

УДК 533.693.011.5

© 2000 г. Г.И. МАЙКАПАР

УМЕНЬШЕНИЕ ИНДУКТИВНОСТИ СОПРОТИВЛЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО КРЫЛА

Эффект косо́го крыла – уменьшение волнового сопротивления при заданной подъемной силе – не реализуется на треугольном крыле со сверхзвуковыми передними кромками вследствие уменьшения подъемной силы в середине крыла. Для сохранения эффекта возмущения от вершины треугольного крыла исключаются добавлением к крылу тела (клина) путем замены плоскостей тока за скачком твердыми поверхностями. Кроме этого, применение отгиба концов крыльев, такого, что их волновое сопротивление становится равным нулю, позволяет получить аэродинамическое качество, близкое к качеству предельной бесконечно длинной пластины.

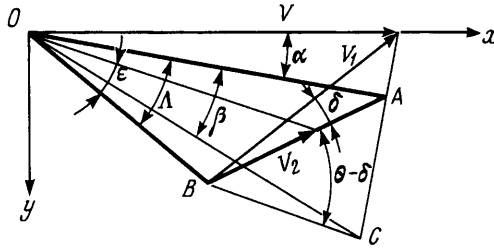
Индуктивное, вызываемое подъемной силой сопротивление бесконечно длинной косо́й пластины конечной ширины перпендикулярной плоскости, проходящей через векторы скорости полета и подъемной силы, с присоединенным к передней кромке скачком уплотнения, может быть значительно меньше сопротивления прямой пластины. Сопротивление волнолета, кромки которого расположены на косо́м скачке, и треугольной пластины при той же подъемной силе, что и для бесконечно длинной косо́й пластины, равны сопротивлению прямой пластины. Для треугольной пластины это получено в линейной теории [1] и численных расчетах [2]. Минимум сопротивления бесконечно длинной пластины достигается, когда нормальная к кромке составляющая скорости за скачком равна скорости звука (угол наклона скачка $\theta = \theta_*$ [3]).

Дозвуковая скорость за скачком для косо́й пластины бесконечной длины и конечной ширины так же нереальна, как и для конуса конечной длины, так как распространение возмущений от задней кромки несовместимо с граничными условиями на скачке.

Воспользоваться эффектом косо́го крыла ("стреловидности") можно только при условии предотвращения распространения возмущений от вершины крыла, это можно сделать с помощью поверхностей, представляющих собой "отвердевшие" плоскости тока, начинающиеся на скачке и доходящие до крыла (клина). Области однородного течения за скачком будут ограничены передними кромками и линиями пересечения с крылом областей распространения слабых возмущений, идущих от задних кромок клина.

Введем правую декартову систему координат, направив ось x по вектору скорости полета, ось y – по вектору подъемной силы в противоположном направлении.

Для сравнения крыльев в качестве основного параметра выбрано отношение давления за скачком p_2 к давлению перед ним p_1 , при этом рассматривается только наветренная сторона, создающая основную часть подъемной силы при больших скоростях (для треугольного крыла p_2 – среднее давление по поверхности). Площадь проекции крыла на плоскость xz считается одинаковой для сравниваемых крыльев, следовательно, одинакова и подъемная сила.



Фиг. 1. Геометрические характеристики течения за скачком уплотнения OBC , присоединенным к передней кромке OB треугольного крыла OAB

Геометрические параметры треугольного крыла OAB и составляющие скорости перед и за скачком OBC в плоскости, нормальной к передней кромке (фиг. 1), связаны формулами

$$\frac{\sin \alpha}{\sin \delta} = \frac{V_1}{V}, \quad \sin \Lambda = \frac{\operatorname{tg} \alpha}{\operatorname{tg} \delta}$$

$$\operatorname{tg} \epsilon = \frac{v_2}{\sqrt{\left(\frac{V}{V_1}\right)^2 - 1}}, \quad v_2 = \frac{V_2}{V_1} = \frac{\cos \theta}{\cos(\theta - \delta)}$$

$$\mu = \arcsin \sqrt{\frac{1 + (\gamma - 1)/2 M^2}{M^2 - M_1^2(1 - v_2^2)} - \frac{\gamma - 1}{2}}$$

$$M = \frac{V}{a_1}, \quad M_1 = \frac{V_1}{a_1}$$

Здесь δ – угол отклонения потока за скачком, $\gamma = 1,4$ – отношение теплоемкостей, V, a_1 – скорость потока и скорость звука перед скачком, μ – угол наклона характеристики за скачком.

Угол λ между линией тока и линией пересечения плоскости огибающей конусов слабых возмущений, выходящих из задней кромки клина OAB (фиг. 2), определяется формулой [3]

$$\operatorname{tg} \lambda = \frac{m}{k^2 - m^2} (k \sqrt{k^2 + l^2 - m^2} - ml), \quad m = \operatorname{tg} \mu$$

$$k = a \sin \beta \left[a \cos \beta \cos(\Lambda - \epsilon) - \frac{\cos(\alpha + \beta)}{\cos \alpha \cos(\Lambda - \epsilon)} \right]^{-1}$$

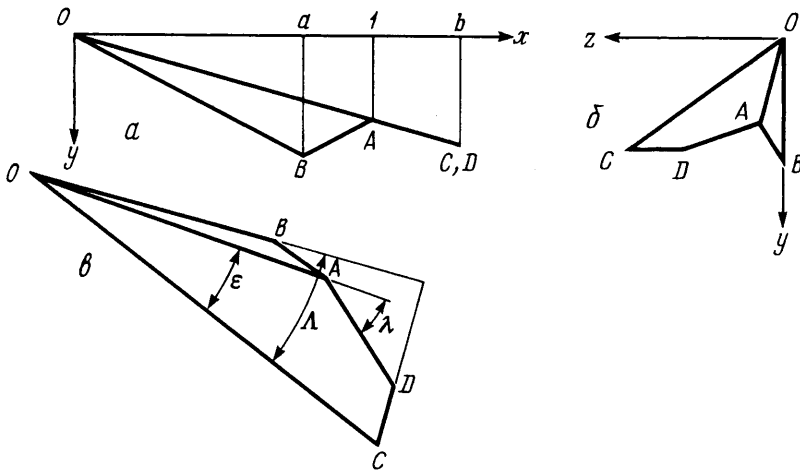
$$l = a \cos \beta \sin(\Lambda - \epsilon) \left[a \cos \beta \cos(\Lambda - \epsilon) - \frac{\cos(\alpha + \beta)}{\cos \alpha \cos(\Lambda - \epsilon)} \right]^{-1}$$

Здесь k, l – тангенсы углов наклона проекций задней кромки клина AB к оси x в системе координат, ось x которой с началом в точке A (начало кромки клина) направлена по линии тока OA , а расположение двух других осей такое же, как и в основной системе координат.

При

$$k > 0, \quad l < m; \quad k < 0, \quad l < -m, \quad k^2 + l^2 \geq m^2$$

области распространения слабых возмущений, идущих от задней кромки клина, ограничены характеристиками с углом наклона μ .



Фиг. 2. Крыло – плоская пластина $OADC$ с клином OAB , проекции (а) и вид в плане (б)

Границей области распространения возмущений может быть и гипербола – линия пересечения характеристического конуса, выходящего из конца кромки клина B с координатой $x = a$, с крылом, но в рассматриваемом случае она остается вне области, ограниченной линией пересечения крыла с огибающей и только в случае звуковой кромки клина ($k^2 + l^2 = m^2$) касается ее в начале координат A . Для звуковой кромки клина

$$a = \frac{\cos(\alpha + \beta)}{\cos \alpha \cos(\Lambda - \epsilon)} \left[\cos \beta \cos(\Lambda - \epsilon) + \frac{l}{m} \sqrt{1 - \cos^2 \beta \cos^2(\Lambda - \epsilon)} \right]^{-1} \approx 0,3$$

при этом угол $\lambda \sim \pi/2$ и длина крыла $b \approx 1$. При $\lambda > \epsilon$ максимально возможная длина крыла, определяемая пересечением передней кромки и линией пересечения огибающей с крылом, равна

$$b_m = \frac{\operatorname{tg}(\Lambda - \epsilon + \lambda) - \operatorname{tg}(\Lambda - \epsilon)}{\operatorname{tg}(\Lambda - \epsilon + \lambda) - \operatorname{tg} \Lambda}$$

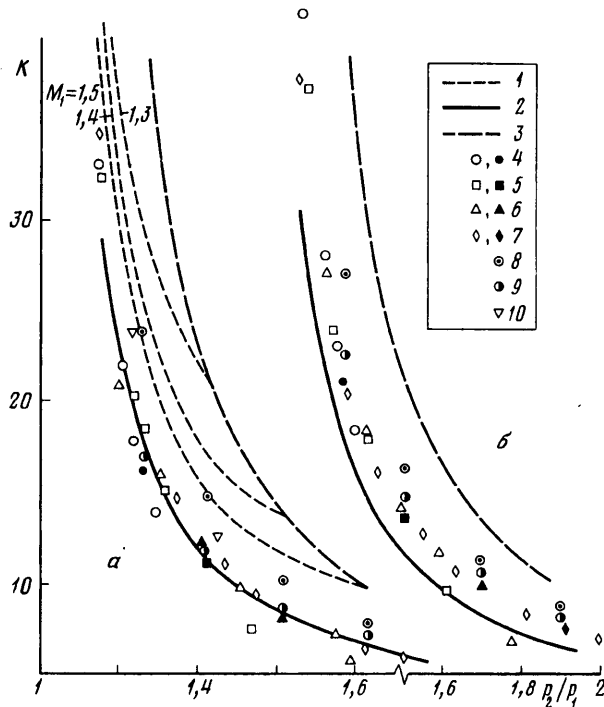
Когда $\lambda \leq \epsilon$, длина крыла не ограничена. Площадь проекции крыла S_y и аэродинамическое качество K равны

$$2S_y \cos \alpha = b^2 \operatorname{tg} \Lambda - 2(b-1)/\operatorname{tg}(\Lambda - \epsilon) - (b-1)^2 \operatorname{tg}(\Lambda - \epsilon + \lambda) - (1-a) \operatorname{tg}(\Lambda - \epsilon)$$

$$K = \left\{ \operatorname{tg} \alpha + \frac{a \operatorname{tg}(\Lambda - \epsilon) [\operatorname{tg}(\alpha + \beta) - \operatorname{tg} \alpha]}{2S_y \cos \alpha} \right\}^{-1}$$

На фиг. 3 приведены результаты расчета для $M = 3$, для случая $M = 6$ они аналогичны.

При $a = 1$ границей области распространения возмущений от задней кромки клина является характеристика. Из фиг. 3 следует, что при $b = 2$ косое крыло с клином $a = 1$ не имеет преимуществ по сравнению с треугольным крылом. При $b = 3$ преимущество уже заметное, причем изменение числа M_1 (и соответствующее изменение угла Δ) мало влияет на качество крыла с клином. Когда есть дополнительная поверхность, исключающая распространение возмущений от вершины крыла, дозвуковая скорость за скачком реалистична, если до него не доходят возмущения от задней кромки [4]. Качество заметно уменьшается, когда $\theta < \theta_*$. Значительное увеличение качества



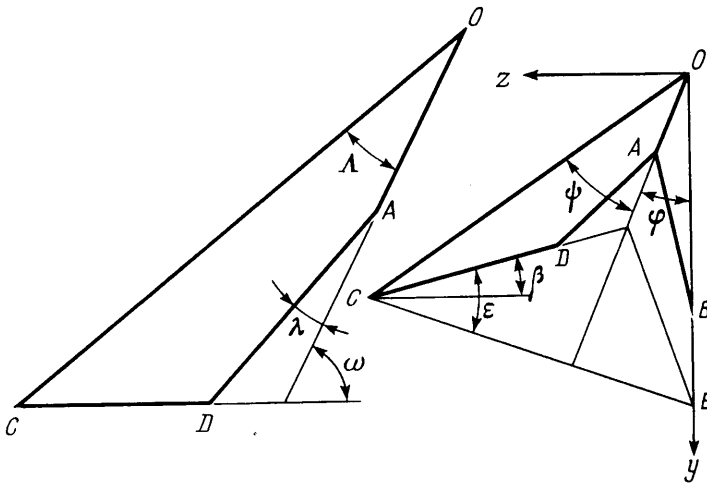
Фиг. 3. Аэродинамическое качество K в зависимости от отношения давлений за и перед скачком (p_2/p_1), $h = 2$ (а) 3 (б). Линии: 1 – пластина бесконечной длины, 2 – треугольное крыло, пластина $\Lambda = \pi/2$, 3 – предельная пластина. Точки: 4–7 – крыло с клином при $a = 1$ ($\mu_1; \Lambda^\circ$) = (1,2; 23,5), (1,3; 25,5), (1,4; 27,5), (1,5; 29,5) соответственно, 8 – крыло с клином при $a = 0,4$, 9 – крыло с отогнутыми концами ($\theta = \theta_*$), 10 – полуконус с крылом

имеет место при уменьшении длины клина a как при $h = 3$, так и при $h = 2$ (фиг. 3). Есть оптимальная длина $a \approx 0,4$, так как при уменьшении a увеличивается угол λ и уменьшается длина крыла h .

При длине крыла $h = 3$ качество заметно увеличивается также за счет отгиба концов крыла. Линией отгиба служит линия тока за скачком, плоскость отогнутого конца проходит через векторы скорости перед и за скачком, сопротивление концов крыла равно нулю при отличной от нуля подъемной силе [3]. Результаты расчетов приведены для задних кромок концов крыла, расположенных в плоскости $x = h$. Качество еще увеличится, если задние кромки концов крыла сделать звуковыми. Укороченный клин и отогнутые концы крыла позволяют получить качество, близкое к качеству предельной пластины.

На фиг. 3, а нанесены также точки для полуконусов с углами полураствора $\delta = 7,5$ и 10° длиной 1 и крыльями нулевого волнового сопротивления длиной $h = 2$ (максимальная длина меньше 3), задние кромки которых – прямые с углами наклона к образующим конуса, равными характеристическим на конусе, донный срез – прямой. Качество для таких "волнолетов" больше, чем у треугольного крыла.

Исключение возмущений от концов крыла в линейной теории предполагается с помощью звуковых боковых кромок. При больших числах M это непрактично, так как угол $(\epsilon - \mu)$ мал. По этой же причине непрактично частичное удаление центральной части треугольного крыла между линиями с углами $\pm(\Lambda - \epsilon + \mu)$, идущими из концов кромки центральной части. С увеличением разности между давлением за скачком и средним по поверхности крыла угол $(\epsilon - \mu)$ уменьшается и для заметного увеличения качества потребовались бы узкие крылья большой длины.



Фиг. 4. Геометрические характеристики крыла $OADC$ с телом OAB , OCE – скачок уплотнения

Рассмотренное крыло – частный случай полезной интерференции крыла и тела, общий анализ которого дан в [5]. Проведем дополнительное исследование для заданных длины и площади крыла.

Поверхность крыла $OADC$ и тела (клина) OAB образованы плоскостями тока за скачком уплотнения, положение которого задано углом φ ; крыло определяется углом ψ (фиг. 4). Угол наклона скачка к оси x , направленной по скорости невозмущенного потока, – θ , угол отклонения потока – δ , координата x основания A и вершины клина B , как и ранее, равны l и a , координата задней кромки крыла CD – b .

Расчетные формулы следующие:

$$\operatorname{tg} \varepsilon = \frac{\operatorname{tg} \theta - \operatorname{tg} \delta}{\operatorname{tg} \theta - \operatorname{tg} \psi}$$

$$\beta = \varepsilon - \delta, \quad \cos \omega = \sin \varepsilon \sin \delta$$

$$\cos \Lambda = \frac{\cos(\theta - \delta)}{\sqrt{\cos^2 \theta + (\sin \theta / \cos \psi)^2}}$$

$$2S_x = \operatorname{tg} \delta (F + a \operatorname{tg} \theta \operatorname{tg} \varphi), \quad 2S_y = \frac{\cos \beta}{\cos \varepsilon} F + a \operatorname{tg} \delta \sin \varphi$$

$$F = b^2 \operatorname{tg} \theta \operatorname{tg} \psi - \frac{(b-1) \cos \varepsilon \sin \lambda}{\cos \delta \sin(\omega - \lambda)}, \quad K = \frac{S_y}{S_x}$$

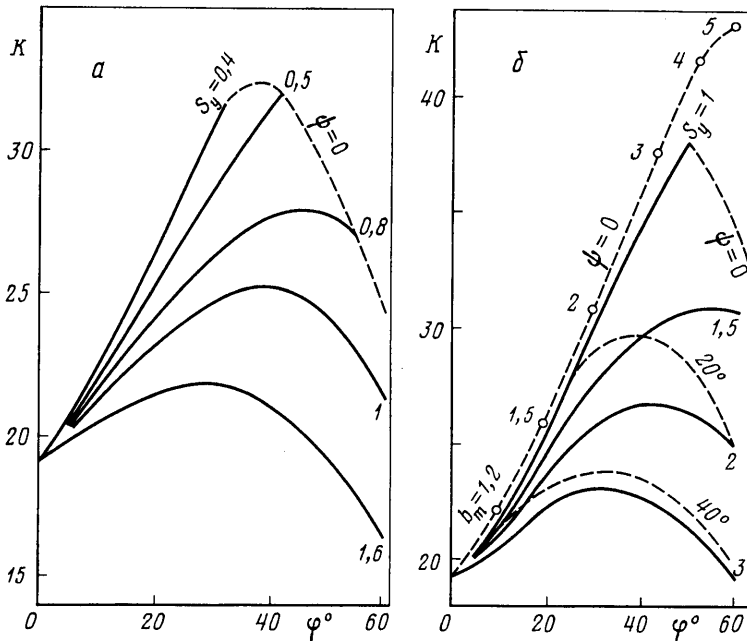
Здесь S_x – проекция крыла с клином на плоскость yz .

Тангенсы углов наклона проекций задней кромки клина, необходимые для расчета угла λ (определенного ранее), равны

$$k = \frac{\eta}{\xi}, \quad l = \frac{\zeta}{\xi}, \quad \xi = a \frac{\cos(\theta - \delta)}{\cos \theta} - \frac{l}{\cos \delta}$$

$$\eta = \frac{a \sin \varepsilon \operatorname{tg} \theta (\operatorname{tg} \varphi + \operatorname{tg} \psi)}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \delta \cos^2 \varepsilon}}$$

$$\zeta = \frac{a[\sin \varepsilon \cos \delta (\operatorname{tg} \theta - \operatorname{tg} \delta) - (\operatorname{tg} \theta \cos \varepsilon \operatorname{tg} \varphi) / \cos \delta]}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \delta \cos^2 \varepsilon}}$$



Фиг. 5. Аэродинамическое качество крыла с телом в зависимости от угла между поверхностью крыла и тела φ для $b = 2$ (а) и 3 (б), сплошные линии $S_y = \text{const}$, штриховые $\psi = \text{const}$, b_m – максимальная длина крыла

Максимальная длина крыла равна

$$b_m = \frac{\sin \lambda}{\cos \delta \sin(\lambda - \Lambda) \sqrt{1 + (\text{tg } \theta / \cos \psi)^2}}$$

Когда $\psi = 0$, крыло превращается в пластину с нулевым сопротивлением, в этом случае

$$S_x = a \text{tg } \delta \text{tg } \theta \text{tg } \varphi$$

$$S_y = \sin \varphi \left[b^2 (\text{tg } \theta - \text{tg } \delta) + a \text{tg } \delta - \frac{(b-1)^2 \sin \lambda}{\cos \delta \cos(\delta + \lambda)} \right]$$

$$b_m = \frac{\sin \lambda \cos \theta}{\cos \delta \sin(\lambda - \Lambda)}$$

$$\zeta = \sin \delta (\text{tg } \theta - \text{tg } \delta), \quad \eta = \text{tg } \theta \text{tg } \varphi, \quad \zeta = \cos \delta (\text{tg } \theta - \text{tg } \delta)$$

Результаты расчета для $M = 3$, $a = 1$, $\delta = 3^\circ$, $p_2/p_1 = 1,26$ приведены на фиг. 5. При малых S_y максимум качества имеет место, когда $\psi = 0$; с увеличением S_y угол ψ , соответствующий максимуму качества, увеличивается, угол λ переходит в характеристический (μ), область однородного течения за скачком становится неограниченной. Увеличение S_y сопровождается уменьшением максимума качества, угол Λ увеличивается и уменьшается эффект косо го крыла.

Качество при $\varphi = 0$ соответствует треугольному крылу; качество крыла с телом может быть намного больше его, особенно при небольших S_y , даже при $b = 2$. При одинаковых p_2/p_1 и S_y максимальное качество крыла с телом больше, чем качество рассмотренного ранее крыла с клином при $a = 1$. Для других значений p_2/p_1 и числа $M = 6$ результаты расчета качественно такие же.

Заключение. Исследование комбинаций крыла с телом (клином) показывает возможность существенного уменьшения волнового сопротивления при заданной подъемной силе по сравнению с треугольным крылом. Их следует рассматривать как элементы "газодинамического конструирования" летательного аппарата для выбора оптимальной формы его с учетом всех требований и, конечно, сопротивления трения. Дополнительной поверхностью, исключающей возмущения, может быть поверхность корпуса или кия.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ферри А. Аэродинамика сверхзвуковых течений. М.; Л.: Гостехиздат, 1952. 467 с.
2. Воскресенский Г.П., Ильина А.С., Татаренчик В.С. Сверхзвуковое обтекание крыльев с присоединенной ударной волной // Тр. ЦАГИ. 1974. Вып. 1590. 138 с.
3. Майкапар Г.И. Волнолеты сложной формы // Изв. РАН. МЖГ. 1998. № 4. С. 158–165.
4. Зайцев Ю.И., Келдыш В.В. Особые случаи течения вблизи сверхзвуковой кромки и линии пересечения скачков уплотнения // Учен. зап. ЦАГИ. 1970. Т. 1. № 1. С. 48–59.
5. Келдыш В.В. Полезная интерференция крыла и тела при сверхзвуковых скоростях // Учен. зап. ЦАГИ. 1971. Т. 2. № 1. С. 17–24.

Москва

Поступила в редакцию
22.II.1999