

Концевые аэродинамические поверхности

*Національний технічний університет України
"Київський політехнічний інститут", м. Київ, Україна*

Проведен расчет распределения аэродинамической нагрузки по поверхности КАП различных конфигураций, исследовано влияние КАП на перераспределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла.

Ключевые слова: крыло, КАП, вертикальные шайбы, аэродинамическое проектирование, давление по хорде профиля, индуктивное сопротивление.

Введение

Крыло современного самолета проектируется согласно закону эллиптического распределения циркуляции воздушной нагрузки по размаху крыла. Это распределение обеспечивает минимальное индуктивное сопротивление.

Эллиптическое распределение циркуляции по размаху крыла можно получить для любой формы крыла при заданном угле атаки. Это достигается методом аэродинамической и геометрической кривки крыла.

Многие самолеты (рис.1) имеют высокое аэродинамическое совершенство крыла и при этом имеют вертикальные шайбы или аналогичное название - концевые аэродинамические поверхности (КАП).



Рис. 1. КАП на крыле самолета

«Авиационные Партнеры Боинга» - дочернее предприятие фирмы Боинг, которое занимается разработкой и установкой КАП, утверждает, что применение КАП [1]:

- Снижают индуктивное сопротивление самолета.

- Уменьшают расход топлива до 6% на дальних дистанциях полета.
- Улучшают градиент подъема. Это важно при ограничениях на взлетно-посадочных полосах.
- КАП дают самолету современный вид, и это нравится клиентам авиакомпаний.

1. Объект исследований

В качестве расчетной модели была принята трехмерная модель пассажирского самолета. Модель состоит из крыла, фюзеляжа, хвостового оперения и мотогондолы двигателя [2]. Максимальное внимание уделено моделированию обтекания крыла.

Расчет основан на дискретной вихревой схеме неплоского крыла (рис.2.). Объем профиля крыла моделировался особенностями типа источники-стоки. Аэродинамический профиль крыла представлен 50 вихрями на 5 панелях, а вдоль хорды крыла расположено 760 вихрей на 38 панелях вдоль размаха крыла.

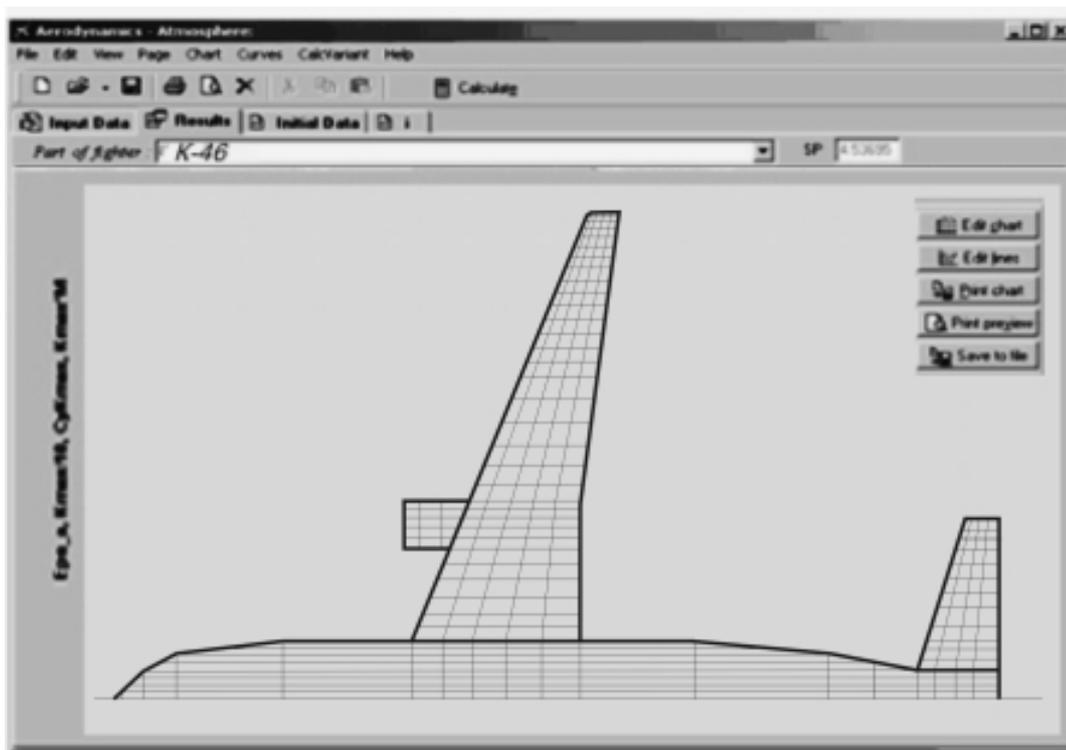


Рис. 2. Расчетная схема

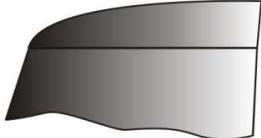
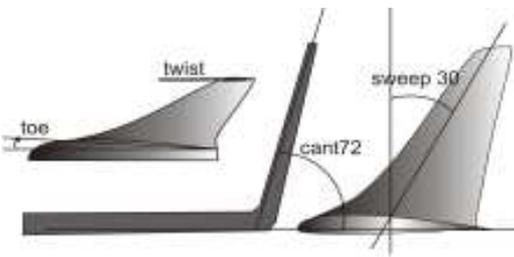
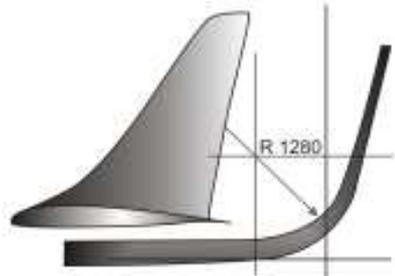
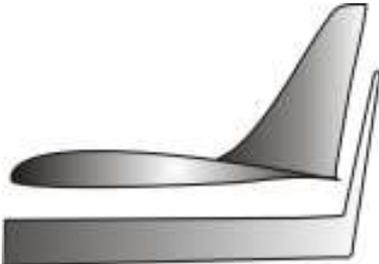
Расчет проведен для условий $M=0,7$ и угол атаки $\alpha=6,5^\circ$

В таблице №1 показаны 4 конфигурации крыла принятые для исследования. Изменения конфигурации связаны только в концевых частях крыла.

В таблице №1 показаны 4 конфигурации крыла принятые для исследования. Изменения конфигурации связаны только в концевых частях крыла.

Аэродинамическое проектирование вертикальной шайбы очень сложное. Много физических факторов влияет на эффективность вертикальной шайбы. Числа Рейнольдса играют большую роль в эффективности вертикальных шайб. Пограничный слой очень чувствителен к повышению давления, которое происходит за точкой максимальной толщины аэродинамической поверхности. Если давление повышается очень быстро, то точка отрыва пограничного слоя резко приближается к передней части профиля и это вызывает дополнительное сопротивление [3].

Таблица 1

№ п/п	Конфигурация крыла с вертикальной шайбой
1	 <p>Крыло без вертикальной шайбы, со стандартной округленной КАП</p>
2	 <p>КАП установленная под острым углом</p>
3	 <p>КАП с сегментом большого радиуса</p>
4	 <p>Мини-шайба, расположенная на 50% хорды. Площадь мини - шайбы составляет 50% площади шайбы конфигурации 2</p>

Сравнивая распределение давления по профилю крыла без вертикальной шайбы и комбинации крыла с вертикальной шайбой, становится очевидным, что аэродинамическая поверхность крыла испытывает дополнительное повышение давления, приложенное по потоку в месте стыка шайбы и крыла. В зоне стыка крыла и шайбы присутствуют 2 компонента повышения давления $(+)\Delta C_{p1}$ и $(+)\Delta C_{p2}$ от крыла и вертикальной шайбы (рис. 3.). Если шайба установлена под прямым углом к крылу, то сильно возрастает риск отрыва

пограничного слоя. Чтобы исправить эту неудачную ситуацию, вертикальную шайбу можно соединить с крылом через сегмент дуги большого радиуса и избежать прямого угла.

Второй способ предполагает установку шайбы ближе к хвостовой части профиля крыла. В любом случае, аэродинамические поверхности надо разместить так относительно друг друга, что бы градиент повышения давления в области стыка был минимальным.

Приведенные ниже данные показывают распределение относительного давления по профилю сечению близкого к концу крыла, а также изобары давления в принятых конфигурациях (рис. 4).

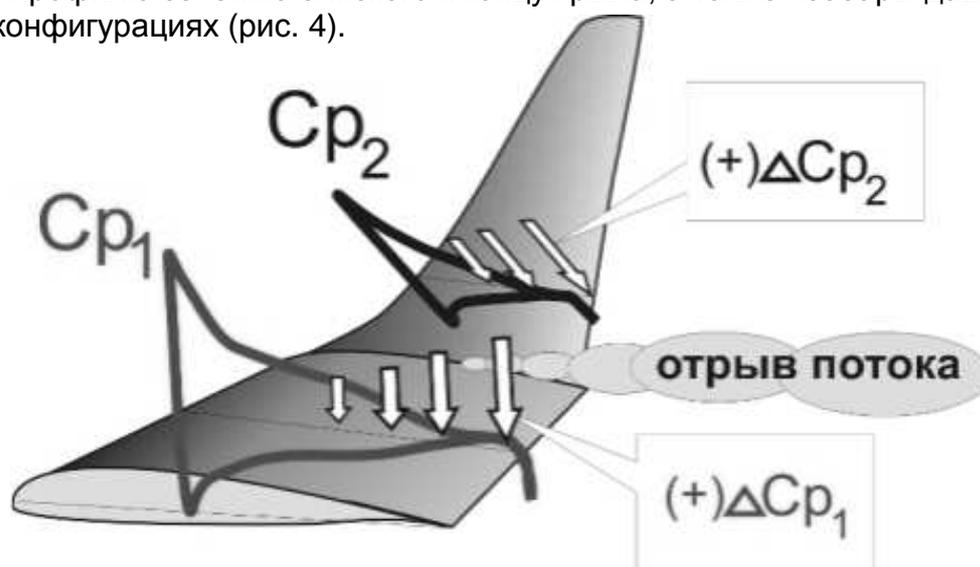


Рис. 3. Зона стыка крыла и шайбы

Надо отметить, что все вертикальные шайбы меняют распределение давления вдоль размаха крыла. Область этого влияние не превышает 12% размаха крыла.

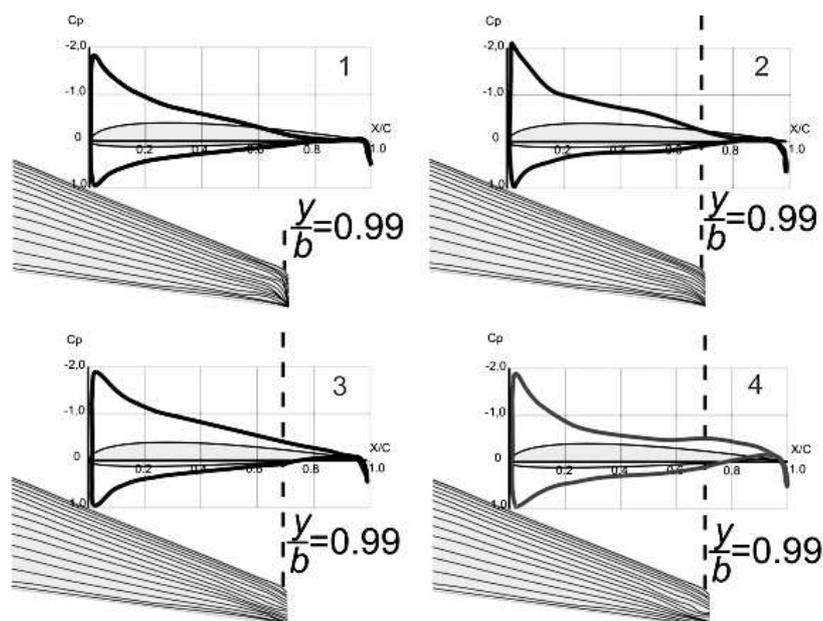


Рис. 4. Распределение давления

На рис. 5. приведено распределение относительного давления в сечении крыла расположенного на 99% его размаха для различных конфигураций установки шайб.

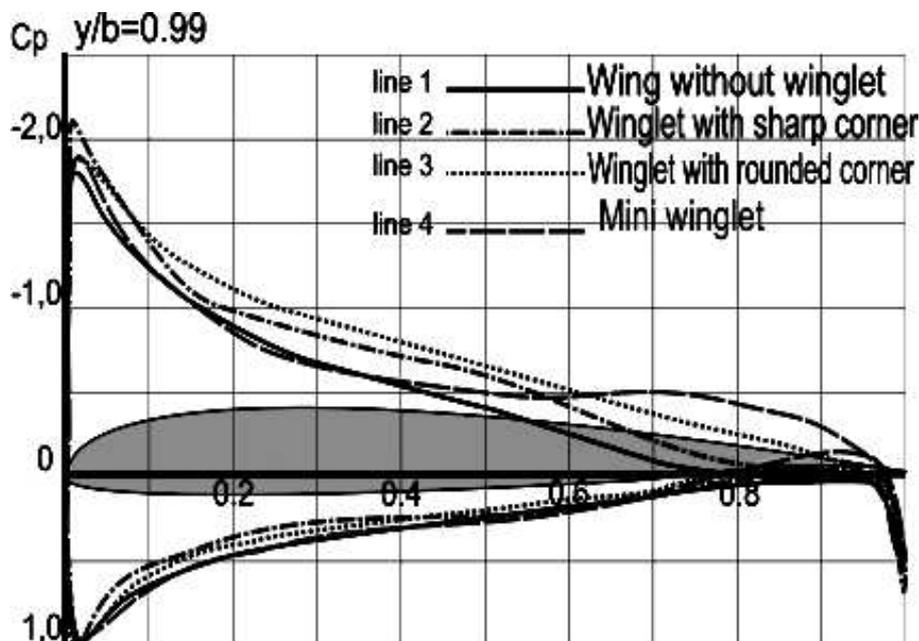


Рис. 5. Распределение относительного давления

Интерес представляет распределение давления по верхней поверхности. Распределение относительного давления по профилю крыла без шайбы представлено черным цветом. Распределение давления по нижней поверхности практически профиля практически совпадает во всех конфигурациях.

Сравнивая распределение относительных давлений крыла с и без шайбы можно сказать, что во всех конфигурациях вертикальные шайбы увеличивают скорость потока на верхней поверхности, что ведет к повышению значений отрицательного давления в разных частях хорды профиля.

Конфигурация 2 (линия 2) имеет высокий градиент перепада относительного давления в области от 0% до 20% хорды. Наибольшее разрежение достигается около передней кромки, что может привести к преждевременному переходу в турбулентное течение. В области от 20% до 50% хорды проходит достаточно плоский градиент давления, что способствует ламинарному течению. Далее следует крутое снижение скорости, что сильно увеличивает риск отрыва потока.

Конфигурация 3 (линия 3) перемещает распределение относительного давления к более высокой скорости обтекания без резких изменений скорости потока. Около задней кромки относительные давления на верхней и нижней поверхности практически совпадают и имеют одинаковый градиент изменения давления. Эта конфигурация не увеличивает напряжение в пограничном слое, но имеет увеличенную поверхность, что должно привести к увеличению профильного сопротивления.

Конфигурация 4 (линия 4) демонстрирует, что в диапазоне от 0% до 45% хорды никаких изменений не происходит. От 45% до 95% хорды распределение давления проходит на повышенной скорости и более равномерно в сравнении с конфигурацией 1. Это расширяет область ламинарного течения. Результат такого

обтекания подобен обтеканию хорошо выполненной конфигурации 2 с большим радиусом промежуточного сегмента. Но, перемещение массы шайбы к задней кромка крыла влияет на снижение скорости флаттера для самолета, что приведет к дополнительным конструктивным проблемам по борьбе с флаттером.

В рассмотренных случаях, все конфигурации КАП повышают коэффициент подъемной силы в концевых сечениях крыла. Это ведет к перераспределению аэродинамической нагрузки и соответственно к увеличению нагруженности крыла. В частности, увеличение изгибающего момента не отличается от дополнительного изгибающего момента, полученного от увеличения размаха крыла до равных значений приращений моментов. Если использовать формулу:

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi \lambda},$$

где $\pi = 3.14$, $\lambda = \frac{b^2}{S_{кр}}$ - удлинение крыла,

и принять, что $C_y = \text{const}$, то можно считать, что вертикальные шайбы снижают индуктивное сопротивление. Но это идеализированный случай, потому, что в результате перераспределения воздушной нагрузки произойдет перебалансировка самолета, изменятся C_y крыла и угол атаки.

Рассмотрим подъемную силу эллиптического крыла. Эта сила выражается через площадь полуэллипса Ω_3 , ограниченную кривой циркуляции $\Gamma(z)$:

$$Y = \rho v_\infty \int_{\frac{-l}{2}}^{\frac{+l}{2}} \Gamma(z) dz = \rho v_\infty \Omega_3$$

Площадь полуэллипса

$$\Omega_3 = \frac{1}{2} \pi \Gamma_0 \frac{l}{2} = \frac{\pi}{4} l \Gamma_0,$$

где Γ_0 - значение циркуляции по оси крыла. Отсюда

$$Y = \rho v_\infty \frac{\pi}{4} l \Gamma_0.$$

Индуктивное сопротивление имеет вид $X_i = Y \Delta \alpha$, где $\Delta \alpha = \frac{\Gamma_0}{2lv_\infty}$.

Соответственно, $X_i = \frac{\pi}{8} \rho \Gamma_0^2$.

Подставляя значение Γ_0 , получим:

$$X_i = \frac{2}{\pi \rho v_{\infty}^2} \frac{Y^2}{l^2}.$$

Надо отметить, что X_i не зависит λ и l . Может показаться, что это противоречит последней формуле. В действительности при изменении размаха соответственно возрастает подъемная сила Y .

При проектировании вертикальной шайбы надо учитывать реальные условия эксплуатации и ограничения при использовании шайб. Большое значение имеют скорость полета, углы крена и скольжения, значения турбулентности атмосферы [4].

Вертикальная шайба Боинга -737 весит приблизительно 132 фунта [1]. Для того, чтобы изменить крыло и установить вертикальные шайбы необходимо увеличить вес самолета приблизительно на 480 фунтов. Изготовление вертикальных шайб оценивается приблизительно в \$725 000 и занимает время 1 неделю. Дополнительные затраты на установку составят \$25 000 - 80 000USD [1].

Выводы

1. Крыло, спроектированное по эллиптическому закону распределения циркуляции, не требует установки каких либо КАП.
2. КАП иногда могут служить средством аэродинамического «лечения» для крыльев, спроектированных по законам отличным от «эллиптического».
3. КАП могут служить генератором срыва потока и другими источниками неприятностей типа флаттера.
4. КАП и крыло самолета необходимо проектировать как одно целое.
5. Если КАП дают самолету современный вид, и это нравится клиентам авиакомпаний, то КАП можно ставить где угодно.
6. Мы подозреваем, что вопросы проектирования и эффективности применения вертикальных шайб требуют дополнительного изучения.

Список литературы

1. <http://www.b737.org.uk/winglets.htm>
2. Бондарь Ю.И., Евдокимов С.А. Расчет интенсивности вихревой системы самолета. - Краснодарский ГОСНИИ ГА, 1986. - 12 с.
3. Cone, c.c. Jr., "Theory of Induced Lift and Minimum Induced Drag of Nonplanar Lifting Systems,"

NASA Technical Report R-139, 1962

4. Hoffstadt, B.A., "Analysis and Design of Winglets," Master of Science Thesis, Department of Aerospace Engineering, The Pennsylvania State University, University Park, Pennsylvania, May 1997.

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, лауреат Государственной премии Украины, Б.В. Лупкин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «Харьковский авиационный институт», НКП по дистанционному образованию, г. Киев.

Поступила в редакцию 10.02.11

Кінцеві аеродинамічні поверхні

Проведено розрахунок розподілу аеродинамічного навантаження по поверхні КАП різних конфігурацій, досліджено вплив КАП на перерозподіл аеродинамічного навантаження вздовж розмаху крила.

Ключові слова: крило, КАП, вертикальні шайби, аеродинамічне проектування, розподіл тиску по хорді профілю, індуктивний опір.

Winglet

The executed calculation distribution aerodynamic load on surfaces to winglet the different deskside, explored influence to winglet on redistribution of the aerodynamic load on range of the wing.

Keywords: wing, winglet, aerodynamic designing, pressure on chord of the profile, inductive resistance.