^\circ$. Этот результат был подтвержден экспериментально [14]. Более того, см. обсуждение V-образных хвостов в Раздел 11.3.4, V-образный хвост или хвост бабочки. Двугранный угол для типичного самолета составляет от $4^\circ < \Gamma < 7^\circ$ (для которого термин $\cos^2 \Gamma$ составляет 0,995–0,985), поэтому его можно не учитывать при оценке некоторых производных устойчивости. Влияние низкого двугранного угла на типичное крыло незначительно, как можно увидеть в Рисунок 9-22. Помимо двугранного крыла, другие участники двугранного эффекта

включают расположение крыла выше или ниже центра тяжести, стреловидность крыла и двугранный угол горизонтального оперения (см. также Раздел 4.2.3, Крыло двугранное). Значения для нескольких классов самолетов приведены в Таблица 9-6.

9.3.5 Крутящий момент крыла — смыв и размыв, ϕ

Крылья самолетов часто искривлены по размаху, например угол падения (AOI) концевого аэродинамического профиля отличается от корневого аэродинамического профиля. Вымывание относится к AOI кончика, который меньше, чем у корня (см. Рисунок 9-24) и стирка есть обратное верно. В этом контексте крыло обратной стреловидности в Рисунок 9-21 иллюстрирует (превеличенный) washin, в то время как заднее стреловидное крыло иллюстрирует washout. Washin не используется, кроме описания аэроупругих эффектов, таких как показано на Рисунок 9-21. В этом разделе рассматривается преднамеренное скручивание крыла, которое обычно преследует двоякую цель: улучшение сваливания или изменение распределения подъемной силы.

(1) Закручивание крыла для улучшения сваливания

Если конец крыла сваливается раньше или одновременно с корнем, происходит резкий крен и потеря управления. Это опасное состояние, которое может привести к штопору. Тенденция к крену такого рода способствует фатальным авариям, если она происходит на малых высотах [15]. Типичный сценарий включает пилота, выполняющего крутой крен для конечного этапа на малой высоте и скорости полета. За этим следует внезапный крен, когда нижнее крыло сваливается (см. Рисунок 11-11). Хотя такие аварии обычно классифицируются как ошибка пилота, конструктор самолета может сделать следующее, чтобы помочь: (1) Выбрать аэродинамический профиль класса A с высокой подъемной силой (по Рисунок 8-72) как концевой аэродинамический профиль, (2), при необходимости, иметь 1–4° вымывание или (3) рассмотреть возможность удлинения передней кромки согласно ссылке [16]. Рисунок 9-22 показывает, что скручивание оказывает большое влияние на распределение коэффициентов подъемной силы сечения (C_L). Он иллюстрирует, как происходит вымывание начального сваливания внутри.

ТАБЛИЦА 9-6 Различные свойства компоновки крыла для выбранных самолетов.

Самолеты	Аспект Соотношение AR	Конусность Соотношение λ	Двугранный (градусы) Γ	Вымывание (градусы) $\phi\Gamma$	Инцидентность (корень) (градусы) $\chi_{\sqrt{\Gamma}}$	Стреловидность передней кромки (градусы) Λ_{LE}
Экспериментальные и самодельные						
Colomban MC 15 Cri Cri	7.75	1	4	1.5	1	0
Corby Starlet	5.00	1	6	3.5	2.5	0
Рутан Варизе	9.20	-	-	- 3	-	-
Верилайт Модель 100 Sunbird	7.56	1	2	2	2	0
Планеры						
Ролладен-Шнайдер LS4	21.4	-	4	-	-	0
Шемпп-Хирт Нимбус-3D	35.9	-	3	-	1.5	- 2
Шляйхер ACK 21	16.1	-	4	-	-	- 1,5 (c/4)
Швейцарский SGM 2-37	18.1	-	3.5	1	1	0
Коммерческие реактивные самолеты						
Аэробус A300-600	7.7	-	-	-	-	28 (c/4)
Аэробус A310	8.8	0.260	11.13 (ИБ) 4.05 (ОБ)	-	5.05	28 (c/4)
Аэробус A320-200	9.4	-	5.2	-	-	25 (c/4)
Боинг 707	7.056	0,275	7	-	2	35 (c/4)
Боинг 727	7.2	0,304	3	-	2	32 (c/4)
Боинг 737-100, -200	8.83	0,340	6	-	1	25 (c/4)
Боинг 747-100, -200	6.96	0,245	7	-	2	37,5 (c/4)
Боинг 757	7.77	0,211	5	-	3.2	25 (c/4)
Боинг 767	7.9	0,267	6	-	4.25	31,5 (c/4)
Стипендия Fokker F28	8.4	0.239	2.5	-	-	17.4 (c/4)
Макдоннелл-Дуглас DC-9/MD87	9.62	0,156	3	-	1.25	24,5 (c/4)
Макдоннелл-Дуглас DC-10-30/40	7.5	0,252	5.24 (ИБ) 3.03 (ОБ)	-	-	35 (c/4)
Бизнес-джеты						
Cessna M550 Citation II	7.8	-	4	3	2.5	-
Cessna M650 Citation III	8.94	-	3	-	-	25 (c/4)
Дассо Фалькон 20	6.4	-	2	-	1.5	30 (c/4)
Дассо Фалькон 100	6.5	-	2	-	1.5	30 (c/4)
Гейтс Лирджет 55	6.72	0,391	-	-	-	13 (c/4)
Турбовинтовые, пригородные и военные самолеты						
ATP 42	11.08	0,549	2.5	-	2	3.1 (c/4)
ATP 72	12.0	0,549	2.5	-	2	2.8 (c/4)
De Havilland DHC-6 Твин Оттер	10.1	1	-	-	-	-
De Havilland DHC-7 Дэш 7	10.1	0,441	4.5	-	3	3.2 (c/4)
De Havilland DHC-8 Dash 8	12.4	-	2.5	-	3	3.03 (c/4)
Дорнье До 28 Скайсервант	8.3	1	1.5	-	4	0
Фоккер F27 Дружба	12.0	0,404	2.5	2	3	0 (c/4)

Продолжение

ТАБЛИЦА 9-6 Различные свойства компоновки крыла для выбранных самолетов — продолжение

Самолеты	Аспект	Конусность	Двугранный	Вымывание	Инцидентность (корень)	Стреловидность передней кромки
	Соотношение AR	Соотношение λ	(градусы) Γ	(градусы) $\phi\Gamma$	(градусы) $\chi_{\text{вт}}$	(градусы) $\Lambda_{\text{ЛЕ}}$
IAI-101, 201 Арава	10	1	1.5	—	0,45	0
ЛЕТ Л-410	10.79	—	1.75	2.5	2	0 (c/4)
Локхид С-130 Геркулес	10.09	0,852	2.5	3	3	0 (c/4)
Мицубиси МУ-2	7.71	—	0	3	2	0,35 (c/4)
СААБ 340	11.0	0,375	7	—	2	3.6 (c/4)
Шорты SD3-30	12.3	1	3	—	—	0
Шорты Skyvan Series 3M	11	1	2.03	—	2.5	0
GA одномоторный, поршневой и турбовинтовой						
Beechcraft Sierra/Sundowner	7.5	1	6.5	2	3	0
Beechcraft T-34C Mentor	6.22	0,412	7	3	4	0 (c/4)
Beechcraft V35 Bonanza	6.2	0,5	6	3	4	0 (c/4)
Сессна 150/152	6.7	0,687	1	1	1	—
Cessna 172 Скайхок	7.52	0,687	2.73	3	1.5	—
Cessna 177 Кардинал	7.31	0,726	1.5	3	3.5	0
Cessna 182 Скайлайн	7.37	0,669	1.73	3.62	0,78	0
Cessna 208 Караван	9.61	0,616	3	3.22	2.62	—
Цессна 210 Центурион	7.66	0,726	1.5	3	1.5	—
Циррус SR20/22	10	0,5	4.5	0	0,25	0 (c/4)
Pilatus PC-6 Turbo-Porter Piper	8.4	1	1	—	2	0
PA-28 Cherokee Arrow II Piper	6.11	1	7	—	2	0
PA-28 Cherokee Warrior Piper	7.24	0,669	7	3	2	—
PA-46 Malibu	10.57	—	4	—	—	—
SIAI-Marchetti SF260	6.3	0,49	6.33	2.75	2.75	0 (c/4)
Valmet L-70 Miltainer	6.62	—	—	—	—	—
Valmet L-90 Редиго	7.25	0,6	6	3	3	—
Злин 142	6.4	1	6	—	—	- 4.33
GA Двойной двигатель						
Бичкрафт B58 Барон	7.16	0,42	6	4	4	—
Beechcraft B60 Дюк	7.243	0,32	6	4	4	—
Beechcraft B99 Авиалайнер Britten-	7.51	0,5	7	4.8	4.8	—
Norman BN-2A (стандартный) Cessna 310	7.4	1	0	—	2	0
	7.3	0,674	5	3	2.5	—
Cessna 337 Скаймастер	7.18	0,667	3	2	4.5	—
Партинация П.68 Виктор	7.7	1	1	—	1.5	0
Piaggio P.180 Avanti	11.8	0,352	2	—	0	0 (0,15в)
Пайпер PA-31 Шайен	7.22	—	5	2.5	1.5	0 (0,3в)
Пайпер PA-31-310 Навахо	7.22	—	—	1.0 (аэро) 2.5 (гео)	—	—

На основе книг Дж. У. Р. Тейлора «Вся авиация мира» и «Ежегодники Джейн» разных лет.

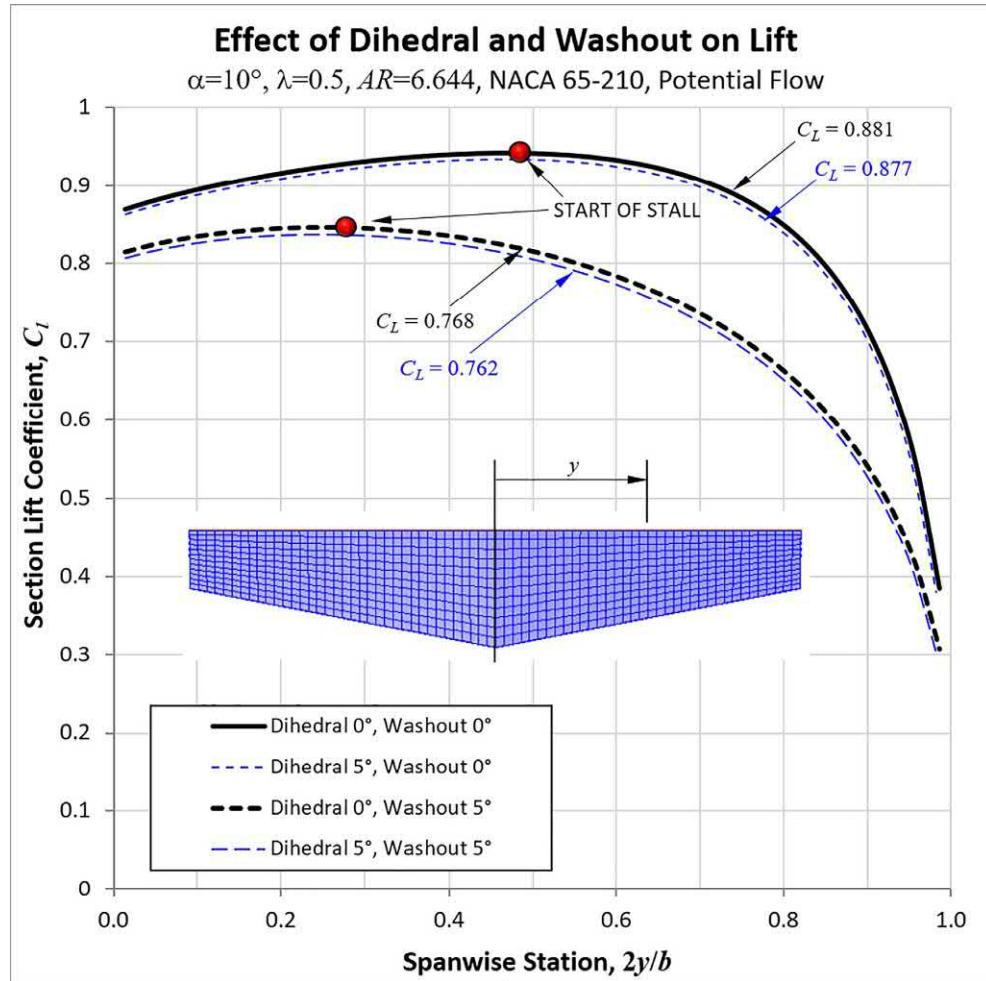


РИСУНОК 9-22 Влияние геометрического вымывания и двугранного угла на аэродинамику типичного крыла.

Также признайте, что реальные производственные допуски приводят к тому, что самолеты не являются идеально симметричными. Свободные допуски и плохой контроль качества еще больше увеличивают вероятность таких свалов. Пункты (1)–(3) выше помогают законцовкам крыла оставаться не сваленными, когда внутреннее крыло сваливается, улучшая устойчивость к крену.

(2) Закручивание крыла для изменения распределения подъемной силы. Поворот крыльев — это инструмент, позволяющий эффективно контролировать распределение подъемной силы.

(1) Рисунок 8-70 показывает, что понимание распределения C_L над крылом может быть использовано для минимизации трения поверхности. Таким образом, вымывание может быть использовано для изменения распределения, чтобы лучше соответствовать свойствам сопротивления выбранного профиля.

(2) Напомним, что равномерное распределение C_L над крылом приводит к минимальному сопротивлению, вызванному подъемной силой. Таким образом, вымывание может быть использовано для формирования более равномерного распределения. Однако, Рисунок 9-22 раскрывает некоторые ограничения этого подхода (обсуждаемые ниже). Форма плана является гораздо более эффективным способом достижения равномерного распределения C_L .

(3) Закручивание крыла изменяет распределение давления по крылу (изменение C_L подразумевает изменение C_D). Таким образом, его можно использовать для изменения ударной структуры на трансзвуковом крыле. Примером этого является McDonnell-Douglas AV-8B, крутка которого изменяется сегментарно до максимума -8° на кончике [17].

(4) Washout обеспечивает лишь незначительное уменьшение изгибающих моментов крыла, поскольку центр подъемной силы приближается к плоскости симметрии. Это показано на Рисунок 9-23. При оценке усовершенствований необходимо сравнивать две конфигурации крыла (с вымыванием и без) при одинаковом коэффициенте подъемной силы (а не при одинаковом УА).

(3) Стоимость твиста

Скручивание крыльев усложняет конструкцию. Вымывание увеличивает стоимость производства за счет дополнительной сложности инструмента (даже для крыльев батончиков Hershey). Также это стоит больше денег на контроль качества для проверки. В Рисунок 9-22, стоимость 5-градусного вымывания составляет 13% снижение C_L . Чтобы компенсировать эту потерю, крыло должно быть размещено на

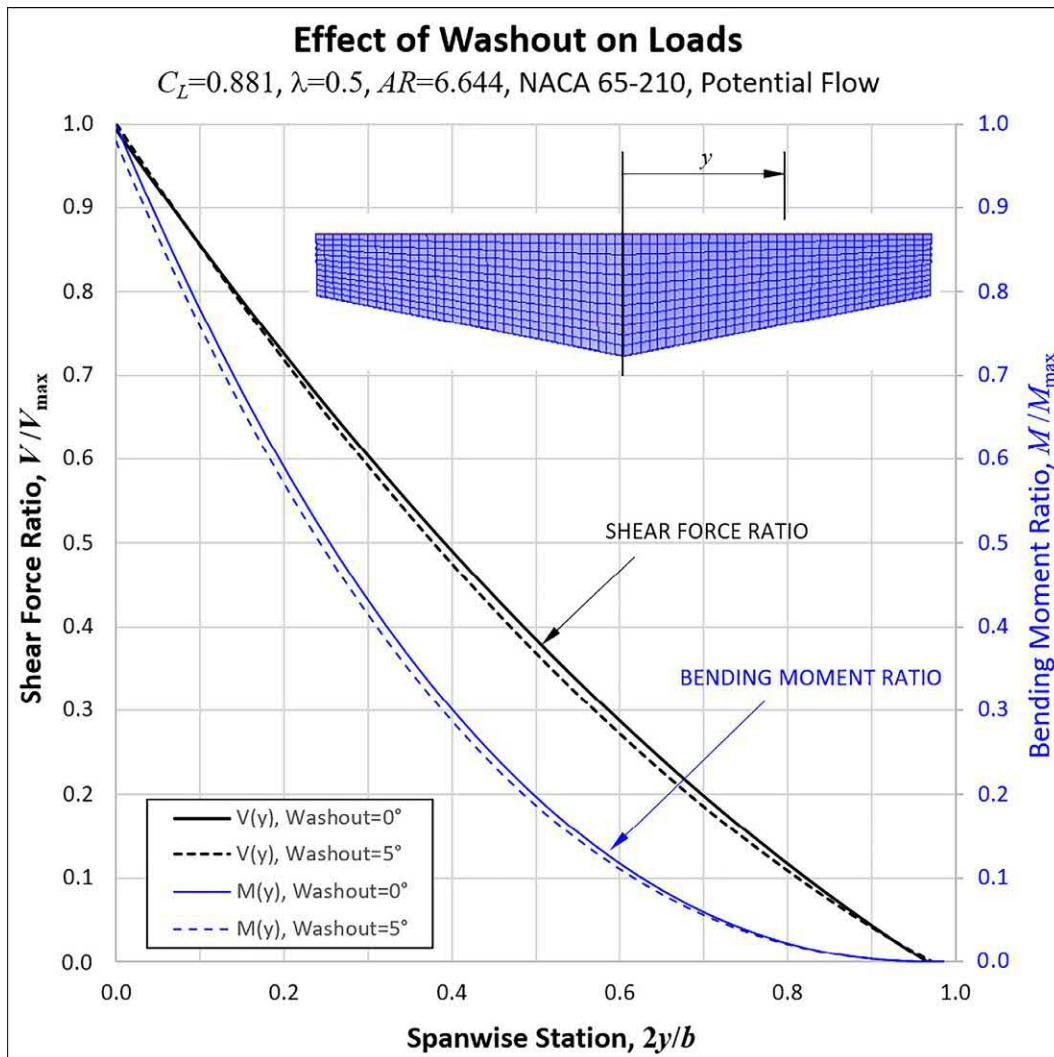


РИСУНОК 9-23 Влияние геометрического размыва на сдвиг и момент типичного крыла.

выше АOA в полете. В этом примере, чтобы создать ту же подъемную силу, что и базовая линия, на $\alpha \approx 10^\circ$ ($C_L \approx 0.881$), крыло с 5-градусным сносом должно работать при $\alpha \approx 11.5^\circ$. Таким образом, ожидайте, что вымывание увеличит сопротивление, вызванное подъемной силой. Увеличение зависит от других факторов, в первую очередь от формы крыла в плане.

(4) Оценка вымывания, ϕ

Существует два вида вымывания: геометрический (ϕ_g) и аэродинамический (ϕ_a). Размыв крыла должен учитывать комбинацию:

$$\phi_g + \phi_a = \phi_{\text{аларек}} - \phi_{\text{корни}}$$
(9-47)

(5) Геометрическое вымывание, ϕ_g

Геометрический размыв относится к разнице углов наклона корневого и концевого профилей (см. Рисунок 9-24). Типичный вымывание колеблется от -1° до -4° (отрицательный

знак указывает на то, что LE кончика меньше, чем у корня). Когда мы говорим «вымывание составляет 3° », мы имеем в виду, что $\phi_g = 3^\circ$. Таким образом, если «стирка равна 3° », мы имеем в виду, что $\phi_g = 3^\circ$. Если крутка линейная, то относительный угол крутки в любой точке размаха можно определить с помощью следующего выражения:

$$\phi_g = \frac{2y}{b} \tan \frac{\phi}{2}$$
(9-48)

Выражение предполагает, что опорный угол равен 0, когда $y=0$ (плоскость симметрии) и становится ϕ_g на конце крыла (где $y=b/2$).

(6) Аэродинамическое вымывание, ϕ_a

Аэродинамическое вымывание отличается от геометрического тем, что корневые и концевые профили выбираются на основе их угла атаки при нулевой подъемной силе (аэл) и 2-мерный срыв АOA (аларек). Определение «подходящего» аэродинамического вымывания требует понимания (1) относительного

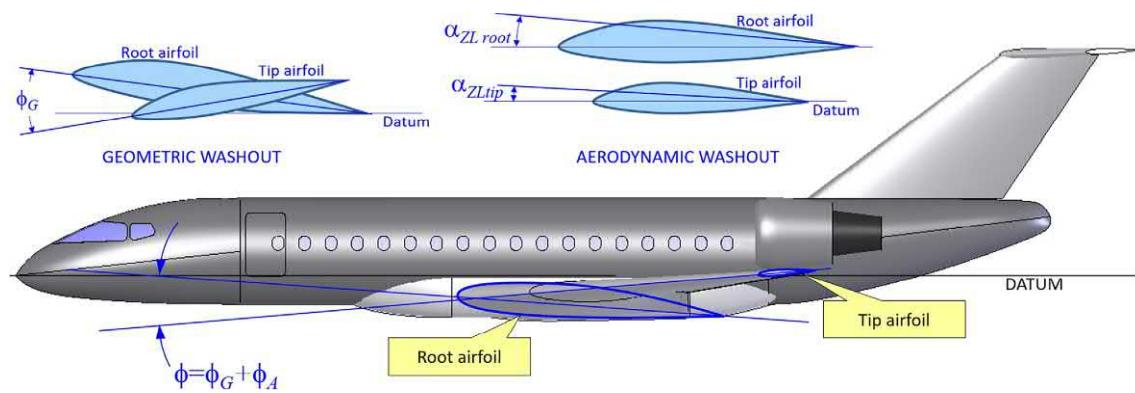


РИСУНОК 9-24 Определение геометрического размытия.

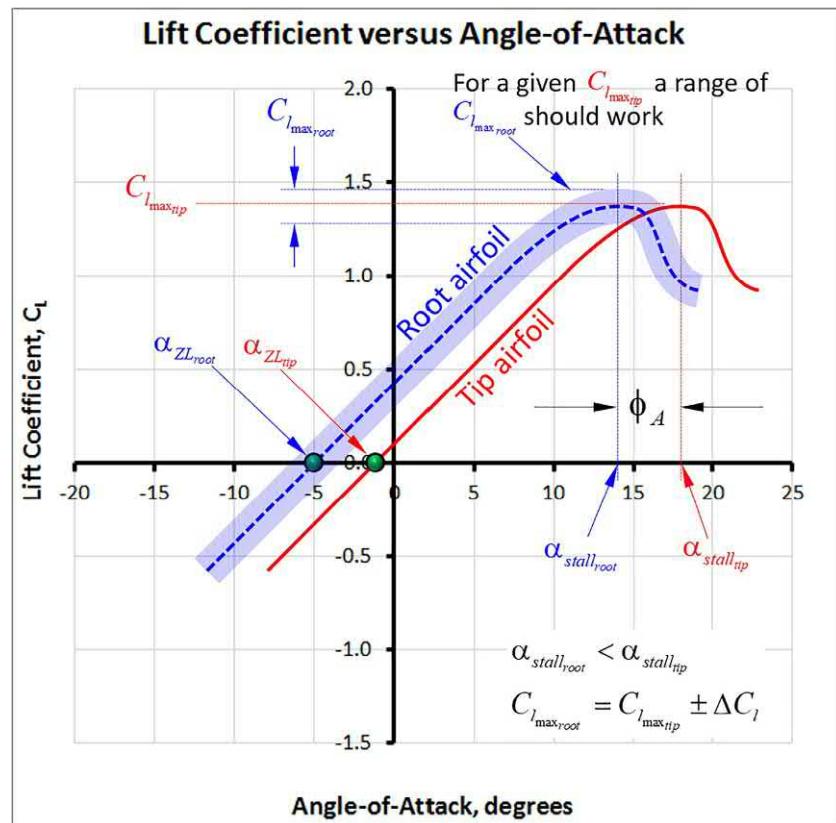


РИСУНОК 9-25 Требования к аэродинамическому вымыванию.

$C_{l\max}$ используемых аэродинамических профилей, (2) распределение C_l вдоль крыла (плана) и (3) неустойчивости в процессе разделения потока. Можно дать только эмпирические правила. Идея проиллюстрирована на Рисунок 9-25. Корневой аэродинамический профиль должен иметь более низкий азли аларек чем концевой профиль. Значение принадлежащий $C_{l\max}$ корня менее важно. В математическом термины, это

$$\alpha_{ZL_{корень}} < \alpha_{ZL_{кончик}} \\ \alpha_{ларек_{корень}} < \alpha_{ларек_{кончик}} \\ C_{l\max_{корень}} \frac{1}{4} C_{l\max_{кончик}}$$

Где нижние индексы относятся к корневым и концевым профилям и ΔC_l определяет диапазон подходящих значений C_l .

Аэродинамический вымывание позволяет выровнять линии хорд нервюр перпендикулярно лонжерону крыла, упрощая сборку. Его можно определить двумя способами:

$$\text{Скрывание на основе угла атаки при нулевой подъемной силе: } \phi \frac{1}{4} \alpha_{ZL_{корень}} - \alpha_{ZL_{кончик}} \quad (9-49)$$

$$\text{Твист на основе сваливания АОА: } \phi \frac{1}{4} \alpha_{ларек_{корень}} - \alpha_{ларек_{кончик}} \quad (9-50)$$

При этом следует ожидать, что аэродинамическое вымывание будет менее эффективным, чем геометрическое вымывание. Можно сказать, что

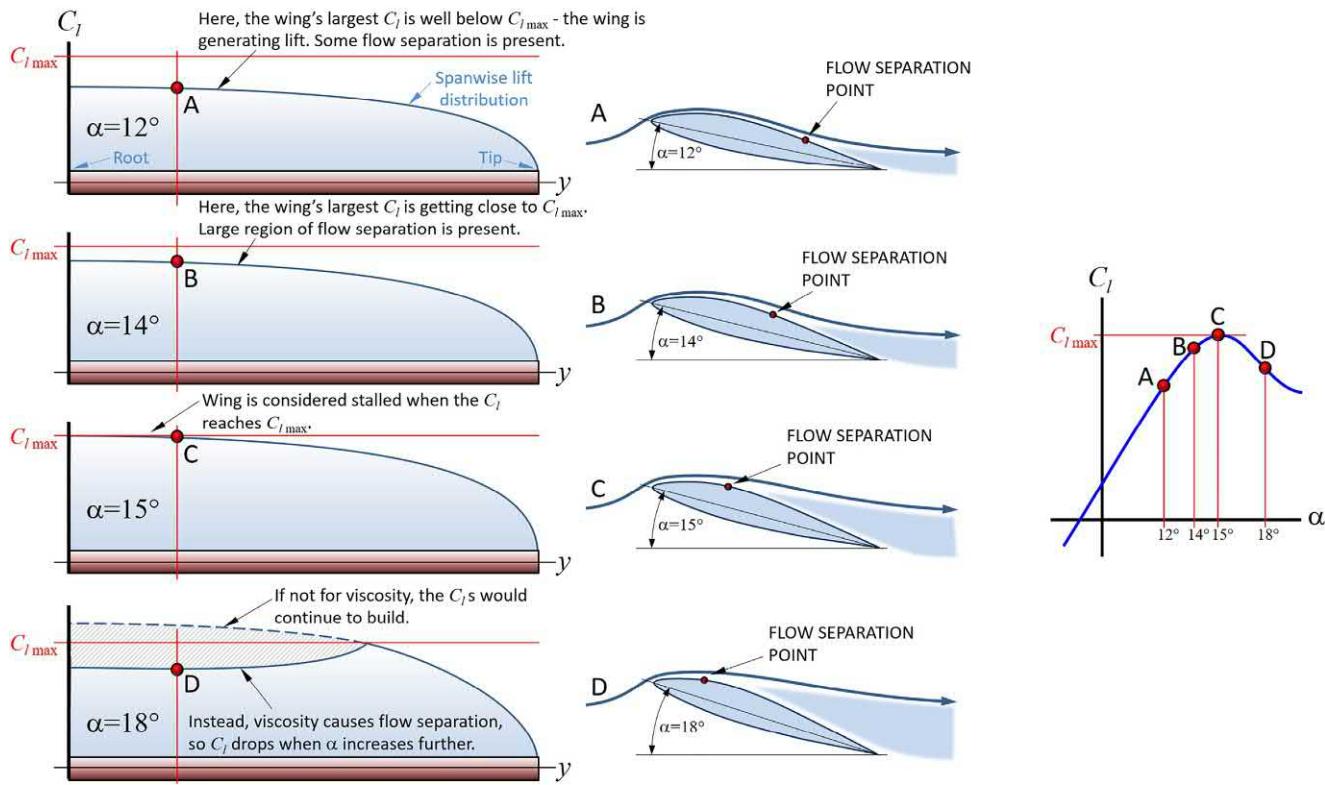


РИСУНОК 9-26 Изменение распределения подъемной силы по размаху крыла по мере развития срыва потока.

Поле обтекания крыла вблизи сваливания слишком сложно для простоты подхода. Рисунок 9-26 иллюстрирует изменения в распределении C_l для простого, не скрученного крыла Hershey-bar в пред- и постсрыве. Точки A, B, C и D относятся к потоку в четырех АOA на определенной станции крыла. Во время предсрыва C_l продолжает расти по мере увеличения АOA (A и B). В точке C C_l достигает $C_{l\max}$, после чего он начинает падать с дальнейшим увеличением АOA (D). Но не обманывайтесь его чистым видом. Область крыла под провалом динамична и, для крыльев с высоким AR, имеет тенденцию образовывать множественные ячейки, размер и форма которых быстро меняются (например, см. ссылки [18–20]). Результирующие фронты разделения и присоединения колеблются, так что их эффект выходит далеко за пределы, показанные на Рисунок 9-26. Поскольку аэродинамическое вымывание имеет тенденцию быть низким значением (поскольку большое вымывание потребовало бы большой разницы в развале колес), оно более чувствительно к отклонениям такого рода (см. также Раздел 9.6.2, Отклонение от общих схем сваливания). По мнению автора, аэродинамическое вымывание должно использоваться в дополнение к геометрическому вымыванию, а не заменять его.

ПРИМЕР 9-5

Самолет имеет два разных аэродинамических профиля в основании и на конце, а которых парексы $\frac{1}{4}16.5^\circ$ и $\frac{1}{4}15.0^\circ$.

Каков комбинированный вымывание для геометрического вымывания $\phi \frac{1}{4}40^\circ$ и $\phi \frac{1}{4}3^\circ$?

РЕШЕНИЕ:

Комбинированный вымывание для $\phi \frac{1}{4}40^\circ$:

$$\phi \frac{1}{4}\text{аларекорен} - \phi \text{аларекончик} + \phi \text{Г} \\ \frac{1}{4}16.5^\circ - 15.0^\circ + 0^\circ \frac{1}{4} + 1.5^\circ$$

(«стирка»)

Комбинированный вымывание для $\phi \frac{1}{4}3^\circ$:

$$\phi \frac{1}{4}\text{аларекорен} - \phi \text{аларекончик} + \phi \text{Г} \\ \frac{1}{4}16.5^\circ - 15.0^\circ + (-3^\circ) \frac{1}{4} - 1.5^\circ$$

(«вымывание»)

Напомним, что отрицательный угол означает, что корень имеет больший угол атаки, чем кончик.

(7) Формулы закручивания крыла Панкнина и Калвера

Кручение крыла летающего крыла является фундаментальной переменной конструкции, которая должна быть определена на ранних этапах процесса проектирования. При отсутствии других инструментов конструктор бесхвостого самолета может определить надлежащее смыновое движение крыла, используя одну из двух специализированных формул для таких конфигураций. Они называются Панкнини Формулы твиста Калвера. Они представлены здесь без выводов для полноты обсуждения в этом разделе.

The Formula Panknin Twist приписывается доктору Вальтеру Панкнину, который в 1989 году представил его, чтобы помочь конструкторам радиоуправляемых летающих крыльев определить

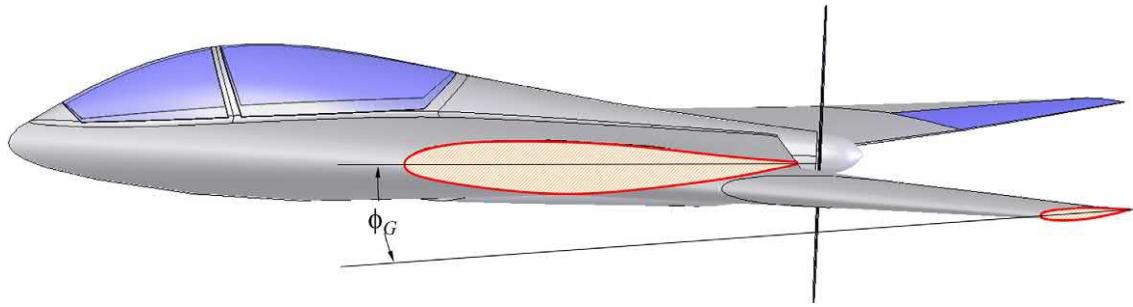


РИСУНОК 9-27 Формулы Панкнина и Калвера используются для определения геометрического выноса струи бесхвостых самолетов.

вымывание таких элевонов в следе на крейсерском режиме. Формула была первоначально выведена Шенк [21, 22]. Он был с большим успехом применен во многих конструкциях летающего крыла РС [23]. Определяет требуемый геометрический вымывание фг между внутренними и внешними аэродинамическими профилями крыла (см. [Рисунок 9-27](#)) используя следующее выражение:

$$\phi\Gamma^{1/4}71429 \frac{K_1 C_M + K_{C_M}^* - C_L K_{CM}}{AP_{1:43} \quad \Lambda_{c=4}} - \alpha_{3L}^* L_{cor} - \alpha_{3L} L_{cor} \quad (9-51)$$

Где: См ¼ Коэффициент момента тангажа корневого
корня профиля

C_m Коэффициент момента тангажа концевого профиля C_l Коэффициент подъемной силы на крейсерском режиме (на который рассчитан самолет)

Ксм¼Конструкция дробистатическая маржа (например, если СМ¼10%
тогда Ксм¼0.1)

$$K_1 \frac{1/43 + 2\lambda + \lambda_2}{4\delta_1 + \lambda + \lambda_2} p$$

K₂1/41-K₁

Азл $\frac{1}{4}$ Угол атаки при нулевой подъемной силе для корневого профиля, в градусах $\frac{1}{4}$

Азл Угол атаки при нулевой подъемной силе для концевого профиля, в градусах

$\Delta_c/4$ Угол стреловидности по четверти хорды, в градусах.

Формула позволяет проектировщику определить фг на основе желаемого статического запаса (разница между нейтральной точкой, зафиксированной на стержне, и центром тяжести), аэродинамические профили, АР, и $\Lambda_{c/4}$. Применимно как к крыльям с прямой, так и к крыльям с задней стреловидностью.

Теория Калвера Твиста приписывается г-ну Ирву Калверу (1912–1999), известному инженеру Lockheed Skunk Works[24, 25]. Как и формула Панкнина, она популярна среди конструкторов небольших бесхвостых радиоуправляемых самолетов. Она предназначена для летающих крыльев с умеренными углами стреловидности (обычно -20°) и расчетные коэффициенты подъемной силы 0,9–1,2, где меньшее значение указывает на высокоскоростной планер, а большее — на высокопроизводительные планеры.

[23]. Обратите внимание, что изложение здесь немного отличается от изложения в Ref.[23] в упрощении терминов.

$$\phi \Gamma^{1/4} \pi \Lambda_{c=2} \quad \frac{\Delta P}{\Delta P + 1} \quad \frac{C_{\Lambda c}}{C_{\Lambda a}} \quad (9-52)$$

Где: Сл ¼ Наклон кривой подъема

$\Lambda_{c/2}$ Угол стреловидности центральной хорды, в градусах или радианах.

После того, как размык известен, его распределение по пролету можно найти с помощью следующего выражения:

$$\phi \delta y p \frac{1}{4} \phi \Gamma \delta 1 - y p_1 + AP = 2\pi \quad (9-53)$$

ПРИМЕР 9-6

Летающее крыло проектируется для эксплуатации на Сл \approx 0,5 при статической марже 10% (Ксм \approx 0,1). Его АР \approx 10, $\lambda\approx$ 0,5 и $\Lambda_c\approx$ 30°. Сравните использование профиля NACA 4415 (обычный профиль с высокой кривизной, С_мравен -0,1 и азл \approx 4-4°) и профиль NACA 0015 (чей С_мравен 0,0 и азл \approx 40°). Каков требуемый вымывание при использовании каждого профиля в соответствии с формулой Панкнина?

РЕШЕНИЕ:

Решение заключается в том, чтобы «включить и выключить» уравнение.(9-51). Во-первых, параметры K_1 и K_2 необходимо определить.

$$K_2 \frac{1}{4} - K_1 \frac{1}{4} : 3929$$

Использование их с уравнением(9-51)для профиля NACA 4415 приводит к:

ФГ471429	$\frac{K1C_{\text{Мкорень}} + K2C_{\text{Мкончик}} - Сл}{AP1:43 \Delta С=4}$	$\frac{\text{Круиз}}{KCM}$	$\frac{-}{- азл}$	$\frac{- азл}{корень}$	$\frac{-}{кончик}$
471429	$\frac{00:6071 -0:1 + 0:3929}{101:43} \quad 30^\circ$	- 0:1 þ -0:5 0:1			

ПРИМЕР 9-6 (продолжение)

Использование их с уравнением(9-51) для профиля NACA 0015 приводит к:

$$\begin{array}{c} \text{фГ} 1471429 \quad \text{К1Смкорень} + \text{К2Смкончик} - \text{СЛкруиз} \quad \text{КСМ} \quad \text{азЛ} \\ \text{AP1:43 АС=4} \quad \text{корень} \quad \text{азЛкончик} \\ \frac{\delta 0 + 0\beta - 0,5 0,1}{101,4330^\circ} = p^0 + 0^\beta \frac{1}{4} - 4,42^\circ \end{array}$$

Анализ показывает, что использование обычного изогнутого профиля, такого как NACA 4415, является плохим выбором, поскольку для этого потребуется 13,3° вымывания. Использование симметричного профиля, такого как NACA 0015, снизило бы это значение до 4,42°.

Правильный выбор — загнутый профиль.

крейсерский полет максимально приближен к минимальному лобовому сопротивлению АОА. Это означает, что фюзеляж должен находиться вблизи минимального лобового сопротивления АОА. Это требует оценки диапазона крейсерских АОА для типичных крейсерских миссий.

Рассмотрим коммерческий самолет, летящий с воздушной скоростью V_1 на некоторой высоте (например, $M \approx 0,8$ на высоте 35 000 футов). Обозначим его вес в верхней точке подъема (или в начале крейсерского полета) как W_1 и его вес в конце крейсерского полета W_2 . Если самолет работает на испаряющемся топливе, то W_2 будет меньше чем W_1 . Таким образом, АОА в начале крейсерского полета будет выше, чем в конце крейсерского полета. Лучше использовать среднее значение АОА в качестве представительного АОА для крейсерского сегмента. Обозначим его как α_c . Эта АОА будет ближе как к начальной, так и к конечной АОА, чем если бы была выбрана либо начальная, либо конечная АОА.

Однажды известно, мы можем определить идеальный АОИ.

Рассмотрим Рисунок 9-28, который показывает три ориентации фюзеляжа во время крейсерского полета. Две верхние конфигурации создают большее крейсерское сопротивление, чем нижняя, которая помещает фюзеляж в его минимальную ориентацию сопротивления на крейсерском полете. Обратите внимание, что все три размещения фюзеляжа показывают типичный корневой аэродинамический профиль, установленный в том же месте — только фюзеляж крепится по-другому.

Оптимальный АОА для фюзеляжа может быть основан на минимальном лобовом сопротивлении АОА фюзеляжа, его максимальном аэродинамическом качестве или его максимальном вкладе в подъемную силу при соединении с крылом. Следующая процедура из четырех шагов помогает определить подходящий АОИ крыла.

9.3.6 Угол атаки крыла, я

α_t

Крылоугол падения (AOI), обозначается как α_t , относится к углу между ухордой корневого крыла и горизонтальной опорной линией на фюзеляже. Как только положение крыла и горизонтального хвоста на фюзеляже известно, определяются их относительные углы атаки. Наклон горизонтального хвоста обусловлен устойчивостью и управлением, тогда как АОИ крыла часто обусловлен опасениями по поводу крейсерского сопротивления. Цель состоит в том, чтобы гарантировать, что самолет

AOI = Angle-of-Incidence

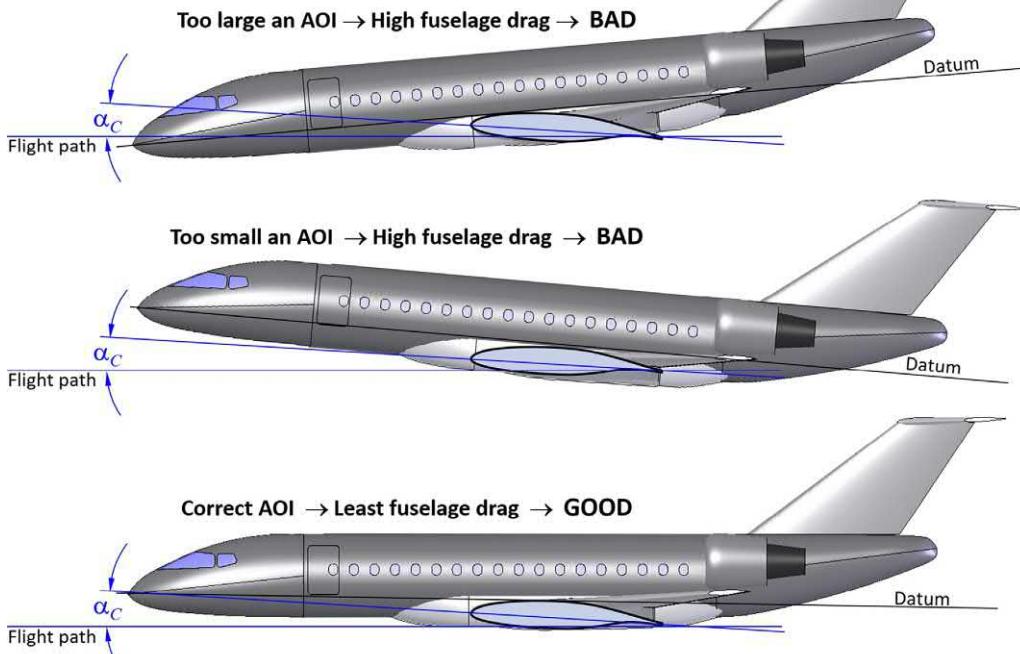


РИСУНОК 9-28 Определение площади крыла на основе минимального сопротивления фюзеляжа.

Шаг 1: Определить оптимальный угол атаки для фюзеляжа

Идеальный способ определения оптимального угла атаки фюзеляжа ($\alpha_{\text{фопт}}$) осуществляется посредством испытаний в аэродинамической трубе или анализа CFD. Такой анализ должен включать крыло и фюзеляж, поскольку результирующее трехмерное поле потока является сложным. Для последующих вычислений мы это оговариваем.

- (1) Если $\alpha_{\text{фопт}} > 0$, то фюзеляж требует положения с опущенным носом.
- (2) Если $\alpha_{\text{фопт}} < 0$, то фюзеляж требует положения с поднятым носом.

Шаг 2: Определите представителя АOA в круизе

Значение α можно определить с помощью следующего выражения:

$$\alpha \frac{1}{C_{L_a}} = \frac{1}{C_{L_a}} \frac{\delta B + B_2 P}{\rho V^2 C} + \alpha_{\text{азл}} \quad (9-54)$$

Где: C_{L_a} — Наклон кривой подъема,

$\alpha_{\text{азл}}$ — Расчетная площадь крыла,
 $\alpha_{\text{азл}}/4$ — Нулевой угол атаки подъемной силы самолета, $\rho/4$
 P — Плотность на крейсерской высоте.

Шаг 3: Определите рекомендуемый угол атаки крыла

АОИ (см. Рисунок 9-29) корневого профиля ($\alpha_{\text{вт}}$) теперь можно определить из:

$$\alpha_{\text{вт}} = \alpha_{\text{ас}} + \alpha_{\text{фопт}} - \Delta \Phi_{\text{МГЦ}} \quad (9-55)$$

Где $\Delta \Phi_{\text{МГЦ}}$ — поправка для учета скручивания крыла (см. ниже).

Обратите внимание, что поскольку первые два члена приведенного выше выражения на самом деле возвращают АОИ МГЦ, а не корень, необходимо ввести поправку, если крыло имеет размык. Это обозначается термином $\Delta \Phi_{\text{МГЦ}}$, что является разницей угловых падений между корневым и МГЦ профилями. Если закрутка линейная, значение $\Delta \Phi_{\text{МГЦ}}$ можно определить, заменив положение МГЦ по размаху, $\Delta \Phi_{\text{МГЦ}}$, уравнения (9-13) в уравнение (9-48). Обратите внимание, что знак минус в уравнении (9-55) необходимо обеспечить правильность внесения поправки на вымыкание.

$$\Delta \Phi_{\text{МГЦ}} = \frac{1 + 2\lambda}{3 + 3\lambda} \quad \Phi_{\text{Г}} \quad (9-56)$$

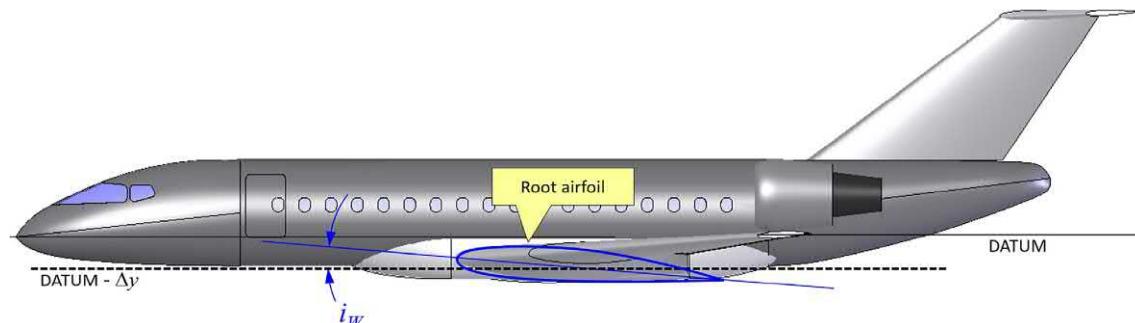


РИСУНОК 9-29 Определение угла атаки крыла.

Шаг 4: Определите рекомендуемый угол падения НТ

После определения рекомендуемого АОИ крыла можно определить частоту НТ. Опять же, используя репрезентативный вес крейсерской миссии $(B_{t1} + B_2)/2$ горизонтальное оперение должно быть установлено так, чтобы отклонение руля высоты в этой точке было нейтральным. Это называется «летать с горизонтальным хвостом» и просто означает нейтральное отклонение. Это помогает уменьшить сопротивление балансировки.

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(9-54)

Предполагая, что общие подъемные свойства крыла известны, коэффициент подъемной силы можно записать следующим образом:

$$C_{L_a} = \frac{2}{\rho V^2 C} \frac{\delta B + B_2 P}{2} \quad (\text{я})$$

Вес самолета в средней точке крейсерского полета равен среднему значению начального крейсерского веса, B_{t1} , и вес в конце круиза, B_{t2} :

$$C_{L_a} = \frac{2}{\rho V^2 C} \frac{\frac{B_{t1} + B_{t2}}{2} - \frac{\delta B_{t1} + B_{t2}}{2} P}{2} \quad (\text{ii})$$

Где α — это средний диапазон АОА. Решение для α приводит к:

$$C_{L_a} = \frac{1}{\rho V^2 C} \frac{\delta B + B_2 P}{2} - \frac{C_{L_a}}{\rho V^2 C}, \quad \alpha = \frac{1}{\rho V^2 C} \frac{\delta B + B_2 P}{2} - \frac{C_{L_a}}{\rho V^2 C}$$

Последний член — это просто АОА при нулевом подъеме, $\alpha_{\text{азл}}$. Таким образом, мы можем записать:

$$\alpha = \frac{1}{\rho V^2 C} \frac{\delta B_{t1} + B_{t2} P}{2} - \frac{C_{L_a}}{\rho V^2 C} - \frac{1}{\rho V^2 C} \frac{\delta B_{t1} + B_{t2} P}{2} + \alpha_{\text{азл}}$$

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(9-56)

Поправка на смыв крыла получается путем подстановки уравнения (9-13) в уравнение (9-48). Это приводит к:

$$\Delta \Phi_{\text{МГЦ}} = \frac{2 \Delta \Phi_{\text{МГЦ}}}{6} \Phi_{\text{Г}} = \frac{2}{6} \frac{6}{6} \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \Phi_{\text{Г}}$$

$$= \frac{1}{3} \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \Phi_{\text{Г}} = \frac{1 + 2\lambda}{3 + 3\lambda} \Phi_{\text{Г}}$$

ПРИМЕР 9-7

Разрабатывается разведывательный самолет, вес которого, как ожидается, составит 20 000 фунтов. В начале крейсерского полета на крейсерской скорости $V = 250 \text{ KTAS}$ на высоте 25 000 футов и 11 650 фунтов в конце крейсерского полета. Определите подходящий АОИ для его крыла, если определены следующие параметры (игнорируйте эффекты сжимаемости): $C_L = 4,2$ на радиан, $C_D = 0,5$ футов 2 , аэл = 2.5° , $\alpha_{fopt} = 2.0^\circ$ (нос вверх), коэффициент конусности $\lambda = 0.5$ и $\gamma = -2.25^\circ$.

РЕШЕНИЕ:

Шаг 1: Оптимальный УА для фюзеляжа составляет 2° нос вверх по отношению к траектории полета, так что $\alpha_{fopt} = 2.0^\circ$.

Шаг 2: Определите среднюю дальность действия АOA (плотность на уровне 25 000 футов — это 0,001066 слагов/фут 3).

$$\begin{aligned} ac &= \frac{1}{C_L a} \frac{\delta B T_1 + B T_2 \rho}{\rho V^2 C} + \text{аэл} \\ &= \frac{1}{4} \frac{\delta 20000 + 11650 \rho}{4.2 \pi = 180 \cdot 0.001066 \cdot 250 \cdot 1.688 \cdot 350} \\ &= -2.5^\circ / 4.0^\circ \end{aligned}$$

Другими словами, в среднем диапазоне АOA MGC должен быть 4.0° .

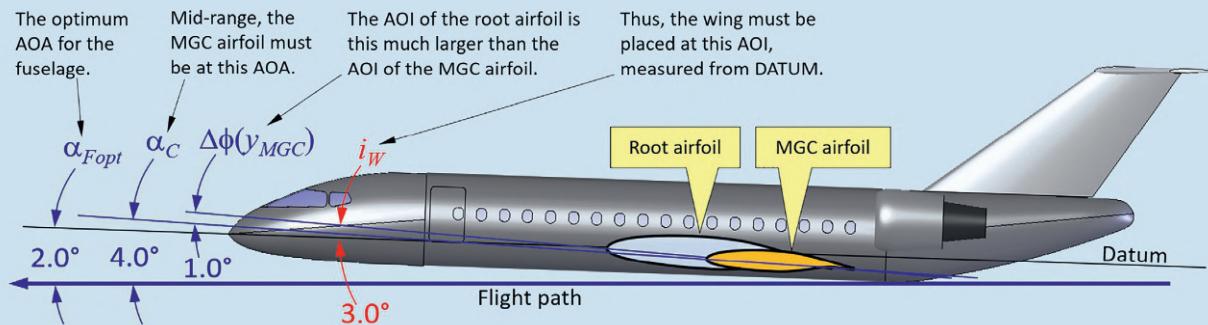


РИСУНОК 9-30 Угол наклона крыла определен для примера самолета.

Угол падения моноплана, фд

Для монопланов, угол декалации — это разница между углами атаки крыла и горизонтального оперения Рисунок 9-31. Угол является важным показателем устойчивости самолета и требует существенного анализа устойчивости для определения. Строго говоря, АОИ НТ, яхт, определяется на основе АОИ крыла, яв_т, а затем угол декалации рассчитывается следующим образом:

$$\phi_d = \alpha_{avt} - \alpha_{HT} \quad (9-57)$$

9.3.7 Свойства компоновки крыла выбранных самолетов

Цель Таблица 9-6, заключается в том, чтобы представить читателю типичные значения некоторых из параметров крыла, представленных выше, чтобы помочь оценить соответствующие значения.

Шаг 3: Определите рекомендуемый АОИ на основе минимальной конфигурации сопротивления фюзеляжа в средней точке крейсерского полета. Сначала рассчитайте угол коррекции, поскольку крыло имеет 3-градусный смык.

$$\Delta \Phi_{MGC} = \frac{1 + 2\lambda}{3 + 3\lambda} \phi_f$$

$$\frac{1}{4} \frac{1 + 2\delta_0}{3 + 3\delta_0} \delta = -2.25^\circ / 4.0^\circ$$

Во-вторых, рассчитайте рекомендуемый АОИ для корневой хорды крыла следующим образом:

$$\alpha_{avt} = \alpha_{fopt} - \Delta \Phi_{MGC}$$

$$4.0^\circ - 2.0^\circ - (-2.25^\circ) = 4.25^\circ$$

Яв_т измеряется от данных. Напомним, что АОИ MGC определяется как аси 4.0° . Если α_{fopt} было 0° а не -2.0° , рекомендуемый АОИ будет $4.0^\circ - (-1.0^\circ) = 5.0^\circ$.

Полученная геометрия показана на Рисунок 9-30.

9.4 ВЫБОР ПЛАНА

Как было сказано во введении к этой главе, в истории авиации было изобретено множество конфигураций крыла. Некоторые из них оказались удачными (например, постоянная хорда, коническое, стреловидное), а другие — нет (например, трипланы, дискообразные, круглые, канальные крылья). В этом разделе обсуждаются плюсы и минусы различных форм крыла в плане.

Для подтверждения оценки сравниваются формы крыла в плане с использованием распределения коэффициентов подъемной силы сечения по размаху (C_L). Они сравниваются с прямоугольным. Крыло постоянной хорды (базовая линия). Оценка C_L или стойло характеристики не проводятся в этом элементарном исследовании. Все плановые формы имеют опорную область 10 футов, аэродинамический профиль NACA 4416, и подвергаются воздействию $\alpha = 10^\circ$. Двугранный угол крыла и смык равен 0° для всех примеров. Самолеты, которые используют указанный

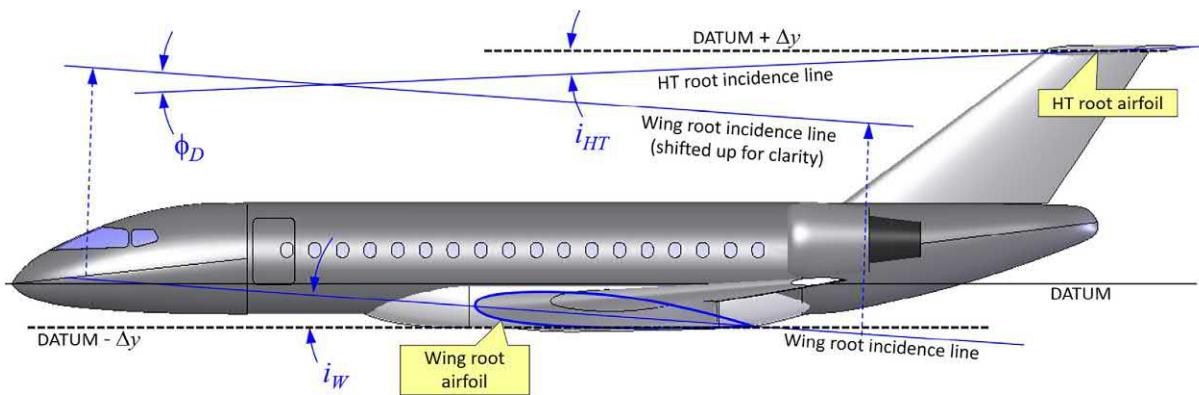


РИСУНОК 9-31 Определение угла наклона моноплана.

Constant Chord Wing

$$\alpha = 6.55^\circ$$

$$C_D/C_{D_{baseline}} = 1.0000$$

$$M_X/M_{X_{baseline}} = 1.0000$$

Stall Quality = A

Manufacturability = A

Tapered Wing ($\lambda = 0.5$)

$$\alpha = 6.39^\circ$$

$$C_D/C_{D_{baseline}} = 0.9747$$

$$M_X/M_{X_{baseline}} = 0.9275$$

Stall Quality = B

Manufacturability = B

Semi-Tapered Wing

$$\alpha = 5.72^\circ$$

$$C_D/C_{D_{baseline}} = 0.8723$$

$$M_X/M_{X_{baseline}} = 0.9551$$

Stall Quality = B

Manufacturability = B

Schuemann Wing

$$\alpha = 5.68^\circ$$

$$C_D/C_{D_{baseline}} = 0.8650$$

$$M_X/M_{X_{baseline}} = 0.9719$$

Stall Quality = C

Manufacturability = C

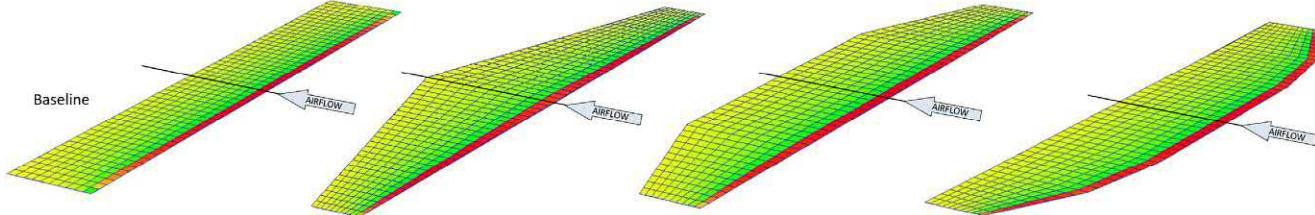


РИСУНОК 9-32 Сравнение четырех форм плана показывает, что выбор формы плана многогранен.

Также приводятся планформы. Это дает отличное представление о грузоподъемности каждой планформы. Однако это не рассказывает всю историю.

Выбор планформы — это тонкий процесс. Правильный выбор требует многопрофильной оценки. Рисунок 9-32 сравнивает важные свойства четырех конкретных стилей плановых форм. Все они имеют одинаковую площадь и соотношение сторон (AP) 6.67, и все развиваются $C_L \approx 0.5$. Очевидно, что крыло с постоянной хордой (базовая линия) развивает наибольшее сопротивление (C_d) и изгибающий момент (M_x), но набирает самые высокие баллы по качеству сваливания и технологичности. Крыло Шумана создает наименьшее сопротивление из четырех, но имеет худшие характеристики сваливания (в немодифицированной форме). Оно также является самым сложным в производстве.

9.4.1 Методы представления распределения подъемной силы по размаху крыла

Распределение подъемной силы обычно представляется с использованием (1) продольной силы, (2) коэффициентов подъемной силы сечения (C_L), и соотношение C_L общему коэффициенту подъемной силы, создаваемой крылом. Они сравниваются в Рисунки 9-33-9-35 с использованием прямоугольной и эллиптической форм крыла в плане.

Рисунок 9-33 показывает распределение подъемной силы как силы вдоль размаха. График представлен с использованием физических размеров размаха крыла (например, 6½35 футов или аналогично). В этом случае единицы измерения для оси графика правильнее обозначать как lb/фут или Н/м. Площадь под графиком — это сила сдвига вдоль размаха, и, предполагая консольное крыло, прогрессия интегрирования от кончика внутрь к корню даст диаграмму сдвига. Затем интегрирование диаграммы сдвига от кончика к корню создаст диаграмму момента. Другим важным наблюдением является разница в силе, создаваемой эллиптической формой крыла в плане по сравнению с прямоугольной формой.

Рисунок 9-34 показывает распределение коэффициентов подъемной силы сечения вдоль размаха. Преимущество этого представления в том, что его можно использовать для оценки величины геометрического (или аэродинамического) скручивания, необходимого для управления прогрессией сваливания или даже изгибающими моментами. Поскольку аэродинамический профиль сваливается при определенном двумерном коэффициенте подъемной силы, этот формат представляет текущий двумерный коэффициент подъемной силы (т. е. C_L) график можно использовать для проектирования хороших характеристик сваливания самолета (см. Раздел 9.6.3, Настройка прогрессии сваливания).

РИСУНОК 9-33 Сравнение подъемной силы по размаху крыла, создаваемой прямоугольными и эллиптическими формами в плане.

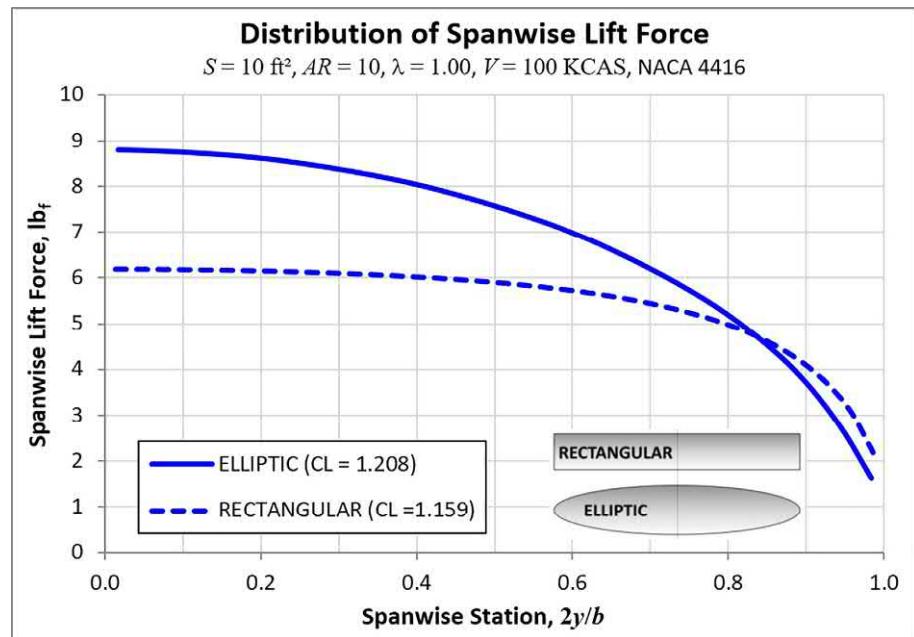


РИСУНОК 9-34 Сравнение коэффициента подъемной силы сечения.

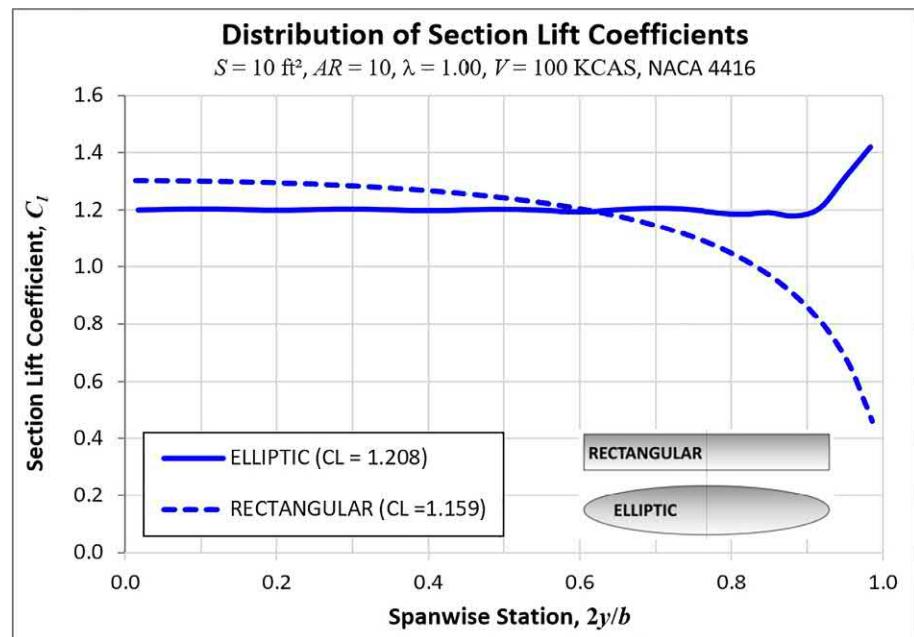


Рисунок 9-35 показывает распределение вклада коэффициента подъемной силы сечения в общую подъемную силу, созданную геометрией. Это помогает определить области крыла, которые вносят большой или малый вклад в общую подъемную силу.

9.4.2 Оптимальное распределение подъемной силы

Цели выбора плановой формы обычно включают в себя (1) эффективное использование имеющегося пролета для создания подъемной силы, (2) низкую

изгибающий момент, (3) послушные характеристики сваливания и (4) адекватная реакция на крен. Рассмотрим их более подробно.

Рисунок 9-36 показан вид спереди консольного крыла произвольной формы в плане и распределение по размаху C_l . Два вида распределения C_l показаны. Первый можно считать идеальный распределение, которое было бы достигнуто, если бы подъемная сила не исчезала на конце крыла. Это привело бы к тому, что каждая станция размаха крыла равномерно вносила бы вклад в общую коэффициент подъемной силы: По сравнению с

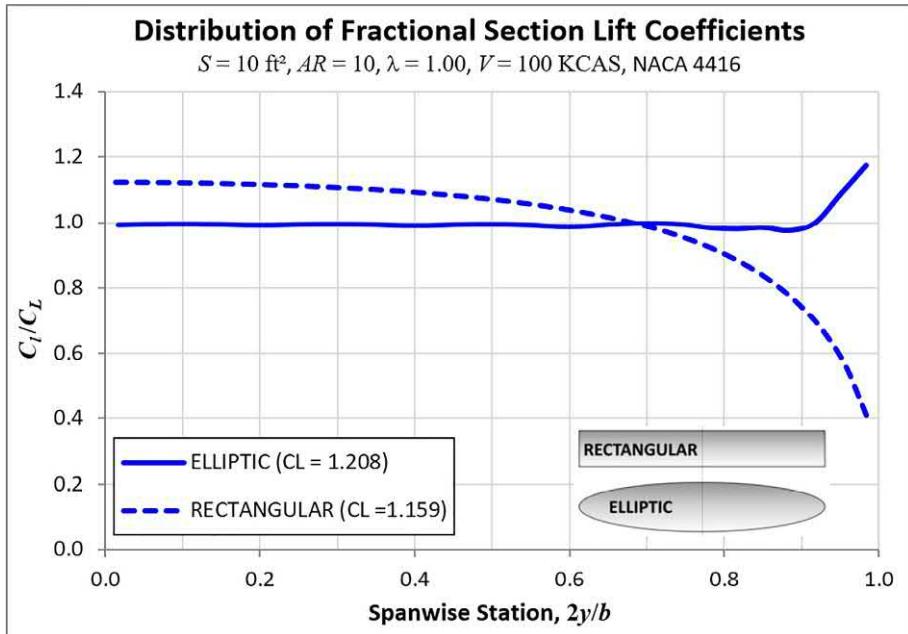


РИСУНОК 9-35 Сравнение коэффициента подъемной силы дробного сечения.

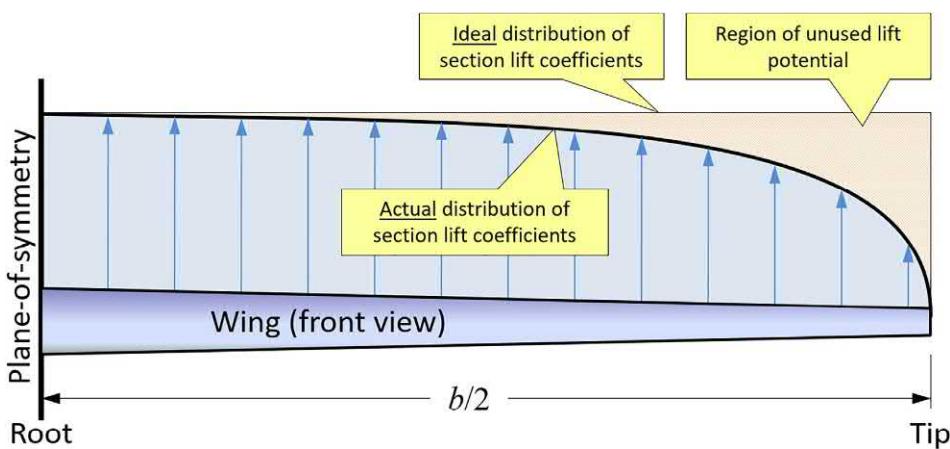


РИСУНОК 9-36 Идеальное, фактическое и неэффективное распределение подъемной силы.

других распределений, он требует наименьшего АОА при любой заданной скорости полета для поддержания высоты. С этой точки зрения его можно считать наиболее эффективным распределением, имеющимся в нашем распоряжении.

Второй вид распределения — это действительный распределение C_l . Он представляет то, что развивает указанное крыло, и оно отличается от идеального распределения. Область за пределами фактического распределения представляет неиспользованный потенциал подъемной силы. Чем меньше эта область, тем эффективнее крыло. Чем больше эта область, тем больше скорость сваливания и сопротивление, вызванное подъемной силой в крейсерском режиме. Скорость сваливания больше, потому что недостающая подъемная сила должна быть компенсирована за счет использования более высокого динамического давления. Индуцированное сопротивление больше, потому что недостающая подъемная сила должна быть компенсирована за счет большего АОА в крейсерском режиме. Важной целью проектирования несущих поверхностей является минимизация распределения неиспользуемой подъемной силы.

Существует одна хорошо известная форма крыла в плане, которая, по крайней мере в теории, обеспечивает идеальное распределение подъемной силы: эллиптическая форма в плане (см. [Рисунок 9-37](#)). Как назло, все гораздо сложнее. Крылья, разработанные для создания равномерного распределения C_l , имеют серьезный побочный эффект: плохие характеристики сваливания. Это вызвано тем, что все крыло сваливается в один и тот же момент (предполагая идентичный аэродинамический профиль от кончика до кончика). Как было сказано в предыдущем разделе, это привело бы к тому, что реальный самолет резко и неконтролируемо накренится в одну сторону — опасный сценарий, если самолет находится близко к земле. Таким образом, мы жертвуем частью эффективности ради безопасности. Это достигается в эллиптическом крыле с помощью комбинации аэродинамических профилей с высокой подъемной силой в области кончика и вымывания.

Еще одно важное наблюдение можно сделать из [Рисунок 9-37](#): Разница между распределением

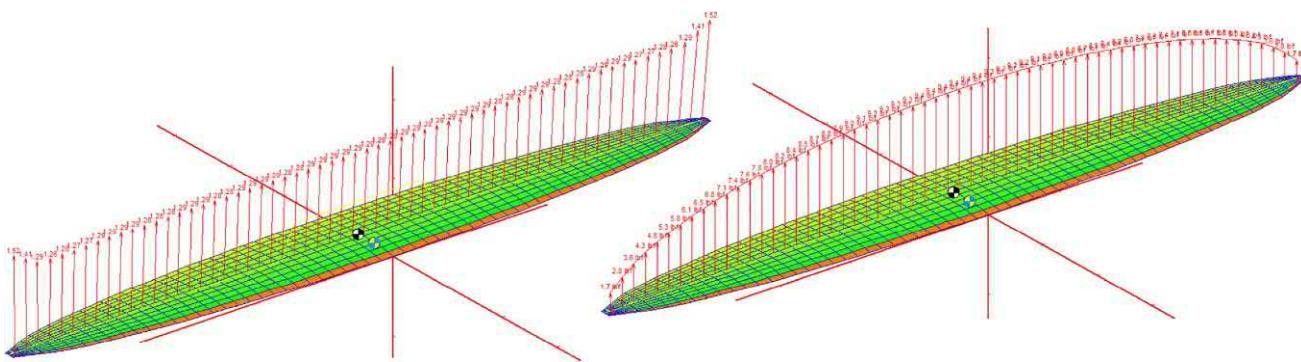
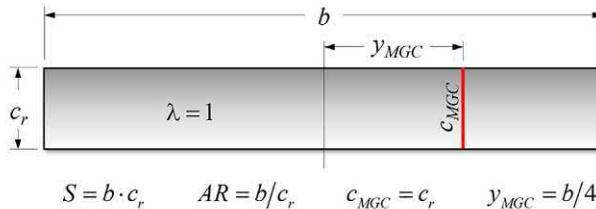


РИСУНОК 9-37 Разница между распределением коэффициентов подъемной силы сечения (слева) и подъемной силы (справа). Распределение коэффициентов подъемной силы сечения указывает на тенденцию к сваливанию и коэффициент индуцированного сопротивления. Распределение подъемной силы важно для структурных проблем. Рост коэффициентов подъемной силы сечения вблизи законцовок обусловлен несовершенной аппроксимацией формы сегментов крыла.



$$S = b \cdot c_r \quad AR = b/c_r \quad c_{MGC} = c_r \quad y_{MGC} = b/4$$

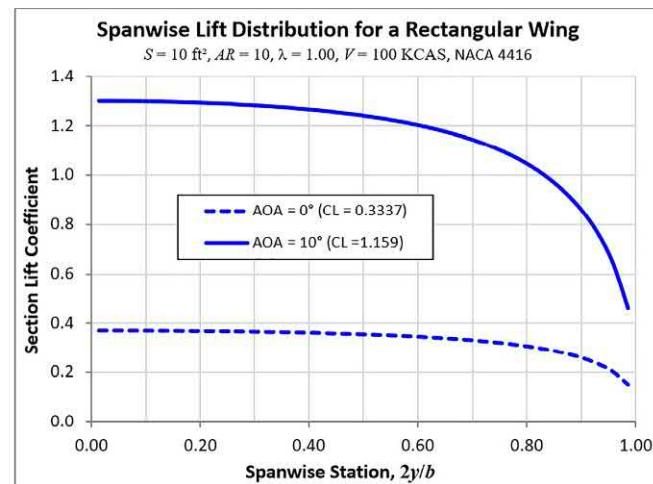


РИСУНОК 9-38 Основная геометрия и грузоподъемные характеристики постоянный аккордформа крыла в плане.

Коэффициенты подъемной силы сечения и подъемной силы по размаху крыла. В то время как распределение c_l является важным показателем для тенденции к сваливанию и коэффициента индуцированного сопротивления, распределение подъемной силы по размаху является обязательным для конструкций. Вертикальная сдвигающая сила определяется путем интегрирования распределенной подъемной силы по размаху. Изгибающие моменты получаются путем интегрирования сдвига по размаху. Имея это в виду, правый график Рисунок 9-18 показывает, что низкий λ уменьшает изгибающие моменты крыла, перемещая центр подъемной силы внутрь. Таким образом, конические крылья помогают уменьшить вес конструкции. Типичная экономия заключается в том, что изменение λ с 1 до 0,5 уменьшает изгибающий момент корня на 5%, в то время как изменение λ до 0,1 уменьшает изгибающий момент на 13%.

9.4.3 Постоянная хорда («Hershey Bar») Форма плана

Прозванная за простую геометрию постоянной хорды, эта форма плана широко используется. Распределение коэффициентов подъемной силы по размаху сечения, C_l , для батончика Hershey крыло показано на Рисунок 9-38. Это сделано для двух АОА: 0° и 10°. Для сравнения последняя кривая накладывается на все последующие формы плана, чтобы сравнить подъемную силу.

Распределение других плановых форм по отношению к крылу с постоянной хордой. Крыло Hershey-bar идеально подходит для учебных самолетов или самолетов, для которых стоимость производства имеет решающее значение. Плановая форма является плохим выбором для эффективных самолетов, таких как планеры или самолеты большой дальности. Обратите внимание, что следующие изображения предполагают, что передняя кромка направлена вверх, а задняя кромка вниз, и простые выражения площади крыла и АР предоставляются для удобства. Это сравнение реализовано с помощью метода вихревой решетки (VLM) с использованием коммерчески доступного кода SURFACES [26]. Все модели имеют 720 панелей и выровнены по средней линии профиля NACA 4416.

(1) Плюсы

(A) Уменьшение характеристик сваливания за счет снижения в сечении коэффициентов подъемной силы вблизи законцовки крыла (см.

Рисунок 9-38). Это способствует благоприятному развитию сваливания, которое начинается у корня и продолжается снаружи, делая кончик последним участком крыла, на котором происходит сваливание. Это очень желательно, поскольку обеспечивает важную устойчивость к крену при сваливании. (B) Поэтому смыв обычно не требуется.

(C) Более низкие производственные затраты, поскольку все ребра имеют

та же базовая геометрия, а лонжерон представляет собой балку постоянной толщины. Эта простота распространяется и на поверхности управления.

(2) Минусы

(A) Форма плана аэродинамически неэффективна и (B) развивает более высокое подъемное сопротивление, чем конические крылья с $\lambda > 0.1$. (C) Он менее эффективен конструктивно, поскольку его изгибающий момент выше, чем у конических крыльев.

(3) Образцы

Beech Model 77 Skipper, Piper PA-38 Tomahawk, Piper PA-28 Cherokee, Piper J-3 Cub, De Havilland of Canada DHC-6 Twin Otter и Short 360.

9.4.4 Эллиптические формы плана

Эллиптическая форма крыла в плане (см. [Рисунок 9-39](#)) наиболее известен своим использованием в британском Supermarine Spitfire, одном из самых грозных истребителей Второй мировой войны. Интересно, что аэродинамические свойства формы плана широко известны даже среди неспециалистов. При этом Spitfire не имел эллиптического крыла из-за опасений по поводу сопротивления, вызванного подъемной силой, а из-за того, как его корневая хорда простирается наружу. Первоначально она сужается очень медленно. Это обеспечивало достаточную толщину крыла для размещения шасси и внешнего положения пулеметов, которые были установлены за пределами радиуса пропеллера [27].

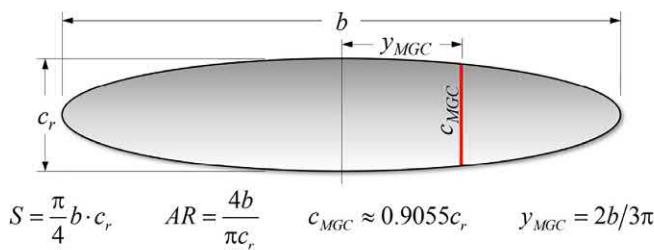


РИСУНОК 9-39 Основная геометрия и грузоподъемные характеристики эллиптической формы крыла в плане.

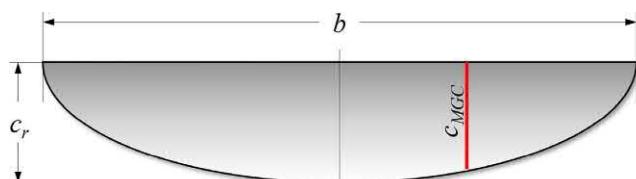


РИСУНОК 9-40 Базовая геометрия эллиптической формы плана спрямой LE и TE.

Форма плана, показанная на [Рисунок 9-39](#), является чистым эллипсом, поэтому линия средней хорды проходит от кончика до кончика. Нет требования, чтобы эллиптические крылья точно соответствовали этой геометрии. Вместо этого эллиптические крылья имеют геометрию, состоящую из двух половин разнородных эллипсов, соединенных в позициях между передней и задней кромкой — конфигурация, называемая двойной эллипс. Например, у Spitfire это было на 37% корневой хорды и прямой лонжерон на 27% корневой хорды. Его эллипс LE отличался от эллипса TE.

Эллиптические формы в плане с прямыми передними или задними кромками (см. [Рисунок 9-40](#)) распространены в самолетах с дистанционным управлением и иногда называются крыльями-серпунами. График [Рисунок 9-40](#) показывает, что распределение С_l для трех планформ одинаков, за исключением кончика. В то время как все три планформы создают похожий С_l ≈ 1.10°, тот, у которого прямой LE, создает более низкий коэффициент подъемной силы сечения на конце, чем другие, что подразумевает, что для улучшения характеристик сваливания требуется менее серьезные средства. Острый кончик вносит важные вязкие эффекты при более высоких АOA, которые делают линейные предсказания недействительными. Они обсуждаются в [Раздел 9.6.2, Отклонение от общих схем сваливания](#).

(1) Плюсы

(A) Равномерное распределение по размаху С_l результаты, которые делает план очень эффективным с точки зрения аэродинамики (см. [Рисунок 9-39](#)). (B) Он создает наименьшее сопротивление подъемной силы среди всех форм плана.

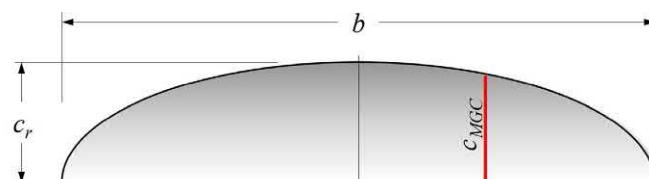
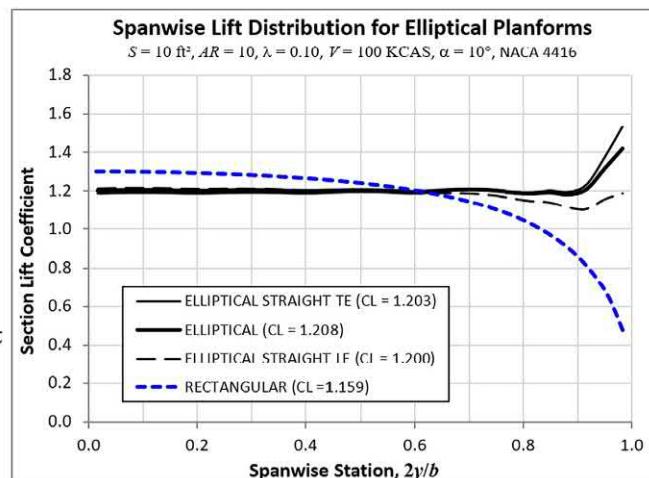


РИСУНОК 9-40 Базовая геометрия эллиптической формы плана спрямой LE и TE.

(2) Минусы

(А) Трудно изготавливать из-за его сложной структуры.

Фунтовые поверхности. Алюминиевые листы должны быть растянуты посредством гидроформовки (или аналогичной процедуры). Однако их легче изготовить с использованием современных композитов. (В) Поскольку коэффициенты подъемной силы сечения в основном одинаковы по размаху, все крыло сразу же остановится, если не будут приняты меры по улучшению этого. Это представляет серьезную проблему для операций на низкой скорости (или с высоким АОА). Исправления включают в себя аэродинамический профиль класса А с высокой подъемной силой в области кончика и вымывание. Spitfire использовал вымывание на 2,5 градуса[27].

(3) Образцы

Supermarine Spitfire, American Republic P-47 Thunderbolt, Heinkel He-70, He-112B, Mudry CAP-10 и CAP-20.

9.4.5 Прямо-конические формы плана

Список типов самолетов, которые используют эту форму крыла в плане, очень длинный. Общая коническая форма плана и ее распределение коэффициента подъемной силы по размаху показаны на Рисунок 9-41. Обратите внимание, что стреловидная версия этой формы плана обсуждается в Раздел 9.4.7, Стреловидные формы плана.

(1) Плюсы

(А) Основное преимущество конических крыльев перед Крыло Hershey-bar обеспечивает уменьшение изгибающих моментов.

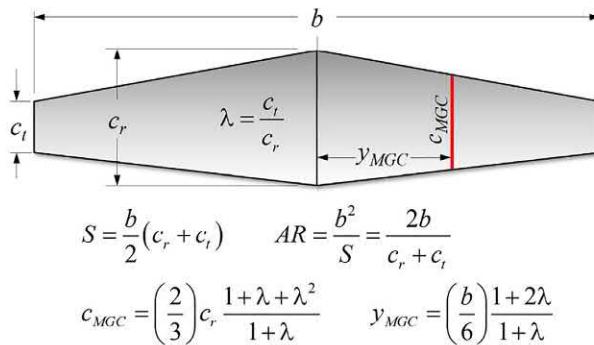


РИСУНОК 9-41 Основная геометрия и подъемные характеристики прямо-конической формы крыла в плане.

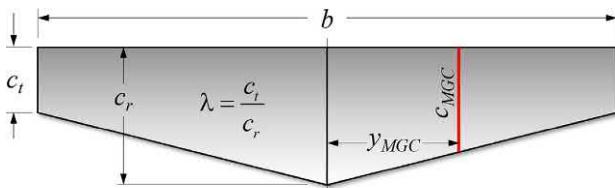


РИСУНОК 9-42 Основная геометрия прямой-ЛЕ и -ТЕ-конической формы крыла в плане.

Как было сказано ранее, изменение коэффициента конусности λ от 0,1 к 0,5 уменьшает изгибающий момент корня на 5%. Изменение этого значения на λ от 0,1 снижает его на 13%. Рисунок 15-22 показывает, как λ уменьшает сопротивление, вызванное подъемной силой. (В) По сравнению с эллиптической формой в плане линейный конус проще в изготовлении, что делает его идеальным для большинства самолетов.

(2) Минусы

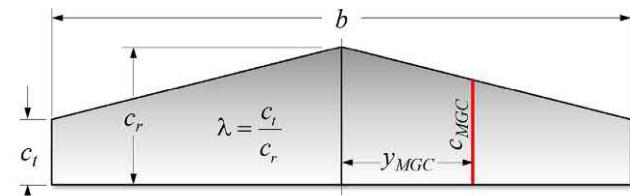
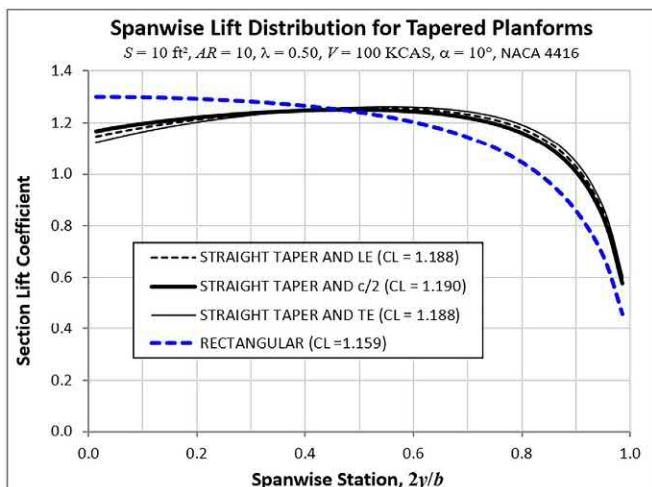
(А) Конус ухудшает характеристики срыва и требует средств правовой защиты, подобных тем, которые обсуждаются в Раздел 9.3.5, Закручивание крыла — размывание и размывание. (Б) Сложности производства возникают из-за различной геометрии каждого ребра.

(3) Прямые передние или задние кромки

Некоторые самолеты имеют прямое коническое крыло, передняя или задняя кромка которого перпендикулярна плоскости симметрии (см. Рисунок 9-42). Это означает, что линия четверти хорды (часто выбираемая для расположения главного лонжерона) смещена вперед или назад.

(4) Плюсы

(А) Улучшенная структурная и аэродинамическая эффективность по сравнению с конфигурацией постоянной хорды. (Б) Прямая форма плана LE может быть выгодной, если предвидится, что рабочий ЦТ будет слишком далеко впереди. Обратное справедливо для рабочих ЦТ, которые оказываются слишком далеко сзади.



(5) Минусы

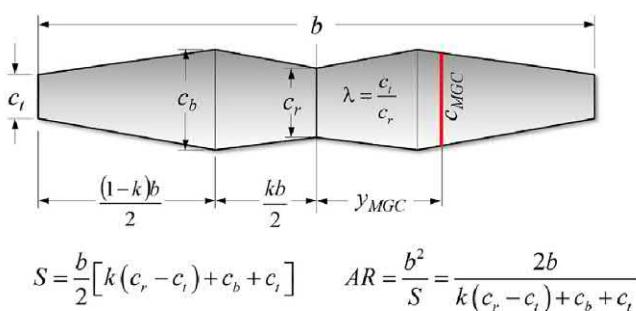
(A) Сложнее изготовить, чем постоянный аккорд крыло. (B) Прямой, неразрывный лонжерон, перпендикулярный плоскости симметрии, будет иметь изогнутые лонжероны. Если это исправить, выгнув лонжерон вперед, то цельный прямой лонжерон невозможен. (C) Линии шарниров поверхностей управления могут унаследовать значительную стреловидность, что делает их менее эффективными с точки зрения аэродинамики и может усложнить конструкцию системы управления. Прямое крыло с конической задней кромкой показано на [Рисунок 9-42](#). Многие из тех же аргументов «за» и «против» применимы и к этой форме плана.

(6) Образцы

Прямой LE: Arado Ar-79, Cessna 177 Cardinal, Commonwealth Ca-12 Boomerang, Fairey Barracuda и ряд самолетов Mooney имеют форму плана как для крыла, так и для стабилизирующих поверхностей. Прямой TE: Aermacchi MB-326 и MB-339, ВВС Великобритании Би-180 Студент, Злин Z-326, Z-526, Z-726 и Z-26.

9.4.6 Сложно-конические формы плана

Сложно-коническое крыло в плане состоит из двух конических секций: внутренняя секция имеет обратную конусность, а внешняя секция имеет стандартную конусность (см. [Рисунок 9-43](#)). Распределение подъемной силы этой формы плана показывает пик коэффициентов подъемной силы высокого сечения внутри (где должен начинаться срыв). Добавление небольшого вымывания к внешнему крылу не повредит. Без вымывания можно утверждать, что форма плана обеспечивает большую подъемную силу при заданном АOA, чем крыло Hershey-bar, но возникает вопрос, стоит ли сложная структура усилий. Тем не менее, возможно, разрыв LE улучшает управление срывом, разделяя форму плана на сегменты с низким AR.



For y_{MGC} and c_{MGC} use Equations (9-25) and (9-27).

Образцы

Самый известный самолет с такой формой плана — Westland Lysander, британский одномоторный самолет-наблюдатель с коротким взлетом и посадкой (STOL), разработанный в 1930-х годах. Его проектированием руководил Тедди Петтер, который также руководил проектированием таких самолетов, как Westland Whirlwind, Folland Gnat, English-Electric Canberra и English-Electric Lightning.[\[28\]](#) Причиной такого выбора стала видимость для пилота — его способность взлетать и посадку можно объяснить его системой подъемной силы, а не самой формой самолета в плане.

9.4.7 Стреловидные формы в плане

Как и коническое крыло, стреловидное крыло является одной из наиболее используемых форм в авиации. Все коммерческие реактивные самолеты используют стреловидные крылья, а многие самолеты с низкой скоростью полета используют задние стреловидные стабилизирующие поверхности. Это требует более подробного обсуждения.

(1) Классы стреловидных крыльев в плане

Полезно классифицировать стреловидные крылья на основе коэффициента конусности λ . Давайте определим три класса: $\lambda < 1$, $\lambda \approx 1$, $\lambda > 1$ (см. [Рисунок 9-44](#) и [9-45](#)). Большинство самолетов со стреловидным крылом относятся к первой категории. Большинство высокоскоростных военных и пассажирских транспортных самолетов имеют коническую заднюю стреловидность.

Два других класса содержат лишь несколько примеров. Примеры самолетов, для которых $\lambda \approx 1$ включают Northrop Grumman B-2 Spirit, Dunne Monoplane и Biplane (разработанные в 1910-х годах Джоном У. Данном (1875–1949)), English Electric Lightning, MiG-8 Outcast, MiG I-320, MiG-17, Sukhoi Su-15P и Yakovlev Yak-25. Несколько известно автору, единственным претендентом в третьей категории ($\lambda > 1$) является Republic XF-91 Thunderceptor. Его большая хорда концевой заточки уменьшает сопротивление для улучшения управляемости на низкой скорости. Также он задерживает образование ударной волны на высоких дозвуковых скоростях.

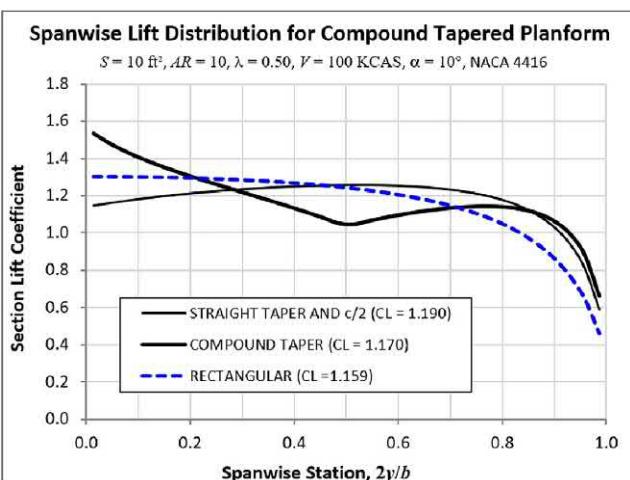


РИСУНОК 9-43 Основная геометрия и грузоподъемные характеристики составной конической формы крыла в плане.

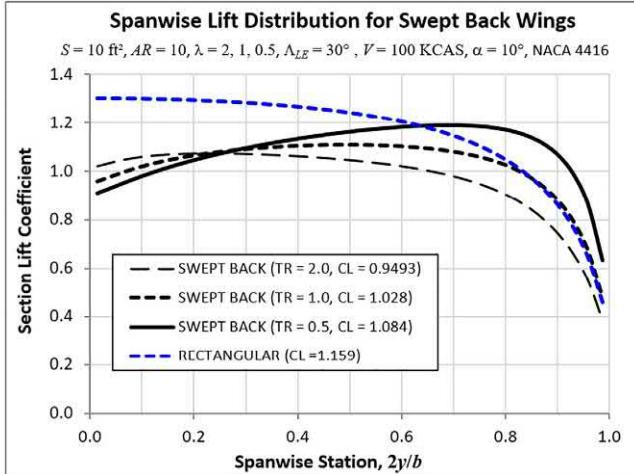
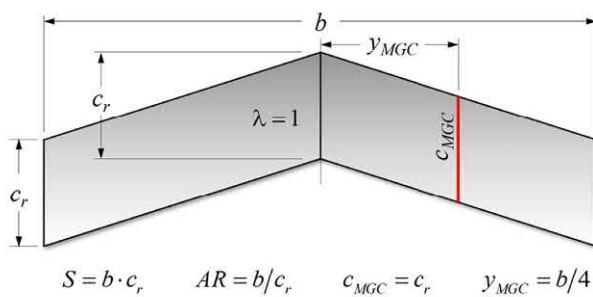


РИСУНОК 9-44 Базовая геометрия постоянной хордыстреловидныйформа крыла в плане.

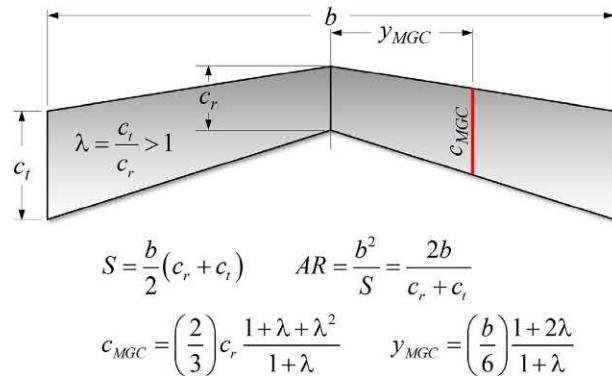
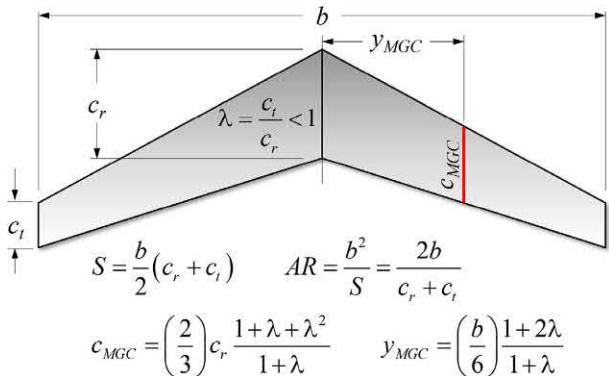


РИСУНОК 9-45 Основная геометрия коническийи обратно-конический стреловидныйформа крыла в плане.

(2) Кормовая стреловидная форма в плане — плюсы

(A) Перемещает образование скачков уплотнения в область с большим числом Маха (видеть [Раздел 9.3.3](#)). Угол стреловидности крыла). (B) Менее подвержен флаттеру, чем конфигурации с прямой и обратной стреловидностью. Это происходит из-за аэроупругого уменьшения угла атаки законцовки крыла из-за положительной подъемной силы. (C) Конфигурация с задней (или передней) стреловидностью может использоваться для решения незначительных проблем с положением ЦТ. Messerschmitt Me-262 Schwalbe был первым реактивным самолетом, оснащенным стреловидным крылом с обратной стреловидностью. Его угол стреловидности составляет 18,5° был слишком скромным, чтобы повлиять на расходимость сопротивления. Скорее, его реактивные двигатели Junkers Jumo оказались тяжелее, чем ожидалось, и смешили его ЦТ назад. Первоначально прямые крылья были смещены назад, чтобы решить эту проблему [29]. (D) Уменьшает трансзвуковое и сверхзвуковое сопротивление. (E) Увеличивает скорость барфинга (важно для истребителей) [13]. (F) Вызывает постепенное снижение Сл околосзвуковому диапазону, контрастируя с резким сокращением прямых крыльев. (G) Уменьшает смещение аэродинамического центра в околосзвуковую диапазоне по сравнению с прямыми крыльями.

(3) Кормовая стреловидная форма в плане — минусы

(A) Сокращенный Сл_{max} ужесточает требования к взлетно-посадочной полосе. (Б) Сокращенный Сл требует более высокого положения носа вверх на малых высотах

скорости полета, ограничение Сл во время ТО. (C) Стреловидные крылья с высокой стреловидностью AR подвержены реверсу по крену. (E) Сниженная эффективность поверхности управления. (D) Размах конструкции больше фактического размаха крыла и в сочетании с большим кручением крыла приводит к утяжелению конструкции. (Е) Ухудшение воздушного потока в области законцовки по мере увеличения АOA (см. [Раздел 9.6.4](#)). Причина обтекания по размаху крыла стреловидной формы в плане). Вблизи сваливания это вызывает сильный момент тангажа носа и сопутствующее снижение устойчивости крена и эффективности элеронов. Это также ограничивает полезное Сл-range. (F) Склонен к асимметричному сваливанию из-за раннего сваливания на конце. Это вызывает ужасные характеристики сваливания с резкими скатываниями, требуя агрессивных мер, таких как предкрылки (крыльевые ограждения могут быть неадекватными) и, иногда, защиты оболочки. (G) Центр подъемной силы за креплением корня крыла увеличивает кручение крыла, увеличивая вес планера. (H) Более восприимчив к реверсу элеронов, поскольку подъемная сила уменьшает АOA кончика из-за аэроупругих эффектов. Это усиливается отклонением элеронов. (I) Проблемы с топливными баками крыла. Например, когда самолет поворачивается для взлета и начинает подниматься, топливо будет течь к кончику и задней стороне бака, смешая ЦТ назад. Это решается с помощью односторонних клапанов-откидных створок, называемых обратные клапаны. Они пропускают только топливо

внутренний[30]. Крупные транспортные самолеты, некоторые из которых перевозят до 40% своего общего веса в топливе, могут испытывать большие изменения в расположении ЦТ по мере расходования топлива. Это часто требует компьютерной системы управления топливом, которая отслеживает и контролирует, как используется топливо из крыльевых баков.

(4) Форма плана с прямой стреловидностью — плюсы

(A) Уменьшенные коэффициенты подъемной силы сечения на конце (см. Рисунок 9-46). Это одно из его основных аэродинамических преимуществ. Он обеспечивает сваливание внутреннего крыла первым, давая конфигурации большую устойчивость к крену при сваливании (также при тяге большого g). (B) Уменьшенная нагрузка на концевую часть улучшает авторитет элеронов при высоком АOA (хотя и компенсируется стреловидными шарнирными линиями). (C) Поток по размаху направлен внутрь, а не наружу, где фюзеляж действует как концевая пластина, уменьшая его пагубное воздействие.

(5) Форма плана с прямой стреловидностью — минусы

(А) Расходящаяся аэроупругая деформация. АOA
Законцовка крыла увеличивается из-за того, что центр подъемной силы находится впереди корня крыла. Это увеличивает кручение, еще больше увеличивая АOA и способствует расходящейся аэроупругости. (B) Эта тенденция требует более жесткого крыла, увеличивая его вес.

Первой крупной разработкой конфигурации крыла с обратной стреловидностью был немецкий самолет Junker Ju-287. Интересное обсуждение его разработки дано в Ref. [8]. Эта конфигурация использовалась в нескольких других проектах, включая Grumman X-29, HFB-340 Hansajet и Sukhoi Su-47. Ref.[31] дает прекрасное представление о разработке X-29. Небольшая стреловидность вперед распространена, например, в планерах и ряде самолетов GA. Однако это всегда исправление ЦТ и не связано со сжимаемостью.

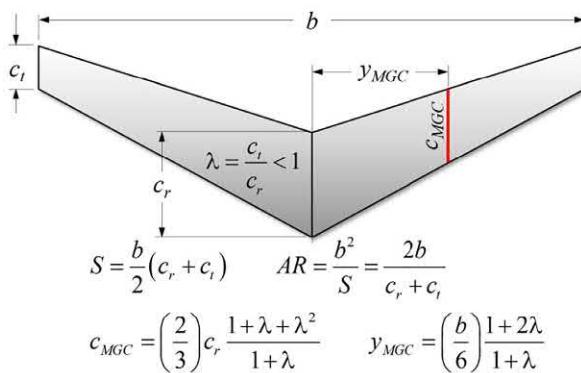


РИСУНОК 9-46 Базовая геометрия и основные подъемные характеристики крыла с обратной стреловидностью в сравнении с крылом с постоянной хордой и коническим стреловидным крылом в плане.

(6) Переменная стреловидная форма в плане

Форма плана переменной стреловидности (см. схему на Рисунок 9-47) восходит к немецкому самолету Messerschmitt P.1101, неполный прототип которого был обнаружен в конце Второй мировой войны. Он имел поворотную конструкцию крыла, угол стреловидности которого выбирался и устанавливался вручную перед каждым полетом. Позже эта инновационная конструкция привела к появлению моделей истребителей и бомбардировщиков, таких как General Dynamics F-111, Grumman F-14, Sukhoi Su-17, MiG-23 и Panavia Tornado. Эта конфигурация не используется ни в одном самолете GA, поскольку она увеличивает вес и сложность системы управления, и это лишь некоторые из них. Она подходит для сверхзвуковых самолетов, где она решает проблемы на высоких и низких скоростях пределов диапазона полета. Она включена сюда для полноты картины.

9.4.8 Изогнутые формы плана

Термин коленчатый относится к прерывистой передней или задней кромке крыла. Такие формы в плане являются обычными.

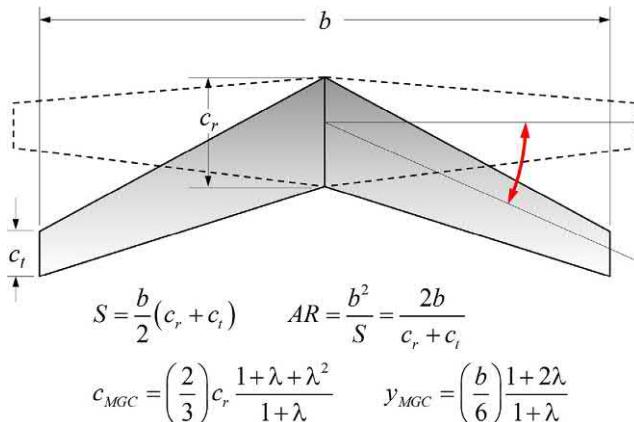
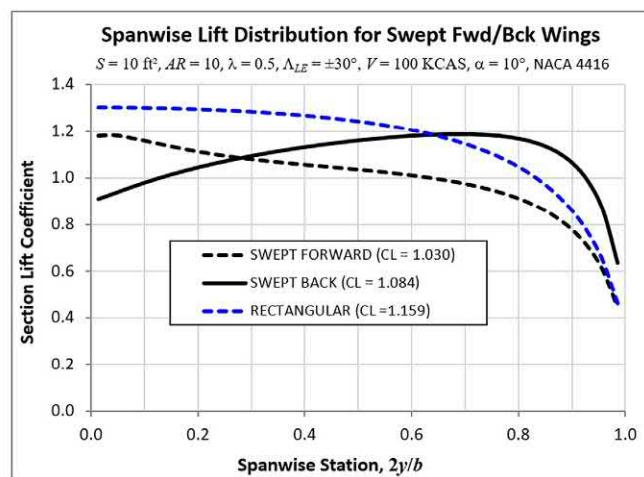


РИСУНОК 9-47 Основная геометрия переменной развертки крыла в плане.



Многие одномоторные самолеты Cessna имеют изогнутые крылья, как и другие популярные самолеты, такие как Piper PA-28 Cherokee Archer или Beechcraft Bonanza. Хотя двойная дельта-план считается отдельным классом, она также является изогнутой. Фактически, любой самолет, который имеет удлинение передней кромки, попадает в эту категорию. Однако, по соглашению, двойные дельты считаются членом семейства дельта-крыльев.

(1) Общий изогнутый план

Изогнутая форма плана (см. [Рисунок 9-48](#)) обсуждается в [Раздел 9.2.3](#), Геометрическая формулировка изогнутой формы плана. Помимо многих самолетов общей авиации, эта компоновка является распространенной для коммерческих и деловых самолетов.

(2) Полуконическая форма в плане

Полуконическая форма в плане имеет внутреннюю часть с постоянной хордой и коническую наружную часть (см. [Рисунок 9-49](#)). Это увеличивает коэффициенты подъемной силы сечения на внешнем крыле, повышая его эффективность по сравнению с крылом Hershey bar. Побочным преимуществом этого является повышение эффективности элеронов. Недостатком является добавленный

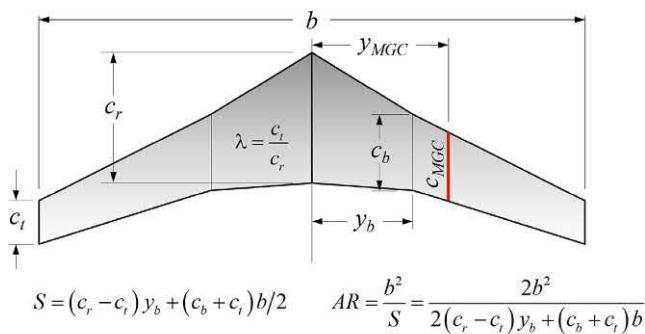
сложность конструкции и снижение эффективности элерона, если его линия шарнира становится сильно стреловидной. Конфигурация наиболее известна по семейству одномоторных самолетов Cessna; 150, 152, 172, 182, 206 и многим другим. Она также используется на самолетах Piper PA-28 Warrior и Cherokee Archer.

(3) Форма плана в виде полумесяца

Несмотря на то, что он был великолепно задуман, Полумесяцформа крыла в плане (см. [Рисунок 9-50](#)) использовалась ограниченно. Он наиболее известен по использованию на британском Handley-Page Victor. Его крыло было разделено на три секции: внутреннюю, центральную и внешнюю. Внутренняя секция содержит два турбореактивных двигателя, центральная секция содержит шасси, а внешняя секция свободна от таких обязанностей. Такая компоновка потребовала толстого внутреннего аэродинамического профиля ($t/c \approx 0.22$), умеренно толстый центральный аэродинамический профиль и тонкий внешний аэродинамический профиль ($t/c \approx 0.04$). Чтобы волновое сопротивление оставалось управляемым (а это зависит от t/c), внутреннее крыло имеет наибольший угол стреловидности (53°) и подвесной двигатель меньше всего (22°). Это позволило обеспечить постоянную M_{crit} поддерживаться вдоль крыла и приводит к более эффективной реакции изгибающих моментов. Дополнительным преимуществом этой конструкции является улучшенная реакция крена элерона, уменьшенная тенденция к срыву на конце и последующему подъему носа [32].

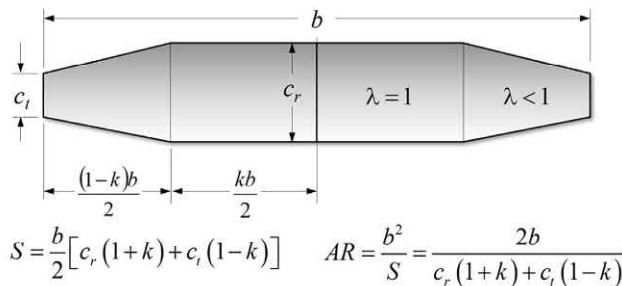
(4) План Шумана

Назван в честь Вила Шумана, который в статье 1983 года [33] утверждал, что прямая задняя кромка и задняя стреловидная законцовка крыла уменьшают градиенты давления по размаху и, таким образом, поток по размаху вдоль задней кромки при более высоком АОА. Это подавляет образование области разделения, простирающейся от законцовки крыла до корня, уменьшая сопротивление. Это встречается на нескольких современных планерах, например, Stenme S-10 и DG-1000. Этот стиль крыла также был введен на самолетах местных линий, таких как Dornier Do-228, Dornier



For y_{MGC} and c_{MGC} use Equations (9-25) and (9-27).

РИСУНОК 9-48 Основная геометрия коленчатой формы крыла в плане.



For y_{MGC} and c_{MGC} use Equations (9-25) and (9-27).

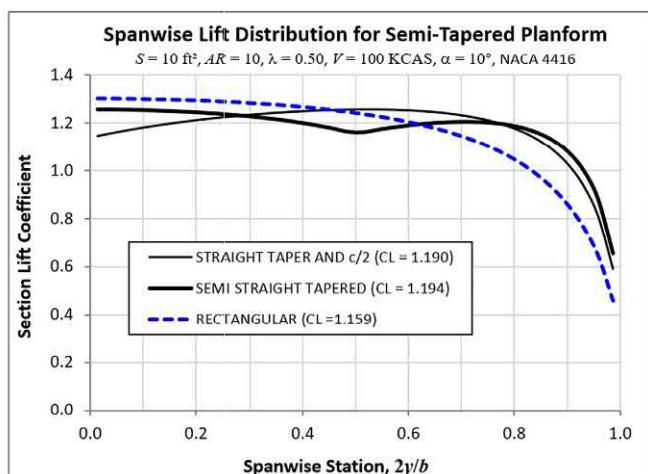
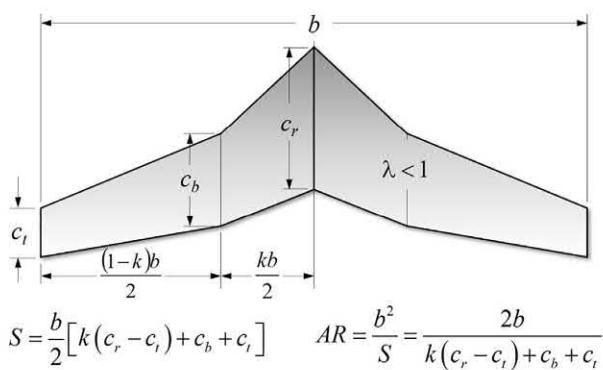


РИСУНОК 9-49 Основная геометрия и грузоподъемные характеристики полуконической крыло, по сравнению с крылом с постоянной хордой и конической стреловидной формой в плане.



For y_{MGC} and c_{MGC} use Equations (9-25) and (9-27).

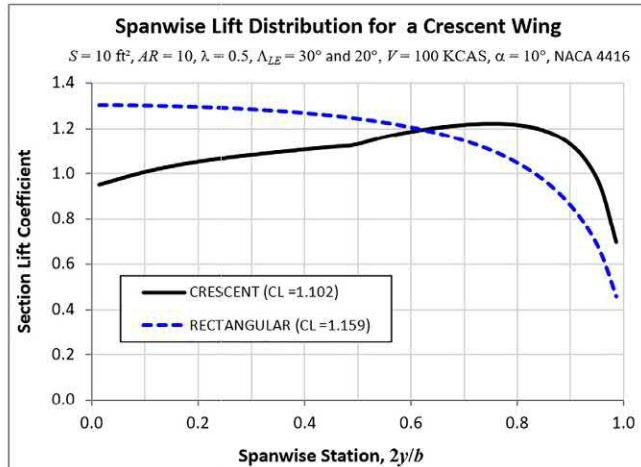
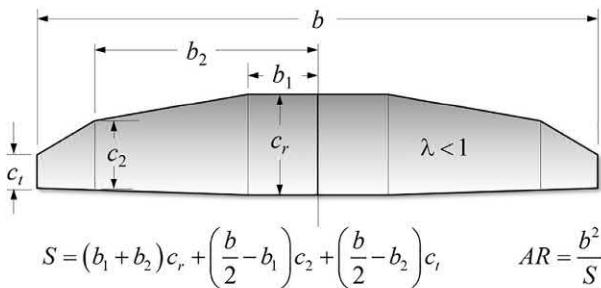


РИСУНОК 9-50 Основная геометрия и грузоподъемные характеристики полумесяцформы крыла в плане.



For c_{MGC} and y_{MGC} use composite centroid analysis.

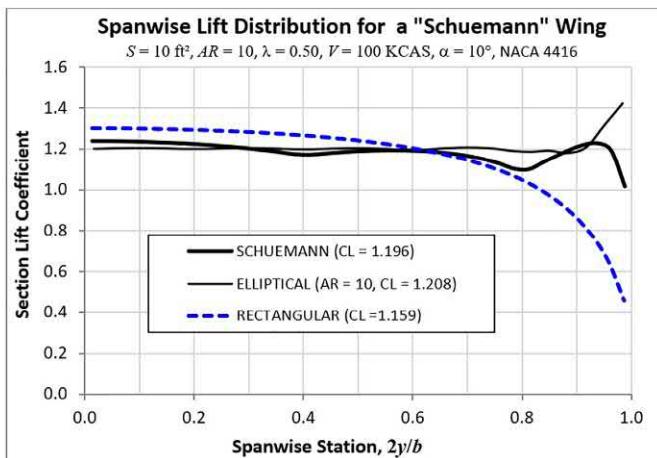


РИСУНОК 9-51 Основная геометрия и подъемные характеристики Шуманформы крыла в плане.

328 и Fairchild-Dornier 328JET. Дополнительная информация представлена в ссылках.[34, 35].

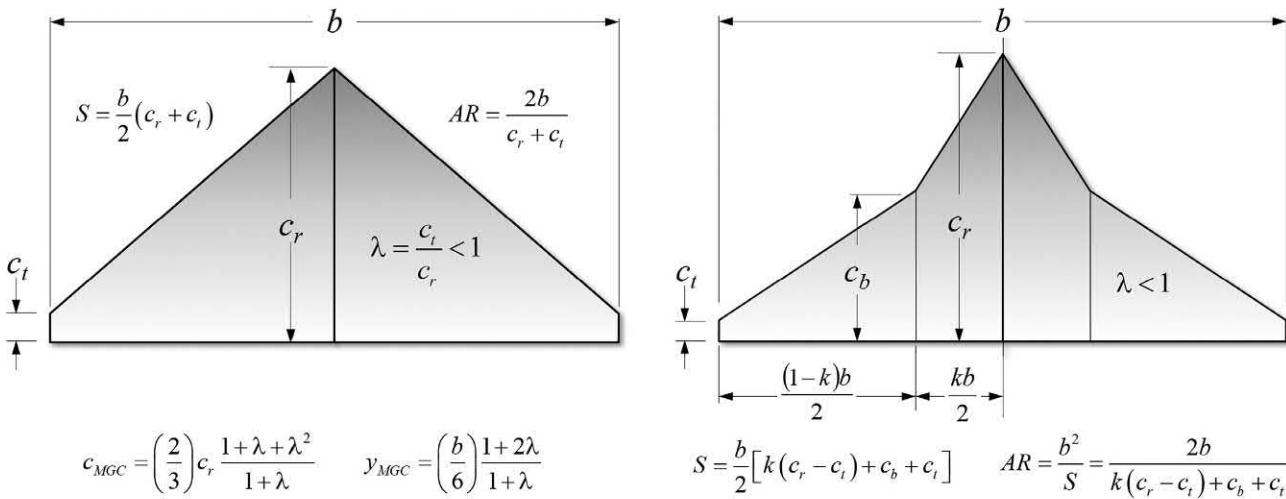
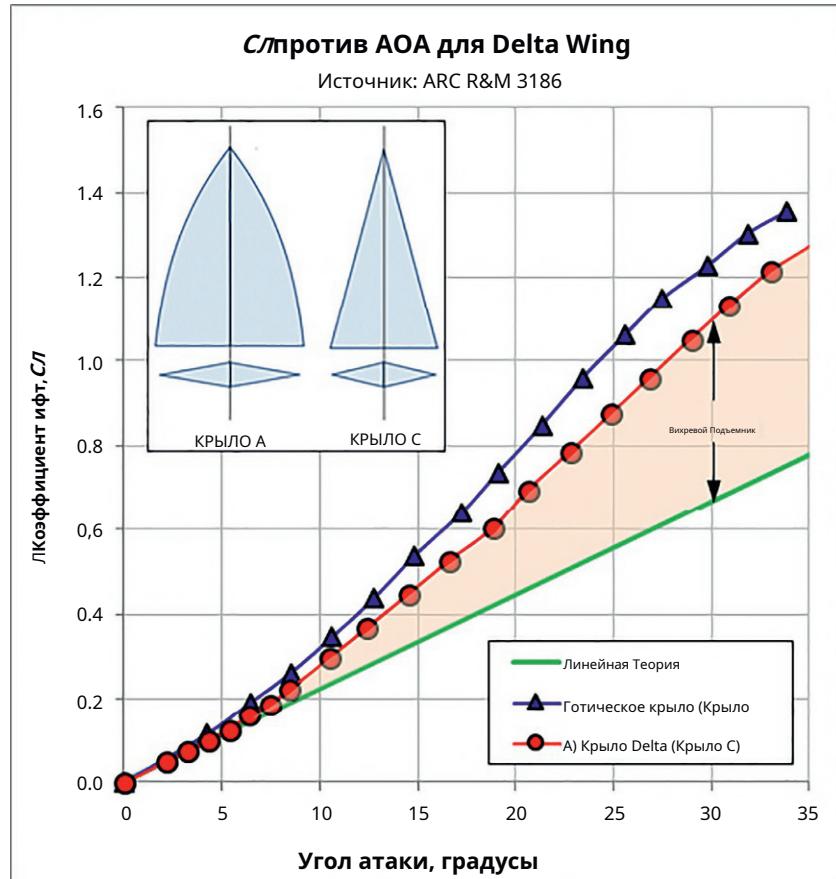
Рисунок 9-51 показывает основные размеры формы плана и распределение коэффициентов подъемной силы сечения по отношению к форме Херши-бара и эллиптической форме плана. Распределение приближается к распределению эллиптической формы плана, что приводит к снижению сопротивления, вызванного подъемной силой. Поскольку крыло проще в изготовлении, чем эллиптическое крыло, это объясняет его популярность среди планеров. График показывает ранний срыв потока на конце как потенциальную проблему из-за его резкого внешнего сужения. Тем не менее, законцовка крыла Dornier 228 и 328 рекламируется как работающая как скосшенные законцовки крыла (видеть Раздел 10.5.7, (Скошенная законцовка крыла)). Законцовки крыла планера при высоком АОА значительно прогибаются из-за аэроупругих эффектов. Это разгружает законцовку крыла и нагружает центральную часть крыла, которая затем сваливается до законцовки крыла. По этой причине планеры обычно имеют хорошие характеристики сваливания. Короткие, жесткие крылья для самолетов GA не будут прогибаться так сильно, как крыло с высоким AR. Таким образом, может потребоваться рассмотреть решающее смыновое крыло на законцовке.

9.4.9 Дельта-планы

(1) Форма в форме дельты в плане

Треугольное крыло предназначено для высокодозвуковых или сверхзвуковых самолетов, а не для низкодозвуковых самолетов. Хотя возможно использовать треугольные крылья для этой цели (как это видно на примере Dyke Delta), выбор трудно оправдать по причинам, отличным от удовольствия от полета и сокращения пространства в ангаре. Deltas сваливание при высоком АОА и низком $C_{L_{max}}$ по сравнению с прямым крыльем. Например, 2000-футовый Сообщается, что самолет Dyke JD-2 Delta останавливается на высоте около 61–65 тыс. км по центру США.[36]. Это означает его 173 фута крыло генерирует $C_{L_{max}}$ ОКОЛО 0,8–0,9. Это 60%–65% возможностей обычного прямого крыла. Рисунок 9-52 показаны типичные кривые подъемной силы для дельтавидных крыльев[37]. Рисунок 9-53 показывает его базовую геометрию. Обратите внимание, что две сравниваемые дельты производят C_L -1.0 в α -25–28°. Обычные крылья развивают это около 10°, плюс-минус. Это означает, что самолет должен либо приземлиться под чрезмерным углом наклона палубы, либо «прийти горячим». Это обуславливает их требования к более длинным дистанциям ТО и посадки.

РИСУНОК 9-52 Кривые подъемной силы для двух типов дельта-крыльев.
На основе работы Д. Х. Пекхэма «Испытания в аэродинамической трубе на малых скоростях ряда неизогнутых тонких заостренных крыльев с острыми кромками», Совет по аэронавигационным исследованиям, R.&M. № 3186, 1959.



For y_{MGC} and c_{MGC} use Equations (9-25) and (9-27).

РИСУНОК 9-53 Основная геометрия дельтаидвойной дельтаформы крыла в плане.

Кроме того, их низкий АР производит плохой L/D_{max} , что вызывает беспокойство в случае аварий с отказавшим двигателем и дальности полета. Наиболее известным самолетом, использующим эту конфигурацию, является МиГ-21 (имеет НТ) и Dassault Mirage III (без НТ) и его различные производные самолеты (например, Mirage IV, 2000, Rafale).

Несмотря на это мрачное введение, дельта-крылья отлично подходят для сверхзвуковых самолетов и высокоскоростных истребителей. Сверхзвуковые самолеты обычно имеют аэродинамические профили ст/около 3%-6%. Это создает множество проблем для конструкции крыла. Большая корневая хорда дельта-крыла обеспечивает значительную структурную толщину, что позволяет приземляться

Также необходимо разместить снаряжение и топливо. У него есть еще один туз в рукаве. Линия в [Рисунок 9-52](#) представляет то, что теория потенциального потока предсказывает, как подъемная сила должна меняться с AOA. Однако испытания в аэродинамической трубе показывают, что для $AOA > 5^\circ$, фактический подъем превышает этот прогноз. Это вызвано сильным вихрем, который формируется вдоль его LE и область низкого давления которого обеспечивает значительное увеличение подъема. Этот дополнительный подъем называется вихревой подъемом. Это вязкое явление, не предсказываемое линейным потенциальным потоком. Можно утверждать, что если бы не эта подъемная сила, самолеты с треугольным крылом были бы непрактичны. Метод оценки подъемной силы дельта-крыльев представлен в [Раздел 9.5.7](#).

(2) Форма в плане с двойной дельтой

Двойная дельта (см. [Рисунок 9-53](#)) также известен как составная дельта. Они создают пару вихрей над каждым крылом, а не один вихрь. Они мешают друг другу. Получающаяся система увеличивает подъемную силу двойного дельта по сравнению с обычным дельта, делая сверхзвуковой истребитель гораздо более маневренным [13]. Такая конфигурация использовалась на военных самолетах, таких как SAAB J-35 Draken и General Dynamics F-16E «Cranked Arrow».

9.4.10 Некоторые экзотические формы плана

(1) Форма в плане дисковая или круглая

Дискообразная форма плана в [Рисунок 9-54](#) это то, что ни один уважающий себя авиаконструктор не предлагает в качестве основной подъемной поверхности. Возможно, вдохновленная модой на наблюдения НЛО в 1950-х годах, уважаемая, но давно не существующая компания Avro Canada Ltd., в которой когда-то работало около 50 000 человек, осмелилась разработать AVRO Canada VZ-9A. Среди любителей НЛО он получил прозвище «автомобиль AVRO» или «Проект 1794». Секретный военный проект,

НЛО-подобный Avrocar использовал эффект Коанда для создания подъемной силы и тяги. Проект был отменен в 1961 году, когда стало ясно, что недостаточная тяга и проблемы со стабильностью помешают его успеху.

[Рисунок 9-54](#) сравнивает распределение подъемной силы по размаху диска с эллиптическим и стержневым крылом Херши. Несмотря на равномерное распределение C_L (в конце концов, что такое круг, как не эллипс с равными малой и большой осями), график подчеркивает неэффективность этой формы плана: она едва выжимает треть подъемной силы при выбранном угле атаки (10°). Его подъемная сила выходит за рамки предсудительного. Несмотря на это, это идеальная форма для диска радара, установленного на разведывательном или дальнем дальнем радиолокационном самолете (AWACS), например, Boeing E-3 Sentry или Grumman E-2 Hawkeye. Знание аэродинамических свойств диска необходимо для обеспечения устойчивости и управления.

(2) Другие конфигурации

Четыре другие конфигурации показаны на рисунке. [Рисунок 9-55](#): оживальное, соединенное крыло, смешанное крыло-тело и ромбовидная форма плана. Кривые распределения подъемной силы для этих форм здесь не будут представлены, поскольку эти формы плана являются узкоспециализированными или экспериментальными.

9.5 ПОДЪЕМНАЯ СИЛА И МОМЕНТ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛЬЕВ

В этом разделе будут оценены 3-мерные характеристики подъемной силы и момента крыла. Сопротивление рассматривается в [Глава 16](#). Анализ сопротивления самолета. Здесь будут рассмотрены несколько важных характеристик, включая построение трехмерной кривой подъемной силы, оценку эффективности размаха и максимального трехмерного коэффициента подъемной силы и др. Подъемная сила, сопротивление и момент тангажа

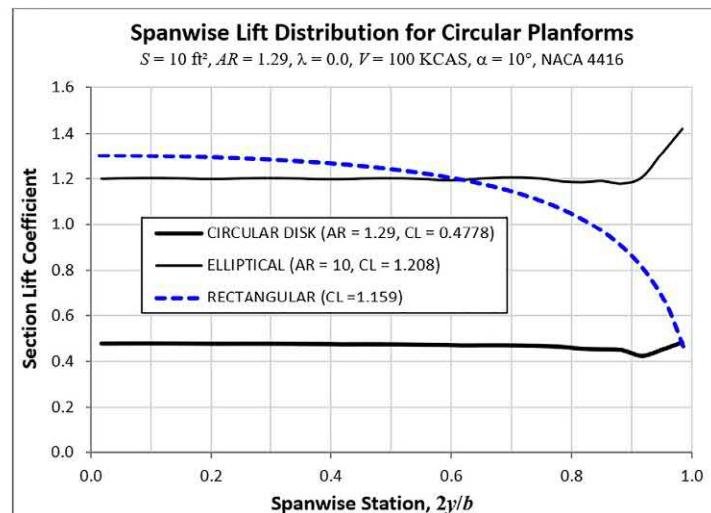
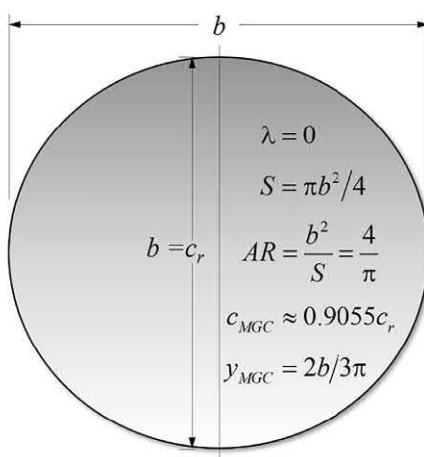


РИСУНОК 9-54Основная геометрия и грузоподъемные характеристики диска или круглой формы крыла в плане.

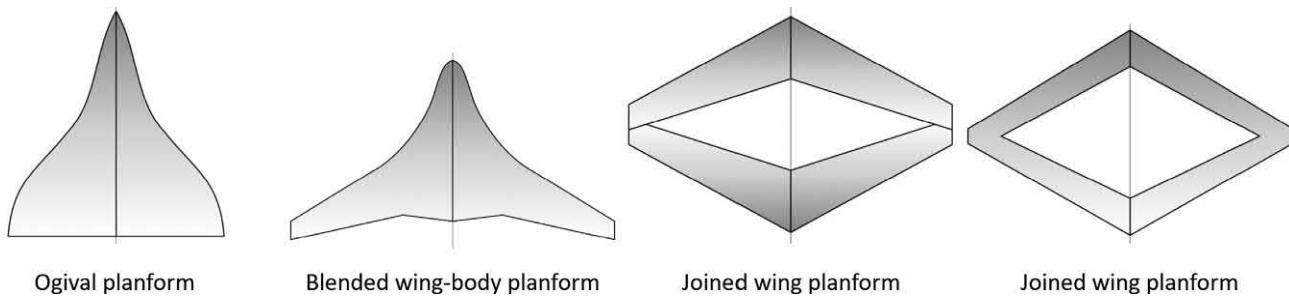


РИСУНОК 9-55 Избранные нетрадиционные формы крыла в плане.

всегда преобразуется в форму безразмерного коэффициента, чтобы обеспечить возможность переноса (см. Уравнения 8-6 и 8-7). Коэффициенты подъемной силы, сопротивления и момента тангажа для трехмерного тела приведены ниже:

$$\begin{aligned} L^{\frac{1}{4}} & \frac{1}{2} \rho V^2 C_L K_L \\ D^{\frac{1}{4}} & \frac{1}{2} \rho V^2 C_D K_D \\ M^{\frac{1}{4}} & \frac{1}{2} \rho V^2 C_M K_M \end{aligned} \quad (8.7)$$

Переменные были определены в Главе 8. Рисунок 9-56 показывает, как действуют подъемная сила, сопротивление и момент на крыло аэродинамический центр (ac), как указано в нижнем индексе «у». Если распределение хорды по размаху, $c(y)$, и коэффициенты подъемной силы сечения (C_L), сопротивления профиля аэродинамического профиля (C_D), и момент тангажа (C_M) известны, 3-мерный коэффициент подъемной силы (C_L), коэффициент сопротивления профиля (C_D), и момент тангажа (C_M) для «чистого» крыла оценивается с использованием

$$C_L^{\frac{1}{4}} = \frac{2}{C_0} C_{L0} \frac{c_{\delta y}^2}{c_{\delta y}^2 + c_{\delta D}^2} \quad (9-58)$$

$$C_D^{\frac{1}{4}} = \frac{2}{C_0} C_{D0} \frac{c_{\delta y}^2}{c_{\delta y}^2 + c_{\delta D}^2} \quad (9-59)$$

$$C_M^{\frac{1}{4}} = \frac{2}{C_0} C_{M0} \frac{c_{\delta y}^2}{c_{\delta y}^2 + c_{\delta D}^2} \quad (9-60)$$

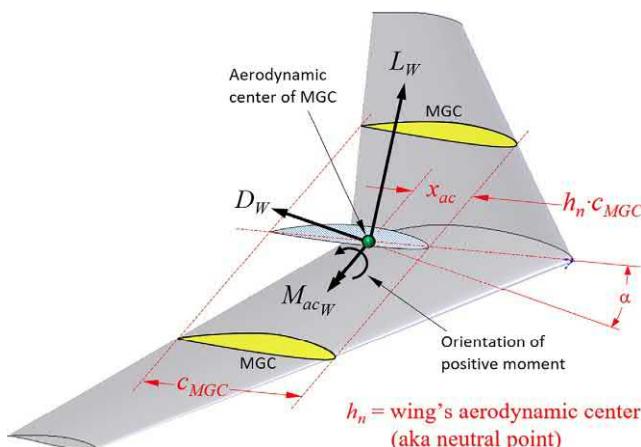


РИСУНОК 9-56 Подъемная сила крыла, сопротивление и момент, действующие на крыло аэродинамический центр.

Обратите внимание, что полный коэффициент сопротивления требует включения коэффициента сопротивления, вызванного подъемной силой.

9.5.1 Свойства трехмерной кривой подъема

Рисунок 9-57 показывает типичную трехмерную кривую подъемной силы для всего самолета (крылья, фюзеляж, хвост и т. д.) для диапазона угла атаки -90° до $+90^\circ$. Он основан на фактических данных испытаний в аэродинамической трубе. Геометрия самолета формирует кривую и делает ее отличной от аэродинамических профилей, используемых для подъемных поверхностей. Можно сделать два важных наблюдения. Первое — это линейный диапазон при низком АОА (здесь диапазон -7° до $+9^\circ$). Его размер зависит от геометрии и эксплуатационных скоростей полета (через числа Рейнольдса). Второе наблюдение — это удивительно большие значения Сл (около $14-50^\circ$ и $+50^\circ$). Они обусловлены высоким сопротивлением в этих АОА.

(1) Сл при нулевом АОА, C_{L0}

Значение коэффициента подъемной силы, создаваемого крылом при нулевом АОА. Имеет большое значение, поскольку влияет на угол атаки (AOI) для установки крыла. Обычно он находится в диапазоне от 0 (симметричные аэродинамические профили) до 0,6 (аэродинамические профили с высокой кривизной). Он отрицателен для аэродинамических профилей с низкой кривизной (например, аэродинамические профили с плоской верхней частью, используемые вблизи корневой части реактивных самолетов с высокой звуковой скоростью - см. Рисунок 26-32). Когда речь идет только о вкладе крыла, мы пишем Сл.

(2) Наклон кривой подъема, $C_{L\alpha}$

Наклон кривой подъемной силы является мерой того, насколько быстро крыло создает подъемную силу при изменении угла атаки. Как указано в Раздел 8.1.4(5), теоретический максимум равен 2π , хотя реальные профили отклоняются от него. Наклон подъемной кривой трехмерного крыла всегда меньше чем у профилей, которые он имеет (см. Раздел 9.5.4, Наклон кривой подъема). Когда речь идет только о вкладе крыла, мы иногда пишем Сл.

(3) Максимальный и минимальный коэффициенты подъемной силы, и $C_{L\min}$

Рассмотрим самую глубокую долину и самую высокую вершину на кривой подъема в Рисунок 9-57. Область между ними представляет собой эксплуатационный диапазон самолета. А практический рабочий диапазон это между нулевой углом подъема и

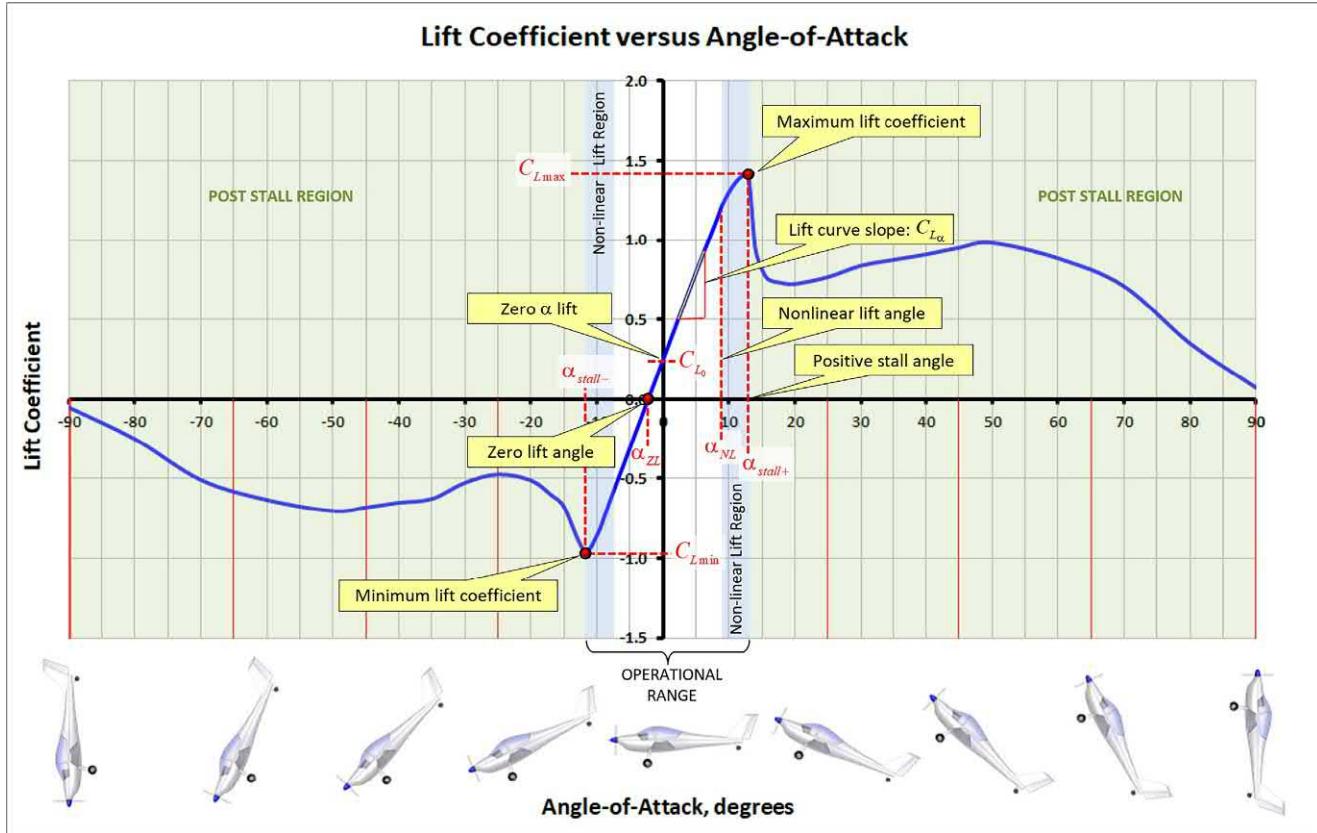


РИСУНОК 9-57 Важные свойства кривой подъема.

максимальный коэффициент подъемной силы. Долина - это минимальный коэффициент подъемной силы (C_L_{\min}) и представляет собой АОА, при котором самолет будет сваливаться, если полетит перевернутым. Пик - это максимальный коэффициент подъемной силы (C_L_{\max}). Он определяет скорость сваливания самолета и, таким образом, необходимую площадь крыла. Что касается профиля, сваливание определяется как условия потока, которые следуют за первым пиком подъемной кривой [38]. Оба значения необходимы при формировании аэродинамических нагрузок для группы конструкций.

(4) Угол атаки при нулевой подъемной силе, α_{zL}

Это угол, при котором крыло не создает подъемной силы. Для положительно изогнутых профилей этот угол всегда отрицателен, если только на него не влияют какие-либо специфические компоненты (например, изогнутый фюзеляж). Для симметричных профилей он всегда равен 0° .

(5) Угол атаки для максимального коэффициента подъемной силы, $\alpha_{L_{\max}}$

При достижении определенного угла атаки происходит резкое снижение подъемной силы; это и есть сваливание.

(6) Угол атаки, при котором кривая подъемной силы становится нелинейной, α_{NL}

При достижении определенного АОА крыло начинает демонстрировать выраженное уменьшение наклона кривой подъемной силы. Это всегда происходит до достижения АОА сваливания.

(7) Линейный диапазон

Линейный диапазон аналогичен диапазону профиля (см. Рисунок 8-5), за исключением того, что здесь это относится ко всему самолету.

(8) Расчетный коэффициент подъемной силы, C_L_{calc}

Является ли ценностью C_L_{calc} для которого самолет, как ожидается, будет работать во время миссии, для которой он предназначен. Обычно это коэффициент подъемной силы во время крейсерского полета (на дальности, хотя иногда и на остановке). Он может быть представлен как диапазон для учета изменения веса при сжигании топлива. Если известна целевая скорость полета, можно оценить C_L_{calc} используя вес самолета в начало круиза и конец круиза используя следующее выражение:

$$C_L_{\text{calc}} = \frac{\rho V_e C}{B c} + \frac{B_1 t_1 + B_2 t_2}{V_e C} + C_{L_0} \alpha_{zL} \quad (9-61)$$

Где:

B – расчетная площадь крыла, m^2

V_e – ожидаемая крейсерская скорость, m/s

C – плотность на крейсерской высоте, kg/m^3

α_{zL} – угол атаки при нулевом подъеме,

t_1, t_2 – вес в начале (1) и конце (2) миссии.

(9) Угол атаки для расчетного коэффициента подъемной силы, ас

В крейсерском режиме самолет должен лететь с минимальным лобовым сопротивлением АОА. В случае, если проектная миссия представляет собой крейсерский или лоинтерный полет, этот АОА можно рассчитать по уравнению(9-54).

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(9-61)

Заменить уравнение(9-54)в уравнение(9-63)(игнорируя $C_{L\alpha}$ и $C_{L\delta_e}$)и манипулируем алгебраически:

$$\begin{aligned} C_{Lc} \frac{1}{4} C_{L0} + C_{La} \alpha \frac{1}{4} C_{L0} + C_{Lb} \frac{1}{C_{La}} \frac{\delta B_1 + B_2 \beta}{\rho V^2 C} + a_{zL} \\ \frac{1}{4} C_{L0} + \frac{\delta B_1 + B_2 \beta}{\rho V^2 C} + C_{Lb} a_{zL} \end{aligned}$$

9.5.2 Модель лифта

Термин относится к математическому описанию кривой подъемной силы для всего самолета. Он представлен ниже в весьма обобщенной форме, где δ_e является функцией состояния самолета:

$$C_L \frac{1}{4} C_{L0} + \frac{1}{4} \alpha \delta_e + \frac{1}{4} \beta \delta_e + \frac{1}{4} \delta_e \delta_b + \frac{1}{4} \delta_e \delta_f + \dots \quad (9-62)$$

Где α — угол атаки, α_z — скорость изменения α по времени, β — угол рыскания, β_z — скорость изменения β по времени, δ_e — отклонение руля высоты, δ_b — отклонение закрылка, δ_f — отклонение интерцептора и т. д. Чтобы составить полную модель подъемной силы для целого самолета, см. [Раздел 24.2.5, Модель лифта](#). Чтобы дать краткое представление, рассмотрим простую форму выражения

$$C_L \frac{1}{4} C_{L0} + C_{La} \alpha + C_{Lb} \delta_e + C_{Lf} \delta_f \quad (9-63)$$

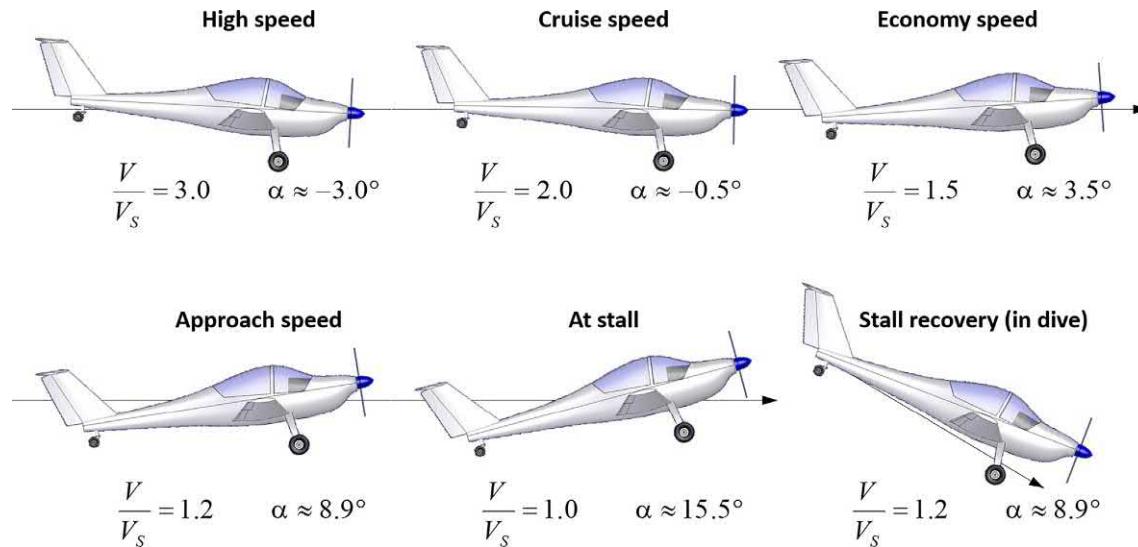


РИСУНОК 9-58 Схема, показывающая положение самолета на разных скоростях полета. Скорость сваливания обозначается как V_c . АОА — типичные значения для легких самолетов.

Где C_L — подъемная сила нулевого ас, α — угол наклона кривой подъема, $C_{L\alpha}$ — изменение подъемной силы с α , $C_{L\delta_e}$ — изменение подъемной силы с δ_e . Этот представляет собой самолет с рулем высоты и закрылками. Для оценки производных требуется знание геометрии самолета, как показано на [Глава 24](#).

Коэффициент подъемной силы должен рассматриваться с двух точек зрения: (1) как связанный с подъемной силой через динамическое давление и (2) как связанный с подъемной силой через АОА и отклонения поверхности управления. Если подъемная сила известна при некотором динамическом давлении, то C_L рассчитывается с использованием уравнения (8-7), повторено здесь для удобства

$$C_L \frac{1}{4} \frac{2L}{\rho V^2 C} \quad (9-64)$$

Напротив, если α , δ_e , и δ_f известны, мы можем вычислить C_L используя уравнение(9-63). В качестве альтернативы, если мы знаем C_L из уравнения(9-64) и состояние δ_e и δ_f , то теоретически мы могли бы решить уравнение(9-63) для α .

$$\alpha \frac{1}{4} \frac{C_L - C_{L0} - C_{L\delta_e} \delta_e - C_{L\delta_f} \delta_f}{C_{La}} \quad (9-65)$$

В программном обеспечении для моделирования полета, рассчитывается с использованием формы уравнения(9-63) (с добавлением большего количества членов). Один из способов интерпретации этих уравнений заключается в том, что уравнение (9-64) раскрывает сколько C_L необходимо. Уравнение(9-63) показывает, как самолет должен быть искажен, чтобы сгенерировать его. Для устойчивого полета уравнения(9-63) и (9-64) будут равны.

Взаимосвязь между воздушной скоростью, коэффициентом подъемной силы и углом атаки

Рисунок 9-58 показывает самолет, работающий в горизонтальном полете на разных скоростях. Для общности они обозначаются отношением V/V_c , где V_c это скорость сваливания. Верхнее левое изображение показывает самолет на большой высоте

воздушная скорость (например, если $V = 50 \text{ KCAS}$, на рисунке это показано $V/3 = 50/15 \text{ KCAS}$). Это приводит к низкому C_L , который самолет создает, используя слегка опущенный нос. По мере замедления самолета он сохраняет высоту, обменивая меньшую скорость полета на более высокую C_L . Это требует более высокого α . Дальнейшее замедление требует постепенного увеличения положения носа, чтобы генерировать большее C_L . В конце концов, более крупный C_L больше не может быть достигнуто: Это C_L . За этим следует немедленное и сильное падение носа, вызванное внезапной потерей подъемной силы. Самолет начинает пикировать к земле, что увеличивает его воздушную скорость, делая возможным выход из сваливания. Это показано на левом нижнем изображении, которое показывает, как самолет восстанавливается, и в то время как его нос опущен, его более высокая воздушная скорость уже снизила α .

ПРИМЕР 9-8

Определите требуемый АОА для самолета, летящего на высоте $V = 465 \text{ KCAS}$ без закрылков и с закрылками, отклоненными в сторону $\delta_{\text{ZL}} = 30^\circ$. Самолет весит 1320 фунтов, имеет площадь крыла 130 футов^2 , с аэродинамическими свойствами $C_L = 0,15$, $C_L = 4,5/\text{рад}$ и $C_L = 1,43/\text{рад}$. Игнорировать вклады от C_L и C_L .

РЕШЕНИЕ:

Начните с определения коэффициента подъемной силы, который необходимо рассчитать с помощью уравнения (9-64). Это одинаково для конфигураций с закрылками и без закрылок, поскольку скорость воздуха одинакова в обоих случаях.

$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S} = \frac{2W}{\rho V^2 C_D} = \frac{2 \times 1320 \text{ фунт} \cdot \text{фут}}{\rho \times 465^2 \times 0,002378} = 1:688 \text{ при } 130 \text{ фут}^2$$

Затем используйте уравнение (9-65) для оценки требуемого АОА. Сначала без закрылок:

$$\alpha = \frac{C_L - C_L \delta_{\text{ZL}}}{C_L} = \frac{0,7094 - 0,15 - 0,43}{4,5} = \frac{180}{\pi} = 14,712^\circ$$

Затем с закрылками, отключенными на $\delta_{\text{ZL}} = 30^\circ$:

$$\alpha = \frac{C_L - C_L \delta_{\text{ZL}}}{C_L} = \frac{0,7094 - 0,15 - 0,43 \times 0,5}{4,5} = \frac{180}{\pi} = 14,241^\circ$$

9.5.3 Подъем Zero- α , C_L

Рисунок 9-59 показывает, как изменяется двумерная кривая подъемной силы для аэродинамического профиля, когда он вводится в крыло конечного AR. Среди заметных эффектов: (1) уменьшение наклона кривой подъемной силы, (2) уменьшение подъемной силы при $\alpha = 0$, (3) уменьшено C_L и (4) увеличилось α_{max} . В этом разделе показано, как оценить подъемную силу крыла при нулевой α . Метод предполагает, что

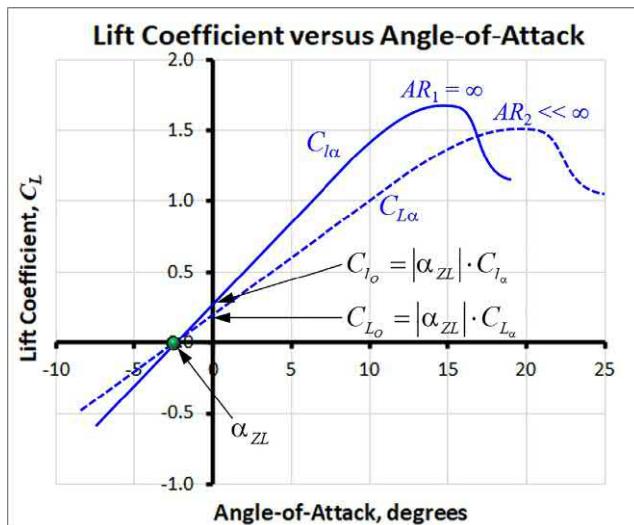


РИСУНОК 9-59 Определение коэффициента подъемной силы при нулевом угле атаки для трехмерной кривой подъемной силы.

тот же профиль вдоль крыла. Для многопрофильных крыльев предположим свойства профиля в MGC. Оцените их с помощью закона эффективности, представленного в Раздел 9.5.9.

Шаг 1: Рассчитайте наклон трехмерной кривой подъема, используя уравнение (9-72).

Шаг 2: Вычислите α_{ZL} для 2-мерного профиля с использованием следующего выражения, которое получено путем проверки кривых в Рисунок 9-59:

$$C_L = \frac{1}{4} \alpha_{\text{ZL}} C_{L_0}, \quad \alpha_{\text{ZL}} = \frac{C_L}{C_{L_0}} \quad (9-66)$$

Шаг 3: Рассчитайте подъемную силу при нулевом α для трехмерного крыла, используя:

$$C_L = \frac{1}{4} \alpha_{\text{ZL}} C_{L_0} \quad (9-67)$$

Обратите внимание, что для всего самолета включает вклады от фюзеляжа, ГТ, гондол и т.д. Этот метод применяется только к крылу.

9.5.4 Наклон кривой подъема, C_{L_0}

Рассмотрим наклон подъемной кривой аэродинамического профиля, используемого для подъемной поверхности (крыла, НТ или VT). Как показано на Рисунок 9-97, нисходящий поток позади крыла и соответствующий восходящий поток перед ним «наклоняют» невозмущенный воздух, уменьшая геометрический угол атаки α на величину α_{ZL} (называется индуцированный α). Результирующий угол атаки называется эффективный α (α_{eff}). Таким образом, крыло должно работать при большем АОА, чтобы генерировать тот же коэффициент подъемной силы, что и аэродинамический профиль. Это уменьшает наклон кривой подъемной силы крыла по сравнению с аэродинамическим профилем. Это используется для вывода следующих выражений, которые позволяют аэродинамическому профилю C_{L_0}

быть преобразованным в крыло (C_L)

(1) Наклон кривой подъемной силы для эллиптического крыла

Преобразование обычно выводится с использованием Прандтля. теория подъемной линии (видеть Раздел 9.7.2, Линия подъема Прандтля

Метод — Частный случай: Эллиптическое крыло). Следующее выражение используется только для эллиптических крыльев:

$$C_{L\alpha}^{\frac{1}{4}} \frac{C_{L\alpha}}{1 + C_{L\alpha} \delta \pi / AP} \quad (9-68)$$

Распространенное (но не обязательно верное) предположение заключается в том, что $C_{L\alpha}$ профиля равен 2π . Это дает следующее выражение для эллиптического крыла $C_{L\alpha}^{\frac{1}{4}} 2\pi$:

$$C_{L\alpha}^{\frac{1}{4}} \frac{2\pi AP}{AP + 2} \quad (9-69)$$

Обратите внимание, что ссылки [39, 40] представить методы адаптации уравнения (9-69) для $AP < 4$, но они, как правило, громоздки.

(2) Наклон кривой подъемной силы для произвольных крыльев

Следующее выражение представляет собой попытку расширить уравнение (9-68) к более произвольным формам крыла и требует определения поправочного коэффициента τ :

$$C_{L\alpha}^{\frac{1}{4}} \frac{C_{L\alpha}}{1 + C_{L\alpha} \delta \alpha + \tau \delta \pi / AP} \quad (9-70)$$

Фактор τ является функцией коэффициентов Фурье, определяемых с помощью теории подъемной линии, и представляет собой следующую поправку к α : (упоминалось ранее), как показано в Доммаше [41]. Фактическое значение τ вычислено и предоставлено Глауэртом [42].

$$\alpha^{\frac{1}{4}} \frac{C_{L\alpha} + \tau \delta \pi}{\pi AP}$$

Сделав некоторые приближения и определив нисходящий поток на станции трехчетвертной хорды, Гельмбольд [43] вывели общее выражение, показанное ниже:

$$C_{L\alpha}^{\frac{1}{4}} \frac{2\pi AP}{AP + \frac{AP}{2} + 4} \quad (9-71)$$

ТАБЛИЦА 9-7 Сравнивая $C_{L\alpha}$ рассчитано с использованием трех выбранных методов и VLM.

Форма крыла в плане	AP	$\Lambda_{c/2}$	Сл α радиан			
			Уравнение (9-69)	Уравнение (9-71)	Уравнение (9-72)	VLM
Эллиптический, $\Lambda_{c/2} = 0^\circ$	10	0.00	5.24	5.15	4.90	5.02
Эллиптический, $\Lambda = 45^\circ$	10	-6.60	5.24	5.15	4.87	4.99
0° Эллиптический, Λ	10	6.60	5.24	5.15	4.87	4.99
$\tau = 0^\circ$ Шуман	10	5.04	5.24	5.15	4.88	4.99
Полупрямой конус	10	0.00	5.24	5.15	4.90	4.98
Прямой конус, $\Lambda_{c/2} = 0^\circ$	10	0.00	5.24	5.15	4.90	4.96
Прямой конус, $\Lambda = 45^\circ$	10	-3.81	5.24	5.15	4.89	4.95
Прямой конус, $\Lambda = 90^\circ$	10	3.81	5.24	5.15	4.89	4.95
Составной конус	10	0.00	5.24	5.15	4.90	4.88
Прямоугольный	10	0.00	5.24	5.15	4.90	4.82

Это относится к прямым крыльям произвольной формы в плане. Наконец, следующее выражение, называемое Уравнение Полхамуса, получено в [44]. Он основан на модификации уравнения Гельмбольда. Он также представлен на стр. 4.1.3.2-49 в Ref. [1]. Выражение учитывает сжимаемость, отклонение от наклона кривой подъемной силы профиля 2π и коэффициент конусности. Хотя λ явно не появляется в уравнении, Ref. [44] показывает, что если угол стреловидности средней хорды ($\Lambda_{c/2}$) используется, λ может быть исключено. Полученное выражение справедливо только для некриволинейных форм в плане и M0,8:

$$C_{L\alpha}^{\frac{1}{4}} \frac{2\pi AP}{2 + \frac{AP \beta}{K}^2 + \frac{1 + \frac{\text{загар}^2 \lambda_{c/2}}{4}}{\beta_2}} \quad (9-72)$$

Где: $\beta = \sqrt{\text{Параметр числа Маха (Прандтля-Глауэрта)}}^{\frac{1}{4}}$ (1 - M_2)^{0.5},

$\lambda = \sqrt{\text{Отношение наклона двумерной кривой подъема к } 2\pi, \Lambda_{c/2}}$
 $\beta = \sqrt{\text{Взмах назад среднего аккорда.}}$

Обратите внимание, что уравнение (9-71) можно исправить, заменив 2π на истинное значение профиля $C_{L\alpha}$. Таким образом, уравнение (9-71) становится:

$$C_{L\alpha}^{\frac{1}{4}} \frac{C_{L\alpha} AP}{2 + AP^2 + 4} \quad (9-73)$$

Из ранее упомянутых методов уравнение (9-72) хорошо согласуется с экспериментом (и опытом автора). Это можно оценить косвенно, сравнив результаты с результатами Метод вихревой решетки (VLM), что хорошо согласуется с экспериментом. Такое сравнение сделано в Таблица 9-7. Общая тенденция такова, что уравнения (9-69) и (9-71) (предназначено для эллиптических форм в плане) предсказывает более крутые наклоны кривой подъемной силы, чем уравнение (9-72) и VLM. Также обратите внимание на нечувствительность уравнений (9-69) и (9-71) к другим характеристикам, таким как стреловидность и общая форма крыла в плане.

ТАБЛИЦА 9-7 Сравнивая $C_{L\alpha}$ рассчитано с использованием трех выбранных методов и VLM — продолжение

Форма крыла в плане	AP	$\Lambda_{c/2}$	$C_{L\alpha}$ на радиан			ВЛМ
			Уравнение(9-69)	Уравнение(9-71)	Уравнение(9-72)	
Полумесец	10	22.48	5.24	5.15	4.59	4.60
Стреловидность назад, $\lambda \approx 0.5$, $\Lambda \approx 30^\circ$	10	28.55	5.24	5.15	4.40	4.52
Стреловидность вперед, $\lambda \approx 2.0$, $\Lambda \approx 30^\circ$	10	-32.78	5.24	5.15	4.24	4.32
Стреловидность назад, $\lambda \approx 1.0$, $\Lambda \approx 30^\circ$	10	30.00	5.24	5.15	4.35	4.29
Стреловидность назад, $\lambda \approx 2.0$, $\Lambda \approx 30^\circ$ Дельта	10	27.05	5.24	5.15	4.45	3.98
	2.27	38.59	3.34	2.84	2.51	2.44
Двойная дельта	2.26	45.08	3.33	2.83	2.39	2.30
Диск	1.29	0.00	2.46	1.85	1.83	1.84

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(9-68)

График в Рисунок 9-60 показана кривая подъемной силы для двух AR; AR $\approx\infty$ (аэродинамический профиль) и эллиптическое крыло произвольного AR.

Коэффициент подъемной силы для аэродинамического профиля можно записать следующим образом:

$$C_L \approx C_L^0 + C_L \alpha$$

Крыло создает восходящий поток, который уменьшает α на величину, обозначенную α_c (Индукционный АОА). Таким образом, коэффициент подъемной силы крыла определяется по формуле:

$$C_L \approx C_L^0 + C_L \alpha - \alpha_c$$

Подставьте значение α_c предоставлено Уравнение (16.75), дает:

$$C_L \approx C_L^0 + C_L \alpha - \frac{C_L}{\pi AR} \alpha$$

Теперь наклон кривой подъемной силы можно найти, дифференцируя ее по α :

$$\begin{aligned} \frac{dC_L}{d\alpha} &\approx C_L^0 - C_L \frac{1}{\pi AR} \frac{d\alpha}{d\alpha} = C_L^0 - C_L \frac{1}{\pi AR} \frac{dC_L}{d\alpha} \\ &\Rightarrow \frac{dC_L}{d\alpha} \approx C_L^0 \frac{1 + C_L \frac{1}{\pi AR}}{1 + C_L \frac{1}{\pi AR}} \end{aligned}$$

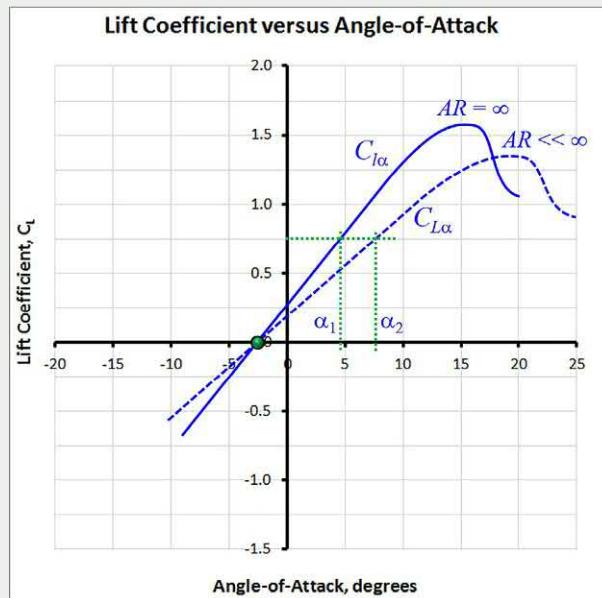


РИСУНОК 9-60 Кривые подъемной силы для аэродинамического профиля и эллиптического крыла.

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(9-69)

Начнем с уравнения(9-68) и заменим наклон кривой подъемной силы аэродинамического профиля на 2π:

$$C_L \frac{1}{4} \frac{2\pi}{1 + C_{L_{\max}} \delta \pi A P} = \frac{1}{4} \frac{2\pi}{1 + 2\pi \delta \pi A P}$$

Затем выполните алгебраические действия:

$$C_L \frac{1}{4} \frac{2\pi}{1 + 2\pi \delta \pi A P} = \frac{1}{4} \frac{2\pi A P}{\pi A P + 2\pi} = \frac{1}{4} \frac{2\pi A P}{A P + 2}$$

9.5.5 Максимальный коэффициент подъемной силы, $C_{L_{\max}}$

Максимальный коэффициент подъемной силы является одним из важнейших параметров в конструкции самолета. Он определяет, насколько медленно может лететь самолет, и влияет на предельные значения маневренности, а также на взлетно-посадочные расстояния. В этом разделе представлено несколько методов его оценки.

(1) Влияние C_L и нагрузка на крыло при сваливании

Скорость

Рисунок 9-61 представляет собой ковровую диаграмму, которая показывает, как нагрузка на крыло (B/C) и максимальный коэффициент подъемной силы (C_L) влияет на скорость сваливания (здесь показано в KCAS). Он показывает два предела скорости сваливания: Одномоторный

ограничение 61-KCAS по «старому» 14 CFR Часть 23 и ограничение 45-KCAS для легких спортивных самолетов (LSA). Выбранные самолеты накладываются друг на друга. В качестве примера использования рассмотрим одномоторный самолет с $B/C < 25$ фунтов/фут². Планируется сертификация по Части 23. Чтобы соответствовать требованиям 61-KCAS, он должен иметь систему подъемной силы, способную из $C_{L_{\max}}$ 2.0. В качестве альтернативы, если он имеет простую высокочастотную подъемную систему способна только $C_{L_{\max}} 1.8$, тогда это будет соблюдать указанное требование, если $B/C < 25$ фунтов/фут². Ковровая диаграмма построена на основе следующего выражения. Самое правое приближение справедливо только при SL. Константы (1/1,688^{1/4}0,592 и 29/1,688^{1/4}17.18) преобразует воздушную скорость в футах/с в узлы.

$$B/C = 0:592 \quad \frac{2B}{\rho S C_{L_{\max}}} - 17:18 \quad \frac{\delta B = CP}{C_{L_{\max}}} \quad (9-74)$$

(2) Общая модель для $C_{L_{\max}}$

Максимальный коэффициент подъемной силы самолета должен учитывать передние и задние кромки подъемных устройств, в дополнение к тому, что разработано его чистой (без подъемной силы) конфигурацией. Такая модель представлена ниже. Эта модель может также использоваться для летающих крыльев, хотя система механизации крыла в таких самолетах используется редко.

$$C_{L_{\max}} = \frac{1}{4} C_{L_{\max,0}} + \Delta C_{L_{\text{Mtop}}/L_{\text{E}}} + \Delta C_{L_{\text{Mbottom}}/L_{\text{E}}} K_L \quad (9-75)$$

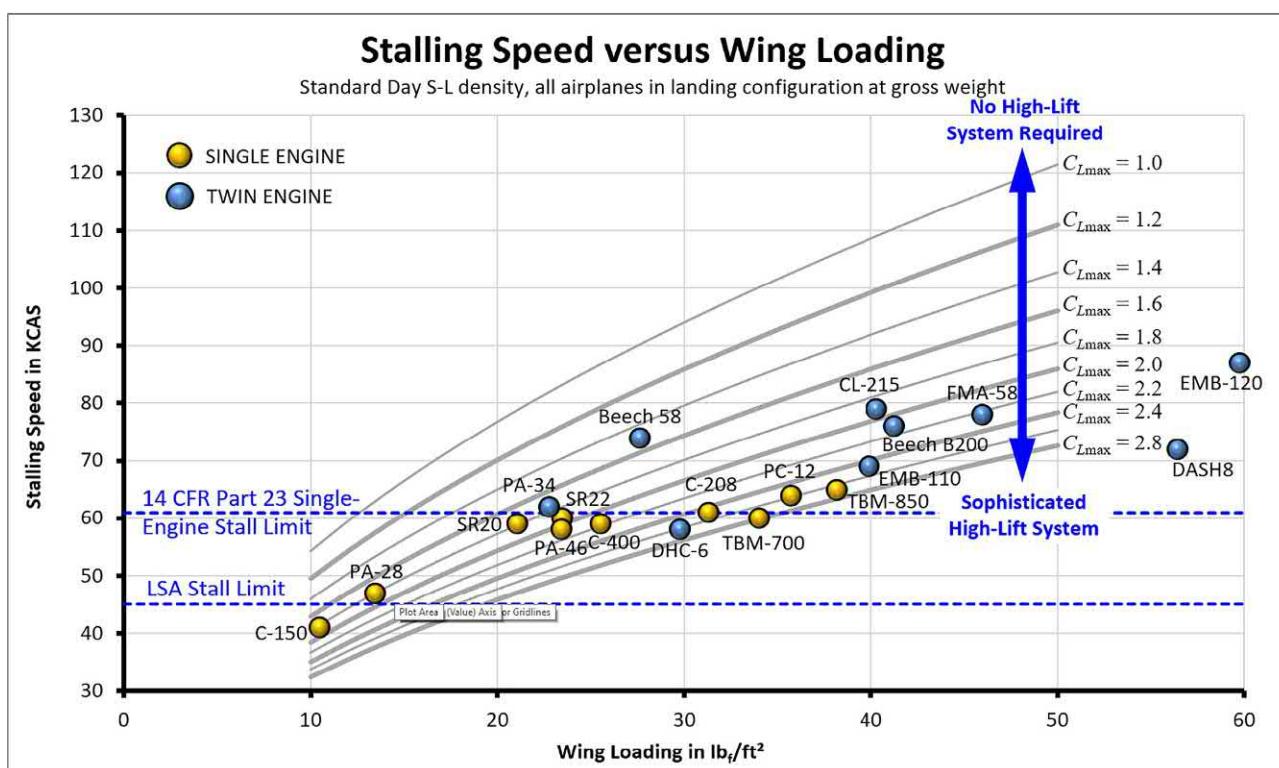


РИСУНОК 9-61 Диаграмма, показывающая скорость сваливания в зависимости от нагрузки на крыло и максимального коэффициента подъемной силы.

Где: С_{л,макс,0} — максимальный коэффициент подъемной силы крыла в чистом состоянии конфигурации,
 $\Delta C_{l,\text{max}}^{\frac{1}{4}}$ — вклад передовых устройств в максимальный подъем (см. [Раздел 10.2](#)),
 $\Delta C_{l,\text{max}}^{\frac{1}{4}}$ — вклад устройств задней кромки крыла в максимальную подъемную силу (см. [Раздел 10.3](#)),
 $\Delta C_{l,\text{max}}$ — корректировка максимальной подъемной силы за счет угла стреловидности крыла.

(3) Коррекция стреловидности крыла, $C_{l,\text{cor}}$

Как показано выше, стреловидность крыла уменьшает максимальную подъемную силу. Важно учитывать это уменьшение. Стандартная коррекция использует косинус стреловидности четверти хорды [5, 45]:

$$C_{l,\text{cor}} = \cos \alpha / 4 = 4 \quad (9-76)$$

(4) Метод 1: Быстрая оценка $C_{l,\text{max},0}$

Представлено в нескольких источниках (например, ссылки [5, 45]), этот Метод позволяет быстро оценить $C_{l,\text{max},0}$. Хотя это простота делает его точность сомнительной, у него есть «справедливый шанс» предоставить разумную первую оценку. Он приемлем только во время начальных исследований и должен быть заменен более точными методами, как только дизайн станет более зрелым.

Шаг 1: Определите представителя $C_{l,\text{max}}$

Рассчитайте представителя $C_{l,\text{max}}$ для профиля в MGC используя Закон эффективности:

$$C_{l,\text{max}} = \frac{1}{4} \rho C_{l,\text{max},0} \frac{2 \text{умгц}}{6} \frac{\text{час}}{\delta C_{l,\text{max}} \rho_{\text{кончик}}} \frac{1}{C_{l,\text{корень}}} \quad (9-77)$$

Шаг 2: Вычислить $C_{l,\text{max},0}$

Рассчитайте 3-мерное аэродинамический $C_{l,\text{max},0}$ из следующего выражение (этот $C_{l,\text{max}}$ для нестреловидного крыла):

$$C_{l,\text{max},0} = 140:9 \quad C_{l,\text{max}} \quad (9-78)$$

Подставим этот результат в уравнение (9-75) для выполнения задания.

ПРИМЕР 9-9

Сравните рассчитанные $C_{l,\text{max}}$ для Cessna 172 используя Метод 1 и сравните со значением РОН ($C_{l,172} = 14174$ фута, $6 \frac{1}{4}$ футов, $B = 42550$ фунтов, $V = 1453$ KCAS (МФИ 0,10)). Модель 172 оснащена аэродинамическим профилем NACA 2412 как для корня, так и для кончика.

РЕШЕНИЕ:

Первая оценка $C_{l,\text{max},0}$ на основе информации РОН:

$$C_{l,\text{max},0} = \frac{2Bt}{\rho V^2 C_0} = \frac{2 \cdot 2550}{0.002378 \cdot 14174} = 14:154$$

Далее вычислите число Рейнольдса при срыве потока, чтобы определить аэродинамический профиль $C_{l,\text{max}}$. Давайте используем среднее значение

хорда вместо MGC. Средняя хорда может быть найдена из уравнения (9-30):

$$\bar{c} = \frac{1}{4} C_{l,172} = 6 \frac{1}{4} \cdot 174 = 36 \text{ футов} = 4:833 \text{ фута}$$

Использовать [Уравнение \(16.27\)](#) для оценки числа Рейнольдса:

$$Re = 6400B \cdot L = 6400 \cdot 36 \cdot 14:833 = 2,770,000$$

Используйте это для извлечения $C_{l,\text{max}}$ для профиля NACA 2412 с использованием данных аэродинамической трубы в NACA R-824 [46]. Используя данные для $Re = 3,1 \cdot 10^6$ (что ближе всего к 2,77 · 10⁶), мы извлекаем и используем $C_{l,\text{max}} = 1,58$ со средним корнем. Таким образом, 3-мерный максимальный коэффициент подъемной силы может быть найден равным:

$$C_{l,\text{max},0} = 140:9 \cdot C_{l,\text{max}} = 140:9 \cdot 1:58 = 1:422$$

Разница между этим методом и РОН составляет 8% меньше, чем фактические возможности самолета. Подобный анализ, проведенный на SR22 в первом издании этой книги, дал 10%-ное занижение. В то время как метод дает идею о том, $C_{l,\text{max},0}$, его уровень точности может отрицательно повлиять на размер крыла совершенно нового самолета.

(5) Метод 2: С_{л,макс,0} Оценка по данным USAF DATCOM Метод 1

Максимальный коэффициент подъемной силы крыла можно оценить с помощью следующего метода из USAF DATCOM (где он называется Метод 1). Этот метод требует программного обеспечения для оценки распределения по размаху $C_{l,\text{max}}$ крыла, например, методы вихревой решетки или дублетной решетки. Метод ограничен умеренно стреловидными плановыми формами, где вихревая подъемная сила еще незначительна (дельта-крылья). Кроме того, место по размаху, где впервые обнаруживается срыв, должно быть ограничено полосой, простирающейся от одной локальной длины хорды от корня и кончика крыла. DATCOM считает этот метод превосходящим метод 2 (см. следующий раздел).

Шаг 1: Определить распределение $C_{l,\text{max}}$ по размаху. Определите $C_{l,\text{max}}$ вдоль размаха крыла, на основе соответствующего числа Маха и числа Рейнольдса. Экспериментальные данные всегда следует использовать, если они доступны.

Шаг 2: Постройте распределение $C_{l,\text{max}}$ по размаху. Сюжет $C_{l,\text{max}}$ вдоль нормализованной размахной станции ($2r/b$, в диапазоне от 0 до 1), показанный пунктирной линией на [Рисунок 9-62](#).

Шаг 3: Определите АОА, при котором Local $C_{l,\text{max}}$ пересекает $C_{l,\text{max},0}$

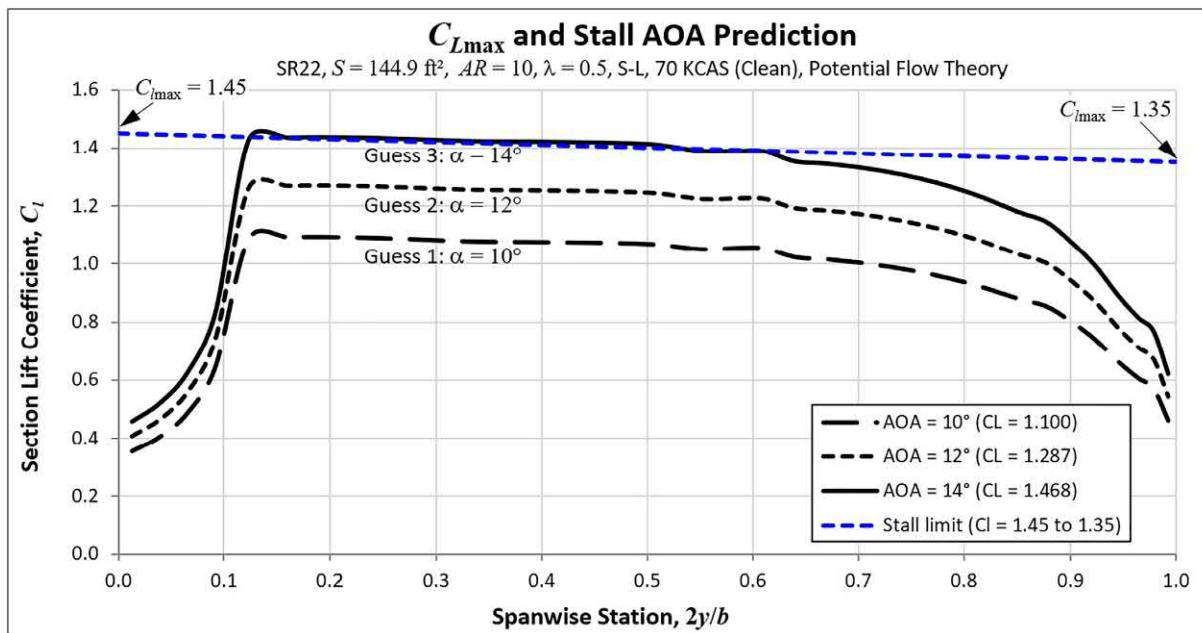


РИСУНОК 9-62 Распределение подъемной силы вблизи срыва, предсказанное потенциальным потоком. Волнистость в некоторых местах обусловлена разрывом в сегменте крыла, который имеет удлинение передней кромки.

Оцените и постройте распределение по размаху C_L для диапазона АОА до максимума локального C_L , пересекающего аэродинамический профиль C_L . Это то место, где срыв произойдет в первую очередь.

Приближенное значение того, где это произойдет, можно оценить из раздела 4.1.3.4 работы [1] (коэффициент конусности):

$$\text{Ларек } \frac{1}{4}1-\lambda \quad (9-79)$$

Шаг 4: Вычислить $C_{L\max}$
Рассчитайте $C_{L\max}$ путем интегрирования по размаху:

$$C_{L\max} = \frac{1}{4} \int_0^{1/2} C_L d(\eta) \quad (9-80)$$

Где:

$C_L(\eta)$ Коэффициент подъемной силы сечения в зависимости от продольного положения,
 $c(\eta)$ Хорда крыла как функция размаха крыла, η Станция Спанвайз $\frac{1}{2}2g/b$. Диапазон от 0 до 1 (для/2).

ПРИМЕР 9-10

Спрогнозируйте максимальный коэффициент подъемной силы для Cirrus SR22, используя Метод 2, и сравните с «известное» значение $C_{L\max}$ ($\frac{1}{4}1.41$), рассчитанный с использованием его РОН. Предположим, что у самолета есть аэродинамический профиль в NACA 652-415 класс и учитывать влияние Число Рейнольдса на $C_{L\max}$ у корня и кончика.

РЕШЕНИЕ:

Результаты в Рисунок 9-62 были получены с использованием решателя вихревой решетки SURFACES, но аналогичные данные

можно получить из других решателей. Это позволяет реализовать этот метод методом проб и ошибок (отсюда Угадайка 1, 2, 3 на графике) до тех пор, пока $C_{L\max}$ не начинает «касаться» предела сваливания (синяя пунктирная линия). Это позволяет оценить угол наклона сваливания и максимальный коэффициент подъемной силы

$C_{L\max}$ - 1:468 и Ларек-14°

Разница между РОН ($C_{L\max}$ 1:41.41) и расчетная стоимость ($C_{L\max}$ 1:468) составляет около 4.1%, действительно хорошее согласие. Этот метод хорошо согласуется с экспериментом и, в общем, отличается примерно на 6%. Модель основана на измерениях, взятых из Рисунок 16-48 и включала в себя передние кромки крыла (называемые «манжетами»), фюзеляж и горизонтальное оперение. Обратите внимание, что программа вычисляет общий коэффициент подъемной силы, C_L (показаны в скобках в легенде), которые представляют значения, которые будут возвращены уравнением (9-80) если бы форма распределения подъемной силы была представлена как функция продольного положения станции.

(6) Метод 3: Оценка $C_{L\max}$ по данным ВВС США Метод DATCOM 2

Крыло $C_{L\max}$ можно рассчитать, используя следующее: эмпирический метод из USAF DATCOM (где он называется Метод 2). Пока он задействован, он предсказывает дозвуковой $C_{L\max}$ и связанный с ним ларек для раскрученного, высокое отношение сторонгио, однопрофильные крылья. Согласно

DATCOM, в то время как форма крыла в плане влияет на $C_{l_{max}}$, этот эффект менее важен, чем C_l максимум принадлежащий аэродинамический профиль.

Шаг 1: Определите поправочный коэффициент коэффициента конусности

Сначала определите, соответствует ли крыло «определению» DATCOM крыла с большим удлинением. Сделайте это, определив поправочный коэффициент конусности (ТРЦФ), C_1 , от [Рисунок 9-63](#). В качестве альтернативы, TRCF можно аппроксимировать, используя следующее эмпирическое выражение (выведенное автором), основанное на кривой [Рисунок 9-63](#).

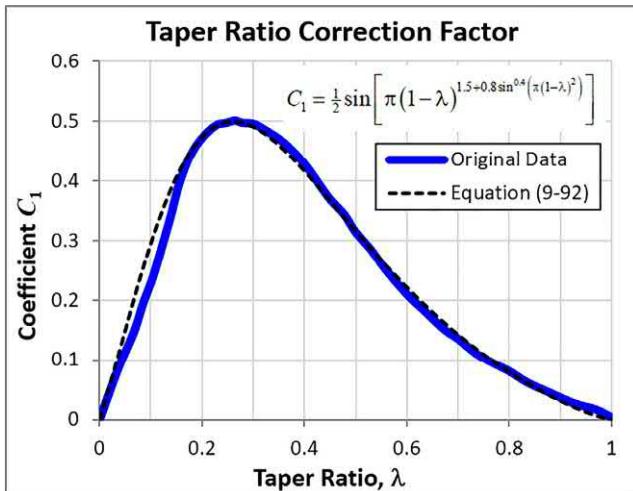


РИСУНОК 9-63 Поправочный коэффициент на конусность. На основе DE Hoak, Система контроля и стабилизации BBC США DATCOM, Отдел управления полетом, Лаборатория динамики полета BBC, 1978 г.

$$C_1 \frac{1}{2} \frac{\text{час}}{\text{грех } \pi \delta 1 - \lambda \delta 1 : 5 + 0.8 \sin^{0.4} \delta \pi \delta 1 - \lambda \delta 2 \delta} \quad (9-81)$$

Шаг 2: Определите, относится ли Wing к категории «High AR»

Определите, соответствует ли крыло «определению» DATCOM крыла с большим удлинением:

$$AP > \frac{4}{\delta C_1 + 1 \rho \cos \Lambda_E} \quad (9-82)$$

Эту процедуру можно использовать до тех пор, пока AR самолета больше, чем отношение уравнения (9-82).

Шаг 3: Определите параметр переднего края

Определите параметр переднего края (LEP), обозначается как Δy , который используется несколько шагов спустя. Параметр Δy представляет собой разницу между ординатой профиля на 6% и 0,15% хорды и выражается в %. Таким образом, значение 0,03 записывается как 3,00. Поскольку метод предполагает наличие одного крыла с профилем, целесообразно аппроксимировать параметр передней кромки на основе геометрии профиля в MGC. [Рисунок 9-64](#) иллюстрирует процесс. Обратите внимание, что здесь предполагается, что таблица ординат профиля была нормализована по хорде единицы ($c/4$).

В приведенном ниже списке содержатся выражения для LEP, Δy , для выбранных типов аэродинамических профилей, на основе их соотношения толщины к хорде (t/c). Выражения основаны на рисунке 2.2.1-8 работы [1].

$$\text{NACA4-5-значные профили: } \Delta y \frac{1}{4} 25 \delta t = c \rho \quad (9-83)$$

$$\text{Серия NACA63: } \Delta y \frac{1}{4} 22 : 132 \delta t = c \rho \Delta y \quad (9-84)$$

$$\text{Серия NACA64: } \frac{1}{4} 20 : 411 \delta t = c \rho \Delta y \frac{1}{4} \quad (9-85)$$

$$\text{Серия NACA65: } 19 : 091 \delta t = c \rho \quad (9-86)$$

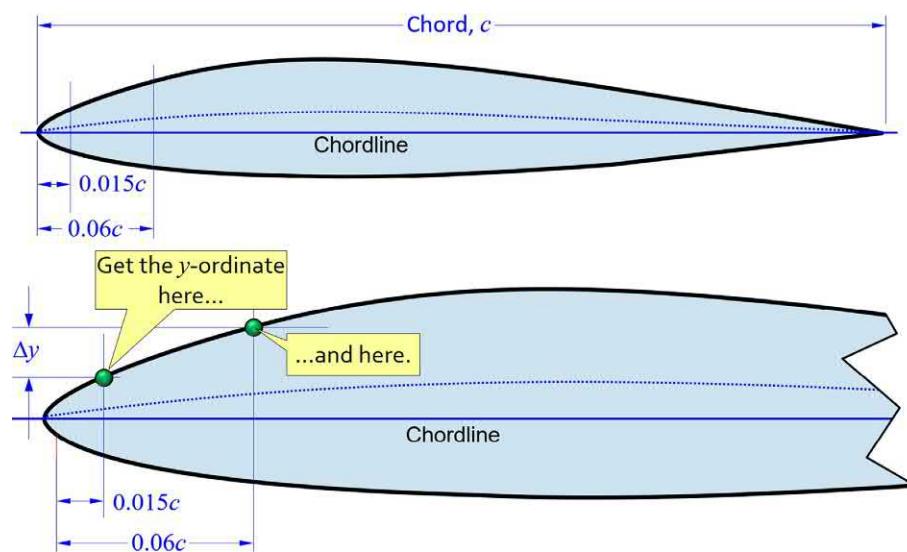


РИСУНОК 9-64 Определение LEP. На основе DE Hoak, USAF Stability and Control DATCOM, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1978.

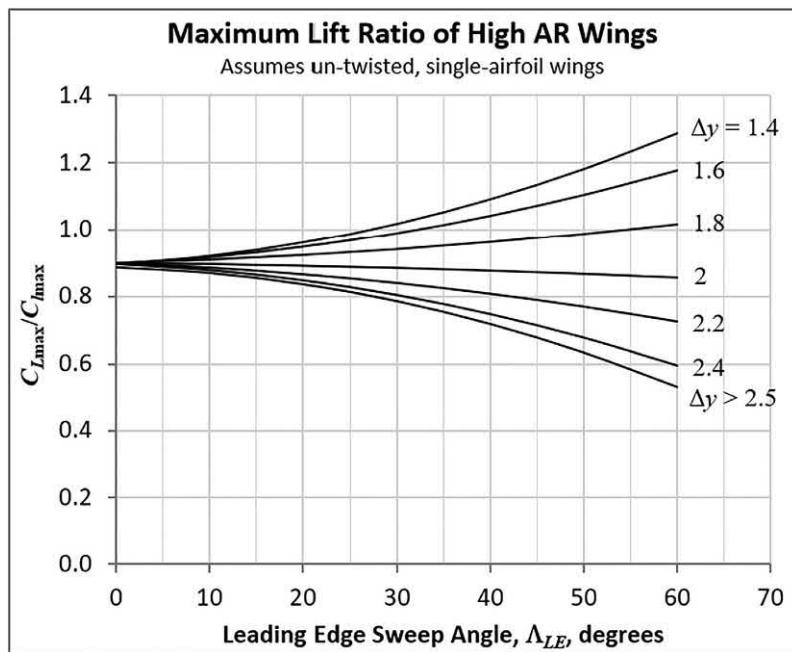


РИСУНОК 9-65 С $C_{l_{max}}/C_{L_{max}}$ данные по соотношению сюжет. На основе DE Hoak, USAF Stability and Control DATCOM, Flight Control Division, Air Force Flight Laboratory динамики, 1978.

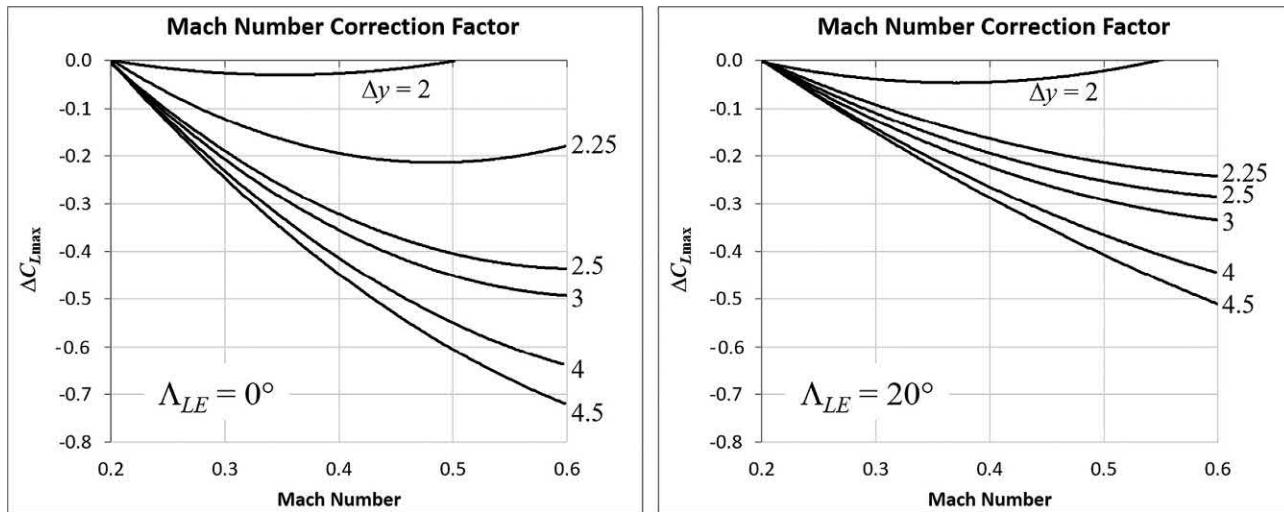


РИСУНОК 9-66 Определить $\Delta C_{l_{max}}$ используя приведенные выше графики. На основе DE Hoak, USAF Stability and Control DATCOM, Flight Control Division, Air Laboratory динамики силового полета, 1978.

Серия NACA66: $\Delta y/418:182\delta t=cP$ (9-87)

Двояковыпуклый: $\Delta y/411:667\delta t=cP$ (9-88)

Двойной клин: $\Delta y/45:882\delta t=cP$ (9-89)

стреловидность передней кромки (Λ_{LE}), и число Маха, оцененное на скорости сваливания. Обратите внимание, что справочный документ также представляет аналогичные графики для $\Lambda_{LE}=40^\circ$ и 60° . Однако такие развертки редко используются на самолетах общевойсмовой авиации.

Шаг 6: Рассчитайте $C_{l_{max}}$

Рассчитайте крыло с $C_{l_{max}}$ используя выражение ниже:

$$C_{l_{max}} = \frac{1}{4} \frac{C_{L_{max}}}{C_{l_{max}}} C_{L_{max}} + \Delta C_{l_{max}} \quad (9-90)$$

65. Рисунок устанавливает изменение соотношения между крыльями $C_{l_{max}}$ и $C_{L_{max}}$ как функция стреловидности передней кромки и LEP Δy .

Шаг 5: Поправочный коэффициент числа Маха
Определите поправочный коэффициент числа Маха (M_{NCF}), ΔC_l , от Рисунок 9-66, используя LEP, крыло

Шаг 7: Определите угол нулевого подъема и наклон кривой подъема
Определите угол нулевой подъемной силы крыла, α_{zL} , и наклон кривой подъема, C_l . Оба должны быть выражены в градусах.

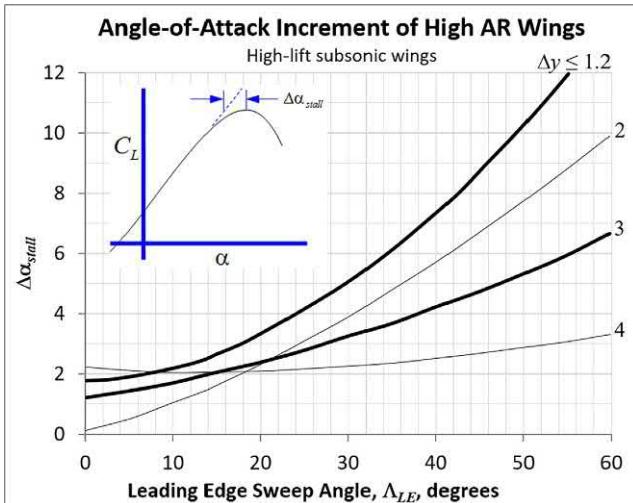


РИСУНОК 9-67 Определить Даларек используя приведенные выше графики. На основе DE Hoak, USAF Stability and Control DATCOM, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1978.

Шаг 8: Определить поправку на угол атаки сваливания

Определить коррекцию угла сваливания, Даларек, для нелинейных эффектов вихревого течения из [Рисунок 9-67](#). Кривые имеют базовую форму, показанную ниже:

Для $\Delta y \frac{1}{4}$:

$$\text{Даларек} \frac{1}{4} 0:003020 \Lambda_{LE}^2 + 0:01954 \Lambda_{LE} + 1:729 \quad (9-91)$$

Для $\Delta y \frac{1}{2}$:

$$\text{Даларек} \frac{1}{4} 0:001256 \Lambda_{LE}^2 + 0:09095 \Lambda_{LE} + 0:02991 \quad (9-92)$$

Для $\Delta y \frac{3}{4}$:

$$\text{Даларек} \frac{1}{4} 0:0007883 \Lambda_{LE}^2 + 0:04332 \Lambda_{LE} + 1:212 \quad (9-93)$$

Для $\Delta y 1$:

$$\text{Даларек} \frac{1}{4} 0:00057 \Lambda_{LE}^2 - 0:01497 \Lambda_{LE} + 2:179 \quad (9-94)$$

Шаг 9: Определите угол атаки срыва крыла Угол атаки крыла при сваливании можно рассчитать по следующей формуле:

$$\alpha_{stall} = \frac{C_L}{C_{Lmax}} + \alpha_{stall}^{corr} \quad (9-95)$$

ПРИМЕР 9-11

Сравните рассчитанный максимальный коэффициент подъемной силы для Cirrus SR22 с использованием метода 3 и сравните с известное значение C_{Lmax} (41.41) для самолета.

РЕШЕНИЕ:

Все значения в этом решении были получены путем масштабирования трехмерного чертежа самолета (см. [Рисунок 16.48](#)) с использованием указанного размаха крыльев. На основе этого масштабирования была извлечена следующая геометрия (примечание: читатель

попытка воспроизвести решение может привести к немного иным размерам): $\Lambda_{LE} 1.93^\circ$, $AR 10.12$, и $\lambda 0.5$. Кроме того, передовой параметр Дудля предполагаемого NACA 652-415 профиль равен 2,86%, полученный с помощью уравнения (9-86). Сначала проверьте, соответствует ли он определению DATCOM крыла с высоким AR. Для этого мы вычисляем коэффициент коррекции конусности (TRCF) с помощью уравнения (9-81), который является $C_{Lmax} 40.3064$. Таким образом, из уравнения (9-82):

$$10:12 > \frac{4}{\delta C_L + 1 \cos \Lambda_{LE}} \frac{1}{4} \frac{4}{0:3064 + 1} \text{ потому что } \delta 1:93^\circ$$

Метод применим к SR22. Далее читать [Рисунок 9-65](#) для определения максимального коэффициента подъемной силы C_L . Мы находим это близко к $C_{Lmax} \frac{C_{Lmax}}{\lambda_{max}} 40.89$. Обратите внимание, что максимум коэффициента подъемной силы сечения титана для NACA 652-415 профиля - это $\Lambda_{LE} 1.40^\circ$, с использованием данных аэродинамической трубы из Ref.[46]. Далее оцените поправочный коэффициент числа Маха (МНКФ), $\Delta C_L \frac{1}{4}$ с использованием [Рисунок 9-66](#) с $\Lambda_{LE} 1.40^\circ$ (с разверткой LE составляет всего 1.93° , $M 10.10$ и $\Delta y 1.35$). Таким образом, $\Delta C_L \frac{1}{4}$.

Теперь мы можем оценить максимальный трехмерный коэффициент подъемной силы крыла, используя уравнение (9-90):

$$C_{Lmax} \frac{1}{4} \frac{C_{Lmax} C_L}{C_{Lmax}} + \Delta C_L \frac{1}{4} p 0:89 \frac{1}{1:40} + 0 \frac{1}{4} 1:246$$

Разница между этим и значением РОН составляет 11,6%. Учитывая усилия, это не впечатляет. В любом случае, давайте перейдем к АОА сваливания. Сначала оценим C_L для SR22 с использованием уравнения (9-72), повторено для удобства.

$$C_L \frac{1}{4} \frac{2\pi \delta AP}{2 + \frac{\delta AP \beta_2}{K_2} \frac{1 + \text{загар} \frac{1}{2} \Lambda_{LE}^2 + 4}{\beta_2}}$$

Где: β - параметр числа Маха (Прандтля-Глауэрта) $\frac{1}{(1-M)^{0.5}} - 0.995$. Назовем это 1,

κ - отношение наклона кривой подъема $2D$ к $2\pi \frac{1}{4} 0.107$ ($180/\pi$) / $(2\pi) \frac{1}{4} 0.9757$,

Λ_{LE} - размах средней хорды близок к 0° .

$$C_L \frac{1}{4} \frac{2\pi 10:12}{2 + \frac{10:12}{0:9757} \frac{1}{4} + 4}$$

$\frac{1}{4} 0:08834$ проградус

От [Таблица 8-9](#), нулевой угол подъема для 652-415 профиль - это $\alpha_{stall} \frac{1}{4} 2.6^\circ$. Далее определим угол коррекции нелинейного вихревого потока из [Рисунок 9-67](#).

Используя угол стреловидности передней кромки $\Lambda_{LE} 1.93^\circ$ и параметр переднего края (LEP) $\Delta y 1.35$ угол коррекции $\Delta \alpha_{corr} 41.3^\circ$. Это позволяет нам рассчитать угол атаки при сваливании, используя уравнение (9-16):

ТАБЛИЦА 9-8 Максимальные коэффициенты подъемной силы для выбранных самолетов.

Name	Gross Weight	Wing Area	Stalling Speed, KCAS		Maximum Lift Coefficient		Source	
	lb _f	ft ²	V _s (clean)	V _{s0} (flaps)	C _{L max}	C _{L max0}		
Single Engine	Aerotec A-135 Tangará II	2116	158	55	48	1.31	1.72	JAWA
	Bede BD-5A Micro	660	47	54	48	1.41	1.78	JAWA
	Cessna 162 Skycatcher	1320	120	44	40	1.68	2.03	POH
	Cessna 172 Skyhawk	2550	174	53	48	1.54	1.88	POH
	Cessna 182 Skylane	3100	174	56	50	1.68	2.10	POH
	Cessna 208B Grand Caravan	8750	279	78	61	1.52	2.48	POH
	Cirrus SR20	3050	145	67	59	1.38	1.79	POH
	Cirrus SR22	3400	145	70	60	1.41	1.92	POH
	Embraer EMB-201	3417	194	57	51	1.60	2.00	JAWA
	Let Z-37 Cmelak (Bumble-Bee)	3855	256	49	45	1.85	2.19	JAWA
	Neiva N621A	3306	185	64	57	1.31	1.65	JAWA
	Piper PA-46-350 Malibu	4340	175	69	58	1.56	2.18	JAWA
	Taylor J.T.1 Monoplane	610	76	40	33	1.48	2.18	JAWA
	Transavia PL-12 Airtruk	3800	256	55	52	1.45	1.62	JAWA
Twin Engine Propeller	XtremeAir Sbach 300	2205	121	-	57	-	1.65	POH
	Beechcraft Baron 55	5100	199	81	72	1.15	1.46	POH
	Beechcraft Duke B60	6775	213	86	76	1.27	1.63	JAWA
	Beechcraft Queenair B80	8800	294	85	71	1.22	1.75	JAWA
	Cessna 337 Skymaster	4630	201	70	61	1.39	1.83	JAWA
	Cessna 421 Golden Eagle	7450	215	83	74	1.49	1.87	POH
	Partenavia P.68	4327	200	64	56	1.56	2.03	JAWA
	Pilatus Britten-Norman BN-2B Islander	2993	325	50	40	1.09	1.70	JAWA
	Piper PA-34 Seneca	4200	209	66	60	1.36	1.65	POH
	Rockwell Commander 112A	3250	152	64	56	1.54	2.01	POH
Commuter Turboprops	Vulcanair P.68 Observer	4594	200	68	57	1.47	2.09	JAWA
	Beechcraft Kingair 100	10600	298	92	76	1.24	1.82	JAWA
	Beechcraft Kingair C90	9650	294	80	72	1.51	1.87	JAWA
	CASA C.212 Aviocar	13889	431	72	62	1.84 (T-O)	2.48	JAWA
	Frakes conversion Turbo-Mallard	14000	444	76	66	1.61	2.14	JAWA
	Let L-140 Turbolet	11905	354	83	64	1.44	2.43	JAWA
	Lockheed Model 85 Orion P-3	135000	1300	133	112	1.73	2.44	JAWA
	Nomad N22	8000	324	65	47	1.73	3.30	JAWA
	Piper PA-31P Pressurized Navajo	7800	229	80	72	1.57	1.94	JAWA
	Rockwell Commander 690A	10250	266	82	77	1.69	1.92	JAWA
Business Jets	Shorts SD3-30	22000	453	92	74	1.69	2.62	JAWA
	Beechjet 400A	16100	241	-	93	-	2.28	JAWA
	Cessna Citation CJ1	10700	240	82	77	1.96	2.22	JAWA
	Cessna Citation Mustang	8645	210	91	73	1.47	2.28	Estimate
	Dassault Falcon 2000X	41000	527	98	84	2.39	3.26	JAWA
	Dassault Falcon 900	45500	527	106	85	2.27	3.53	JAWA
	Dassault-Breguet Mystere-Falcon 900	20640	528	104	82	1.07	1.72	JAWA
	Embraer Phenom 100	10472	202	100	77	1.53	2.58	JAWA
	Gates Learjet 24D	13500	232	126	99	1.08	1.75	JAWA
	Gulfstream Aerospace IV	71700	950	120	108	1.55	1.91	JAWA
Commercial Jetliners	Safire S-26	5130	143	92	69	1.26	2.23	JAWA
	Airbus A300-B4	360000	2800	150	120	-	2.64	Estimate
	Airbus A310	361600	2357	178	122	1.42	3.02	FCOM
	Airbus A320-200	170000	1320	179	121	1.19	2.60	JAWA
	Airbus A330	520000	3892	170	128	1.37	2.40	FCOM
	Airbus A340-200	610000	3892	189	134	1.30	2.59	FCOM
	Boeing B727-200	160000	1700	171	106	1.10	2.47	JAWA
	Boeing B737-200	103000	1098	-	102	-	2.66	JAWA
	Boeing B737-400	150000	1135	150	120	-	2.71	Estimate
	Boeing B757-200	255000	1994	145	120	-	2.62	Estimate
	Boeing B777-200A	545000	4605	150	120	-	2.43	Estimate
	Fokker 100	95000	1006	160	109	1.09	2.35	JAWA
	Lockheed L-1011-1 Tristar	430000	3456	166	125	1.33	2.35	JAWA

Sources:

JAWA = Jane's All the World's Aircraft, POH = Pilot's Operating Handbook, FCOM = Flight Crew Operating Manual

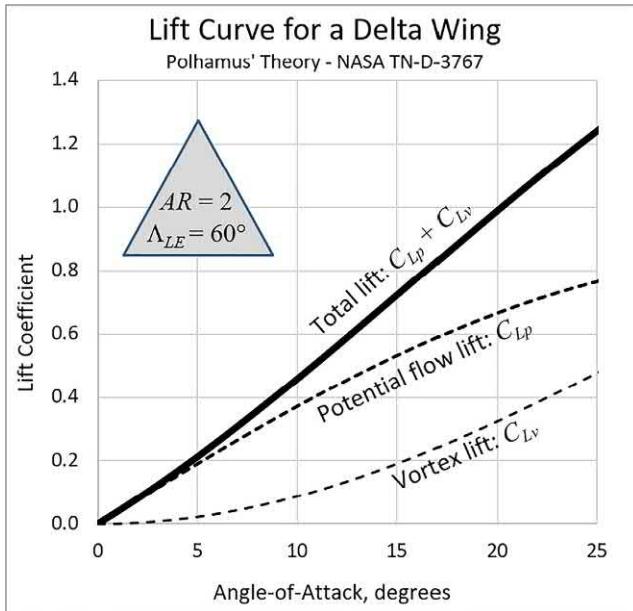


РИСУНОК 9-68 Потенциальная и вихревая подъемная сила для треугольного крыла

Параметр сопротивления, вызванного подъемной силой (К_в в Реф. [47]), действительно для АР4:

κ1/3:133-0:01123AP+0:02510AP₂ (9-100)

Константа пропорциональности $K_{\text{вР}}$:

$$K_B \frac{1}{4} C_L - K_C \frac{C_2}{a} = 0 \text{ с условием} \quad (9-101)$$

Потенциальный коэффициент подъемной силы потока:

$$C_{\text{Ла}}^{1/4} C_{\text{Ла}} \quad \text{синус а косинус 2а} \quad (9-102)$$

$$\text{Коэффициент подъемной силы вихря: } C_{Lw} \frac{1}{4} K_B \cos \alpha \sin^2 \alpha \quad (9-103)$$

$$C_{l\perp} \frac{1}{4} C_{l\parallel} + C_{l\perp v} \quad (9-104)$$

9.5.8 Добавление нелинейности к кривой подъема

Иногда нелинейность в кривой подъема вблизи сваливания должна быть учтена. Один из способов сделать это — сшить полиномиальный сплайн в точке, где кривая подъема становится нелинейной (анл, Сл). Это показано на Рисунок 9-69.

Чтобы сделать это, мы должны иметь разумную оценку (или предположение) для α_{nl} , a_{larek} , и C_l . Затем устанавливаем граничные условия: (1) то же самое для наклона линии и сплайна при α_{nl} . (2) Сплайн проходит через (a_{larek}, C_l) с нулевым наклоном. Это реализуется путем решения матрицы ниже для A и c .

Тогда кривую подъемной силы можно записать в следующем виде:

$C_{\text{л}} \frac{1}{4}$	$C_{\text{л}} + C_{\text{ла}}_a$ Ааз+Баз+Са+Д	если $C_{\text{лнл}}$ если $C_{\text{лнл}}$	(9-105)
----------------------------	--	--	---------

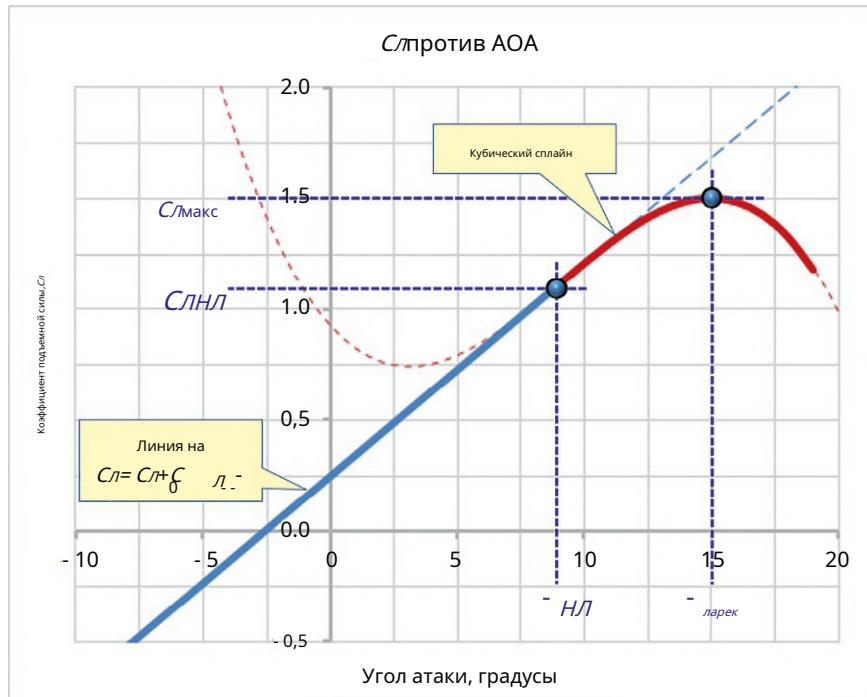


РИСУНОК 9-69 Сшивание кубического сплайна с подъемной кривой.

²Интерполяция рисунка 9 в работе.[47]автором.

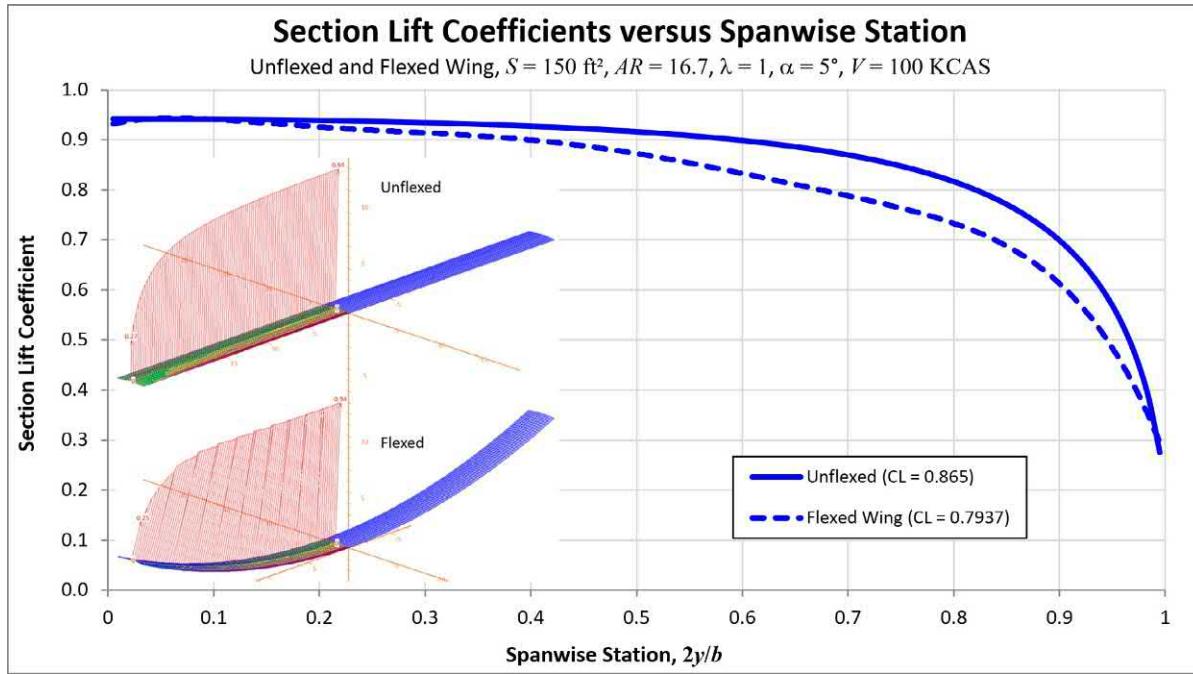


РИСУНОК 9-70 Сравнение распределения подъемной силы согнутых и несогнутых крыльев.

Обратите внимание, что это лишь приближение, которое не гарантирует, что будет отражена фактическая форма кривой подъемной силы.

9.5.9 Закон эффективности

Рассмотрим крыло с двумя различными профилями в корне и конце. Предположим, что корень имеет $C_{\text{r}}^{\text{min}} = 0,002$ и кончик $C_{\text{r}}^{\text{max}} = 0,004$. Что такое представитель $C_{\text{r}}^{\text{min}}$ для этого крыла? Один ответ - это среднее из двух, т.е. $C_{\text{r}}^{\text{min}} = 0,003$. Лучший ответ получается с использованием закона эффективности. Он утверждает, что аэродинамические свойства многопрофильного крыла изменяются линейно между профилями

станции. Таким образом, лучшее соотношение цены и качества $C_{\text{r}}^{\text{min}}$ должно быть его значение в MGC. Удобный способ оценки недвижимости в MGC получается с помощью параметрической линии:

Закон эффективности:

$$\frac{2\text{умгц}}{6} \cdot \frac{\text{Пкорень} + \text{Пкончик-Пкорень}}{\text{Пкорень} + \text{Пкончик}} \quad (9-106)$$

Где Позначает свойство аэродинамического профиля. The Пможет быть C_{r} , $C_{\text{r}}^{\text{max}}$, $C_{\text{r}}^{\text{min}}$ и тому подобное. Например, при применении к двум C_{r} аэродинамическим профилям уравнение (9-106) становится:

$$\frac{2\text{умгц}}{6} \cdot \frac{\text{час}}{\text{час} - \frac{\text{Пкорень}}{\text{Пкорень} + \text{Пкончик}}} \quad (9-107)$$

9.5.10 Гибкие крылья

Крылья планеров с большим удлинением чрезмерно изгибаются во время маневров и даже в нормальном полете. Прогиб до 6 футов (2 м) является обычным явлением. То же самое можно сказать и о коммерческих самолетах, таких как Boeing 747, 787, Airbus A350 и

A380. Независимо от класса самолета, если ожидается чрезмерный изгиб крыла, необходимо учитывать его влияние на подъемную силу.

Рисунок 9-70 показывает, как изгиб крыла влияет на распределение Сл. В этом примере крыло с размахом 50 футов отклоняется так, что его концы оказываются на 5 футов выше, чем у несогнутого крыла. При заданном АОА центр подъемной силы смещается внутрь, уменьшая изгибающий момент (на 4,5%), уменьшая подъемную силу (в данном случае примерно на 3%) и суммарная на 3%. Это требует более высокого эксплуатационного АОА, что означает более высокое эксплуатационное сопротивление, вызванное подъемной силой, что наносит ущерб эффективности крыла на большой дальности. Хотя это звучит негативно, у этой темы есть две стороны; другая обсуждается в Раздел 10.5.10, Многогранное крыло (наконечник).

9.5.11 Влияние земли

Эффект земли - это изменение аэродинамических сил из-за близости тела к земле. Земля становится на пути нисходящего потока, препятствуя его полному развитию (см. Рисунок 9-71). Измененное поле потока вокруг самолета уменьшает сопротивление и немного увеличивает подъемную силу. [48]. Влияние земли следует учитывать при анализе взлета и посадки. Оно становится заметным, когда расстояние между крылом и землей составляет менее 1 размаха крыла.

Влияние земли моделируется с использованием вихревых теорий, таких как теория подъемной линии Прандтля, сосредоточенных вихрей или теория вихревой решетки. Создавая зеркальное отражение крыла (или аэродинамического профиля) со связанными вихрями одинаковой силы, но вращающимися в противоположных направлениях (см. Рисунки 9-71 и 9-72) результирующее поле потока будет иметь горизонтальную линию тока. Она представляет собой плоскость земли. Как показано на Рисунок 9-71, это перестраивает линии тока по сравнению с полем потока при отсутствии земли.

РИСУНОК 9-71 Моделирование влияния земли осуществляется с помощью зеркального отображения аэродинамического профиля (или крыла).

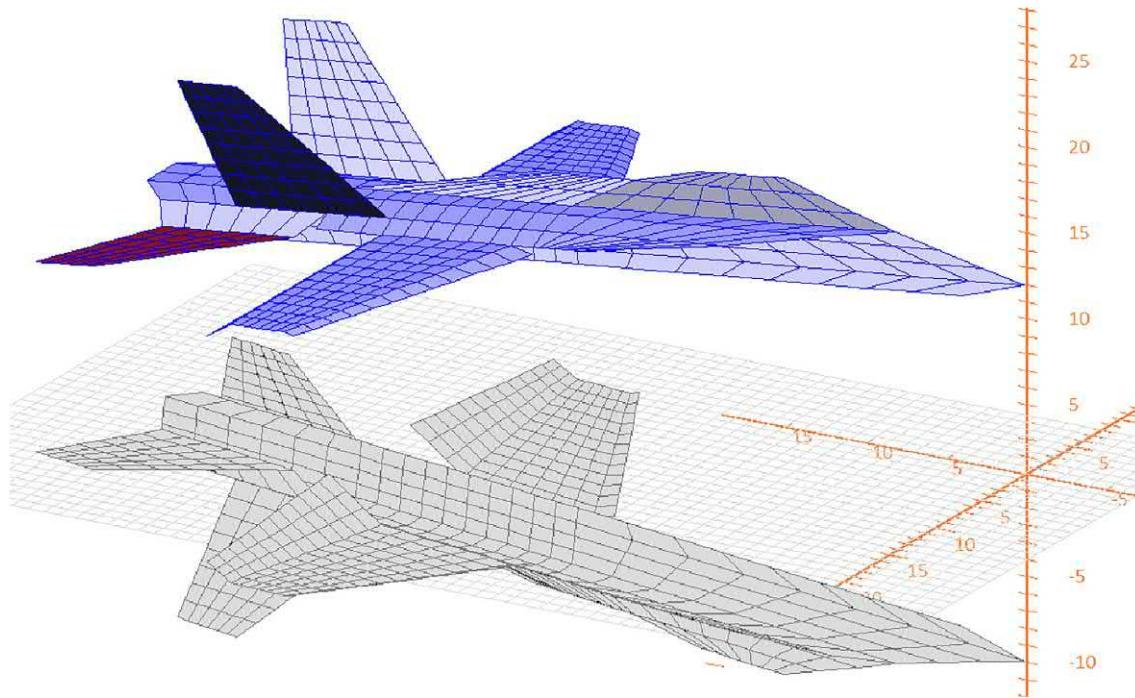
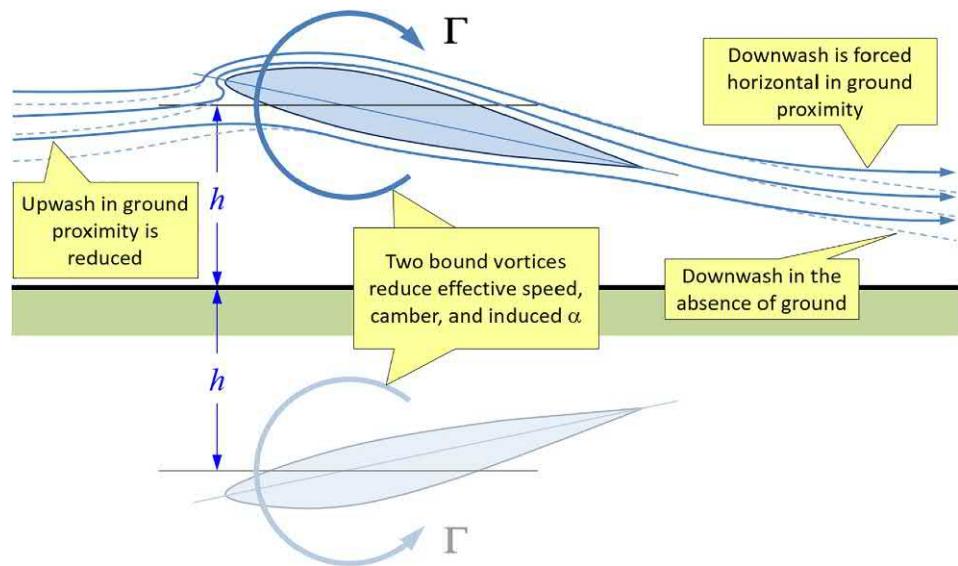


РИСУНОК 9-72 Установка для изучения влияния земли с использованием модели зеркальной вихревой решетки.

Проблема влияния экрана была изучена еще в 1912 году Альбертом Бецом (1885–1968).^[49] Используя теорию подъемной линии Прандтля, Визельбергер^[50] разработал формулу для оценки уменьшения сопротивления, вызванного подъемной силой, вблизи земли (переведено в работе^[48]). Это требует расчета специального коэффициента влияния грунта, здесь обозначено как Φ . Они оцениваются с точки зрения Коэффициент разделения, ч/б, в котором часо расстояние между аэродинамическим центром смгц земля (см. Рисунок 9-73) из образах крыльев.

Эффект земли увеличивается при заданном геометрическом АОА. Изменения поля потока состоят из уменьшенный восходящий и нисходящий потоки (см. Рисунок 9-71). Это уменьшает (a) эффективную воздушную скорость, (b) эффективную кривизну и (c) индуцированный АОА (α_e — видеть Раздел 9.5.4)^[51]. Вклад (a) увеличивает статическое давление в районе нижней поверхности крыла, увеличивая подъемную силу, в то время как (b) уменьшает подъемную силу из-за уменьшения изгиба. Таким образом, (a) и (b) имеют тенденцию нейтрализовать друг друга. Напротив, (c) уменьшает индуцированную α_e , увеличивая эффективное α_e (где $\alpha_e = \frac{1}{4}(\alpha_a + \alpha_s)$). Это увеличивает

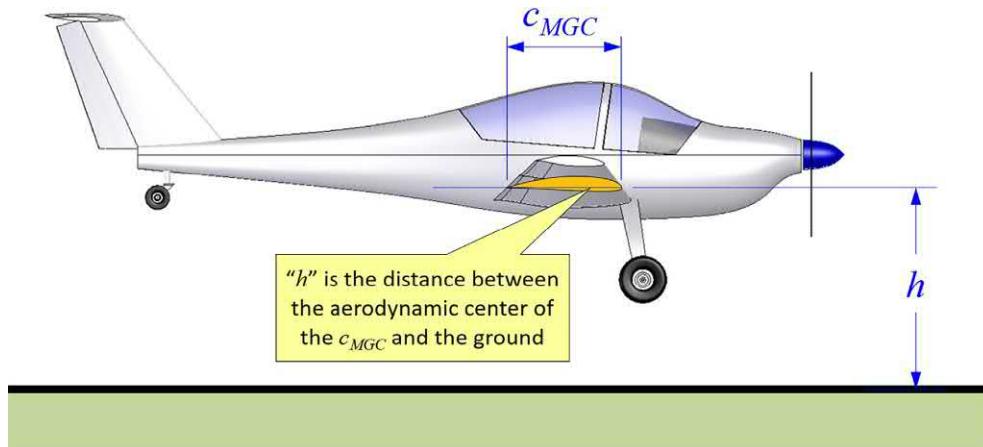


РИСУНОК 9-73 Самолет в зоне действия экранного эффекта.

подъемная сила. Для самолетов с хвостовой частью этоувеличивается АОА на горизонтальном хвосте (напомним, что свободный скос потока воздуха внизуменьшаетАОА на НТ), хотя это изменение меньше, чем изменение угла скоса потока[51]. Изменение α определяется по формуле[51, 52]

$$\Delta\alpha \frac{1}{4} - \frac{C_L}{\pi AR} \sigma^{\frac{1}{4}} - \frac{C_L e^{-2.48\delta^2 + 6\beta_0 + 0.7}}{\pi AR} \quad (9-108)$$

Выражение возвращает угол в радианах. Член σ называется Коэффициент интерференции Прандтля для многопланов.

Уменьшение сопротивления, вызванного подъемной силой, увеличивает эффективный AR, AR_{mgz}. Сопутствующее увеличение подъемной силы при заданном АОА увеличивает D/Дсоотношение, вызывающее «плавающую» тенденцию. AR_{mgz}дается

$$AR_{mgz} \frac{1}{4} \frac{AR}{1-\sigma} \quad (9-109)$$

Увеличение подъемной силы приводит к небольшому увеличению наклона кривой подъемной силы. Согласно ссылке [53], это приводит к небольшому уменьшению подъемной силы нулевого АОА. Уменьшается АОА балансировки, поэтому самолет стремится перейти к более низкому АОА. Эффективность руля высоты обычной конфигурации хвост-корпус снижается, поскольку область низкого давления на нижней поверхности уравновешивается образованием области высокого давления, такой как у крыла. По той же причине эффективность руля высоты конфигурации утка увеличивается.

(1) Эффект земли и подъемная сила

Влияние влияния земли на подъемную силу вращается вокруг соотношения коэффициента подъемной силы при некотором угле атаки, внеземной эффект, C_{Lg} , к этому эффект земли, $C_L(a)$. Таким образом, Коэффициент влияния грунта на подъемную силу, Φ_L , между ними определяется как

$$\Phi_L \frac{C_L(a)}{C_{Lg}} = C_L(a) \frac{\partial \Phi}{\partial \alpha} \quad (9-110)$$

Филлипс и Хансакер[54] представить практический метод, полученный с использованием теории подъемной линии Прандтля для оценки этого

Соотношение для эллиптических и конических крыльев. Этот метод включает поправку на высокие АОА (β_L).

$$\text{Эллиптический: } \Phi_L \frac{1}{4} \frac{1}{\beta_L} \frac{1 + \frac{288\delta^2 + 6\beta_0 + 0.787}{AR^{0.882}}}{1 + \frac{288\delta^2 + 6\beta_0 + 0.787}{AR^{0.882}}} e^{-9.14\delta^2 + 6\beta_0 + 0.327} \quad (9-111)$$

$$\text{Конический: } \Phi_L \frac{1}{4} \frac{1}{\beta_L} \frac{1 + \frac{288\delta^2 + 6\beta_0 + 0.787}{AR^{0.882}}}{1 + \frac{288\delta^2 + 6\beta_0 + 0.787}{AR^{0.882}}} e^{-9.14\delta^2 + 6\beta_0 + 0.327} \quad (9-112)$$

Где:

$$\delta_L \frac{1}{4} - 2.25 \lambda_0 : 0.00273 - 0.997 \quad AR^{0.717} + 13.6 \text{ и} \\ \beta_L \frac{1}{4} + \frac{0.269 C_{Lg}^{1/4}}{AR^{3.18} + 6\beta_0 + 1.12}$$

(2) Влияние земли и сопротивление

Влияние эффекта земли на сопротивление оценивается аналогично подъемной силе, путем соотнесения сопротивления, вызванного подъемной силой, с некоторым АОА (и, таким образом, C_L) на некотором расстоянии от земли. Минимальное сопротивление не меняется. Для некрученых крыльев с симметричными аэродинамическими профилями, $C_d \frac{1}{4} C_L \frac{1}{4} C_D / C_{D0}$. Чтобы удобно сравнивать постоянную сопротивления, вызванного подъемной силой (C_d) для двух условий. Определить коэффициент влияния земли на сопротивлением между ними, Φ_d , как

$$\Phi_d \frac{1}{4} \frac{C_d = C_{D0}}{C_d = C_{D0}^2} \frac{C_{D0}}{\log E} \quad (9-113)$$

При отсутствии Φ_d , используйте 1,05, если $E < 0.5$ и 1 в противном случае. В литературе представлено несколько методов определения Φ_d . Подход Визельбергера был адаптирован к этому тексту. Он использовал час/2 для высоты над землей и специальный коэффициент σ (коэффициент Визельбергера) который вычитается из 1, что дает:

$$\Phi_d \text{ по Визельбергеру: } \Phi_d \frac{1}{4} - \frac{1.132\delta^2 + 6\beta_0}{1.05 + 7.4\delta^2 + 6\beta_0} \quad (9-114)$$

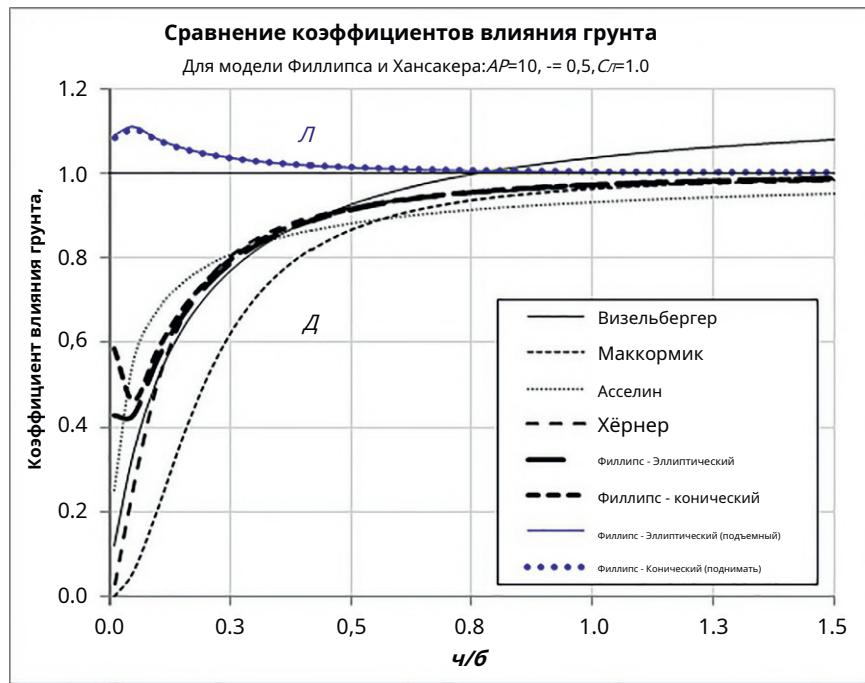


РИСУНОК 9-74 Сравнение коэффициентов влияния грунта.

Это приближение хорошо согласуется с экспериментом для $0,033\chi/60,25$ ^[53]. Используя закон Био-Савара, применяемый к подковообразному вихрю, размах которого равен $\pi b/4$, Маккорник^[54, 55] показывает, что коэффициент влияния грунта можно оценить по формуле:

Фдпо Маккорнику³:

$$\Phi_D^{1/4} = \frac{\delta b \chi}{1 + \delta b \chi} \quad (9-115)$$

Используя теорию подъемной линии и предполагая эллиптическое распределение подъемной силы прямого крыла AP-5, Асселин^[56] выводит следующий коэффициент влияния грунта:

$$\Phi_{DperAsselin} = \frac{2}{\pi^2} \ln \left(1 + \frac{\pi}{8} \frac{\chi}{b} \right) \quad (9-116)$$

Филлипс и Хансакер^[54] представляют следующие выражения для эллиптических и конических крыльев

$$\Phi_D^{1/4} = \frac{C_{D,y} C_2 M_{Gz}}{C_{D,y}^2 L_{OGz}} \quad (9-117)$$

$$\Phi_D^{1/4} = \frac{1 - \delta}{\delta} e^{-\frac{\delta}{4} \chi} \quad (9-118)$$

Где:

$$\delta D^{1/4} = 0.775 \quad \lambda = 0.373 \quad AP = 417 \quad - 1:27 \quad \text{и}$$

$$\beta D^{1/4} = \frac{0.0361 C_{D,y}^{1/2}}{AP^{1/19} \delta = 6.151}$$

Хёрнер и Борст^[57] предлагают следующий коэффициент влияния грунта:

$$\Phi_{Hoerner} = \frac{33 \delta = 6.151}{1 + 33 \delta = 6.151} \quad (9-119)$$

Влияние подъемной силы и сопротивления на грунт показано на графике Рисунок 9-74.

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(9-113)

Из определения Фдмы можем написать:

$$\Phi_D^{1/4} = \frac{C_{D,y} C_2 M_{Gz}}{C_{D,y}^2 L_{OGz}} \quad (9-113)$$

Заменять C_{Lmgz} $\frac{1}{4}\Phi_L C_{Lmgz}$ и манипулировать алгебраически

$$\begin{aligned} & \frac{C_{D,y} C_2 M_{Gz}}{C_{D,y}^2 L_{OGz}} = \frac{\frac{1}{4}\Phi_D C_{D,y} C_2 M_{Gz}}{C_{D,y}^2 L_{OGz}} \\ & \frac{1}{4}\Phi_D = \frac{C_{D,y} C_2 M_{Gz}}{C_{D,y}^2 L_{OGz}} \end{aligned}$$

³Обратите внимание, что в первом издании этой книги выражение Маккорника содержало типографскую ошибку, унаследованную от Ref.[55]. См. обсуждение его происхождения и исправления в Ref.[54].

ТАБЛИЦА 9-9 Примеры эффективности пролета по Освальду для выбранных самолетов.

SINGLE ENGINE PROPELLER						TWIN ENGINE PROPELLER					
Manufacturer	Model	S, ft ²	b, ft	AR	e	Manufacturer	Model	S, ft ²	b, ft	AR	e
Beechcraft	35	184	33.5	6.10	0.82	Beechcraft	AT-7	349	47.7	6.51	0.74
Boeing-Stearman	PT-18	298	32.2	6.94	0.75	Cessna	AT-8	295	41.9	5.96	0.61
Cessna	OЕ-2	174	36.0	7.45	0.7	Douglas	A-26B	540	70.0	9.07	0.79
Cessna	180	174	35.8	7.38	0.75	Curtiss	C-46A	1360	108.1	8.59	0.88
Cessna	150	160	33.3	6.94	0.77	Douglas	C-47B	987	95.5	9.24	0.89
Cessna	172	174	36.1	7.48	0.77	North American	B-25D	610	67.6	7.49	0.78
Cessna	182	174	36.0	7.45	0.84	Martin	B-26F	658	71.0	7.66	0.76
Cessna	185	174	35.8	7.38	0.86	Cessna	310	175	35.0	7.00	0.73
Cessna	177	174	35.5	7.24	0.57	Gulfstream	G-I	610.3	76.5	9.59	0.78
Douglas	O-46A	332	45.8	6.30	0.8	SAAB	SF340	450	70.3	10.99	0.8
Stinson	L-5	155	34.0	7.46	1.02						

На основе книги Роккана Яна «Проектирование самолета», часть VI, DARcorporation, 2000.

9.5.12 Определение эффективности пролета, е

Эффективность охвата это параметр, используемый для прогнозирования подъемной силы сопротивления самолета. В то время как сопротивление рассматривается в Главе 16, Анализ сопротивления самолета, Здесь уместно представить эффективность размаха, поскольку она зависит от геометрии крыла.

В литературе обсуждаются два вида эффективности охвата: (1) То, что приписывается У. Бейли Освальду (1906–1998), который впервые определил это в 1933 году.⁴[58]. (2) То, что получается из теории подъемной линии Прандтля, представленной в Раздел 9.7, Теория подъемной линии Прандтля. Разница в том, что эффективность Освальда применяется ко всему самолету, тогда как эффективность размаха Прандтля, которая основана на теории невязкого потенциального потока, применяется только к крылу. Чтобы усложнить ситуацию, оба вида обычно обозначаются буквой e , которое легко спутать с числом Эйлера ($e \approx 2.71828\dots$).

Таблица 9-9 приводится эффективность Освальда для выбранных одно- и двухмоторных самолетов.

(1) Основное определение

При большинстве эксплуатационных углов атаки коэффициент лобового сопротивления крыла (или всего самолета) можно записать как

$$C_d^{1/4} C_{d\min} + C_d^{1/4} C_{d\min} + k \delta C_l - C_{l\min} \frac{P}{\pi A P} \quad (9-120)$$

Где $C_{d\min}$ — это минимальный коэффициент лобового сопротивления, δC_l — это индуктивное сопротивление, $C_{l\min}$ — это сопротивление, вызванное подъемной силой, k — это коэффициент подъемной силы минимального сопротивления. Считая для тот факт, что $C_d^{1/4}$ делает P для большинства воздухо-ремесло. Согласно теории Прандтля о подъемной линии для произвольных крыльев, k определяется как:

$$k = \delta_1 + \delta_2 = \delta \pi A P \quad (9-121)$$

Где δ — это коэффициент сопротивления, вызванный подъемной силой. Часто δ записывается в терминах эффективности охвата (или эффективности Освальда), e :

$$\delta = \delta_1 + \delta_2 = \delta \pi A P \quad (9-122)$$

Где $A P$ — это эффективное соотношение сторон. Обратите внимание, что δ является переменной величиной, но остается относительно постоянной в диапазоне практических коэффициентов подъемной силы — при низких АОА. Рост отрыва потока при высоких АОА изменяет ее значение. Используя уравнение (9-121), δ и e связаны, как показано ниже:

$$e^{1/4} = \delta_1 + \delta_2 \quad (9-123)$$

Представление полностью теоретическое, требующее переопределения в данный момент. Один из способов получить эти параметры — это летать или проводить испытания в аэродинамической трубе. Раздел 16.5.5, Определение характеристик сопротивления по данным аэродинамической трубы представляет метод для этой цели. Таким образом, именуемый «экспериментальный» используется выражение:

$$C_d^{1/4} = \frac{\delta C_l C_{l\min} P^2}{\pi A P}, \quad e^{1/4} = \frac{\delta C_l C_{l\min} P_2}{\pi A P C_d} \quad (9-124)$$

Когда $C_{l\min} \approx 0$, мы получаем более стандартную форму Освальда коэффициент полезного действия.

$$e^{1/4} = \frac{C_2}{\pi A P C_{d\min}} \quad (9-125)$$

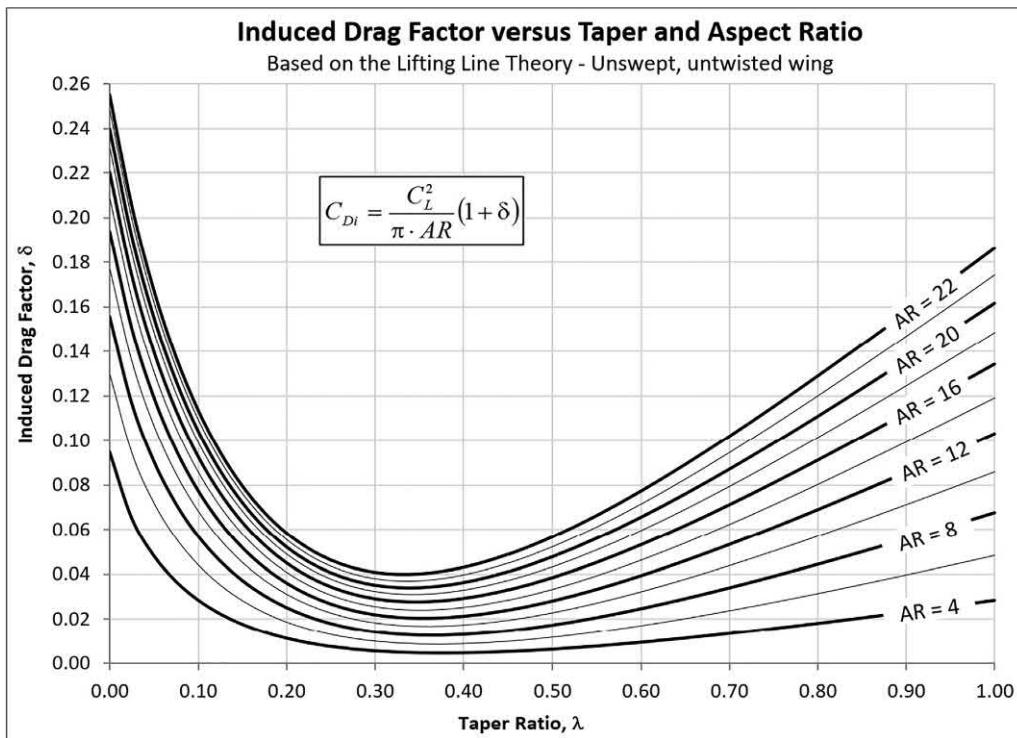
Нита и Шольц представляют превосходное рассмотрение этой темы в работе [59]. Они утверждают, что следует определять с использованием следующей общей формы:

$$e^{1/4} = \frac{1}{Q + \frac{1}{\pi A P}} \quad (9-126)$$

Где Q — это невязкий вклад в сопротивление, вызванное подъемной силой,

$\frac{1}{\pi A P}$ — это вязкий вклад в сопротивление, вызванное подъемной силой.

⁴Интересно, что Освальд назвал это коэффициентом полезного действия самолета.

РИСУНОК 9-75 Фактор индуцированного сопротивления для $0 \leq \lambda \leq 1$ и $4 \leq AR \leq 22$.

Вывозано индуцированными скоростями в следе, в то время как Пывозано увеличением трения кожи и сопротивления давления. Авторы резюмируют ПиВдля 13 методов определения.

(2) Теоретическая эффективность диапазона, e_{Teo}

Ссылка [59] утверждает, что не все методы расчета созданы равными. Скорее, их следует классифицировать как теоретический (e_{Teo}) и эффективная эффективность пролета (e). Первый представляет только крыло, тогда как последний представляет весь самолет. Это требует e_{Teo} подвергаться корректировкам. Эффективность пролета, полученная по теории подъемной линии Прандтля с использованием уравнения (9-121), является теоретическим. Таким образом

$$e_{Teo} = \frac{1}{1 + \delta} \quad (9-127)$$

Теоретическую эффективность пролета можно рассчитать с помощью метода, показанного на рис. Рисунок 9.7.4. Компьютерный код: Метод подъемной линии Прандтля. В нем представлен фрагмент кода, позволяющий определить коэффициент с помощью Microsoft Excel. Visual Basic для приложений (VBA). Рисунок 9-75 показывает изменение δ в диапазоне λ и AR. Обратите внимание, что $e_{Teo}^{1/4}$ интерпретируется как эффективность эллиптического крыла.

(3) Эффективная эффективность пролета, e

Для поддержания традиции эффективная эффективность диапазона будет обозначаться буквой e . Это e_{Teo} с поправкой на наличие фюзеляжа, крыльышек, двугранного угла, сжимаемости и др. Существует два вида поправок:

внутренний фактор и алгоритм. Внутреннее относится к коррекции параметра, используемого для оценки эффективности диапазона. Например, мы корректируем регулярный AR на наличие крыльышек, что дает исправленное соотношение сторон, AR_{corr} . Тогда, как пример, AR_{corr} используется с уравнением (9-129) вместо AR. Факторные поправки напрямую умножают теоретическую эффективность диапазона, как показано ниже:

$$e = e_{Teo} \cdot K_{corr} \cdot K_{corr}^{1/4} \quad (9-128)$$

Где K_{corr} является поправочным коэффициентом. Теперь будут представлены несколько методов расчета эффективной эффективности пролета, а затем методы коррекции.

(4) Метод 1: Эмпирическая оценка для прямых крыльев

Реймер [5] представляет следующее статистическое выражение для оценки эффективности прямых крыльев Освальда. Обратите внимание, что оно не учитывает зависимость от коэффициента конусности (λ) и ограничено $AR_{corr} > 3$.

$$e = 1.78 \cdot 10^{-4} \cdot AR_{corr}^{0.68} \cdot \cos \lambda \quad (9-129)$$

(5) Метод 2: Эмпирическая оценка для стреловидных крыльев

Реймер [5] также представляет следующее статистическое выражение для оценки эффективности стреловидных крыльев Освальда. Оно имеет те же ограничения, что и уравнение (9-129) и ограничено $AR_{corr} < 10$ и $\Lambda \geq 30^\circ$:

$$e = 1.61 \cdot 10^{-4} \cdot AR_{corr}^{0.68} \cdot \cos \lambda \quad (9-130)$$

(6) Метод 3: Метод Брандта

Брандт и др.[4]представьте следующее выражение для оценки. Он ограничен $4 < AP_{корр} < 15$:

$$\frac{e^{\frac{1}{4}}}{2 - AP_{корр} + \frac{2}{4 + AP_{корр} \delta_1 + \text{загар} \Lambda_{\max} \Phi}} \quad (9-131)$$

Где: Λ угол стреловидности передней кромки.

Λ_{\max} угол стреловидности линии максимальной толщины крыла.

(7) Метод 4: Метод Дугласа

Шевелл[60]представляет следующее выражение для расчета эффективности Освальда. Оно основано на неопубликованных исследованиях компании Douglas Aircraft Company. Его представление было адаптировано для обсуждения здесь.

$$\frac{e^{\frac{1}{4}}}{\pi AP_{корр} \Gamma C_D_{\min} + 1 = f \delta_1 + 0.03t - 2t_2 \Phi \gamma} \quad (9-132)$$

Где: t отношение ширины фюзеляжа к размаху крыльев $\frac{1}{4} \lambda_{фюс}/6$,

$\lambda_{фюс}$ максимальная ширина фюзеляжа $\frac{1}{4}$ размах крыльев,
 Φ поправочный коэффициент для неэллиптической формы крыла в плане, обычно 0,98–1,00,
 γ коэффициент коррекции паразитов и $\gamma = 0,38 - \lambda_{LE}/3000 + \Lambda_{LE}/15,000$ и λ_{LE} измеряется в градусах.

(8) Метод 5: Метод Хоу для дозвукового и трансзвукового диапазона

Хай[61]представляет собой статистическое выражение для дозвуковых и трансзвуковых самолетов (комерческих и бизнес-джетов) с умеренным и высоким удлинением ($AP > 5$ и $M < 0,95$).

$$\frac{e^{\frac{1}{4}}}{1 + 0.12M_{\infty}^6} \left(\frac{1}{1 + \frac{0.142 + \phi \delta \lambda AP_{корр} \delta_1 t^{0.33}}{0.8 + AP_{корр} \delta_1}} + \frac{0.183 H_{pp} + 1}{0.8} \right) \quad (9-133)$$

Где: M число Маха в дальней зоне,

H_{pp} количество силовых установок (двигателей) на крыле .
 $H_{pp} = 0$ если нет,
 $f(\lambda)$ функция коэффициента конусности крыла $= 0,005(1+1,5(\lambda-0,6)_2)$,
 t/c характерное отношение толщины крыла к хорде, λ/c
 λ размах крыла — четверть хорды.

(9) Метод 6: Метод USAF DATCOM для стреловидных крыльев — пошаговый

Этот метод взят из раздела 4.1.5.2 работы.[1] и основан на статье Фроста и Резерфорда 1963 года[62]. В статье предполагается, что эффективность Освальда зависит от фактора P , что является отношением между фактической силой сопротивления

крыла и эллиптического крыла. Предполагается, что оба типа крыла используют симметричный аэродинамический профиль. Используя статистический анализ нескольких отчетов NACA, авторы разработали метод оценки эффективности размаха в диапазоне P . Согласно ссылке.

[60], метод имеет следующие ограничения:

Соотношение сторон:	2	AP	10.7
Коэффициент конусности:	0	λ	0,713
Угол стреловидности передней кромки:	19.1°	Λ	63,4°
Параметр всасывания передней кромки:	2P	R_E	10
Число Маха:	0,13	M	0,81

Это не означает, что он не применим к другим формам плана. Метод используется для оценки специального фактора, называемого Параметр всасывания на передней кромке, R , который используется со следующим выражением для оценки эффективности диапазона:

$$e^{\frac{1}{4}} \frac{1:1 \delta C_L = AP_{корр} \Phi}{P \delta C_L = AP_{корр} \Phi + \delta_1 - P \Phi \pi} \quad (9-134)$$

Этот метод требует определения нескольких параметров, которые затем используются для извлечения параметра R для использования с уравнением(9-134).

Шаг 1: Рассчитайте наклон кривой подъема

Наклон кривой подъема можно рассчитать по уравнению(9-72).

Шаг 2: Рассчитайте параметр всасывания на передней кромке The параметр всасывания передней кромки в самом деле число Рейнольдса, основанное на радиусе LE и скорости воздуха в футах/с. Оно определяется как

$$Pr_{LE}^{1/4} R_{LE} = \mu$$

Где: r_{LE} радиус передней кромки (по данным аэродинамического профиля),

μ вязкость воздуха, в фунтахкс/фут², $\mu =$

Плотность воздуха, слагов/фут³.

Шаг 3: Рассчитать специальный параметр 1

$$\Pi^{1/4} \frac{AP_{корр} \lambda}{\cos \Lambda_{LE}}$$

Шаг 4: Рассчитать специальный параметр 2

$$\Pi^{2/4} R_{LE} \cot \Lambda_{LE} = 1 - M^2 \cos \Lambda_{LE}$$

Шаг 5: Считайте или рассчитайте параметр всасывания на передней кромке

Определять Рот Рисунок 9-76 или рассчитайте по следующим выражениям:

если- $1:3 10^5$

$$R^{1/4} = 4:728 + 2:185 \quad \text{бревно} 0:10 \delta P_2 \Phi - 0:2131 \quad \text{бревно} 0:10 \delta P_2 \Phi^2$$

$$+ 0:095 \quad \text{грех} 0:05 \pi \Phi \quad 1 \Phi$$

$$\text{если-} 1:3 10^5 \quad) R^{1/4} = 0:86 + 0:1119 \quad \delta 0:1 \Pi \Phi^{1/4} \quad 1 \Phi$$

Оба уравнения были выведены автором с помощью статистического анализа и дают приемлемое соответствие графикам.

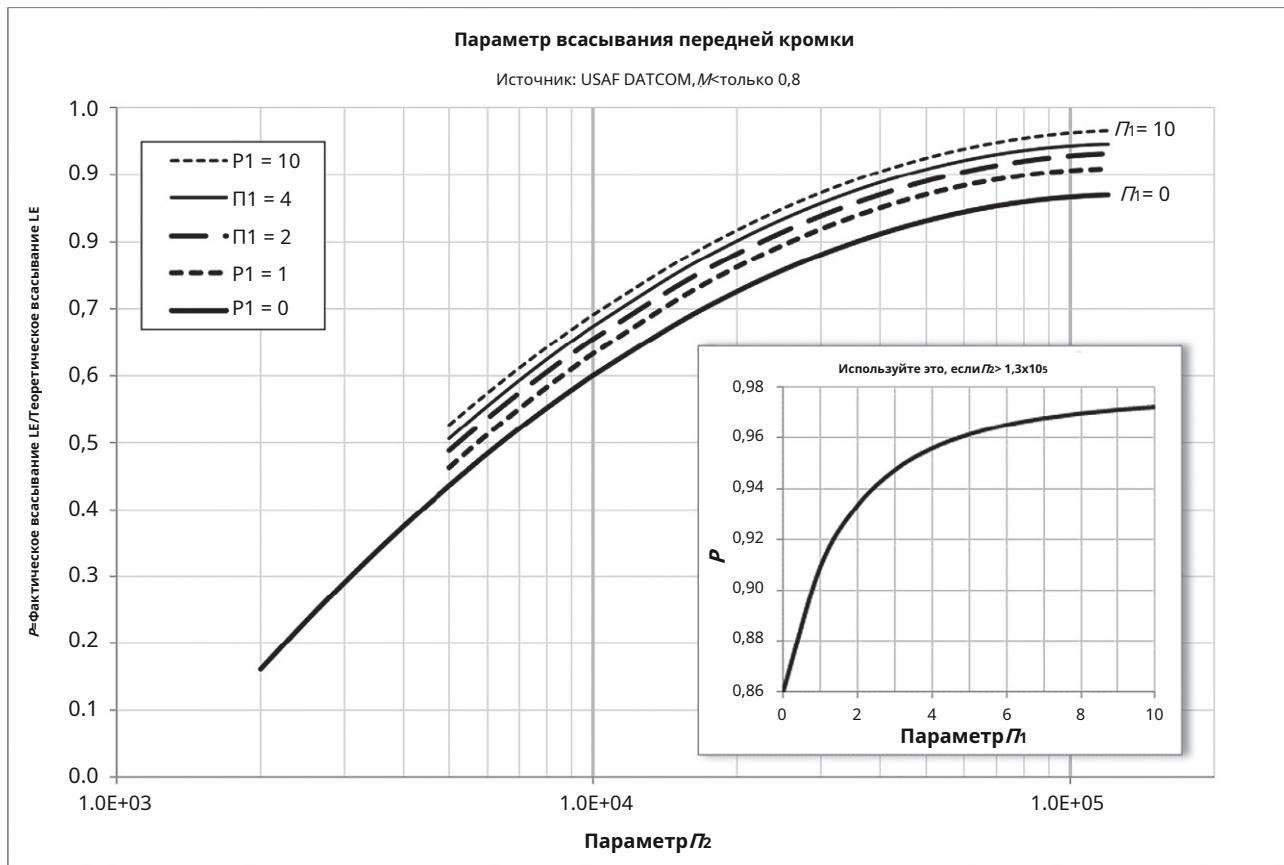


РИСУНОК 9-76 Параметр всасывания передней кромки. На основе DE Hoak, USAF Stability and Control DATCOM, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1978.

ПРИМЕР 9-13

Определить эффективность использования пространства Освальда для Learjet 45, чьи A_P корр $= 7,33$ и $\lambda = 0,391$. Сравните методы 3 и 6. Предположим, что профиль имеет наклон кривой подъема сечения 2π , aLEsweep $= 17^\circ$, средние аккорды свил $10,5^\circ$, и радиус $0,1$ фута. Предположим, что максимальная толщина также находится на середине хорды. Предположим, что скорость воздуха составляет $M = 0,3$ в SL в стандартный день (1335 футов/с) и проигнорировать тот факт, что у самолета есть законы крыла.

РЕШЕНИЕ:

Для метода 3 используйте уравнение (9-131):

$$\frac{e^{1/4}}{2 - A_P \text{корр} + \frac{2}{4 + A_P \text{корр} \delta_1 + \text{загар}_2 \Lambda_{\text{макс}}}}$$

Для метода 4 следуйте пошаговой инструкции:

Шаг 1: Параметр числа Маха:

$$\begin{aligned} \text{Сл}^{1/4} &= \frac{\frac{1}{1-M_2} \frac{1}{1-\delta_1} \frac{1}{1-\delta_2} \frac{1}{1-\delta_3} \frac{1}{1-\delta_4} \frac{1}{1-\delta_5} \frac{1}{1-\delta_6} \frac{1}{1-\delta_7} \frac{1}{1-\delta_8} \frac{1}{1-\delta_9} \frac{1}{1-\delta_{10}}}{2 + \frac{A_P \text{корр} \beta}{K} \frac{2}{1 + \frac{\text{загар}_2 \Lambda_c}{4 + \beta_2}}} \\ &= \frac{1}{1-\delta_1} \frac{1}{1-\delta_2} \frac{1}{1-\delta_3} \frac{1}{1-\delta_4} \frac{1}{1-\delta_5} \frac{1}{1-\delta_6} \frac{1}{1-\delta_7} \frac{1}{1-\delta_8} \frac{1}{1-\delta_9} \frac{1}{1-\delta_{10}} \end{aligned}$$

$$\text{Сл}^{1/4} = \frac{1}{2 + \frac{7:33}{1 + \frac{\text{загар}_2 \Lambda_c}{0:95392}} + 4}$$

Шаг 2: $R_{\text{ЛПЕР}} = \frac{\rho V I_{\text{ЛПЕР}}}{\mu} = \frac{0:002378 p_{35} \delta_0:1 p}{3:745 \cdot 10^{-7}} = 4212718$

$$\text{Шаг 3: } \Pi^{1/4} = \frac{A_P \text{корр} \lambda}{\cos \Lambda_E} = \frac{7:33}{\cos 17^\circ} = 42:997$$

$$\text{Шаг 4: } \frac{P_2}{P_{\text{ЛПЕР}}} = \frac{\cot \Lambda_E}{\frac{1-M_2}{\cos \Lambda_E}} = \frac{1}{1 - M_2 \cos \Lambda_E} = \frac{1}{1 - 0,3 \cos 17^\circ} = 105$$

Шаг 5: $C_P > 1.3$ может быть определено как

$$\frac{1}{P_1:0:86 + 0:1119} = \frac{1}{\delta_0:1 P_{\text{ЛПЕР}}^{1:8 + \Pi}} = \frac{1}{0:12:997 P_{\text{ЛПЕР}}^{1:8 + 2:997}} = 40:947$$

Шаг 6:

$$\frac{1}{P_{\text{ЛПЕР}}^{1:8 + \Pi}} = \frac{1:1 \delta C_d = A_P \text{корр} p}{P_{\text{ЛПЕР}} \delta C_d = A_P \text{корр} p + \delta_1 - P_{\text{ЛПЕР}} \Pi}$$

$$\frac{1}{0:947 P_{\text{ЛПЕР}}^{1:8 + \Pi}} = \frac{1:1 \delta 4:90 = 7:33 p}{0:947 \delta 4:90 = 7:33 p + \delta_1 - 0:947 P_{\text{ЛПЕР}} \Pi} = 40:919$$

Два числа немного отличаются. Если нет уверенности в конкретном методе, этот автор взял среднее из двух (0,933).

(10) Методы коррекции

При необходимости примените следующие исправления к методам 1–6. Они взяты из Ref.[59].

Исправление 1: исправление соотношения сторон для винглетов Если крыло имеет крылышки высотой час, соотношение сторон должно быть скорректировано с использованием следующего выражения. Обратите внимание, что поскольку крылья имеют по одному крылышку на сторону, общая длина добавленной подъемной поверхности составляет 2 час где применимо, используйте $A_{\text{корр}}/A_P$ вместо A_P :

$$A_{\text{корр}} = A_P + \frac{2 \text{ час}^2}{\text{КВЛ}} \quad (9-135)$$

Где:

A_P Оригинальное крыло A_P . б/ч

Размах крыльев.

$A_{\text{корр}}$ Исправленный A_P . час

1/4 Высота винглетов. КВЛ/4

Фактор эффективности.

Фактор $K_{\text{корр}}$ используется для коррекции эффективности крылышка. Если крылышко одинаково эффективно, как увеличение размаха на величину 2 час, затем $K_{\text{корр}}=1$. Если эффективность крылышка в два раза ниже, чем увеличение размаха на величину 2 час, затем $K_{\text{корр}}=1/2$. Ссылка [59] списки для нескольких самолетов, повторяющихся в Таблице 9-10.

Исправление 2: исправление для двугранного угла

Если крыло имеет винглеты, то удлинение следует скорректировать, используя следующее выражение:

$$A_{\text{корр}} = A_P + \frac{1}{\text{КВЛ потому что } \Gamma} \quad (9-136)$$

Исправление 3: исправление для фюзеляжа

Правильно при наличии фюзеляжа максимального диаметра используя формулу ниже. Не применяйте к методам, которые уже содержат коррекцию фюзеляжа.

$$K_F = \frac{1}{1 - 2 \tan \Gamma} \quad (9-137)$$

Исправление 4: исправление сжимаемости Исправьте сжимаемость, используя выражение ниже. Не применяйте к методам, которые уже содержат поправку на сжимаемость.

$$K_M = \begin{cases} 0.3 & \text{если } M_\infty \leq 0.3 \\ 1 + \frac{0.333}{M_\infty - 1} & \text{если } M_\infty > 0.3 \end{cases} \quad (9-138)$$

ТАБЛИЦА 9-10 Коэффициент эффективности для нескольких самолетов [59].

Самолеты	КВЛ
Аэробус A320 NEO	3.29
Винглет Boeing KC-135	2.65
Boeing 737-800 смешанный winglet	3.08
Boeing 747-400 кончик плюс winglet	2.92
Boeing 767-400 наклонный кончик	1.58
McDonnell-Douglas MD-11 удлиненное крыло	3.62

Где a и b – статистические константы, которые могут зависеть от класса самолета. [59] дает цифры для коммерческих лайнеров, как $a=0.001521$ и $b=10.82$.

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(9-135)

Обозначить как прогнозируемый диапазон и как эффективный диапазон. На основе Рисунок 9-77, если высота крылышка h эквивалентно увеличению диапазона, мы можем записать:

$$\text{без } \frac{1}{4} \Gamma + 2 \text{ час} = \frac{1}{4} \Gamma + 2 \text{ час} = 6 \text{ час}$$

Таким образом, соотношение сторон, связанное с Γ , обозначается как $A_{\text{корр}}$ и связано с исходным крылом следующим образом:

$$A_{\text{корр}} = \frac{1}{4} \Gamma + 6 \text{ час} = \frac{1}{4} \Gamma + 2 \text{ час} = 6 \text{ час}$$

Поскольку не все крылышки одинаковы, мы хотим отрегулировать $A_{\text{корр}}$ на основе их эффективности. Это можно сделать, введя фактор эффективности $K_{\text{корр}}$ как показано в уравнении (9-135).

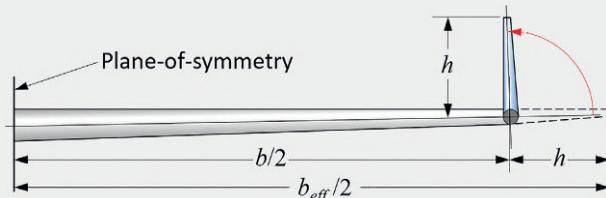


РИСУНОК 9-77 Определение крылышка.

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(9-136)

Выход предполагает, что двугранный угол увеличивает эффективность размаха, как крылышко. Таким образом, наша цель – определить отношение высоты, ч/б. Снова, б/ч представляют собой прогнозируемый и эффективный диапазон. На основе Рисунок 9-78, б/ч больше, чем б/ч количеству 2 час, так как дается

$$\text{без } \frac{1}{4} \Gamma + 2 \text{ час} = \frac{1}{4} \Gamma + 6 \text{ час} = 6 \text{ час}$$

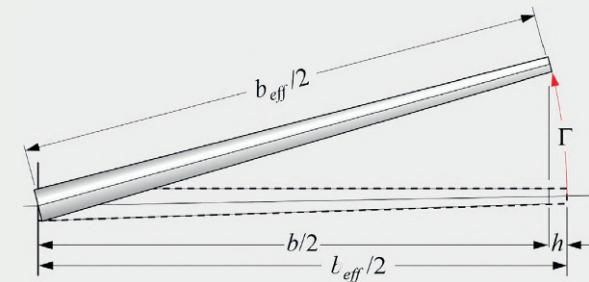


РИСУНОК 9-78 Определение двугранного треугольника.

Однако, поскольку б/ч $\cos \Gamma$, получаем

$$\frac{1}{2} \frac{6}{\cos \Gamma} - 6 = \frac{1}{2} \frac{6}{\cos \Gamma} - 1 \quad \text{ч/б } \frac{1}{2} \frac{1}{\cos \Gamma} - 1$$

Подставим это в выражение для $A_{\text{корр}}$ получить

$$A_{\text{корр}} \frac{1}{4} A \delta_1 + 2 \frac{1}{4} A = 6 \frac{1}{4} A \quad 1 + 2 \frac{1}{2} \frac{1}{\cos \Gamma} - 1^2$$

$\frac{1}{4} A$

потому что Γ

Это также подлежит корректировке, опять же с использованием коэффициента эффективности квилака показано в уравнении (9-136).

ПРИМЕР 9-14

Оцените снижение показателей лобового сопротивления для Boeing 737NG с его комбинированными законцовками крыла и без них при его эксплуатации на высоте $C_L = 0.6$. Предположим, что без винглетов его $A_{\text{Р}} = 10.3$ и $C_D = 0.0210$. С винглетами $C_{D_{\min}} = 0.0213$ и $C_D = 0.0211$.

Используйте метод 3, предполагая, что $\Lambda_{\text{max}} = 20^\circ$. (Обратите внимание, что эти данные являются «предположениями».)

РЕШЕНИЕ:

Оценить сопротивление без винглетов:

$$\frac{e^{1/4}}{2} \frac{2}{A_{\text{Р}} + 4 + A_{\text{Р}} \delta_1 + \text{загар} \Lambda_{\text{max}} \rho} = 2 - 10.3 + \frac{2}{4 + 10.3 \cdot 2 \delta_1 + \text{загар} 20^\circ \rho}$$

$$C_D = \frac{C_D}{4} C_{D_{\min}} + \frac{C_A}{\pi A} e^{1/4} = 0.0210 + \frac{0.62}{\pi \cdot 10.3} = 0.03681$$

Оцените сопротивление с винглетами, скорректировав AR и подставив в Метод 3:

$$A_{\text{корр}} \frac{1}{4} A_{\text{Р}} + \frac{2 \cdot \text{час}^2}{\text{квлб}} = 10.3 + \frac{2}{3.08} = 11.27$$

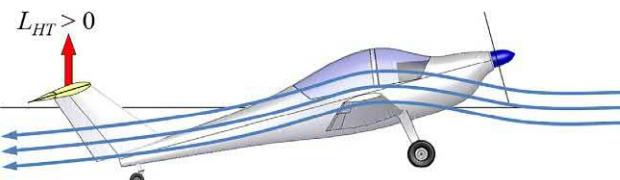
$$e^{1/4} \frac{2}{A_{\text{корр}} + 4 + A_{\text{Р}} + \text{загар} \Lambda_{\text{max}} \rho} = 2 - 11.27 + \frac{2}{4 + 11.27 \delta_1 + \text{загар} 20^\circ \rho}$$

$\frac{1}{4}$	2
$2 - 11.27 + \frac{2}{4 + 11.27 \delta_1 + \text{загар} 20^\circ \rho}$	
$C_D = \frac{C_D}{4} C_{D_{\min}} + \frac{C_A}{\pi A_{\text{корр}}} = 0.0213 + \frac{0.62}{\pi \cdot 11.27} = 0.03599$	$0:62$
Разница в количестве перетаскиваний:	
$\Delta C_D = 0.03681 - 0.03599 = 0.0082$! 8,2 перетаскивания	

9.6 ХАРАКТЕРИСТИКИ СРЫВА НА КРЫЛЕ

Все самолеты с фиксированным крылом должны превысить определенную минимальную скорость полета, прежде чем они поднимутся в воздух. Эта скорость полета является скоростью сваливания. Это представляет собой одно из самых важных ограничений конструкции самолета. Этот раздел посвящен сваливанию и пытается предоставить важную информацию об этом явлении.

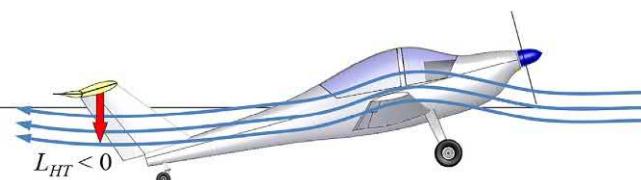
[Рисунок 9-79](#) иллюстрирует два вида сваливания, базовый контролируемый: (1) Базовая стойка проводится во время испытаний в аэродинамической трубе. В этом случае стабилизирующая поверхность фиксируется, как правило, при нулевом отклонении руля высоты. Затем самолет пропускается через зону разворота. Когда срыв потока на крыле, НТ - это внесение вклада общей подъемной силы самолета. (2) Управляемый срыв происходит, когда пилот сваливает самолет. Для сваливания руль высоты отклоняется задней кромкой вверх, увеличивая а до тех пор, пока крыло не свалится. Сила равновесия противодействует подъемной силе, поэтому НТ уменьшает общую подъемную силу при заданном АOA (поэтому самолету требуется более высокая скорость для горизонтального полета). Поскольку $C_{L_{\text{max}}} < C_{L_{\text{max}}}$ для управляемого срыва, это важно, поскольку контролируемое сваливание обуславливает скорость сваливания.



BASIC STALL (WIND TUNNEL)

Elevator deflection is fixed, typically at $\delta_e = 0^\circ$. The HT is subjected to reduced α because of downwash. For instance, if $\alpha = 15^\circ$ then $\alpha_{HT} \approx 7^\circ$ (give or take). Thus, the HT generates upward lift. This adds to the total lift. So, when the wing stalls, the $C_{L_{\text{max}}}$ includes this additional lift.

⇒ Stalling speed is lower than if elevator is deflected.



CONTROLLED STALL (PILOT)

Elevator is deflected trailing edge up ($\delta_e < 0^\circ$). The HT is still subjected to reduced α , but because $\delta_e < 0^\circ$, the HT generates downward lift. This reduces the total lift. So, when the wing stalls, the $C_{L_{\text{max}}}$ is lower than for the basic stall. This lower $C_{L_{\text{max}}}$ dictates the stalling speed of the aircraft.

⇒ Stalling speed is higher than if elevator is fixed.

NOTE:

The above holds for forward CG positions. For aft CG, the HT-lift may be directed upward for trim (with reduced δ_e). Over the CG-range, the most critical $C_{L_{\text{max}}}$ occurs at the forward CG.

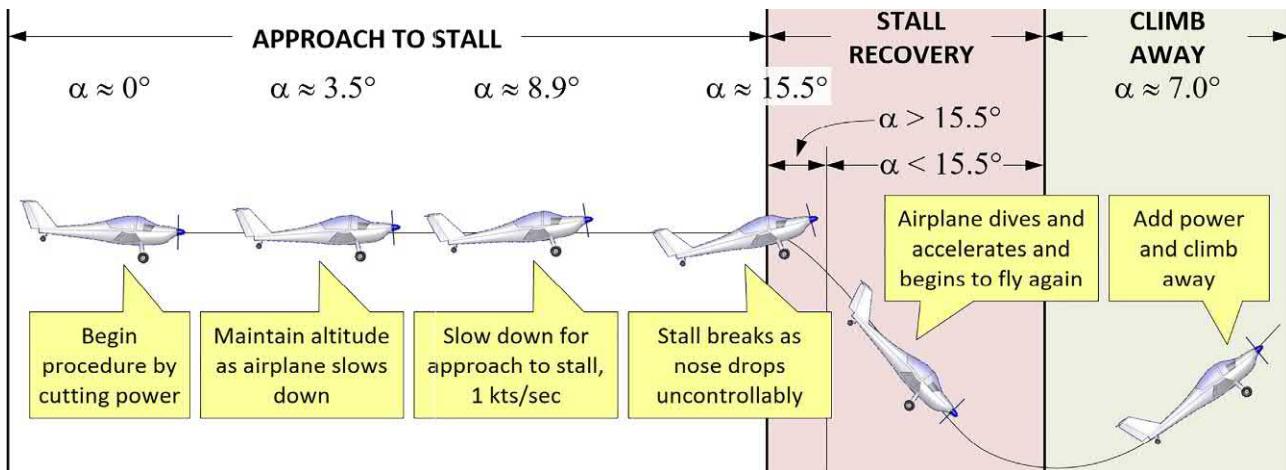


РИСУНОК 9-80 Схема, показывающая приближение к сваливанию, вывод из сваливания и последующий набор высоты.

Полезно визуализировать маневр сваливания с точки зрения высоты, а также скорости полета. Управляемый маневр сваливания изображен на Рисунок 9-80. Он начинается с отключения мощности двигателя и последующего замедления. Для соответствия правилам 14 CFR Часть 23 это замедление должно быть как можно ближе к 1 KCAS в секунду.

По мере замедления самолета для поддержания высоты требуется большее значение α . Подход к сваливанию фаза достигает кульминации в самом сваливании, когда самолет приближается к Аларек и затем «прерывает сваливание» внезапным опусканием носа. Падение приводит к пикированию, что приводит к потере высоты, как показано на рисунке. Потеря высоты зависит от размера самолета. Она может быть всего 50 футов для сверхлегкого самолета, до 2000 футов и более для большого коммерческого реактивного самолета. Восстановление сваливания фаза завершается добавлением мощности и последующим набором высоты.

9.6.1 Рост отрыва потока на самолете

Хорошо спроектированный самолет должен быть лишен срыва потока на крейсерской скорости, чтобы минимизировать сопротивление давления. Однако по мере замедления самолета АОА увеличивается и, неизбежно, области срыва потока начинают формироваться и расти. Рисунок 9-81 показан самолет с коническим крылом на разных скоростях полета. На крейсерской скорости он лишен отрыва потока. На экономичной крейсерской скорости (или скорости наилучшей скороподъемности) область отрыва образовалась в двух местах: в середине размаха и на стыке крыла и фюзеляжа. Это нежелательно и неизбежно. Как указано в Раздел 9.4, развитие областей отрыва потока зависит от формы крыла в плане. Коэффициенты подъемной силы сечения для конического крыла показаны на Рисунок 9-81, пик около середины пролета (см. Раздел 9.4.5, Прямо-конические формы в плане). Это инициирует разделение потока в середине размаха. Мы предпочитаем, чтобы разделение прогрессировало от корня к кончику, так как это обеспечивает устойчивость к крену при срыве.

В дополнение к разделению потока в середине размаха, в этом АОА начинает формироваться еще одна область — в стыке крыла и фюзеляжа. Хотя это дополняет разделение в середине размаха,

это не связано с ним. Это вызвано плохой геометрией между крылом и фюзеляжем. Форму этого разделения лучше всего описать как пузырь, который простирается вниз по потоку за стыком. Отсюда и название пузырь разделения. Он образуется, когда воздух ускоряется над крылом и вокруг фюзеляжа. Сложите эти два, чтобы получить еще большее увеличение воздушной скорости (более низкое давление). Воздушная скорость должна уменьшаться над задней частью крыла, поскольку низкое давление должно подняться до окружающего. Если расстояние, отведенное для этого процесса, короткое, требуется быстрое замедление (неблагоприятный градиент давления). Если слишком быстро, то происходит разделение. Давление внутри пузыря меньше, чем окружающее давление, поэтому оно увеличивает сопротивление. Это также уменьшает наклон кривой подъемной силы самолета, требуя более высокого эксплуатационного угла атаки и индуцированного сопротивления (например, см. Рисунок 8-56). Аэродинамику приходится подавлять это образование. Лучше всего это достигается путем тщательного подбора обтекатель корневой части крыла.

Дальнейшее замедление самолета, скажем, до его наилучший угол набора высоты воздушная скорость, приводит к соединению двух областей разделения. Область простирается от фюзеляжа до определенной станции пролета. Пузырь разделения на стыке крыла и фюзеляжа продолжает расти в поле потока, и это представлено как объем позади задней кромки корня крыла. По мере того, как самолет приближается к сваливанию, все большая и большая площадь крыла покрывается срывом потока. Направление прогрессирования разделения должно быть от фюзеляжа к концам крыла. В конце концов, при сваливании крыло в основном разделяется, но если оно хорошо спроектировано, законцовка крыла все еще должна быть несывающейся для обеспечения устойчивости к крену.

Общая прогрессия сваливания на выбранных формах крыла

Рисунок 9-83 показывает высоко идеализированные схемы прогрессирования сваливания для обычных форм крыла. Они полезны для построения предвосхищения, но не гарантируют подразумеваемого прогрессирования сваливания.

9.6.2 Отклонение от типовой модели сваливания

Рисунок 9-82 показывает прогрессию сваливания на трех отдельных прямолинейных конических формах в плане [63-65].

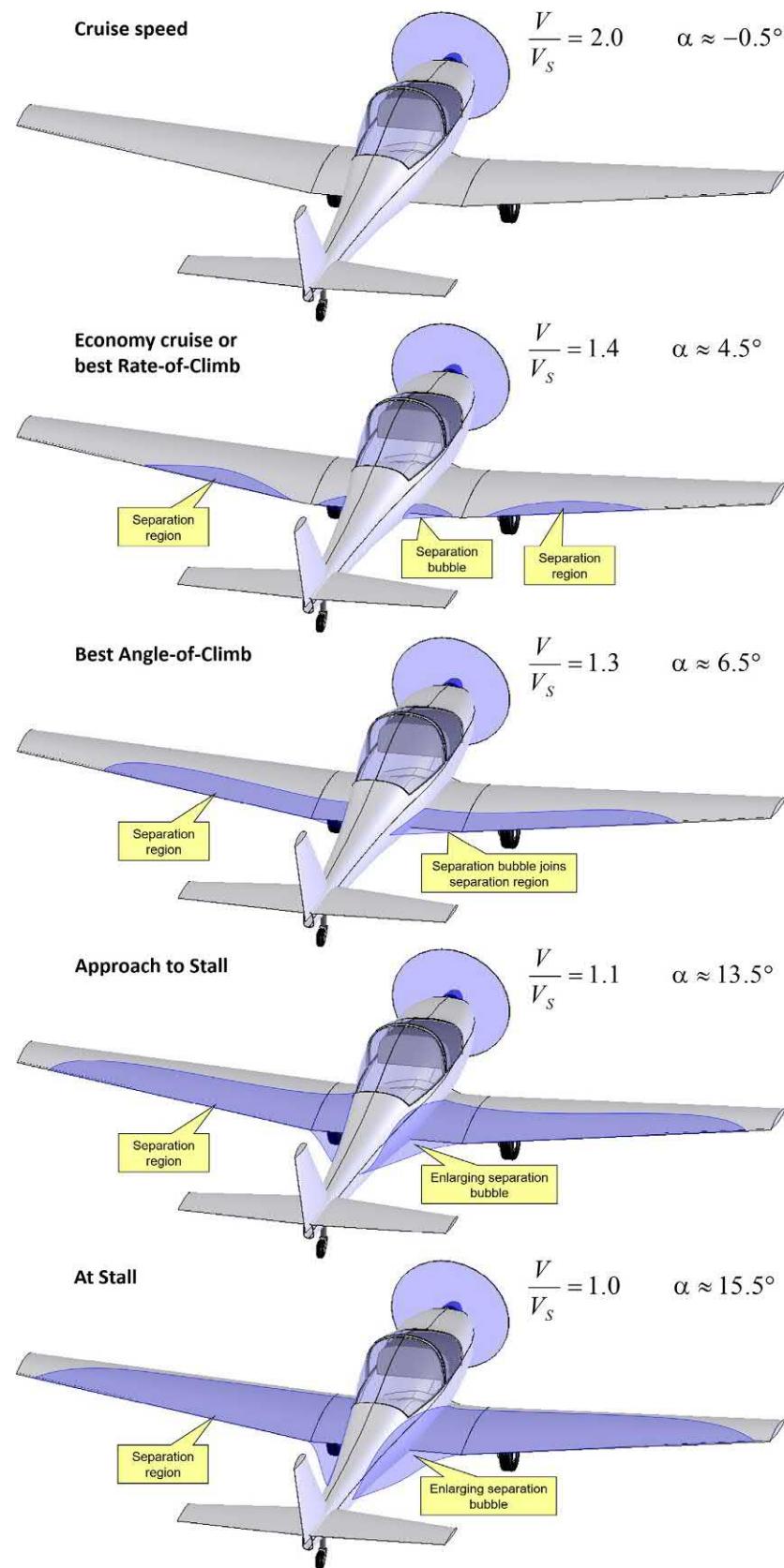


РИСУНОК 9-81 Рост отрыва потока на самолете.

$M = 0.23, R_e = 6.9 \times 10^6$
 $AR = 6, \lambda = 0.5, \text{washout} = 4^\circ$
Smooth surface
Source: NACA-TN-1299

$M = 0.17, R_e = 5.3 \times 10^6$
 $AR = 6, \lambda = 0.5, \text{washout} = 1.5^\circ$
Rough surface
Source: NACA-TN-2753

$M = 0.07-0.17, R_e = 4.61 \times 10^6$
 $AR = 10.05, \lambda = 0.4, \text{washout} = 3^\circ$
Smooth surface
Source: NACA-TN-1677

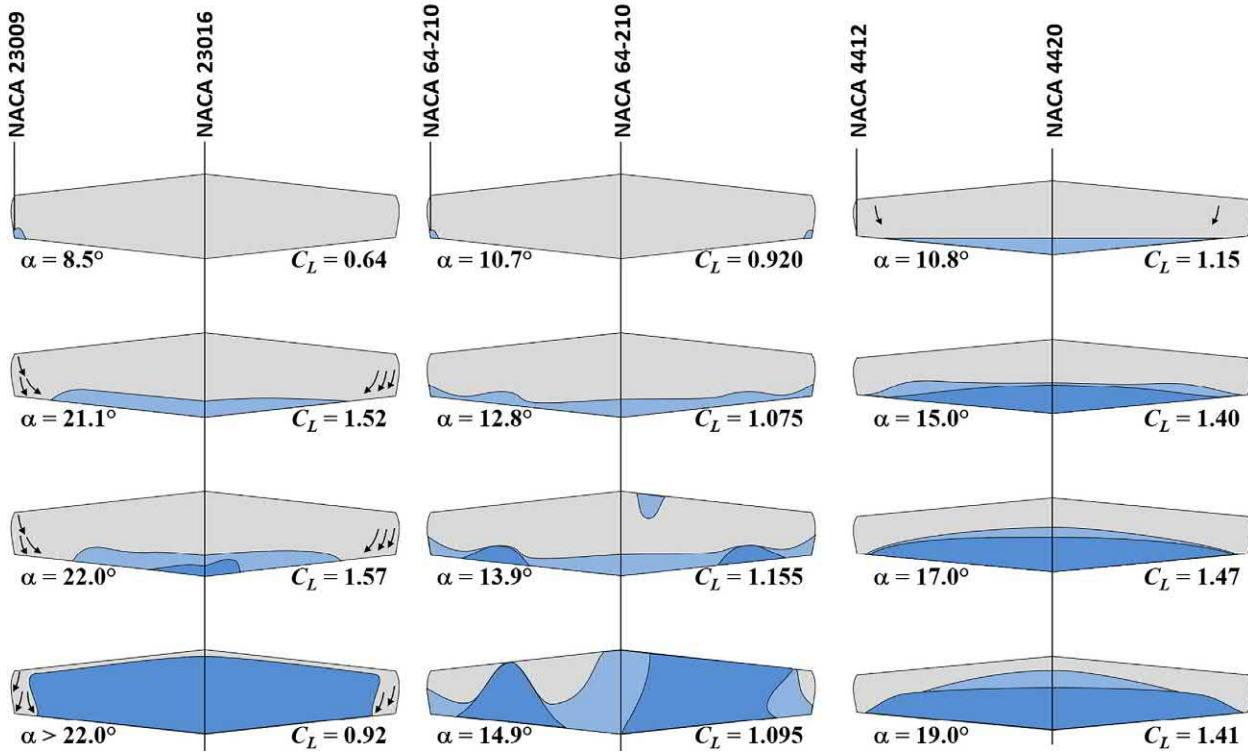


РИСУНОК 9-82 Развитие сваливания на прямолинейных формах крыла в плане, различающихся по AR, λ , вымыванию и шероховатости поверхности. На основе GC Furlong, JE Fitzpatrick, Влияние чисел Маха и Рейнольдса на максимальный коэффициент подъемной силы крыла с профилями серии NACA 230, NACA TN-1299, 1947; JE Fitzpatrick, WC Schneider, Влияние изменения числа Маха в диапазоне от 0,07 до 0,34 и изменения числа Рейнольдса в диапазоне от $0,97 \times 10^6$ до $8,10 \times 10^6$ на максимальный коэффициент подъемной силы крыла с профилями серии NACA 64-210, NACATN-2753, 1952; ТВ Болхе, Экспериментальные и расчетные характеристики нескольких трапециевидных крыльев с большим удлинением, включающих аэродинамические профили серий NACA 44, 230 и 64 с низким сопротивлением, NACA TN-1677, 1948.

Рисунок показывает, что аэродинамические профили, AR, λ , R_e , и даже шероховатость поверхности влияет на прогрессию срыва. Она может вносить асимметрию в прогрессию срыва, а также области начального разделения потока, прерывистого и полного срыва. Также см. Refs.[18-20] для дополнительного понимания. Каждый стиль крыла должен оцениваться по его собственным достоинствам.

Рисунок 9-83 обеспечивает базовое понимание того, как планформа влияет на прогрессию сваливания. Фактическая прогрессия является как динамичной, так и сложной (см. обсуждение в [Раздел 9.3.5](#), Закручивание крыла (вымывание и вымывание).

9.6.3 Настройка прогрессии сваливания

Хорошие характеристики сваливания — вопрос безопасности. Самолет, который постоянно кренится влево или вправо при сваливании, подвергается повышенному риску входа в штопор. Если он сваливается близко к земле, он не может восстановиться, независимо от характеристик восстановления из штопора или мастерства пилота. Последствием обычно становится фатальная катастрофа.

У конструктора есть этическая обязанность проектировать хорошие характеристики сваливания в самолете. Естественно, только летные испытания покажут, насколько это успешно. Однако цель такой философии проектирования — просто улучшить шансы. В настоящее время это гораздо проще сделать с помощью решателей CFD. Такие методы CFD, как вихревая решетка, дублетная решетка и другие панельные коды, могут использоваться для управления распределением коэффициентов подъемной силы по размаху крыла. Решатели Навье-Стокса умножайте эту мощность до тех пор, пока выбранная турбулентность модели не исказяет степень и форму отрыва потока (см. [Раздел 26.2.13](#), Разные темы). Затем выберите комбинацию типов аэродинамического профиля и смыва крыла, чтобы контролировать развитие сваливания по размаху крыла.

(1) Руководство по проектированию

Стандартная философия проектирования: (1) Использовать аэродинамический профиль класса A с высокой подъемной силой (согласно [Рисунок 8-72](#)) как концевой аэродинамический профиль. (2) Рассмотрим 1-4° вымывание. (3) Рассмотрите возможность удлинения передней кромки согласно ссылке.[\[26\]](#). Целевой шаблон сваливания должен начинаться с

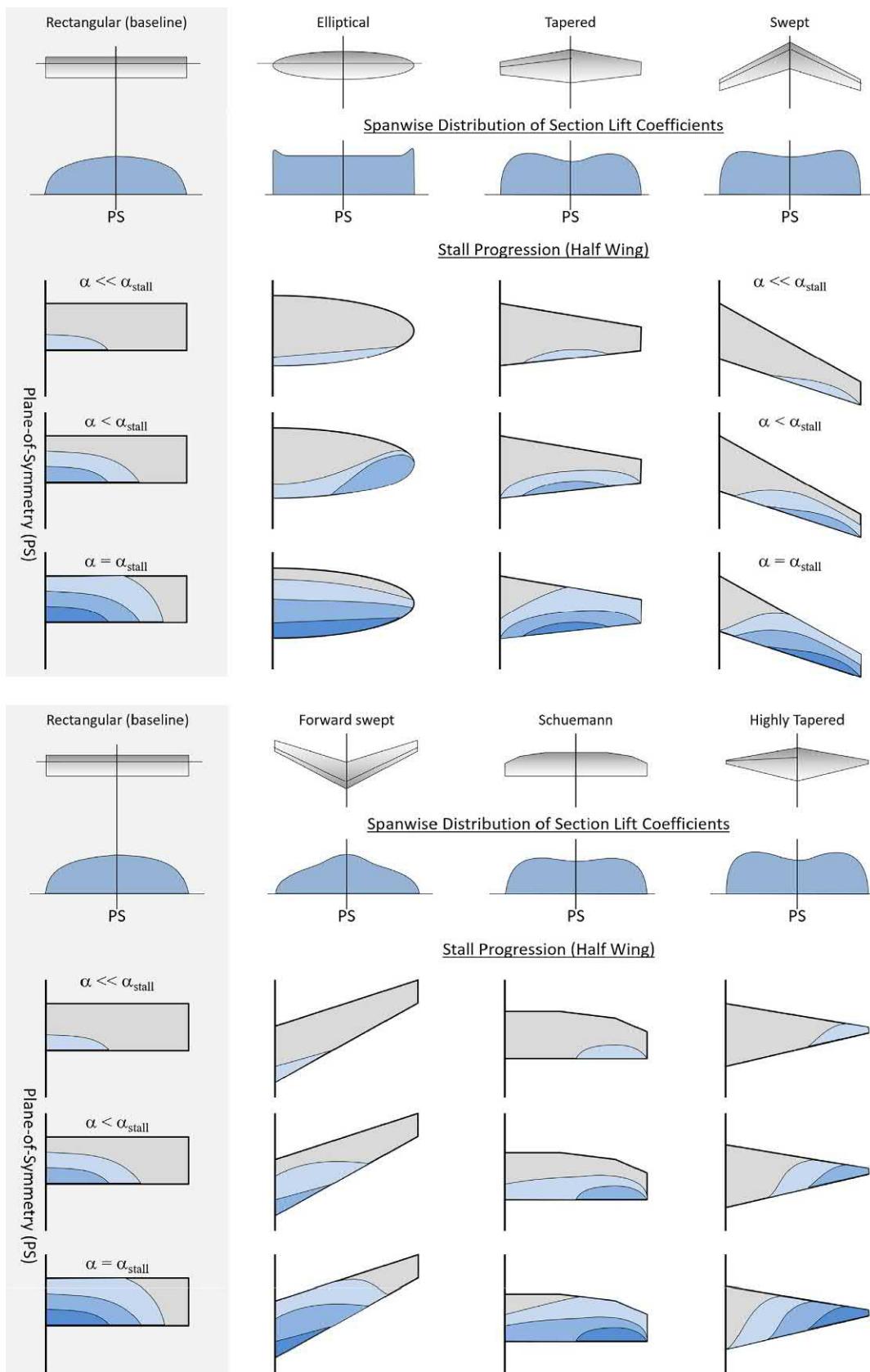


РИСУНОК 9-83 Основы развития сваливания на выбранных формах крыла.

корень и прогресс к кончику по мере увеличения АОА. Это гарантирует, что область законцовки крыла будет последней, которая свалится, обеспечивая жизненно важную устойчивость к крену и управление на протяжении всего маневра. Если использовать невязкую методологию для настройки прогрессии сваливания, коэффициент подъемной силы секции (C_L) на станции пролета 70% не должен превышать максимальный коэффициент подъемной силы аэродинамического профиля ($C_{L_{max}}$) профиля на этой станции. Кроме того, от 70% до 100%, C_L должно постепенно упасть до нуля. Некоторые авторы (например, Торенбек⁶⁶) пойти дальше и рекомендовать ($C_L - 0,1$), хотя на практике этого может быть трудно достичь без чрезмерного вымывания (см. также [Раздел 9.3.5](#)). Закручивание крыла (вымывание и вымывание). Вязкий анализ (т. е. решатели Навье-Стокса) обеспечивает более точечную настройку. Для чего-то столь серьезного, как настройка срыва, визуализация потока в области отрыва, полученная в результате испытаний в аэродинамической трубе, всегда должна использоваться для проверки модели CFD.

[Рисунок 9-84](#) показан пример типичного линейного анализа для конического крыла ($\lambda=0,5$), который имеет тот же аэродинамический профиль (NACA 65-415) по всему крылу. Поскольку число Рейнольдса на конце составляет всего лишь половину корневого значения, $C_{L_{max}}$ меньше на кончике, и это следует учитывать для самолетов, которые имеют конические формы в плане. Базовая конструкция крыла (сплошная кривая) не имеет вымывания, тогда как остальные три имеют $2^\circ, 4^\circ$ и 6° вымывание, соответственно. График показывает распределение C_L для этих четырех моделей при АОА 16° . Толстая пунктирная линия показывает распределение $C_{L_{max}}$ от корней до кончиков.

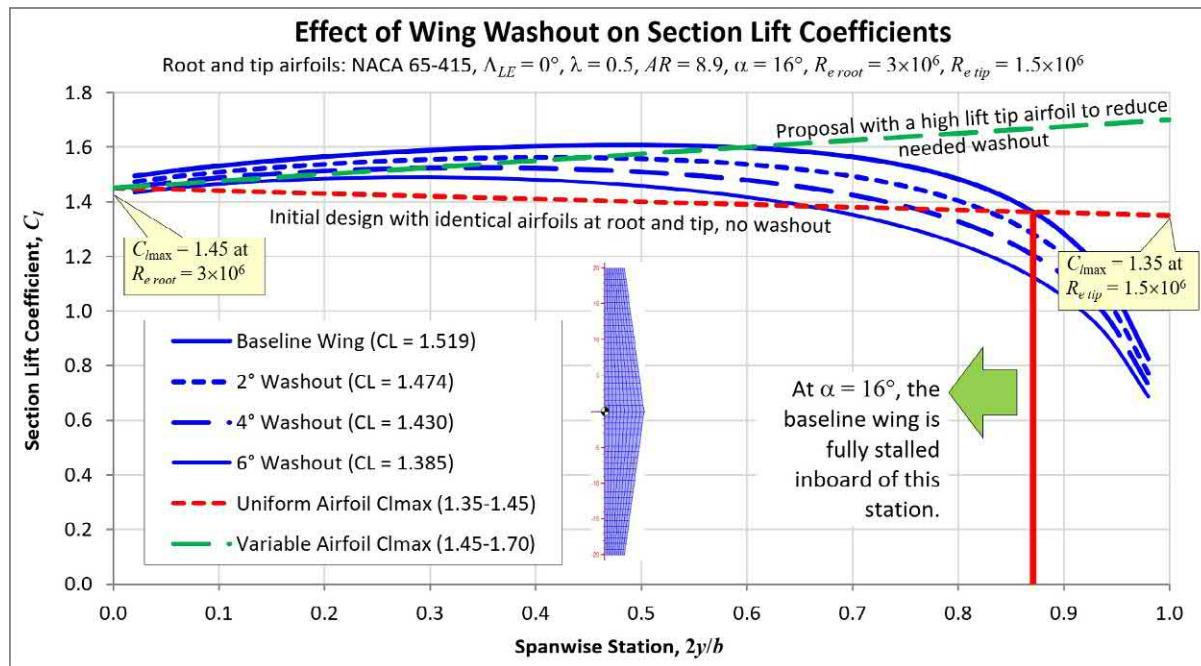
Базовая кривая в [Рисунок 9-84](#) показывает, что C_L превышает $C_{L_{max}}$ между пролетными станциями 0 и 0,87.

При том, что «незаглохло» всего 10% наконечника, следует ожидать плохого поведения при завале. Предложения по $2^\circ, 4^\circ$ и 6° вымыванию все приводят к улучшениям, особенно 6° один. Однако, как видно из [Таблица 9-6](#), вымывание выше 4° встречается редко. Чрезмерное вымывание увеличивает сопротивление, вызванное подъемной силой. Лучшее решение — меньшее вымывание, скажем, где-то между 2° и 4° , и аэродинамический профиль класса А с высокой подъемной силой. Такое решение представлено на графике [Рисунок 9-84](#).

(2) Проблемы, связанные с крыльями с несколькими аэродинамическими профилями

Многопрофильные крылья являются нормой для высокопроизводительных самолетов, но также распространены в меньших и более простых самолетах GA. Проектирование крыла для высокопроизводительных самолетов является сложной задачей из-за широкого диапазона требуемых скоростей полета. Для них требуется сложная система подъемной силы для работы на низких скоростях полета. Это особенно сложно при производстве крыльев из сплавов, поскольку разница в геометрии неизбежно требует растяжения обшивки крыла для соответствия полученной составной поверхности.

Гипотетическое многопрофильное крыло показано на рисунке. [Рисунки 9-85-9-87](#), на основе макета, представленного в [Рисунок 9-85](#). Профили были выбраны только для демонстрации возможных аэродинамических, структурных и производственных сложностей. Крыло определяется с помощью трех профилей: в корне, на пересечении закрылка и элерона и на конце. С точки зрения конструкции, переключение на новый профиль на пересечении закрылка и элерона является хорошим выбором, поскольку позволяет избежать усложнения геометрии поверхностей управления.



[РИСУНОК 9-84](#) Влияние вымывания на вероятное развитие сваливания. Крыло базовой линии имеет большую нагрузку на кончик, чем крыло с вымыванием, и это приведет к тому, что оно будет сваливаться ближе к кончику, что может вызвать проблемы с выкатыванием.

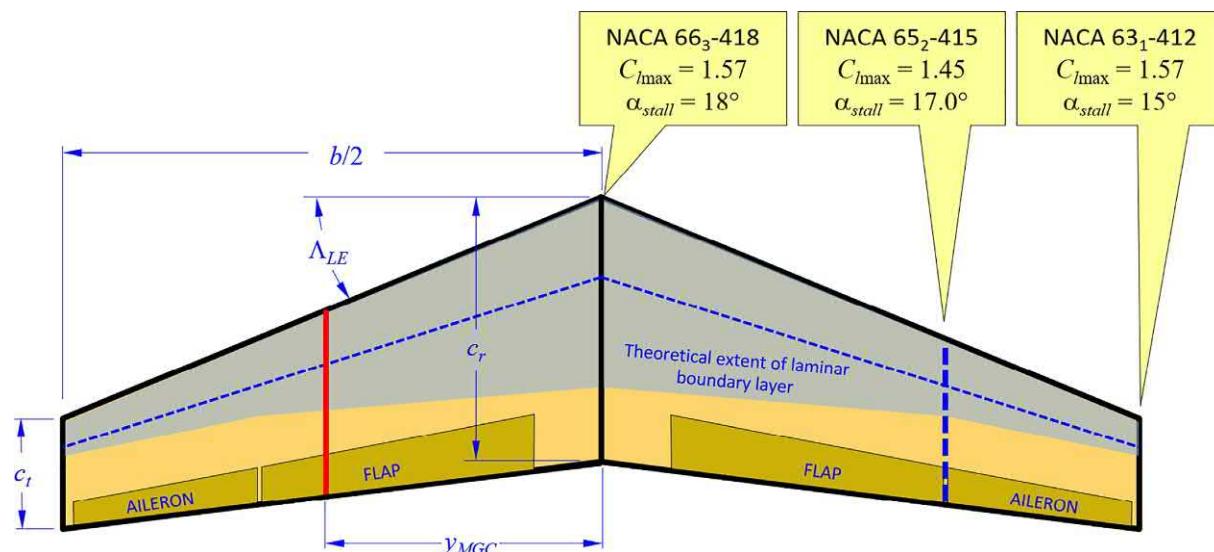


РИСУНОК 9-85 Пример компоновки крыла, демонстрирующий теоретическую протяженность ламинарного пограничного слоя и изменение его максимальной подъемной силы.

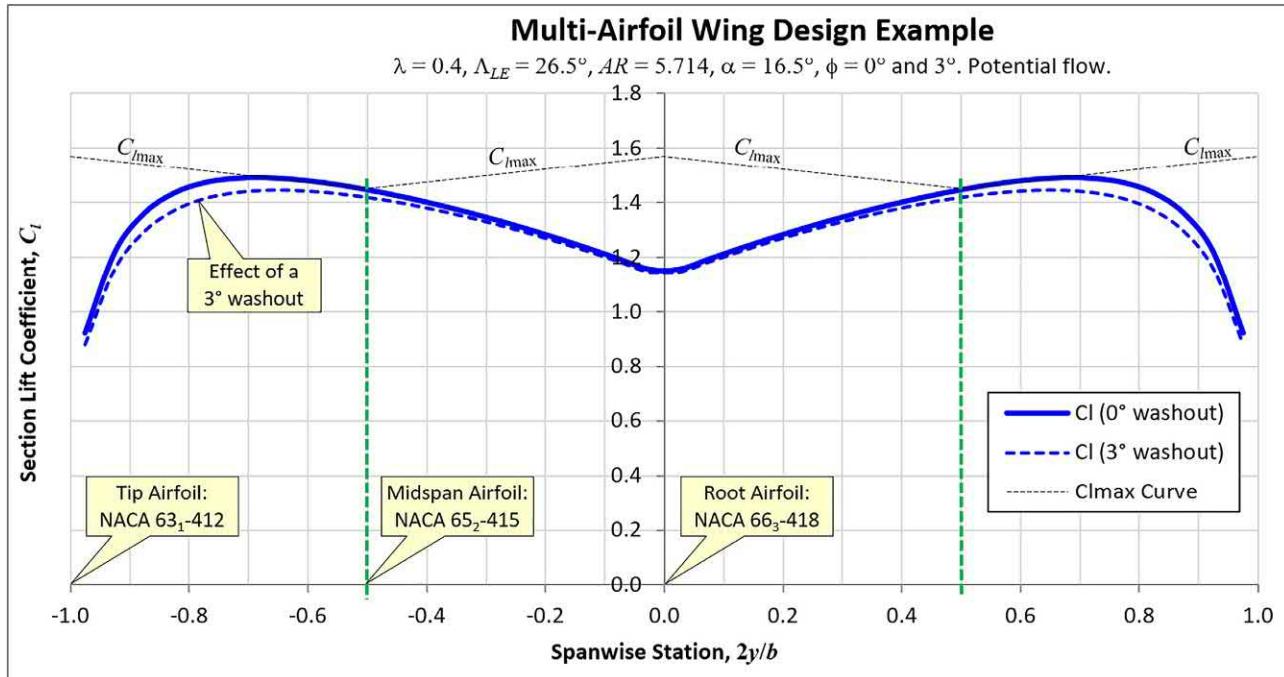


РИСУНОК 9-86 Пример многопрофильной компоновки крыла с углом сноса 0 и 3 градуса.

Рисунок 9-85 также показывает предполагаемую протяженность ламинарного пограничного слоя на верхней поверхности крыла. Достижение ламинарного пограничного слоя является сложным, как уже обсуждалось в Главе 8, Анатомия аэродинамического профиля. Попытка сделать то же самое на вышеуказанном крыле потребует тщательной и более дорогой производственной оснастки.

Рисунок 9-86 показывает распределение по размаху $C_{l\max}$ вдоль обеих половин крыла на $\alpha = 16.5^\circ$. Также показано, что прогрессирование срыва начинается сразу за пределами 50% станции пролета. Также нанесено распределение $C_{l\max}$

с 3° вымывание, показывающее улучшения, хотя и ограниченные. Существуют ограничения этого анализа: используемый линейный метод не учитывает разделение потока из-за размаха потока над стреловидным крылом. Независимо от этого, это должно вызывать беспокойство у конструктора.

Рисунок 9-87 показывает некоторые структурные и производственные проблемы, которые проявляются в крыльях с несколькими аэродинамическими профилями. Полученная геометрия может удивить ничего не подозревающего инженера-конструктора. Она возникает из-за различий трех выбранных аэродинамических профилей. Это подвергает лонжерон

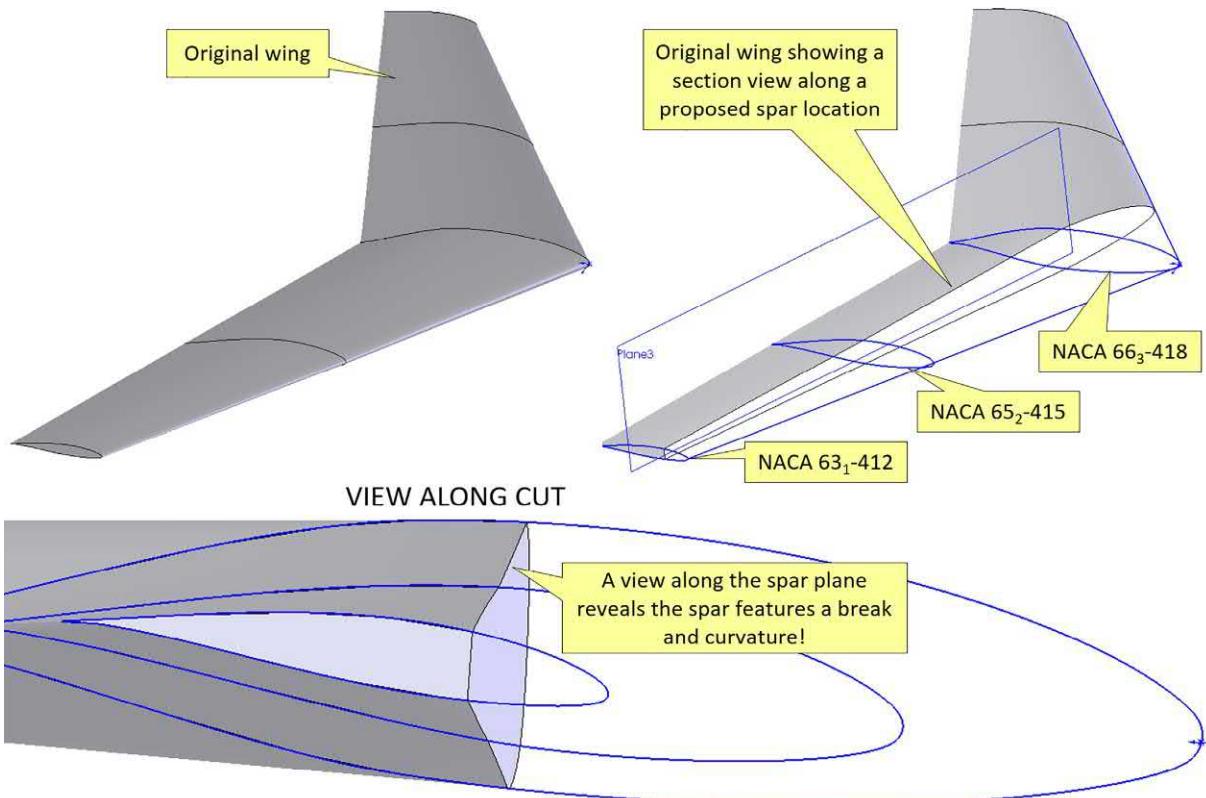


РИСУНОК 9-87 Пример геометрической сложности, возникающей при компоновке многопрофильного крыла.

геометрическая нелинейность от корня до кончика; поверхность кожи сложный. Вид вдоль разреза показывает две ситуации: (1) лонжерон внешняя линия формы (OML) на станции середины размаха прерывист. (2) Крышка лонжерона имеет небольшую кривизну, простирающуюся от корня до середины размаха и затем до кончика. Если крыло изготовлено из алюминия и требует, чтобы обшивка идеально прилегала к поверхности состава, обшивка потребует гидравлического прессования. Это увеличит стоимость производства. В реальных самолетах, особенно недорогих, разрыв обычно решается листами, заканчивающимися вдоль разрыва. Проблема кривизны решается путем выпрямления крышки лонжерона и вставки прокладок между лонжероном и обшивкой. Группа аэродинамики должна признать, что геометрия крыла больше не соответствует их намерениям. Кроме того, если намерение состоит в том, чтобы способствовать естественному ламинарному пограничному слою, полученная форма может больше не соответствовать этому удовлетворительно.

9.6.4 Причина возникновения потока по размаху крыла в плане со стреловидной формой крыла

Стреловидные крылья могут испытывать значительный и неконтролируемый момент тангажа на больших углах атаки. Причина этого двояка:

(1) Кормовая стреловидная форма в плане вызывает локальный восходящий поток вблизи оконечности, что увеличивает локальную подъемную силу сечения.

Коэффициенты. Таким образом, коэффициенты подъемной силы сечения в наконечнике региона достигают своего C_L раньше, чем внутренний аэродинамические профили.

(2) Воздушный поток приобретает постепенно увеличивающийся размах потока вблизи законцовки, что приводит к раннему отрыву потока.

Первую причину трудно объяснить на языке неспециалиста, но мы попробуем. Представьте, что крыло разрезано на конечное число небольших секций вдоль размаха крыла. Секции простираются от корня до кончика, так что внутренняя секция всегда находится выше по потоку от соседней внешней секции. По этой причине внутренняя секция нарушает поле потока раньше внешней секции. Это возмущение создает восходящий поток, который распространяется по размаху в поле потока. Таким образом, когда внешняя секция начинает нарушать поле потока, она уже имеет компонент восходящего потока, который был вызван внутренней секцией. Эта секция вызывает дополнительный восходящий поток, который проявляется как немногим больший восходящий поток для внешней от нее секции и так далее. Восходящий поток означает больший локальный АОА. Большой локальный АОА подразумевает больший C_L коэффициент подъемной силы сечения.

Напротив, поток по размаху крыла можно объяснить следующим образом. Рассмотрим стреловидное крыло в Рисунок 9-88.

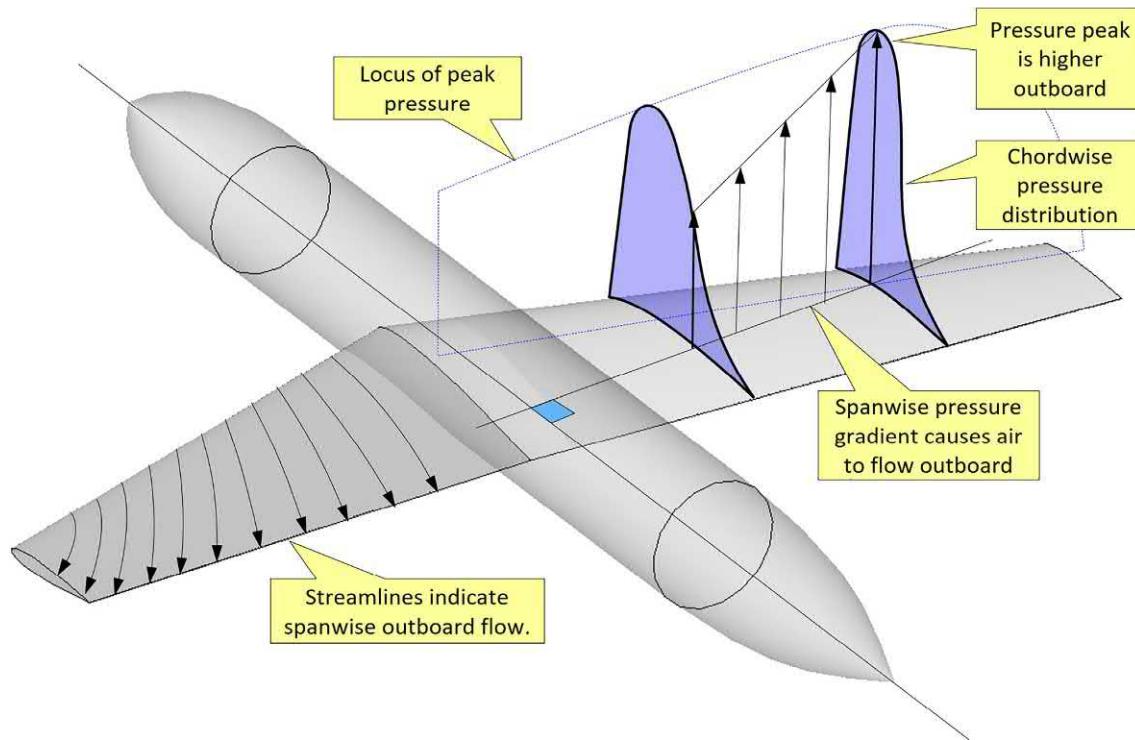


РИСУНОК 9-88 Градиент давления по размаху на заднем стреловидном крыле вызывает внешний поток по размаху. Обратное справедливо для крыла с прямой стреловидностью. На основе книги Р. Уитфорда «Проект для воздушного боя», Jane's Publishing Company Limited, 1987.

На правом крыле изображены два распределения давления по хорде. Геометрическое место пикового давления по размаху показано пунктирной кривой. Оно показывает, что пик давления снаружи выше, чем внутри. Теперь рассмотрим линию, перпендикулярную осевой линии фюзеляжа в некоторой произвольной точке хорды. Она пересекает распределения давления по хорде, как указано вертикальными стрелками. Стрелка внутри короче стрелки снаружи, что указывает на более высокое давление внутри. Следовательно, более высокое давление внутри заставляет поток двигаться в направлении внешней области. Это указано линиями тока на левом крыле.

9.6.5 Граница сваливания по тангажу для крыла со стреловидной формой в плане

Момент тангажа, создаваемый стреловидными крыльями вблизи сваливания, исследуется в работах.[67, 68]. Он связан с углом стреловидности четверти хорды ($\Lambda_{c/4}$) и соотношением сторон (AR) как показано на [Рисунок 9-89](#). Это показывает, что чем выше AR, чем меньше $\Lambda_{c/4}$ при котором происходит подъем тангажа. Это важно для дальних высокодозвуковых самолетов, так как они подняты AR благоприятствует большой дальности и высокой AR высокая скорость полета: конфликт двух. Современный аэродинамический профиль ослабил это ограничение, предлагая большее критическое число Maxa. Это позволило самолетам с более низким $\Lambda_{c/4}$ (-20–27°) использовать

выше AR, таким образом, работать более эффективно на скоростях полета, близких к М-0,78–0,82.

Эмпирическое уравнение, основанное на данных в работе.[67] теперь может быть разработан. Он связывает коэффициент конусности (λ) и $\Lambda_{c/4}$ чтобы рассчитать AR предел для стреловидных крыльев. Для заданного $\Lambda_{c/4}$, выбранный AR должен быть меньше этого предела:

$$AR_{\text{лим}} = 17.714 \delta^2 - \lambda \Phi e^{-0.04267 \Lambda_{c/4}} \quad (9-139)$$

И наоборот, если задана цель AR, $\Lambda_{c/4}$ градусах не должно превышать следующего значения:

$$\Lambda_{c/4 \text{ лим}} = 23.436 \frac{1}{2} \ln \delta^2 + 17.714 \delta^2 - \lambda \Phi \delta - \ln \delta \lambda \Phi \quad (9-140)$$

Как показано на [Рисунок 9-90](#), сочетание AR, λ , и $\Lambda_{c/4}$ can lead to desirable or undesirable pitch characteristics near stall. Aircraft that feature aft swept wings should always be wind tunnel tested for stability at stall, but the awareness of the data in [Рисунок 9-89](#) обеспечивает руководство в ходе концептуального проектирования.

Ссылка.[69] представляет результаты, полезные для конструкторов стреловидных крыльев. Он исследовал влияние различных устройств для создания подъемной силы и ограждений на их характеристики сваливания (см. [Рисунок 9-91](#)). В нем делается вывод, что предкрышки с полуразмахом передней кромки устраняют концевой срыв и момент тангажа при поднятом носе. Закрылки усложнили характеристики срыва и образовали петлю на кривой момента тангажа (на рисунке), хотя предполагается, что ее можно взять под контроль с помощью стабилизирующей поверхности.

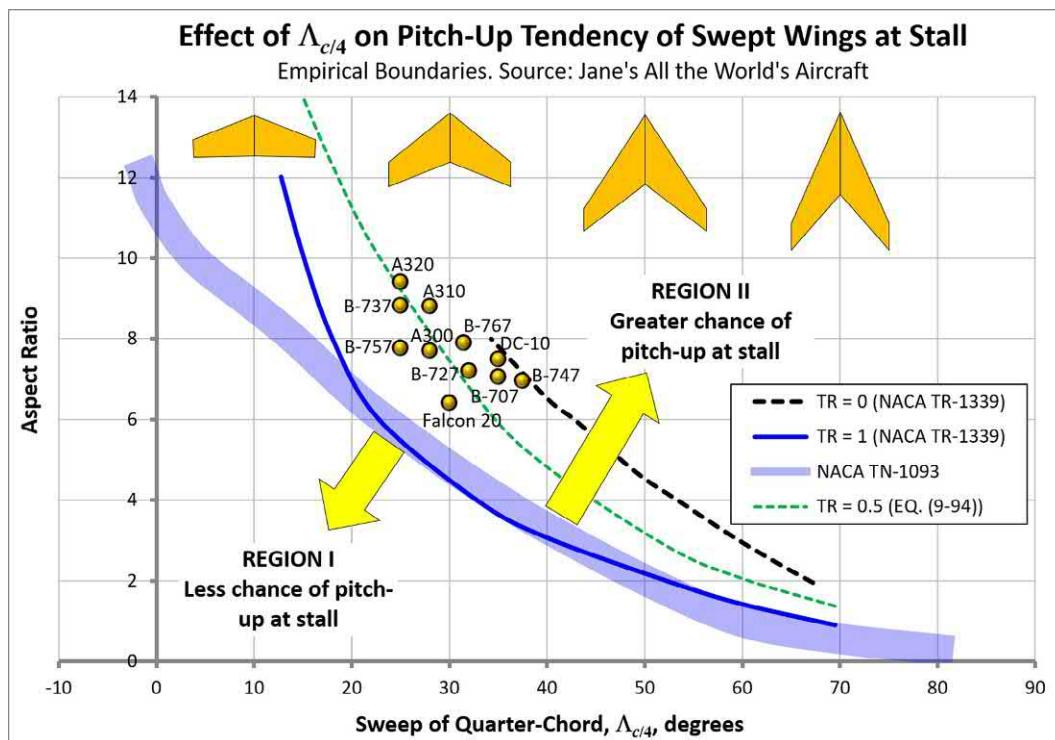


РИСУНОК 9-89 Эмпирическая граница тангажа для стреловидного крыла. Воспроизведено на основе GC Furlong, JG McHugh, A Summary and Analysis of the Low-Speed Longitudinal Characteristics of Swept Wings at High Reynolds Numbers, NACA TR 1339, 1957 и JA Shortal, B. Maggin, Effect of Sweepback and Aspect Ratio on Longitudinal Stability Characteristics of Wings at Low Speeds, NACA TN 1093, 1946.

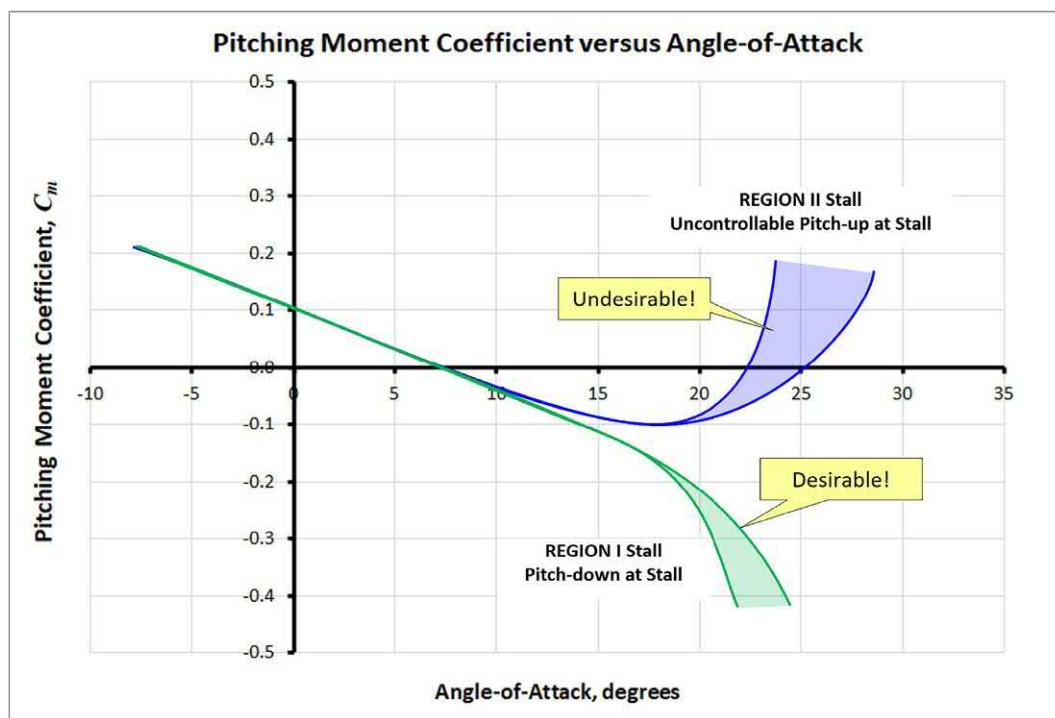


РИСУНОК 9-90 Сочетание АР, λ , и $\Lambda_{c/4}$ может привести к желаемым или нежелательным характеристикам тангажа при сваливании.

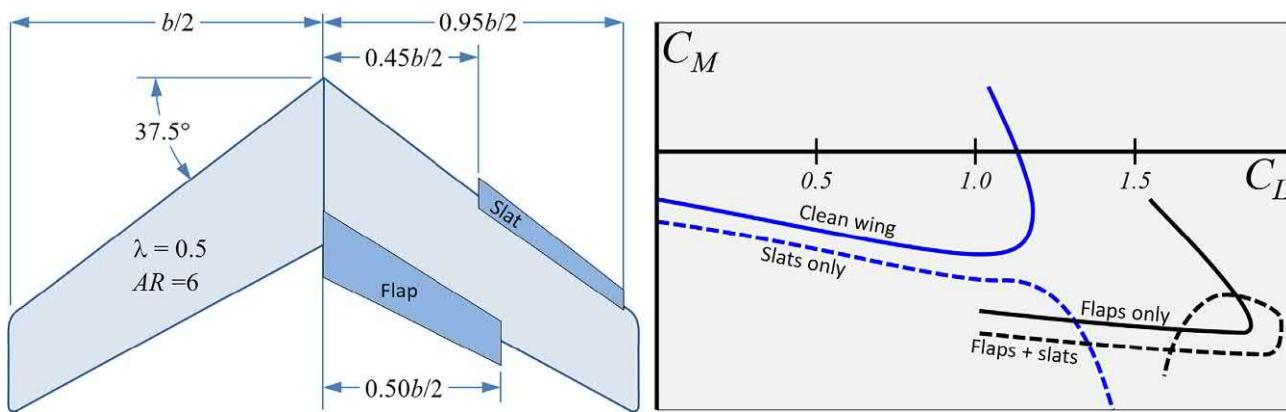


РИСУНОК 9-91 Влияние различных комбинаций двухщелевых закрылков и предкрылоков на момент тангажа крыла со стреловидностью 37 градусов. Петля вызвана добавлением двухщелевого закрылка. На основе работы У. Ковена, Р. Р. Грэма «Исследование в аэродинамической трубе устройств управления подъемной силой и срывом потока на 37-градусном стреловидном крыле с удлинением 6 при высоких числах Рейнольдса», NACA RM-L8D29, 1948.

ВЫВОД УРАВНЕНИЙ(9-139) И(9-140)

При выводе использованы данные, полученные из работы.[67]. Он представляет собой две кривые, которые являются функциями $\lambda^{1/4}$: один для $\lambda \approx 0$, а другой для $\lambda \approx 1$. Они используются для вывода эмпирической функции λ и $\lambda^{1/4}$ что близко подходит к обоим выражениям. Экспоненциальная подгонка по методу наименьших квадратов к двум кривым дает два следующих выражения:

$$\text{Для } \lambda \approx 0: \quad AP\%35:885 \quad e^{-0.04206\lambda^{1/4}}$$

$$\text{Для } \lambda \approx 1: \quad AP\%18:171 \quad e^{-0.04329\lambda^{1/4}}$$

Поскольку два показателя близки друг к другу, мы заключаем, что λ влияет на него и в первую очередь влияет на константу. Поэтому будет использоваться среднее значение двух (-0,04267). Предположим, что функция имеет вид:

$$AP\%4\phi\delta\lambda\beta e^{-0.04267\lambda^{1/4}} \quad (я)$$

Функция $\phi(\lambda)$ можно приблизительно оценить, заметив, что константа изменяется от 35,885 для $\lambda \approx 0$ до 18,171 для $\lambda \approx 1$. Удобно использовать параметрическое представление для этого изменения, учитывая, что λ может быть использована в качестве параметра без изменений. Таким образом, уравнение (я) можно переписать следующим образом:

$$\begin{aligned} AP\% p35:885\delta1-\lambda\beta + 18:171\lambda\beta e^{-0.04267\lambda^{1/4}} \\ \frac{1}{4} p35:885-35:885\lambda + 18:171\lambda\beta e^{-0.04267\lambda^{1/4}} \end{aligned} \quad (ii)$$

И это уравнение(9-139). Уравнение(9-140) получается путем решения для $\lambda^{1/4}$.

$$\begin{aligned} AP\%17:714\delta2-\lambda\beta e^{-0.04267\lambda^{1/4}} \\) \quad \text{вн}\delta\text{AP}\% \frac{1}{4}\text{вн}\delta17:714\delta2-\lambda\beta\beta-0:04267\lambda^{1/4} \\) \quad \lambda^{1/4}=4\%23:436\%23\text{вн}\delta17:714\delta2-\lambda\beta\beta-\text{вн}\delta\text{AP}\% \end{aligned}$$

9.6.6 Влияние производственных допусков на характеристики сваливания

Неустойчивость крена при сваливании — один из наиболее распространенных недостатков управления, влияющих на самолеты. Большинство самолетов, когда-либо построенных, демонстрируют такие тенденции, требующие «исправления» для их устранения. Состояние проявляется при сваливании, когда самолет неконтролируемо кренится влевую или правую сторону (см.[Рисунок 9-92](#)). Коренные причины состоят из комбинации факторов.

Это может показаться странным, но все самолеты изначально асимметричны, хотя это обычно невозможно различить невооруженным глазом. Тем не менее, каждый серийный номер немного отличается от предыдущего или последующего своим отклонением от предполагаемого внешней линии формы (OML): Левое крыло не является идеальным зеркальным отражением правого. Существуют тонкие различия в размытии, толщине, волнистости и их соответствующих расположениях на каждом крыле; все это может способствовать нестабильности крена при сваливании. Типичное отклонение от OML в авиационной промышленности составляет 0,125 дюйма. Крылья обычно должны соответствовать допускам в диапазоне от 0,050 до 0,100 дюйма. Производители самолетов GA с несущими поверхностями NLF часто поддерживают еще более жесткие допуски: иногда такие же жесткие, как 0,005 дюйма вдоль передней кромки.

Поддержание допусков является обязательным условием в производстве и сертификации самолетов. Однако слишком жесткие допуски вредны. Они требуют дорогостоящих и надежных процедур проверки и всегда должны быть обоснованы исследованиями. Существует точка убывающей отдачи. Например, вблизи угла атаки сваливания поток отделяется и, следовательно, нечувствителен к незначительному отклонению от OML. Источник нестабильности крена следует искать в другом месте, например, в отклонении толщины, скручивания, двугранном угле и компонентах, которые асимметрично подвергаются воздействию воздушного потока.

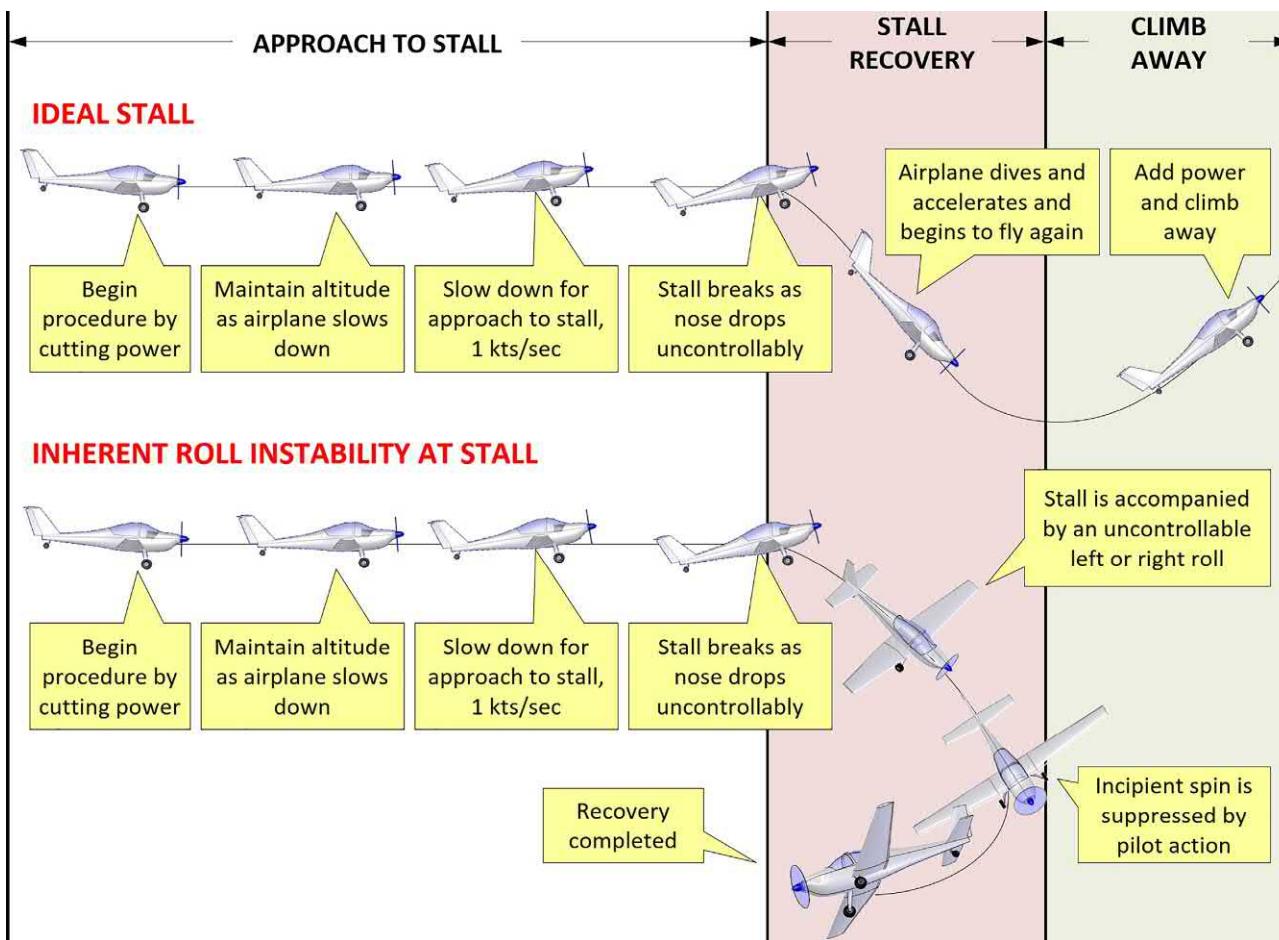


РИСУНОК 9-92 Сравнение «идеального сваливания» (вверху) с сваливанием с присущей ему неустойчивостью крена (внизу).

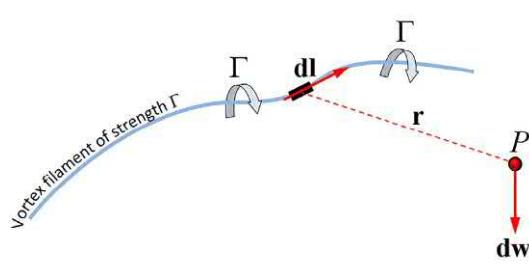
В то же время, свободные допуски также вредны. Они приводят к чрезмерно асимметричным самолетам, что, безусловно, может вызвать присущую им неустойчивость крена. Лучше всего проектировать чувствительность к небольшим отклонениям от OML, обеспечивая напористую аэродинамическую устойчивость крена при высоком АОА. Это можно сделать с помощью руководства [Раздел 9.6.3](#), Настройка прогрессии стойла. Видеть [Раздел 11.2.4](#), Основы спина и спин-восстановления для получения дополнительной информации о спине.

9.7 ТЕОРИЯ ПОДЪЕМНОЙ ЛИНИИ ПРАНДТЛЯ

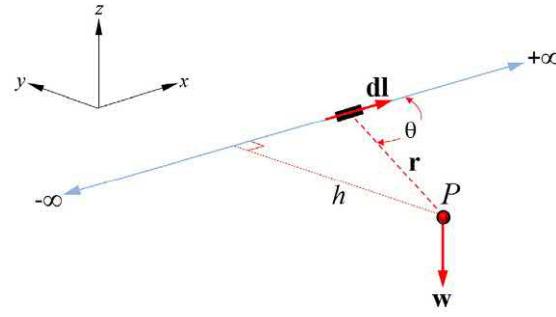
Появление цифрового компьютера произвело революцию в науке и технике. Проектирование самолетов выиграло от более сложных и реалистичных анализов. Компьютерные технологии позволяют полностью Уравнения Навье-Стокса (NSE) для решения чрезвычайно сложных ситуаций, начиная от летающего насекомого и заканчивая метеоритом, входящим в атмосферу Земли. В настоящее время эта увлекательная технология остается трудоемкой и дорогой. Для ее решения требуется подробная цифровая геометрия и кластер взаимосвязанных компьютеров. Создание сетки модели

больше искусства, чем науки, и требует опытного человека для завершения. Неправильно подготовленная сетка дает ошибочные результаты. Решение может легко занять от пары часов до пары дней. По этой причине концептуальное проектирование с использованием решателей NSE непрактично и даже не должно рассматриваться. По мнению этого автора, NSE является превосходным постконцептуальным инструментом проектирования, который будет использоваться после концепция была разработана, а не для ее проектирования.

Существует несколько практических численных методов, доступных проектировщику, которые, в сравнении, молниеносны и, для присоединенного потока, столь же точны, как решения, полученные с использованием NSE. Среди них метод подъемной линии панельные методы, такие как решетка вихря или решетка дублета. Хотя программно они значительно старше, чем решатели NSE, они более практичны при концептуальном проектировании и достаточно просты для реализации с использованием настольного компьютера. Из-за ограничений по пространству будут продемонстрированы только самые основные из этих методов; Метод подъемной линии Прандтля. Для других методов читателю следует обратиться к прекрасным текстам, например, к текстам Каца и Плоткина.[\[70\]](#), Папа Римский[\[71\]](#), Бертин и Смит[\[72\]](#), и Моран[\[73\]](#).



(a) Curved vortex filament



(b) Infinite, straight vortex filament

РИСУНОК 9-93 Изогнутая вихревая нить (слева) и бесконечная прямая вихревая нить (справа).

9.7.1 Введение

Разработан Людвигом Прандтлем (1875–1953) и его коллегами из Университета Гоettingен в течение периода 1911–18, теория подъемной линии может быть использована для определения аэродинамических характеристик прямых крыльев. Метод не рассматривает двугранные или стреловидные, но может учитывать произвольную форму плана, вымывание и разнородные аэродинамические профили. Он надежен для крыльев, чьи $A/R > 4$. Метод заменяет крыло несколькими вихрями постоянной силы, здесь обозначенными греческим символом Γ . Проблема вращается вокруг определения их силы. Однако, как только это будет сделано, это позволит определить несколько характеристик (например, подъемную силу, сопротивление, скос потока и подъемную силу по размаху). Это полезно для аэродинамических свойств, конструкций и устойчивости. Сейчас будет представлен вывод метода, но сначала необходимо ввести следующие математические концепции.

(1) Вихревая нить и закон Био-Савара

Авиахревая нить представляет собой математическую кривую, которая позиционирует вращающийся поток в пространстве (см. Рисунок 9-93). Лучшая аналогия — представить его как ядро торнадо. Циркуляция вокруг его ядра зависит от его силы, обозначенной Γ . Рассмотрим бесконечно малый векторный сегмент dl дольше нити и некоторой произвольной точки P в космосе. Маленький сегмент вызовет скорость dw в точке P , величина которой может быть определена с помощью так называемого Закона Био-Савара:

$$\text{Закон Био-Савара: } \frac{dw}{4\pi\mu_0} \frac{\Gamma dl}{r^2} \quad (9-141)$$

Закон Био-Савара назван в честь французского математика и физика Жана-Батиста Био (1774–1862) и Феликса Савара (1791–1841), француза, который готовился к карьере в области медицины, хотя его ум был поглощен натурфилософией.

Вывод закона выходит за рамки этой книги, но заинтересованные читатели могут обратиться практически к любому учебнику по электротехнике. Закон был выведен для

связывают магнитное поле, индуцированное электрическим током в проводе. Однако его также можно использовать для оценки циркуляции потока вокруг крыла. Это связано с тем, что закон Био-Савара является одним из множественных решений Уравнение Лапласа, что является основным уравнением для безвихревого, несжимаемого потока жидкости. Оно обеспечивает сохранение массы в результирующем поле потока, что является законом природы. Для удобства оно показано ниже:

$$\Gamma_2 \phi \frac{1}{4} \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} \frac{1}{4} 0 \quad (9-142)$$

Где ϕ представляет потенциал скорости. Обратите внимание, что направление скорости является обязательным. В соответствии с правой системой координат предположим, что большой палец правой руки указывает в направлении, указанном нитью накала для Рисунок 9-93. Затем остальные четыре пальца обхватывают нить, как будто держат веревку. Направление скорости всегда совпадает с направлением четырех пальцев. Это важная концепция, которую следует иметь в виду для дальнейшего.

В теории подъемной линии закон Био-Савара применяется к нескольким бесконечно длинным и прямым вихревым нитям (см. правую схему на рис. Рисунок 9-93). Он простирается от $-\infty$ к $+\infty$. Знание вклада каждого крошечного сегмента dl , полная скорость, индуцированная при P можно определить путем интегрирования вклада по всей нити, т.е.:

$$\frac{\partial}{\partial r} \frac{\Gamma dl}{4\pi\mu_0} \quad (9-143)$$

Чтобы ограничить обсуждение здесь до сути, решение интеграла опущено и представлен только результат. Заинтересованный читатель может, например, обратиться к Ref.[74] для оценки. Решение включает в себя соотнесение параметров час., Γ , и θ в Рисунок 9-93, которые подставляются в интеграл перед его вычислением. Таким образом, скорость жидкости в точке P , индуцированной прямой вихревой нитью силой Γ , определяется по формуле:

$$\text{Скорость индуцировала точку } P: \frac{\Gamma}{2\pi r} \quad (9-144)$$

⁵Произносится как би-ё-сух-вар.

(2) Теоремы Гельмгольца о вихрях

В 1858 году немецкий ученый Герман фон Гельмгольц (1821–1894) сделал следующий шаг, применив идею вихря для анализа течения невязкой, несжимаемой жидкости.[\[74\]](#). При этом он создал то, что стало известно как Теоремы Гельмгольца о вихрях. Они заявляют, что

(1) прочность вихревой нити постоянна по всей ее длине, и

(2) Вихревая нить не может заканчиваться в жидкости, а должна либо простираться до бесконечности, либо образовывать замкнутый контур.

Эти теоремы используются для оценки особого вида вихря, называемого подковообразный вихрь. Он обладает важными свойствами, которые мы вскоре обсудим, и позволяет ему отображать подъемную силу конечного крыла.

(3) Формула подъемной линии

После того, как установлено, что прямой вихрь позиционирует циркуляцию вокруг нити вихря, можно распространить эту идею на трехмерное крыло. Наблюдение за реальными конечными крыльями выявляет два важных факта:

- (1) Крыло вызывает циркуляцию, которая распространяется от кончика до кончика и
- (2) Каждый конец крыла создает вихрь, который простирается далеко в поле потока позади крыла.

Этот факт можно аппроксимировать с помощью трех отдельных вихревых нитей, как показано на рисунке.[Рисунок 9-94](#): (1) Авиахревой след простирается от бесконечности до левого конца крыла. (2) А связанный вихрь простирается от левого конца крыла до правого конца крыла. (3) А вихревой след простирается от правого конца крыла назад до бесконечности. Скос потока вдоль связанного вихря обусловлен только вихрями, уходящими в сторону. Система удовлетворяет вихревым теоремам Гельмгольца и представляет собой поле потока, напоминающее поле потока реальных трехмерных крыльев. Кроме того, три вихря, все постоянной силы Γ , имеют одинаковый знак, что можно наблюдать с помощью правила правой руки

(большой палец правой руки должен указывать вперед для первого вихря, направо для второго и назад для третьего). Эта система позволяет нам вычислить скорость, тягу + $v_j + jk$, в любой момент в космосе — необходимое условие для анализа крыла.

Хотя это и многообещающее, есть проблема. Одиночный вихрь постоянной силы создает равномерную подъемную силу от кончика до кончика. Это не то, что происходит с настоящими крыльями. Кроме того, хвостовые вихри заставляют исходящий поток на кончиках крыльев уходить в бесконечность. Решение этой проблемы заключается в добавлении в систему большего количества подковообразных вихрей, каждый из которых имеет собственную постоянную циркуляцию и меньший размах, чем следующий (см.[Рисунок 9-95](#)). Внутренние вихри обычно имеют большую силу, чем внешние, но их взаимодействие приводит к скосу потока и распределению нагрузки по размаху крыла, что напоминает эксперимент.

Метод подъемной линии предполагает, что сила вихря вдоль размаха известна. Рассмотрим, что в некоторой точке размаха крыла, Сила вихря определяется значением $\Gamma(y)$. Это означает, что если мы переместимся на расстояние Δy для другой точки размаха изменение силы вихря $\Delta\Gamma$ можно найти из:

$$\Delta\Gamma \frac{d\Gamma}{dy} \Delta y \quad (9-145)$$

Теперь рассмотрим пролетную станцию вдоль вихря в y , показано в[Рисунок 9-95](#). Можно определить вклад вихря при y к исходящему потоку V_0 . Обозначим этот вклад как δV_y . Поскольку вихревой след простирается от бесконечности до $y=0$, где он останавливается (потому что именно здесь мы поместили нашу вихревую систему, поэтому она не распространяется на $-\infty$ также), влияние будет вдвое меньше, чем показано уравнением(9-144), или:

$$\delta V_y \frac{1}{2} \frac{d\Gamma}{dy} \frac{1}{2\pi R^2} \quad (9-146)$$

Как показано на[Рисунки 9-95 и 9-96](#), вихрь в y также вызывает восходящий вклад V_0 . Это подчеркивается

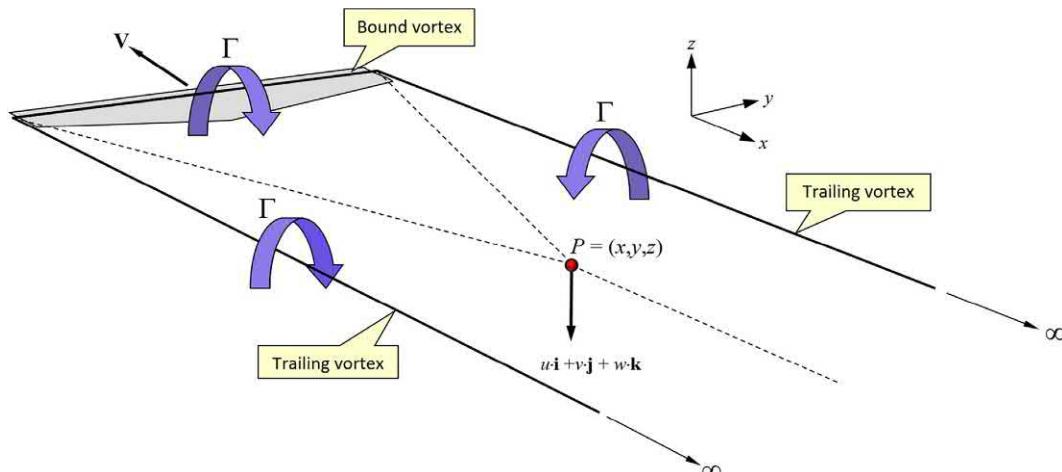


РИСУНОК 9-94 Поле потока вокруг крыла, аппроксимированное тремя связанными вихревыми нитями постоянной интенсивности.

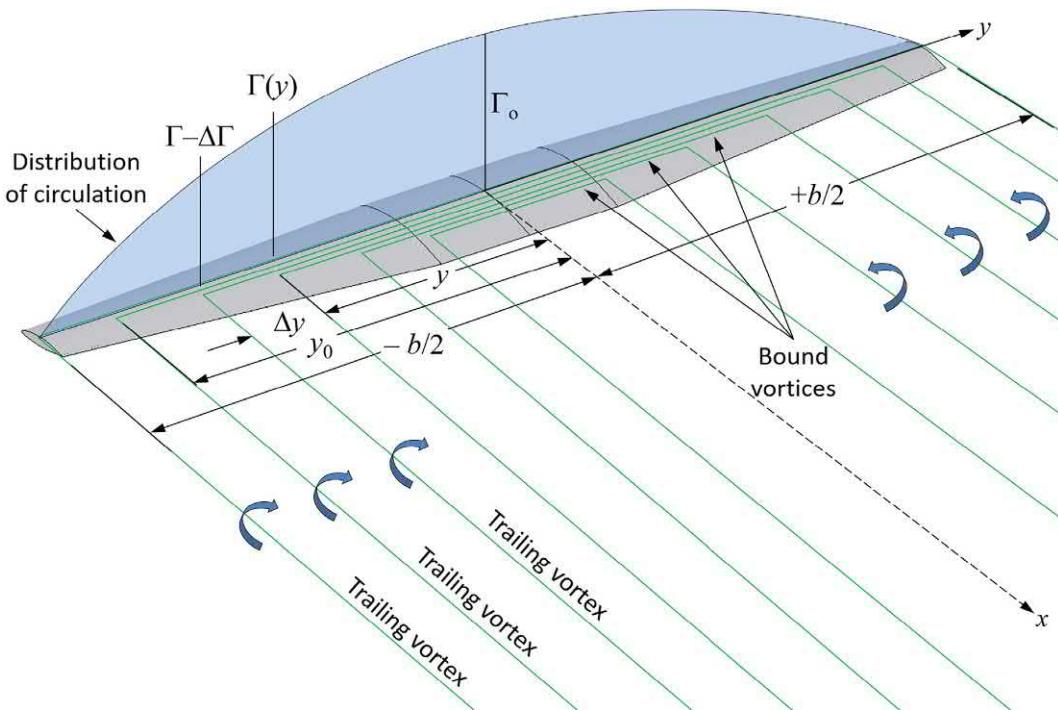


РИСУНОК 9-95 Воздушный поток вокруг крыла, моделируемый системой вихрей.

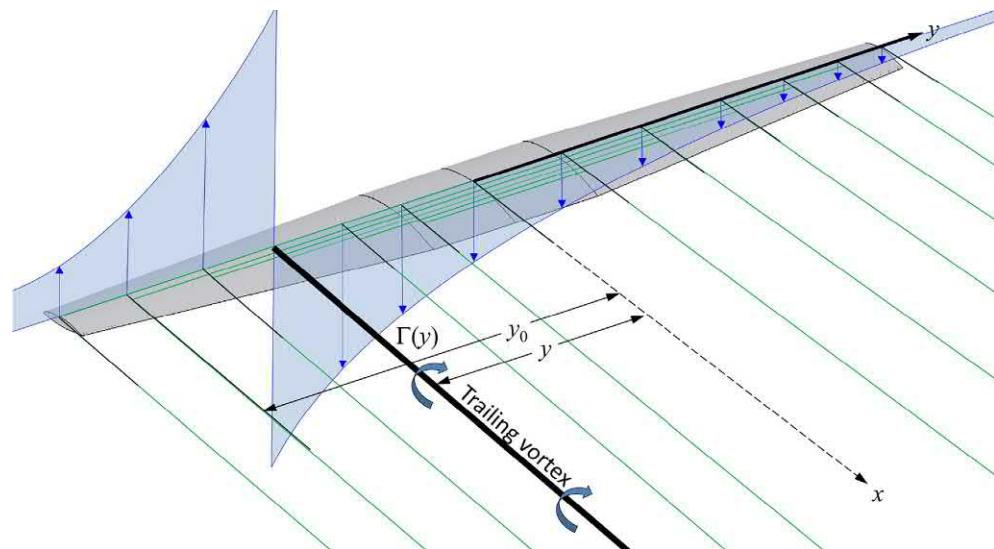


РИСУНОК 9-96 Изображение того, как вихревой след вовлияет на скос потока на других станциях. Другие вихри, которые следуют за ним, влияют на тот, который находится на у аналогичным образом.

знаком + в уравнении. Для того, чтобы рассчитать общий снос вниз-за всех вихрей, распределенных по размаху, уравнение(9-146)интегрирован с левого конца крыла ($y=0$ - $b/2$) в правую ($y=b/2$ - b):

$$\int_{y=0}^{y=b/2} \frac{d\Gamma}{4\pi R^2} dy = \int_{y=b/2}^{y=b} \frac{dy}{4\pi R^2} \quad (9-147)$$

Как видно, снос зависит от силы циркуляции вдоль пролета. Вклад других

вихрей в системе в конечном итоге дают направленную вниз скорость U_∞ . С нисходящим потоком в известно, угол скоса потока можно рассчитать следующим образом:

$$\alpha = \frac{1}{4} \text{загар} - 1 - \frac{U_\infty}{V_\infty} \quad (9-148)$$

Где V_∞ обозначает воздушную скорость в дальней зоне. Как указано в [Раздел 16.3.2](#), Оценка сопротивления, вызванного подъемной силой, нисходящий поток позади крыла и соответствующий восходящий поток перед ним эффективно «наклоняют» невозмущенный воздух через

Downwash at wing station y due to trailing vortices only

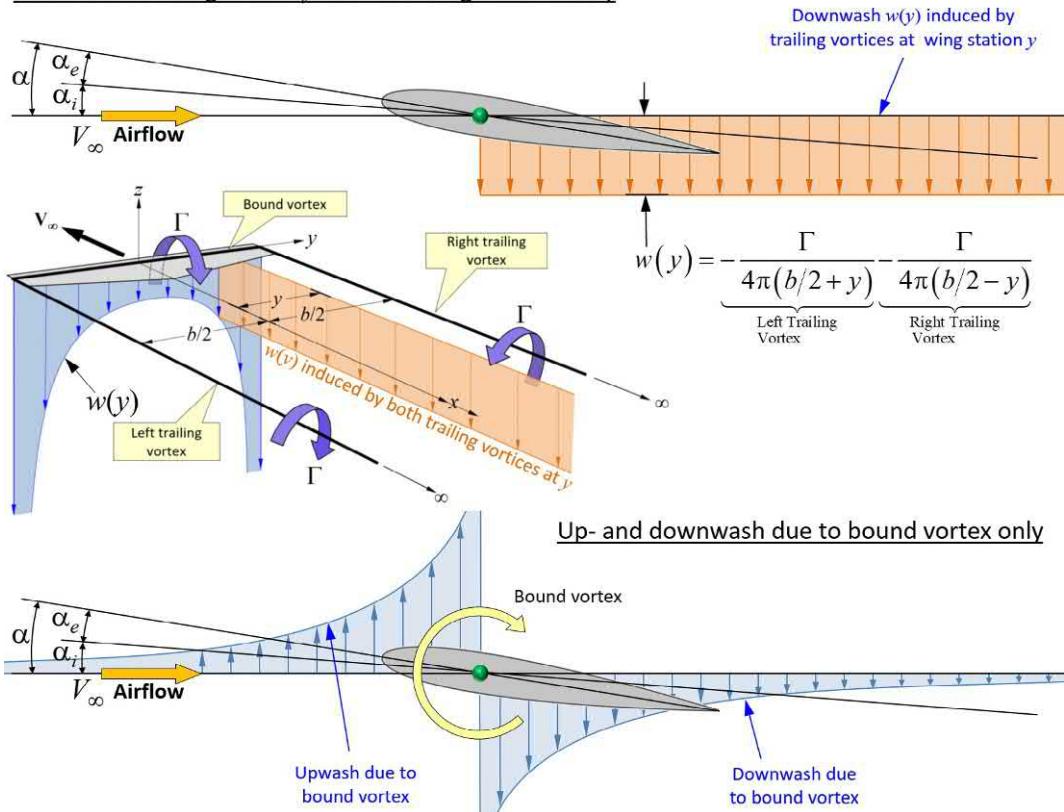


РИСУНОК 9-97 Вид сбоку на вихрь, связанный вдоль крыла, и возникающие в результате восходящие и нисходящие потоки.

аиндцированная АОА, обозначается как α_e , уменьшая геометрический АОА, α , прис/4 тем, что называется эффективный АОА, α_e (видеть Рисунок 9-97):

$$\text{Эффективный АОА: } \alpha_e = \alpha - \frac{C_d}{4} C_L \quad (9-149)$$

Если крыло имеет размы, α_e (и таким образом α_e) становятся функциями станции размаха. Аналогично, изогнутые аэродинамические профили обрабатываются путем вычитания их излиш геометрического АОА. Наличие α_e отклоняет подъемную силу назад на угол ϵ (видеть Рисунок 16-32). Таким образом, подъемная сила должна быть разложена на две составляющие силы: одну, перпендикулярную траектории полета (подъемная сила), и другую, параллельную траектории полета (сопротивление, вызванное подъемной силой). Теорема Кутты-Жуковского (см. Раздел 8.1.9,(Поколение подъемной силы)) позволяет рассчитать эти две силы на единицу пролета, используя следующие выражения:

Подъем на единицу пролета:

$$L = \frac{1}{4} \rho V_\infty^2 C_L \quad (9-150)$$

Пролет тягового агрегата, создаваемый подъемной силой:

$$S = \frac{1}{4} \rho V_\infty^2 C_D \quad (9-151)$$

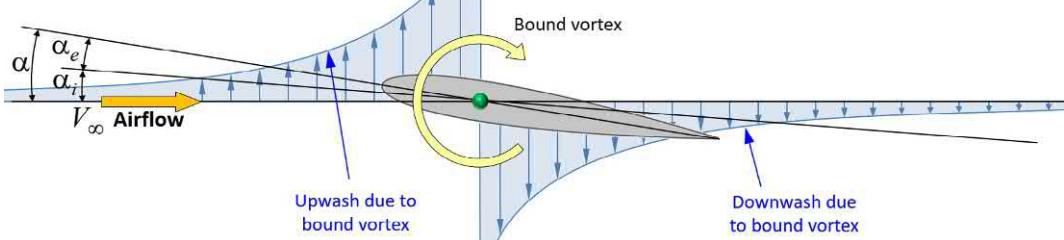
Знак минус необходим для того, чтобы отрицательное значение нисходящего потока создавало положительную силу сопротивления. Теперь можно определить общую подъемную силу и силу сопротивления, вызванную подъемной силой, как показано ниже:

$$\text{Поднимать: } L = \frac{1}{4} \rho V_\infty^2 C_L \quad \text{Гдудy} \quad (9-152)$$

Дано: $w(y)$ induced by trailing vortices at wing station y

$$w(y) = -\frac{\Gamma}{4\pi(b/2+y)} - \frac{\Gamma}{4\pi(b/2-y)}$$

Up- and downwash due to bound vortex only



Следовательно, подъемная сила и коэффициент сопротивления, вызванные подъемной силой, определяются по формуле:

Коэффициент подъемной силы:

$$C_L = \frac{2\pi}{\rho V_\infty^2 C} \frac{1}{4} \frac{2}{B_\infty C_{-6=2}} \Gamma \quad (9-154)$$

Коэффициент сопротивления, вызванного подъемной силой:

$$C_D = \frac{2\pi}{\rho V_\infty^2 C} \frac{1}{4} \frac{2}{B_\infty C_{-6=2}} \Gamma \quad (9-155)$$

Если для крыла имеется репрезентативный угол атаки при нулевой подъемной силе, наклон кривой подъема можно рассчитать по формуле:

$$\text{Наклон кривой подъема: } \frac{C_L}{\alpha - \alpha_{\text{зл}}} \quad (9-156)$$

В последующих разделах представлены несколько вариантов применения этого метода.

9.7.2 Метод подъемной линии Прандтля — частный случай: эллиптическое крыло

Как обсуждалось в Раздел 9.4.4, Эллиптические формы в плане, эллиптическая форма крыла в плане является наиболее эффективной и, таким образом,

большой интерес для конструктора самолета. В этом разделе метод подъемной линии применяется к эллиптической форме плана и выводятся несколько полезных замкнутых решений выбранных аэродинамических характеристики. Эти характеристики полезны, даже если они используются только для сравнения. Решение предполагает, что распределение циркуляции известно и задается как:

$$\text{Эллиптическое распределение подъемной силы: } \Gamma_0 \frac{2y^2}{6} \quad (9-157)$$

Используя это распределение, можно вывести следующие аэродинамические характеристики для эллиптической формы плана (см. раздел вывода ниже):

$$\text{Сила вихря постоянный: } \Gamma_0 \frac{2K_0 B^\infty}{\pi b} \quad (9-158)$$

$$\text{Скос потока постоянный: } \frac{\Gamma}{26} \quad (9-159)$$

$$\text{Индукционная АOA: } \alpha = \frac{\Gamma_0}{26B^\infty} \frac{C_L}{\pi AR} \quad (9-160)$$

$$\text{Подъемная сила: } L = \frac{1}{4} \rho B^\infty \frac{\pi b}{4} \quad (9-161)$$

$$\text{Сила сопротивления, вызванная подъемной силой: } D = \frac{1}{4} \rho \Gamma_0 \frac{\pi b}{8} \quad (9-162)$$

$$\text{Коэффициент подъемной силы: } C_L = \frac{\pi b \Gamma_0}{2 B^\infty C} \quad (9-163)$$

$$\text{Коэффициент сопротивления, вызванного подъемной силой: } C_D = \frac{C_D}{\pi AR} \quad (9-164)$$

ВЫВОД УРАВНЕНИЙ(9-158) ЧЕРЕЗ (9-164)

Сначала оцените производную Γ/dy используя цепное правило дифференциации:

$$\frac{d\Gamma}{dy} = \frac{1}{4} \Gamma_0 \frac{d}{dy} \left(\frac{2y^2}{6} \right) = \frac{1}{4} \Gamma_0 \frac{4y}{6} = \frac{2\Gamma_0 y}{3}$$

Подставить в уравнение (9-147) чтобы рассчитать общий скос потока на любой станции, скажем, y_0 (для последовательности):

$$\begin{aligned} & \frac{d\Gamma}{dy} = \frac{2\Gamma_0 y}{3} \\ & \int_{y_0}^{y_0} \frac{d\Gamma}{dy} dy = \frac{2\Gamma_0}{3} \int_{y_0}^{y_0} y dy \\ & \frac{2\Gamma_0}{3} (y_0 - y_0) = 0 \end{aligned}$$

Полезно оценить интеграл, преобразовав пролетные станции в угловую форму следующим образом:

$$y = R \cos \phi \quad (9-165)$$

Используя это преобразование, находим нижний предел ($-b/2$) становится 0, а верхний ($+b/2$) становится π . Если мы определим y_0/b ($b/2$) $\cos \phi$ вышеуказанный интеграл можно переписать следующим образом:

$$\int_{y_0}^{y_0} \frac{d\Gamma}{dy} dy = \int_{y_0/b \cos \phi}^{y_0/b \cos \phi} \frac{d\Gamma}{dy} dy = \int_{0}^{\pi} \frac{d\Gamma}{d\phi} d\phi = \int_{0}^{\pi} \frac{2\Gamma_0}{3} R \sin \phi d\phi$$

Упрощая далее, получаем:

$$\begin{aligned} & \int_{0}^{\pi} \frac{2\Gamma_0}{3} R \sin \phi d\phi = \frac{2\Gamma_0 R}{3} \int_{0}^{\pi} \sin \phi d\phi \\ & = \frac{2\Gamma_0 R}{3} [-\cos \phi]_{0}^{\pi} = \frac{2\Gamma_0 R}{3} (1 - 0) = \frac{2\Gamma_0 R}{3} \end{aligned}$$

В конечном итоге это приводит к:

$$\frac{2\Gamma_0 R}{3} = \frac{\Gamma}{26} \quad (9-166)$$

Оценка этого интеграла выходит за рамки этого текста, но решение предоставлено Карамчети.^[75] Альтернативный метод решения, основанный на исходном выражении, исключающем преобразование, представлен Бертином и Смитом.^[72] В любом случае результирующее выражение сводится к:

$$\frac{2\Gamma_0 R}{3} = \frac{\Gamma}{26} \quad (9-167)$$

Это уравнение (9-159). Обратите внимание, что распределение скоса потока постоянно вдоль пролета. Таким образом, угол скоса потока может быть получен из уравнения (9-148):

$$\frac{2\Gamma_0 R}{3} = \frac{\Gamma}{26} \quad (9-168)$$

Это уравнение (9-160). Обратите внимание, что этот угол также постоянен вдоль пролета. Заменить уравнение (9-157) в (9-152) для расчета общей подъемной силы, создаваемой крылом:

$$\int_{y_0/b \cos \phi}^{y_0/b \cos \phi} \frac{d\Gamma}{dy} dy = \int_{0}^{\pi} \frac{d\Gamma}{d\phi} d\phi = \int_{0}^{\pi} \frac{2\Gamma_0}{3} R \sin \phi d\phi = \frac{2\Gamma_0 R}{3} \quad (9-169)$$

Используя приведенные выше угловые преобразования, уравнение (9-169) можно переписать и упростить следующим образом:

$$\frac{2\Gamma_0 R}{3} = \frac{\Gamma}{26} \quad (9-170)$$

Это уравнение(9-161). Коэффициент подъемной силы теперь можно определить из:

$$C_L \frac{1}{4} \frac{2L}{\rho V_\infty C} \frac{\pi b \Gamma_0}{2B^\infty C} \quad (6)$$

Это уравнение(9-163). В качестве альтернативы, сила вихря Γ_0 легко получается из уравнения(6) следующее:

$$\Gamma_0 \frac{1}{4} \frac{2CK_L B}{\pi b} \propto \quad (vii)$$

Это уравнение(9-158). Аналогично, сопротивление, вызванное подъемной силой, вычисляется по уравнению(9-153):

$$D_L \frac{1}{4} \frac{2D_L}{\rho V_\infty C} \frac{\pi b \Gamma_0}{2B^\infty C} \propto \quad (viii)$$

Подстановка уравнения(9-159) и используя угловое преобразование по размаху уравнения(9-165), получаем уравнение(9-162):

$$D_L \frac{1}{4} \frac{2D_L}{\rho V_\infty C} \frac{\pi b \Gamma_0}{2B^\infty C} \propto 1 - \frac{2y^2}{6} dy \quad (ix)$$

...
1- потому что $\int dy = 2\pi \sin \phi / \pi b$

Коэффициент сопротивления, вызванный подъемной силой, теперь можно определить как следует, используя уравнение(vii):

$$C_D \frac{1}{4} \frac{2D_L}{\rho V_\infty C} \frac{\pi b \Gamma_0}{2B^\infty C} \propto \frac{\pi}{4B^\infty C} \frac{2CK_L B}{\pi b} \propto \frac{1}{4} \frac{CK_L}{\pi b^2} \frac{1}{4} \frac{C_L}{\pi AR} \quad (x)$$

Это уравнение(9-164).

9.7.3 Метод подъемной линии Прандтля — частный случай: произвольные крылья

Большинство самолетов не имеют эллиптической формы крыла в плане. Поэтому желательно распространить метод подъемной линии на неэллиптические крылья. Один из способов достижения этого — представить распределение сил вихрей по размаху с помощью ряда синусов Фурье, состоящего из n слагаемых:

Распределение подъемной силы ряда Фурье:

$$\begin{array}{c} X \\ \Gamma = \frac{1}{2} C_L B \infty \end{array} \quad \text{Анггренф} \quad (9-166)$$

$n=1$

Обратите внимание, что если распределение подъемной силы симметрично, все четные значения опущены. Первое уравнение, представляющее интерес, это то, которое допускает коэффициенты A_1, A_2, A_3, \dots . Аньбыть решена.

Уравнение моноплоскости:

$$\begin{array}{c} X \\ \Gamma = A_1 \sin \phi + A_2 \sin 2\phi + A_3 \sin 3\phi + \dots \end{array} \quad (9-167)$$

$n=1$

Уравнение моноплана используется для построения системы одновременных уравнений, как показано ниже. Левая часть этого уравнения называется Матрица аэродинамического влияния:

Где: α — угол подъемной силы для профиля на станции ϕ .

ϕ — углы (в радианах), соответствующие угловым положениям по размаху, полученным из $y/(b/2)$ потому что $\phi = (t.e.$ уравнение 9.165), в радианах.

C_L — безразмерный. Наклон подъемной кривой аэродинамического профиля, может быть функцией ϕ . Размах крыльев, в футах или метрах.

X — хорда на станции ϕ , в футах или метрах.

Решение системы приводит к нескольким интересным результатам, некоторые из которых представлены ниже.

Подъемная сила:

$$C_L \frac{1}{4} \frac{2C_L}{\rho V_\infty} B \frac{1}{2} \propto \frac{1}{2} \pi A_1 \quad (9-169)$$

$$D_L \frac{1}{4} \frac{2D_L}{\rho V_\infty} B \frac{1}{2} \propto \frac{1}{2} \pi A_1 \quad (9-170)$$

Коэффициент подъемной силы:

$$C_L \frac{1}{4} \pi A_1 \quad (9-171)$$

Таким образом, наклон кривой подъема можно рассчитать по формуле:

$$A_1 = \frac{C_L}{2} \frac{\pi A_1}{4} \frac{1}{\alpha} \quad (9-172)$$

$$\begin{array}{ccccccccc} 2 & \sin \phi_1 \delta \mu + \sin \phi_1 \delta \nu & \sin 2\phi_1 \delta \mu + \sin \phi_1 \delta \nu & \cdots & \text{грех} N \phi_1 \delta \mu + \sin \phi_1 \delta \nu & 38 & 9 & 8 & 9 \\ 6 & \sin \phi_2 \delta \mu + \sin \phi_2 \delta \nu & \sin 2\phi_2 \delta \mu + \sin \phi_2 \delta \nu & \cdots & \text{грех} N \phi_2 \delta \mu + \sin \phi_2 \delta \nu & 7 < & A_1 > & > & > \\ 4 & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & A_2 & = & < & = \\ & \sin \phi_n \delta \mu + \sin \phi_n \delta \nu & \sin 2\phi_n \delta \mu + \sin \phi_n \delta \nu & \cdots & \text{грех} N \phi_n \delta \mu + \sin \phi_n \delta \nu & 5 > & & & \geq \\ & & & & & & & & \end{array} \quad (9-168)$$

Коэффициент сопротивления, вызванного подъемной силой:

$$C_d \frac{1}{4} \frac{C_2}{\pi A R} \delta^2 + \delta^2 \frac{1}{4} \frac{C_L^2}{\pi A R} e \quad (9-173)$$

Где $\delta^2 = \frac{X^2}{A_1^2} + \frac{A_h^2}{A_1^2}$ и $e_{Teo} = \frac{1}{1+\delta}$:

Как было сказано ранее, если распределение подъемной силы по размаху крыла симметрично, то все четные константы (A_2, A_4, \dots) суммирования устанавливаются равными нулю. Это можно записать следующим образом:

$$\delta^2 = \frac{X^2}{A_1^2} + \frac{A_h^2}{A_1^2} + \frac{A_3^2}{A_1^2} + \frac{A_5^2}{A_1^2} + \dots \quad (9-174)$$

Видеть [Рисунок 9-75](#) для графика, отображающего δ как функцию коэффициента конусности и удлинения для прямолинейных конических крыльев.

Изменение индуцированного угла атаки

Индуцированная АOA на произвольной форме плана отличается от таковой на эллиптической форме плана равной AR согласно следующему выражению:

$$\text{Аэро-дизодинамический профиль}^{\frac{1}{4}} \frac{C_L}{\pi A R} \delta^2 + \tau^2 \quad (9-175)$$

$$\text{Где } \tau \text{ определяется как: } \delta^2 + \tau^2 = \frac{A_{крыла}}{A_1} - \frac{\pi A R}{C_{L_a}} \quad (9-176)$$

ВЫВОД УРАВНЕНИЙ(9-169) ЧЕРЕЗ (9-173)

Определить коэффициенты $A_1, A_2, A_3, \dots, A_n$, тираж для N вида должны быть определены. Процедура начинается с того, что коэффициент подъемной силы сечения в любой угловой точке ϕ соотносится следующим образом:

$$C_L \delta^2 \frac{1}{4} \frac{\text{подъем на единицу пролета}}{2 \rho V_\infty^2 C} \frac{1}{2} \frac{\rho V_\infty^2}{\rho V_\infty^2 \delta^2} \frac{\Gamma(\phi)}{B \delta^2} \quad (\text{я})$$

Где δ является хордой в определенной угловой станции ϕ . Однако, если наклон кривой подъема, $C_L \frac{1}{4} dC_L / da$, профиля в угловой точке ϕ известен, коэффициент подъемной силы сечения также может быть определен из:

$$C_L \frac{1}{4} \frac{dC_L}{da} \delta^2 - a \sin^2 \phi \frac{1}{4} C_L \delta^2 a - a \sin^2 \phi \quad (\text{ii})$$

Где a – нулевой подъемный угол АOA профиля в угловой точке ϕ . Обратите внимание, что a , $a \sin^2 \phi$ и $a \sin^2 \phi$ являются функциями угловой станции ϕ . Приравнивая уравнения (i) и (ii), получаем:

$$\begin{aligned} \frac{2 \delta^2}{B \delta^2 \phi} \frac{1}{4} C_L \delta^2 a - a \sin^2 \phi &= \frac{2 \delta^2}{C_L \delta^2 \phi} \\ \frac{1}{4} B \delta^2 a - a \sin^2 \phi &= B \delta^2 a - B \sin^2 \phi \quad (\text{iii}) \end{aligned}$$

Продукт $B \delta^2 a$ задается уравнением: $\delta^2 = \frac{1}{4} B \delta^2 a$:

$$B \delta^2 a = \frac{1}{4} \int_{-\pi/2}^{\pi/2} dy \quad (\text{iv})$$

Где знак минус указывает на нисходящий поток воздуха.

Используя определение $\Gamma(\phi)$, данное уравнением (9-166) это можно переписать следующим образом:

$$- \int_{-\pi/2}^{\pi/2} \frac{2 \delta^2}{B \delta^2 \phi} \frac{1}{4} C_L \delta^2 a - a \sin^2 \phi \quad (\text{v})$$

Следовательно, уравнение (iii) можно переписать следующим образом:

$$\frac{2 \delta^2}{C_L \delta^2 \phi} \frac{1}{4} B \delta^2 a - a \sin^2 \phi = \frac{2 \delta^2}{B \delta^2 \phi} \frac{1}{4} C_L \delta^2 a - a \sin^2 \phi \quad (6)$$

Расширяем, подставляя $\Gamma(\phi)$ в уравнение (9-166)

урожайность:

$$\frac{46X}{C L_a} \frac{A_{нгrehn} \frac{1}{4} \delta^2 a - a \sin^2 \phi}{\sin^2 \phi} \quad (\text{vii})$$

Пусть $\mu \frac{1}{4} C_L / a$ подставим в уравнение (vii). Это приводит к:

$$\begin{aligned} \frac{X}{\sin^2 \phi} \frac{A_{нгrehn} \frac{1}{4} \mu \delta^2 a - a \sin^2 \phi}{\sin^2 \phi} &= \frac{X}{A_{нгrehn}} \\ \frac{X}{\sin^2 \phi} \frac{A_{нгrehn} \frac{1}{4} \mu \delta^2 a - a \sin^2 \phi}{\sin^2 \phi} &= \frac{X}{A_{нгrehn}} \end{aligned}$$

Упростим члены в знаке суммы, чтобы получить основное уравнение, которое называется Уравнение моноплоскости.

$$\frac{X}{\sin^2 \phi} \frac{A_{нгrehn} \frac{1}{4} \mu \delta^2 a - a \sin^2 \phi}{\sin^2 \phi} = \frac{X}{A_{нгrehn}} \quad (9-167)$$

Это уравнение дает набор уравнений, которые необходимо решить одновременно, чтобы получить константы $A_1, A_2, A_3, \dots, A_n$. Угол ϕ относится к угловому преобразованию по размаху уравнения (9-165).

Если задача касается симметричного распределения нагрузки, то все четные члены ($n/2, 4$ и т.д.) опущены из раствора.

Далее рассмотрим коэффициент подъемной силы, создаваемый крылом, который определяется по формуле:

$$C_L \frac{1}{4} \frac{2L}{B \infty C} \frac{2}{\pi} \frac{\delta^{6/2}}{\text{против} - 6/2} \Gamma dy \quad (\text{viii})$$

Опять же, используя определение $\Gamma(\phi)$, данное уравнением (9-166), Уравнение (viii) становится:

$$\begin{aligned} C_L \frac{1}{4} \frac{2}{B \infty C} \frac{\delta^{6/2}}{\pi} \Gamma dy &= \frac{2}{B \infty C} \frac{\delta^{6/2}}{\pi} \Gamma dy \\ \frac{1}{4} \frac{2}{B \infty C} \frac{\delta^{6/2}}{\pi} \Gamma dy &= \frac{2}{B \infty C} \frac{\delta^{6/2}}{\pi} \Gamma dy \\ \frac{1}{4} \frac{2}{B \infty C} \frac{\delta^{6/2}}{\pi} \Gamma dy &= \frac{2}{B \infty C} \frac{\delta^{6/2}}{\pi} \Gamma dy \end{aligned}$$

Интеграл можно решить, заметив, что:

$\delta\pi$ грехнфsinфдф $\frac{1}{4}$ 0 $\pi=2$ еслин $\frac{1}{4}$ 0 еслин $\frac{1}{4}$

Это позволяет уравнению (ix) переписать следующим образом

$$\text{Сл} \frac{1}{4} \frac{26_2\delta\pi X}{C_0} H \quad \# \\ A_{HСИH\phiрeХ} \phi d\phi \frac{1}{4} \frac{26_2\pi}{C_2} - A_1$$

$$H^{\frac{1}{4}1} \quad AP \quad A_1 \quad \delta ix\phi$$

Это уравнение (9-171). Затем рассмотрим коэффициент сопротивления вызванный подъемной силой, создаваемой крылом. Уравнение (9-153) определяет сопротивление, вызванное подъемной силой, D_a . Вставка уравнения (8) для (g) и уравнение (9-166) для $\Gamma(\phi)$ получаем:

$$\begin{aligned}
 & \text{Дя}^{\frac{1}{4}-\rho} \quad \ddot{\sigma} = 2 \quad \dot{x} \delta y \Gamma \dot{G} y \dot{b} \\
 & - 6=2 \quad dy " X \quad \# \\
 & \ddot{\sigma} = 2 \quad - B \infty \quad \text{нАнгрехнф} \\
 & \frac{1}{4}-\rho \quad - 6=2 \quad \sin \phi \\
 & \text{час} \quad X \quad я \quad \frac{6}{2} \sin \phi d \phi \\
 & 26B \infty \quad \text{Ангрехнф} \\
 & \ddot{\sigma} " X \quad \# \quad я \\
 & \pi \quad \text{нАнгрехнф} \chi \quad \text{Ангрехнф} \sin \phi d \phi \\
 & \frac{1}{4} \rho V \infty 266B \infty \quad 2 \quad 0 \quad \sin \phi
 \end{aligned}$$

Это сводится к:

Дя¼ρВ ∞ $\overset{2\pi}{\int_0}$ нА¢иннф $\overset{\Pi}{}$ А¤грехнфдф

Где оценка интеграла дает:

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{1}{2} x^2 \right) = x$$

Таким образом, сопротивление, вызванное подъемной силой, определяется по формуле:

$$\Delta \propto \frac{\rho V_2}{2} \sigma_2 \pi^X \quad \text{HA}_2 \quad (x)$$

Используя уравнение (9-155), теперь можно определить коэффициент сопротивления, вызванный подъемной силой:

$$C_{d\frac{1}{4}} \frac{\frac{2D_{\frac{1}{4}}}{\rho V_2 C}}{\frac{\frac{6_2 \pi X}{\rho V_2 C}}{X} H A_2} H A_2$$

ССл $\frac{1}{4}$ πAP A₁, A $\frac{1}{4}$ Сл/(πAP), это можно переписать следующим образом:

$$C_{D^a} \frac{1}{4\pi} AP \quad X \quad H A_B \frac{1}{4\pi} AP \quad A_2 + \frac{XH}{H^{1/2}} H A_H^2$$

$$\frac{1}{4} \frac{C_H}{\pi AP} \quad 1 + \frac{XH}{H^{1/2}} \quad H \frac{A_H}{A_1}^2$$

(xii)

Это классическая форма этого уравнения, обычно записываемая в следующем виде, где термин δ используется для обозначения коэффициента сопротивления, вызванного подъемной силой.

$$C_{d,1/4} \frac{C_2}{\pi A P} e^{-1} + \delta b \quad (xiii)$$

Очевидно, что минимум Сд получается, когда $\delta \approx 0$, но это представляет собой эллиптическое распределение подъемной силы.

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(9-175)

Рассмотрим аэродинамический профиль и крыло, поперечное сечение которого равно сечению указанного аэродинамического профиля. Аэродинамический профиль похож на трехмерное крыло бесконечного размаха. Рассмотрим их при определенном АOA, так что они оба генерируют одинаковый коэффициент подъемной силы, C_L . Это позволяет аэродинамическому АOA для каждого «крыла» определяться следующим образом:

Аэродинамический профиль:

Газодинамический профиль $\dot{M}_{\text{Сл}}/\dot{M}_{\text{Сл}}$

Крыло:

Акрыло $\frac{1}{4}$ Сл/Сл_а

Вычитание одного из другого приводит к:

$$\frac{C_L}{C_{L_a}} = \frac{C_f}{C_{f_a}} \frac{1}{C} \frac{1}{L_a}$$

Это представляет собой разницу в АОА между двумя геометриями. Далее, подставьте $A_1/C_{L/\pi A}$ в выражение для крыла, т.е. $C_L/C_L/A_{крыла}$. Это дает следующее соотношение между C_L/A_1 :

Замена соответствующего члена в приведенном выше уравнении на разницу в АОА приводит к:

$$\frac{1}{L_a} = \frac{1}{C_{L_a}} \cdot \frac{\frac{1}{4} C_L}{\frac{\pi A R}{C_{L_a}}} = \frac{C_L}{\frac{4}{\pi A R} C_{L_a}}$$

6Аэродинамический АОА измеряется относительно нулевой подъемной силы; другими словами: а-азл.

ПРИМЕР 9-15

Оцените аэродинамические характеристики крыла SR22 (игнорируя фюзеляж) методом подъемной линии. Определите это с помощью 4 членов в уравнении моноплана, предполагая симметричное распределение подъемной силы. Предположим, что самолет летит на $\alpha=5^\circ$ и профиль NACA 65-415. Предположим, что АOA профиля при нулевой подъемной силе, α_0 , приблизительно -2.7° и наклон его подъемной кривой, $C_L \cdot 2\pi/a$ на радиан. Обратите внимание, что размеры в Рисунок 9-98 рассчитываются на основе показанной геометрии и не являются «официальными» числами (например, официальными $C_L = 144.9$ фута и $A = 10$). Определите воздушную скорость, с которой должен лететь самолет на высоте SL, если его вес составляет 3400 фунтов. ϕ .

РЕШЕНИЕ:

Начните с создания связи между физическими и угловыми пролетными станциями (см. Рисунок 9-99). Обратите внимание, что физические станции указаны как $\frac{1}{4}(b/2)$ софф (Уравнение 9.165). По этой причине косинус ϕ на самом деле является параметром, который изменяется от 1 до 0 и может использоваться с параметрическим представлением для хорды. Поскольку $c_r = 45.18$ футов и $c_t = 2.59$ фута мы можем рассчитать хорду в любой точке пролета, используя параметрическое уравнение:

$$c_x = c_t \cos \phi + c_r (1 - \cos \phi)^{1/4}$$

$$2.59 \cos \phi + 45.18 (1 - \cos \phi)^{1/4}$$

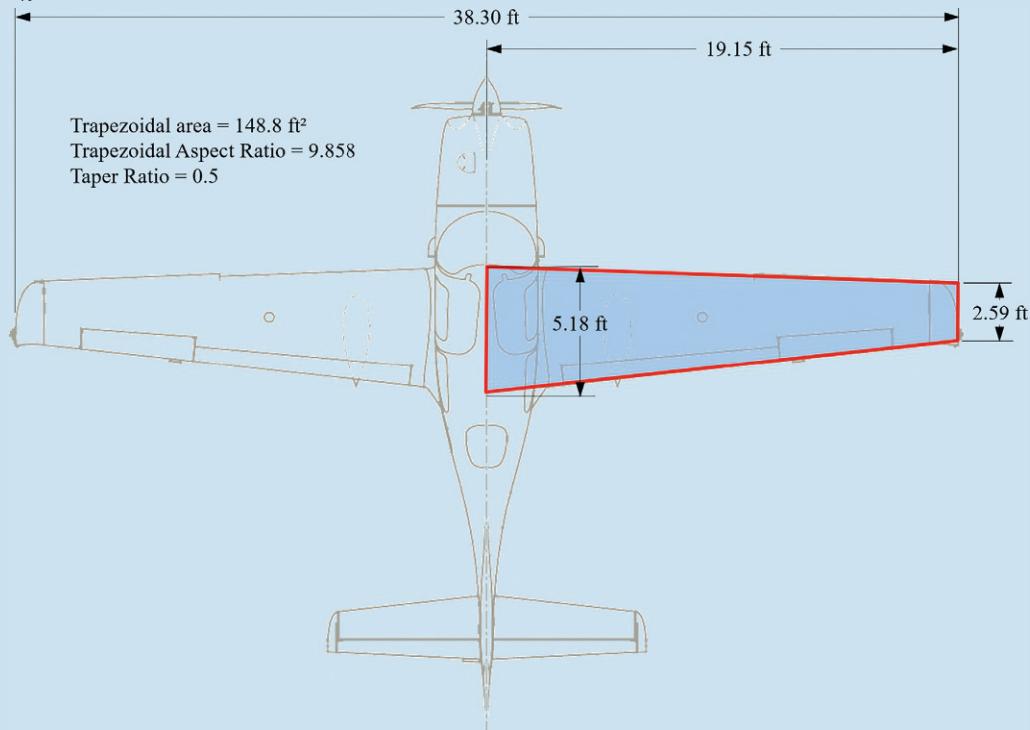


РИСУНОК 9-98 Вид сверху на SR-22, показывающий размеры, использованные в этом примере.

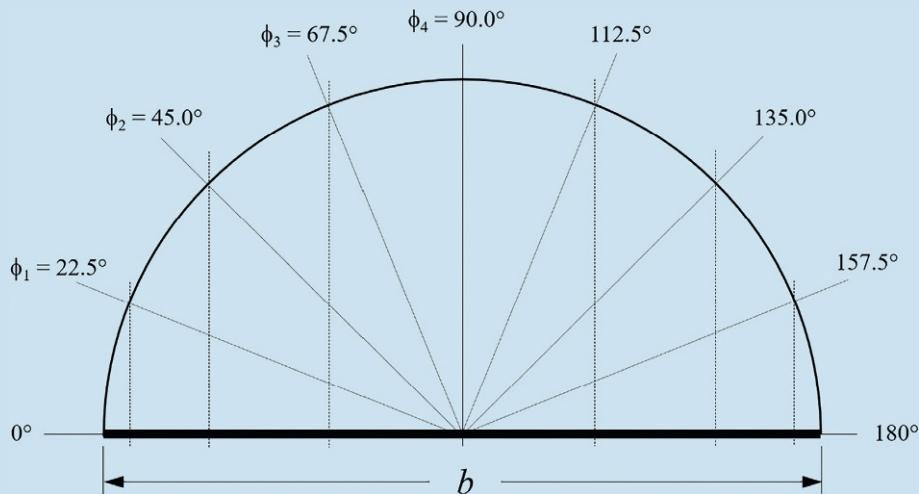


РИСУНОК 9-99 Соотношение между физическими и угловыми положениями по размаху крыла.

ПРИМЕР 9-15

(продолжение)

Далее занесите в таблицу следующие значения:

Колонны ① и ②: Содержат угловые станции по размаху от [Рисунок 9-99](#) как в градусах, так и в радианах.

Столбец ③: Содержит косинус угловой станции. Столбец

④: Содержит хорду крыла в угловой точке. рассчитано с использованием $\frac{1}{2} \cdot 59,71 \cos \phi + 5,18(1 - \cos \phi)$.

Колонны ⑤ через ⑧: Содержат различные синусы угловых станций. Они необходимы для правильной настройки матрицы, как того требует уравнение моноплана.

Столбец ⑨: Рассчитывается следующим образом, используя значения из первой строки (ID ①):

$$\mu = \frac{1}{4} C_L = \frac{1}{4} p_1 = \frac{1}{4} p_2 = \frac{1}{4} p_3 = \frac{1}{4} p_4 = \frac{1}{4} p_5 = \frac{1}{4} p_6 = \frac{1}{4} p_7 = \frac{1}{4} p_8 = \frac{1}{4} p_9 = 0.1143$$

	①	②	③	④	⑤	⑥	⑦	⑧	⑨
	Angular Station		$c(\phi)$						
ID	Deg	Rad	$\cos \phi$	ft	$\sin \phi$	$\sin 3\phi$	$\sin 5\phi$	$\sin 7\phi$	μ
1	22.5	0.3927	0.9239	2.79	0.3827	0.9239	0.9239	0.3827	0.1143
2	45.0	0.7854	0.7071	3.35	0.7071	0.7071	-0.7071	-0.7071	0.1373
3	67.5	1.1781	0.3827	4.19	0.9239	-0.3827	-0.3827	0.9239	0.1718
4	90.0	1.5708	0.0000	5.18	1.0000	-1.0000	1.0000	-1.0000	0.2124

Далее подготовим матрицу аэродинамического влияния по уравнению [\(9-168\)](#). Поскольку распределение подъемной силы симметрично, нас интересуют только константы A_1, A_3, A_5 и A_7 .

Это приводит к следующей настройке.

$$\begin{aligned} & \begin{matrix} 2 & 38 & 9 \\ 0:1902 & 0:6704 & 0:8816 & 0:4527 & \begin{matrix} > A_1 > \\ < A_3 < \\ = A_5 = \\ : A_7 : \end{matrix} \end{matrix} \\ & \begin{matrix} 60:5971 & 0:7913 & -0:9856 & -1:17987 & 7 \end{matrix} \\ & \begin{matrix} 41:0123 & -0:5508 & -0:6823 & 1:96465 & \begin{matrix} > A_1 > \\ < A_3 < \\ = A_5 = \\ : A_7 : \end{matrix} \end{matrix} \\ & \begin{matrix} 1:2124 & -1:6373 & 2:0622 & -2:4871 & \begin{matrix} > A_1 > \\ < A_3 < \\ = A_5 = \\ : A_7 : \end{matrix} \end{matrix} \\ & \begin{matrix} 8 & 9 \\ > 0:005879 > \\ < 0:001305 < \\ = 0:002133 = \\ : 0:028551 : \end{matrix} \end{aligned}$$

Например, первая строка в приведенной выше матрице рассчитывается следующим образом, используя уравнение моноплоскости:

$$\begin{aligned} & A_{11} \frac{1}{4} \sin \phi_1 \mu + \sin \phi_1 p \\ & \frac{1}{4} p_1 = 0:3827 p_1 = 0:1143 + 0:3827 p_1 = 0:1902 A \\ & 12 \frac{1}{4} \sin 3\phi_1 \mu + \sin \phi_1 p \\ & \frac{1}{4} p_1 = 0:9239 p_1 = 0:1143 + 0:3827 p_1 = 0:6704 \\ & A_{13} \frac{1}{4} \sin 5\phi_1 \mu + \sin \phi_1 p \\ & \frac{1}{4} p_1 = 0:9239 p_1 = 0:1143 + 0:3827 p_1 = 0:8816 \\ & A_{14} \frac{1}{4} \sin 7\phi_1 \mu + \sin \phi_1 p \\ & \frac{1}{4} p_1 = 0:3827 p_1 = 0:1143 + 0:3827 p_1 = 0:4527 \\ & B_{14} \mu = \alpha - \alpha z \sin \phi_1 \\ & \frac{1}{4} p_1 = 0:1143 p_1 = 0:08727 - 0:04712 p_1 = 0:3827 p_1 = 0:005879 \end{aligned}$$

Для решения требуется инвертировать квадратную матрицу, а затем умножить ее на матрицу-столбец справа. сторона. Это дает следующее решение:

$$\begin{array}{ccccccccc} 8 & 9 & 8 & & & & & & 9 \\ \begin{matrix} > A_1 > \\ < A_3 < \\ = A_5 = \\ : A_7 : \end{matrix} & \begin{matrix} > \\ < \\ = \\ : \end{matrix} & \begin{matrix} > \\ < \\ = \\ : \end{matrix} & 2:251 & 10:2 > \\ & & & 8:674 & 10:4 = \\ & & & & & & & & \\ & & & & & & & & \end{array}$$

Теперь можно определить аэродинамические параметры.

Коэффициент подъемной силы можно рассчитать по уравнению [\(9-171\)](#):

$$C_L = \frac{1}{4} \pi A \rho V^2 = 0:858 p_1 = 0:251 10:2 = 0:6971$$

Коэффициент сопротивления, вызванного подъемной силой, можно найти, определив сначала коэффициент δ :

$$\delta = \frac{C_D}{C_L} = \frac{A_H}{A_1} = \frac{2}{1} \frac{A_3}{A_1} = \frac{2}{1} \frac{A_5}{A_1} = \frac{2}{1} \frac{A_7}{A_1} = 55:7 = 0:01865$$

Это дает следующий коэффициент сопротивления по уравнению [\(9-173\)](#):

$$C_D = \frac{C_D}{C_L} \frac{V^2}{2} = \frac{0:6971 p_1}{\pi A \rho} = \frac{0:6971 p_1}{\pi \cdot 0:858 p_1} = 0:01865 p_1 = 0:01599$$

Эффективность пролета составляет:

$$\eta_{\text{eff}} = \frac{1}{1 + \delta} = \frac{1}{1 + 0:01865} = 0:9817$$

Обратите внимание, что это значение игнорирует фюзеляж и двугранный угол, как обсуждалось в [разделе 9.5.12](#), Определение эффективности пролета. Наконец, наклон кривой подъемной силы крыла можно определить следующим образом:

$$C_L = \frac{C_L}{C_D} \frac{V^2}{2} = \frac{0:6971}{0:01865} = 37:187 \text{ на радиан}$$

Наконец, воздушная скорость, с которой должен лететь самолет, чтобы создать тягу в 3400 футов подъемной силы при 5-градусном угле атаки можно определить как следует:

$$V = \sqrt{\frac{2 C_D}{\rho S C_L}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 0:01865}{0:002378 p_1}} = 148:8 p_1 = 0:6971 p_1 = 166 \text{ футов/с}$$

198:4 KCAC

λ	AR					
	4	6	8	10	12	14
$=\text{LiftingLine}(U\$76,\$R77,\$B\$78,\$C\$10,\$D\$11,\$F\$16,50,2)$						
0.025	0.0653	0.0940	0.1168	0.1352	0.1504	0.1632
0.050	0.0484	0.0717	0.0907	0.1064	0.1194	0.1305
0.075	0.0369	0.0558	0.0716	0.0848	0.0959	0.1054
0.100	0.0286	0.0440	0.0571	0.0682	0.0776	0.0858
0.125	0.0224	0.0350	0.0459	0.0553	0.0633	0.0703
0.150	0.0177	0.0281	0.0372	0.0451	0.0520	0.0580
0.175	0.0141	0.0227	0.0304	0.0371	0.0431	0.0484
0.200	0.0114	0.0185	0.0251	0.0309	0.0362	0.0409
0.225	0.0093	0.0153	0.0210	0.0262	0.0308	0.0351
0.250	0.0077	0.0129	0.0179	0.0226	0.0268	0.0308
0.275	0.0065	0.0111	0.0157	0.0199	0.0239	0.0277
0.300	0.0057	0.0099	0.0141	0.0182	0.0220	0.0256
0.325	0.0051	0.0091	0.0131	0.0171	0.0209	0.0245
0.350	0.0048	0.0087	0.0127	0.0166	0.0205	0.0241
0.375	0.0047	0.0086	0.0126	0.0167	0.0206	0.0244
0.400	0.0048	0.0088	0.0130	0.0172	0.0213	0.0253
0.425	0.0050	0.0092	0.0136	0.0181	0.0225	0.0267
0.450	0.0054	0.0099	0.0146	0.0193	0.0240	0.0286
0.475	0.0059	0.0107	0.0158	0.0209	0.0259	0.0308
0.500	0.0064	0.0117	0.0172	0.0227	0.0281	0.0334

РИСУНОК 9-100 Пример того, как можно совершать звонкиЛиния подъемафункция из Microsoft Excel.

9.7.4 Компьютерный код: метод подъемной линии Прандтля

Следующий код реализует метод подъемной линии для произвольного крыла, рассмотренного в предыдущем разделе. Он написан с использованиемVisual Basic для приложений (VBA) для использования в Microsoft Excel. Он допускает столько вихрей, сколько системные ресурсы могут обработать, представляемых переменной N (см. прокомментированные определения переменных в коде). Независимо от этого, $N > 50$ обычно непрактично. Предполагается, что читатель знаком с тем, как работать с Microsoft Excel

и среда VBA. Если нет, есть несколько обучающих программ, доступных на видеосайтах, таких как YouTube. Короче говоря, код вводится в специальном окне, называемом модуль. Программа написана как функция. Затем он вызывается из самой электронной таблицы, как показано на рисунке. [Рисунок 9-100](#). Простые ссылки на ячейки используются для передачи аргументов в процедуру. Здесь используются 50 вихрей, а режим равен 2, что означает, что возвращается термин 8. Кроме того, читатель может извлечь распределение подъемной силы и индуцированного сопротивления по размаху и использовать во многих методах этой книги.

```

Function LiftingLine(AR As Single, TR As Single, S As Single, Cla As Single, AOA As Single,
AOA_ZL As Single, N As Integer, Mode As Byte) As Single
' This function implements Prandtl's lifting-line theory
'
' Variables: AR      = Aspect Ratio
'             TR      = Taper Ratio
'             S       = Wing area (ft2)
'             Cla     = Average airfoil lift curve slope (per rad)
'             AOA    = Angle of attack (rad)
'             AOA_ZL = Average zero-lift AOA of airfoils (rad)
'             N       = Number of vortices
'
' Mode:      =0  Return CL
'             =1  Return CDi
'             =2  Return del
'             =3  Return e
'
' Initialize
Dim i As Integer, j As Integer, m As Single
Dim Pi As Single, Sum As Single
Dim dPhi As Single, sinPhi As Single, t As Single, C_of_Phi As Single
Dim Cr As Single, Ct As Single, b As Single
Dim CL As Single, CDi As Single, CLalpha As Single, del As Single
'
' Dimension arrays
ReDim Phi(N) As Single
ReDim mu(N) As Single
ReDim A(N, 1) As Double
ReDim MatB(N, N) As Double
ReDim MatC(N, 1) As Double
'
' Presets
Pi = 3.14159265
b = Sqr(S * AR)                                     'Wing span
Cr = 2 * S / (b + b * TR)                           'Root chord
Ct = TR * Cr                                         'Tip chord
'
' Create stations
dPhi = 0.5 * Pi / CSng(N)                            'in Radians
For i = 1 To N
    'Calculate station angle
    Phi(i) = Phi(i - 1) + dPhi

    'Calculate mu
    t = Cos(Phi(i))                                    'Parameter t
    C_of_Phi = (1 - t) * Cr + t * Ct                 'Chord determined using parametric formulation
    mu(i) = 0.25 * C_of_Phi * Cla / b
Next i

' Prepare aerodynamic influence coefficients
For i = 1 To N
    'Calculate the sine of the angle Phi(i) so it won't have to be calculated over and over
    sinPhi = Sin(Phi(i))

    'Calculate the vortex influence matrix
    For j = 1 To N
        m = 2 * j - 1
        MatB(i, j) = Sin(m * Phi(i)) * (m * mu(j) + sinPhi)
    Next j

    'Calculate the boundary conditions
    MatC(i, 1) = mu(i) * (AOA - AOA_ZL) * sinPhi
Next i

' Invert matrix - NOTE: USER MUST WRITE OWN ROUTINE FOR THIS PURPOSE! Mine is called MAT_GaussP()
i = MAT_GaussP(MatB(), MatC(), A())

' Calculate lift coefficient
CL = A(1, 1) * Pi * AR
CLalpha = CL / (AOA - AOA_ZL)

' Calculate lift induced drag coefficient
Sum = 0
For i = 2 To N
    m = 2 * i - 1
    Sum = Sum + m * A(i, 1) ^ 2
Next i
del = Sum / (A(1, 1) ^ 2)
e = 1 / (1 + del)
CDi = CL ^ 2 * (1 + del) / (Pi * AR)

'Return
If Mode = 0 Then LiftingLine = CL
If Mode = 1 Then LiftingLine = CDi
If Mode = 2 Then LiftingLine = del
If Mode = 3 Then LiftingLine = e
If Mode = 4 Then LiftingLine = CLalpha

End Function

```

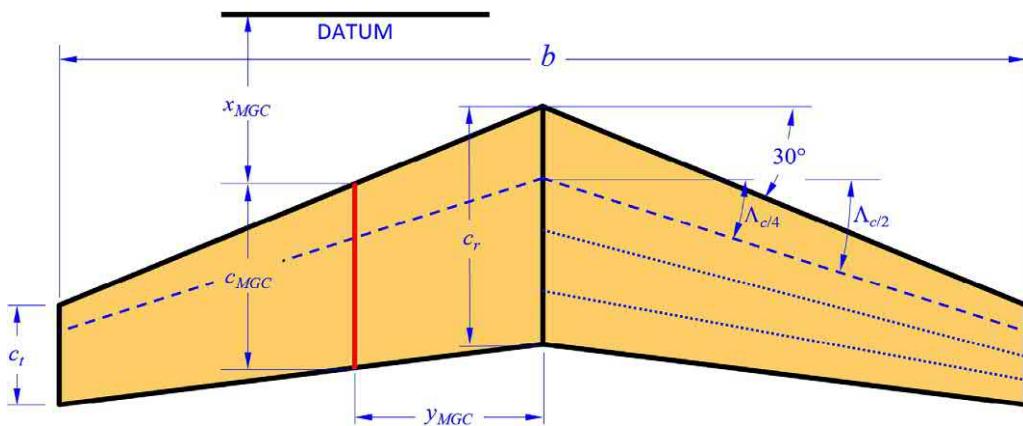


РИСУНОК 9-101 Крыло, используемое в упражнении (1).

УПРАЖНЕНИЯ

(1) Определите все переменные крыла в Рисунок 9-101, если его площадь в плане, C_{200} футов 2 , $AR \approx 7.5$ и $\lambda \approx 0.5$. Приблизительно определите его внутренний объем, если он имеет постоянный 15%-ный толстый профиль, максимальная толщина которого составляет 50% хорды. Если 30% этого объема будет использоваться для топливных баков, сколько топлива может вместить крыло и сколько оно будет весить, предполагая, что это топливо Jet-A (1 USgal ≈ 231.02 дюймаз). Предположим, что точка отсчета находится на передней кромке корневого профиля.

Ответ: 61438,73 фута, $c_r \approx 6,885$ футов, $C_m \approx 45,355$ футов, $U_m \approx 48,607$ футов, $x_m \approx 4,969$ фута, $\Lambda_c/4 \approx 28.05^\circ$, $\Lambda_c/2 \approx 26.03^\circ$. Объем крыла составляет приблизительно 94 фута 3 ; он может вместить 210 галлонов США, что весит 1410 фунтов.

Ссылки

- [1] Д.Э. Хоак, Система стабилизации и управления BBC США DATCOM, Отдел управления полетом, Лаборатория динамики полета BBC, 1978 г.
- [2] О. Лилиенталь, Der Vogelflug als Grundlage der Fliegerkunst, Р. Гертнер Verlagsbuchhandlung, 1889 г.
- [3] Аноним, Руководство по эксплуатации пилота Cirrus SR22, Cirrus Design Corporation, 10 октября 2003 г.
- [4] С.А. Брандт, Р.Дж. Стайлз, Дж.Дж. Бертина, Р. Уитфорд, Введение в аэронавтику: перспектива проектирования, Образовательная серия AIAA, Американский институт аэронавтики и астронавтики, 1997.
- [5] ДП Реймер, Проектирование самолетов: концептуальный подход, Образовательная серия AIAA, Американский институт аэронавтики и астронавтики, 1996.
- [6] Джон У. Р. Тейлор, «Все самолеты мира» Джейн, «Ежегодники Джейн», разные годы.
- [7] Ф. Томас, Основы проектирования планеров, Издательство Колледж Парк, 1999.
- [8] Х.-У. Майер, Немецкое развитие стреловидного крыла 1935–1945 гг., АИАА, 2006.
- [9] РТ Джонс, А. Буземан, 1901–1986, Мемориальные почести, т. 3, Национальная инженерная академия, 1989.
- [10] А. Буземан, Аэродинамика Auftrieb bei Überschallgeschwindigkeit, Luftfahrtforschung 12 (6) (1935) 210–220 (Название означает: Аэродинамические силы на сверхзвуковых скоростях воздуха).
- [11] РТ Джонс, Формы плана крыла для высокоскоростного полета, NACA TR-863, 1945.
- [12] Л.К. Лофтинг-младший, В поисках производительности: Эволюция современных самолетов, NASA SP-468, 1985, стр. 93.
- [13] Р. Уитфорд, Проектирование для воздушного боя, Издательство «Джейнс Паблишинг Компани Лимитед», 1987.
- [14] Р. Purser, JP Campbell, Экспериментальная проверка упрощенной теории V-образного хвоста и анализ имеющихся данных по полной модели с V-образными хвостами, NACA R-823, 1944 год.
- [15] Отчет Налла. <https://www.aopa.org/training-and-safety/airsafety-institute/accident-analysis/joseph-t-nall-report>. (Дата обращения 28 марта 2020 г.).
- [16] Э.Р. Уайт, Исследование в аэродинамической трубе влияния модификаций передней кромки крыла на характеристики большого угла атаки самолета общего назначения с Т-образным хвостовым оперением и низкорасположенным крылом, NACA CR-3636, 1982.
- [17] ИР Лейси, К. Миллер, Крыло AV-8B: аэродинамическая концепция и конструкция, AIAA-1977-607-721, АИАА, 1977.
- [18] Д. Вейхс, Дж. Кац, Ячеистые структуры в послесрывном потоке над нестреловидными крыльями, AIAA J. 21 (12) (1983) 1757–1759, <https://doi.org/10.2514/3.8321>.
- [19] Х. Делл'Орсо, М. Амитай, Параметрическое исследование образования ячеек срыва потока на профиле NACA 0015, AIAA J. 56 (8) (2018) 3216–3228, <https://doi.org/10.2514/1.J056850>.
- [20] Д. Рагни, К.С. Феррейра, Эффекты 3D-ячеек срыва потока в поле давления NACA64-418, в: 53-я конференция АИАА по аэрокосмическим наукам, 5–9 января 2015 г., <https://doi.org/10.2514/6.2015-1033>.
- [21] Б. Кульман, Банни, На крыле..., R/C Soaring Digest, май 1999 г.
- [22] Хельмут Шенк, Laengsmomentum-Rechnung Beim Nurflugel-Modell, Пфорцхайм, Германия. Самостоятельная публикация. Год издания неизвестен.
- [23] Б. Кульман, Банни, На крыле..., R/C Soaring Digest, октябрь 2003 г.
- [24] Э. Ву, Умер Ирвин Калвер из Skunk Works, LA Times, 17 сентября 1999 г. <https://www.latimes.com/archives/la-xpm-1999-sep-17-mn-11249-story.html>. (Дата обращения 19 апреля 2020 г.).
- [25] С. Холл, Ирв Калвер — инженер инженеров, статья в Интернете, Soaring Society of America, 09/01/1999. <https://www.ssa.org/FinalGlide?show=4&blog=identificator/695> (Дата обращения 19 апреля 2020 г.).
- [26] Веб-сайт для SURFACES — это www.flightlevelengineering.com.
- [27] ДЖЕЙД Экрайд, Форма крыла «Сплитфайр» в плане: предложение, J. Aeronaut. Hist. (2013) 121–135. Статья № 2013/02, Королевское авиационное общество.
- [28] Г. Дэвис, От Лизандра до Молнии: Тедди Петтер, авиаконструктор, History Press, 1 сентября 2014 г.
- [29] У. Дж. Бойн, Мессершmitt Me 262: стрела в будущее, Издательство «Шиффер Паблишинг, Лтд.», 1992.

- [30]Р. Лэнгтон и др.,*Авиационные топливные системы*,Джон Уайли и сыновья, Лтд, 2009.
- [31]Ф.А. Йонсен,*Движение вперед: разработка и летные испытания исследовательского самолета Grumman X-29A с обратной стреловидностью крыла*,Серия книг по аэронавтике НАСА, НАСА, 2013.
- [32]РР Брукс,Handley Page Victor: История и развитие классического реактивного самолета, Pen and Sword Aviation, 21 сентября 2006 г.
- [33]В. Шуман,*Новая форма крыла в плане и улучшенные характеристики на малых скоростях*,Вэлет 47 (2) (1983) 16–26.
- [34]МД Момер,*Эволюция конструкции крыла планера*,2003. АИАА 2003-2777.
- [35]К. П. ван Дам,*Характеристики индуктивного сопротивления крыльев в форме полумесяца*,J. Aircr. 24 (2) (1987) 115–119.
- [36]СБ Сарджент,*Возрождение Дейк-Дельты*,Журнал спортивной авиации ЕАА (декабрь 2008 г.).
- [37]Д. Х. Пекхэм,*Испытания в аэродинамической трубе на малых скоростях серии неизогнутых тонких заостренных крыльев с острыми краями*,Совет по авиационным исследованиям, 1959. R.&M. № 3186.
- [38]Дж. Б. Маккалоу, Д. Э. Голт,*Примеры трех типичных типов срыва потока в профиле крыла на низкой скорости*,NACA-TN-2502, 1951, стр. 1.
- [39]РТ Джонс,*Корректировка теории подъемной линии с учетом эффекта хорды*,NACA TN-817, 1941.
- [40]Р.С. Сунсон, С.М. Крэндалл,*Поправки на удлинение по теории подъемной поверхности для параметров подъемной силы и момента шарнира для полнопролетных лифтов на горизонтальных поверхностях хвостового оперения*,NACA TN-1175, 1947.
- [41]Д.О. Доммаш, С.С. Шерби, Т.Ф. Коннолли,*Аэродинамика самолета*, четвертое издание, Pittman Publishing Corporation, 1967, стр. 154–160.
- [42]Х. Глаузерт,*Элементы теории аэродинамического профиля и воздушного винта*,Издательство Кембриджского университета, 1926.
- [43]Х.Б. Хельмбольд,*Неопубликованный EllipsenfluГель как трагенде Флаше*,в: Jahrbuch 1942 der Deutschen Luftfahrtforschung, R. Oldenbourg, Мюнхен, 1942, стр. I 111 – I 113.
- [44]Дж. Г. Лоури, Э. К. Полхамус,*Метод прогнозирования приращения подъемной силы за счет отклонения закрылков при малых углах атаки в несжимаемом потоке*, NACA TR-3911, 1957.
- [45]Л.Р. Дженнингсон, П. Симпкин, Д. Роудс,*Проектирование гражданских реактивных самолетов*, Образовательная серия АИАА, 1999.
- [46]ИН Abbott, AE von Doenhoff, LS Stivers Jr.,*Сводка данных по аэродинамическому профилю*,NACA R-824, 1945.
- [47]ЕС Полхамус,*Концепция вихревой подъемной силы дельта-крыльев с острой кромкой, основанная на аналогии с всасыванием на передней кромке*,NACA TN-D-3767, НАСА, декабрь 1966 г.
- [48]К. Визельбергер,*Сопротивление крыла у земли*,НАКА TM-77, 1922.
- [49]А. Бец,*Подъемная сила и сопротивление крыла вблизи горизонтальной поверхности*,Zeitschrift fu Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, 1912, с. 212.
- [50]К. Визельбергер,*Сопротивление крыла у земли*,Zeitschrift fu Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, 1921. № 10.
- [51]С. Кацофф, Х.Х. Свеберг,*Влияние земли на углы нисходящего потока и расположение следа*,NACA TR-738, 1941.
- [52]Дж. Т. Уэтмор, Л. И. Тернер-младший,*Определение влияния земли при испытаниях планера в буксируемом полете*,NACA TR-695, 1940.
- [53]А. В. Кarter,*Влияние близости земли на аэродинамические характеристики аэродинамических профилей с удлинением 1 с концевыми пластинами и без них*, НАСА TN-D-970, 1961.
- [54]У. Ф. Филлипс, Д. Ф. Хансакер,*Прогнозы подъемной линии для индуцированного сопротивления и подъемной силы в условиях влияния земли*,AIAA J. Aircr. 50 (4) (2013), <https://doi.org/10.2514/1.C032152>.
- [55]Б. У. Маккорник,*Аэродинамика, воздухоплавание и механика полета*, Джон Уайли и сыновья, 1979, стр. 420.
- [56]М. Асселин,*Введение в летно-технические характеристики самолетов*,Образовательная серия АИАА, Американский институт аэронавтики и астронавтики, 1997.
- [57]СФ Хэрнер, ХВ Борст,*Жидкостно-динамический подъем*,второе изд., г-жа Лизелотта Хэрнер, 1985.
- [58]В.Б. Освальд,*Общие формулы и графики для расчета летно-технических характеристик самолета*,NACA TR-408, 1933.
- [59]М. Нита, Д. Шольц,*Оценка фактора Освальда по основным геометрическим параметрам самолета*,в: Deutcher Luft- und Raumfahrtkongress 2012, 2012. Идентификатор документа 281424.
- [60]Р.С. Шевелл,*Основы полета*,Прентис Холл, 1983, стр. 181–183.
- [61]Д. Хау,*Синтез концептуального проектирования самолета*, Профессиональное инженерное издательство, 2000.
- [62]Р. К. Фрост, Р. Резерфорд,*Эффективность размаха крыла на дозвуковой скорости*,AIAA J. 1 (4) (1963) 931–933.
- [63]GC Furlong, JE Fitzpatrick,*Влияние числа Macha и числа Рейнольдса на максимальный коэффициент подъемной силы крыла с аэродинамическими профилями серии NACA 230*,NACA TN-1299, 1947.
- [64]Дж. Э. Фицпатрик, В. К. Шнайдер,*Влияние изменения числа Macha от 0,07 до 0,34 и числа Рейнольдса от 0,97x106 до 8,10x106 на максимальный коэффициент подъемной силы крыла с профилями NACA 64-210*,NACA TN-2753, 1952.
- [65]ТВ Боллех,*Экспериментальные и расчетные характеристики нескольких трапециевидных крыльев с большим удлинением, включающих аэродинамические профили серий 44, 230 и 64 с низким сопротивлением*,NACA,NACA TN-1677, 1948.
- [66]Э. Торенбек,*Синтез конструкции дозвукового самолета*,Издательство Делфтского университета, 1986.
- [67]GC Ferlong, JG Махью,*Сводка и анализ продольных характеристик стреловидных крыльев на малых скоростях при высоких числах Рейнольдса*,NACA TR 1339, 1957.
- [68]A Shortal, B. Maggin,*Влияние стреловидности и удлинения на характеристики продольной устойчивости крыльев на малых скоростях*,NACA TN 1093, 1946.
- [69]В. Ковен, Р.Р. Грэм,*Исследование в аэродинамической трубе устройств управления подъемной силой и срывом потока на 37-градусном стреловидном крыле с удлинением 6 при высоких числах Рейнольдса*,NACA RM-LRD29, 1948.
- [70]Дж. Кац, А. Плоткин,*Аэродинамика малых скоростей*,Издательство Кембриджского университета, 2001.
- [71]А. Поуп,*Основы теории крыла и аэродинамического профиля*,Издательство «Довер», 2009.
- [72]Дж. Дж. Бертин, М. Л. Смит,*Аэродинамика для инженеров*,Прентис-Холл, 1979, стр. 171.
- [73]Дж. Моран,*Введение в теоретическую и вычислительную аэродинамику*,Джон Уайли и сыновья, 1984.
- [74]Дж. Д. Андерсон-младший,*Основы аэродинамики*,четвертое издание, McGraw-Hill, 2007.
- [75]К. Карамчети,*Принципы аэродинамики идеальной жидкости*,John Wiley & Sons, 1966, стр. 624. Приложение E.

Эта страница намеренно оставлена пустой