

УДК 629.735.33.015.3 025.1:533.6.013. 12./13

ПРОФИЛЬ СВЕРХЗВУКОВОГО КРЫЛА

Г. И. Майкапар

Проведены расчеты коэффициента аэродинамического качества скользящего крыла бесконечного размаха с треугольной формой профиля с использованием точных формул для косого скачка уплотнения и течения Прандтля — Майера.

В определенном диапазоне чисел Маха, относительных толщин и углов атаки аэродинамическое качество клина может быть заметно больше, чем качество симметричного треугольного профиля той же относительной толщины.

Аэродинамическое качество косой пластины существенно больше качества пластины треугольной [1]. Представляет интерес влияние на качество формы профиля. Решение вариационной задачи о форме профиля заданной относительной толщины с минимальным волновым сопротивлением дано в [2]. Выводами этой работы являются, в частности: 1) образующие контуры профилей незначительно отличаются от прямолинейных; 2) возможным оптимальным профилем является клин. В [2] нет материалов, по которым можно было бы получить представление о фактических преимуществах оптимальных профилей по сравнению с симметричными. Такие сведения

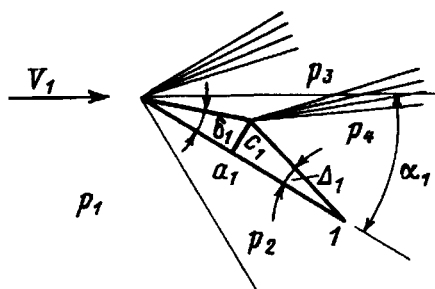


Рис. 1

приводятся в настоящей статье. Рассмотрим сначала треугольный профиль бесконечного крыла с плоской нижней стороной (рис. 1). К передней кромке с наветренной стороны присоединен плоский скачок уплотнения, в подветренной области от нее может отходить скачок или волна разрежения. Во второй волне разрежения, отходящей от ребра, в

первом случае поток поворачивается на угол $(\delta_1 + \Delta_1)$ по отношению к течению за скачком, во втором случае в обеих волнах на угол $(\alpha_1 + \Delta_1)$ по отношению к невозмущенному потоку. Коэффициенты подъемной силы и волнового сопротивления равны

$$c_y = \frac{2}{\gamma M^2} \left[\frac{p_2 - p_4}{p_1} \cos \alpha_1 - \frac{p_3 - p_4}{p_1} (a_1 \cos \alpha_1 + c_1 \sin \alpha_1) \right],$$

$$c_x = \frac{2}{\gamma M^2} \left[\frac{p_2 - p_4}{p_1} \sin \alpha_1 + \frac{p_3 - p_4}{p_1} (c_1 \cos \alpha_1 - a_1 \sin \alpha_1) \right];$$

принято $\gamma = 1,4$, M — число Маха невозмущенного потока. Отнесенное к аэродинамическому качеству бесконечной пластины $K_0 = \frac{\text{ctg } \alpha_1}{\sin \Lambda}$ (Λ — угол между направлением скорости невозмущенного потока и передней кромки) уменьшение качества профиля

$$\Delta K = \frac{K_0 - K}{K_0} = \frac{1}{\cos \alpha_1 \left[\left(\frac{p_2 - p_4}{p_3 - p_4} - a_1 \right) \frac{\sin \alpha_1}{c_1} + \cos \alpha_1 \right]}.$$

В соответствии с линейной теорией [3]

$$\Delta K = \frac{1}{1 + 2 \left(\frac{\alpha_1}{c_1} \right)^2 a_1 (1 - a_1)}.$$

Оно минимально для симметричного профиля $a_1 = 0,5$, и величина его от числа M не зависит.

Расчеты проведены для чисел $M_1 = M \sin \Lambda = 1,7 \div 4$, относительных толщин $c_1 = 0,075 \div 0,15$ и углов атаки $\alpha_1 = 6 \div 24^\circ$ с использованием таблиц [4]*. Величина c_y с изменением a_1 изменяется мало, поэтому сравнение при $\alpha_1 = \text{const}$ можно считать сравнением при заданном c_y . При $c_1 \leq 0,1$ величина ΔK мало изменяется с изменением a_1 , ее минимум близок к величине, соответствующей $a_1 = 0,5$ (рис. 2). Кружками на рис. 2 и 3 отмечен случай $\alpha_1 = \delta_1$. На величину порядка 10% по сравнению с симметричным профилем меньше потеря качества при $a_1 \rightarrow 1$, $M_1 = 3$ и 4, $c_1 = 0,15$ и $\alpha_1 = 14^\circ$ (рис. 3); с увеличением α_1 преимущество уменьшается. Когда $a_1 \rightarrow 1$, давление $p_4 \rightarrow 0$, вероятен отрыв, поэтому следует ожидать, что оптимальным будет клин $a_1 = 1$, и так как донное давление $\frac{p_d}{p_1} > 0$, то уменьшение качества будет меньше, если отрыв не распространяется до передней кромки:

* Следует иметь в виду, что в поточном сечении величины c и α будут меньше.

$$\Delta K = \frac{1}{\cos \alpha_1 \left(\frac{p_2 - p_3}{p_3 - p_d} \frac{\sin \alpha_1}{c_1} + \cos \alpha_1 \right)}.$$

Аналогичные расчеты можно провести для части треугольного крыла, не попадающей в область влияния его вершины. Углы атаки в поточном α и нормальном α_1 сечениях, число M_1 для нормального сечения и угол между передней кромкой и осью симметрии Λ_1 крыла связаны зависимостями

$$\sin \alpha = \frac{M_1}{M} \sin \alpha_1, \quad \sin \Lambda_1 = \frac{\operatorname{tg} \alpha}{\operatorname{tg} \alpha_1}.$$

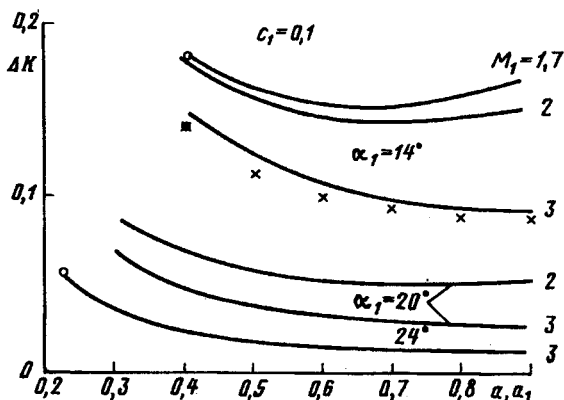


Рис. 2

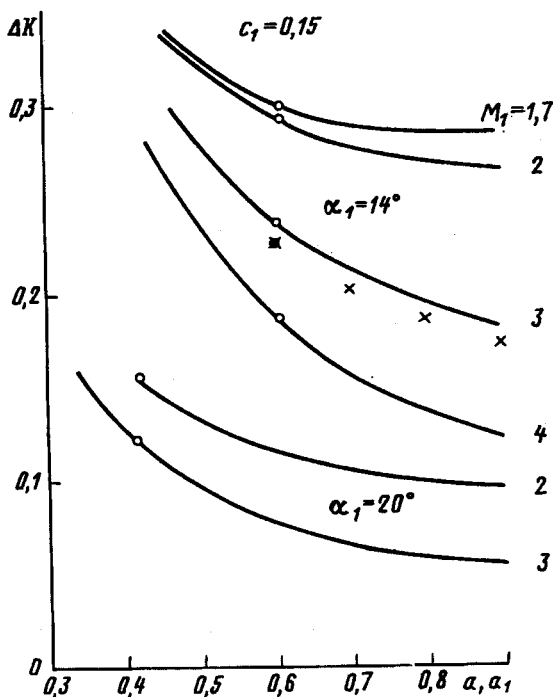


Рис. 3

Угол наклона проекции ребра на наветренную плоскость по отношению к оси крыла Λ_3 можно найти из уравнения

$$\operatorname{ctg} \Lambda_3 = \operatorname{ctg} \Lambda_1 - a \frac{\sin(\Lambda_2 - \Lambda_1)}{\sin \Lambda_1 \sin \Lambda_2},$$

где Λ_2 — угол наклона задней кромки, a — расстояние ребра от передней кромки в поточном сечении. Число M перед ребром

$$M_3 = \frac{a_1}{a_3} \left[M \cos \alpha \cos \Lambda_1 \sin \lambda + M_1 \left(\frac{V_3}{V_1} \right) \cos \lambda \right];$$

здесь λ — угол между передней кромкой и ребром.

$$\cos \lambda = \frac{\cos(\Lambda_3 - \Lambda_1)}{\sqrt{1 + \left[\frac{\operatorname{tg} \delta \sin(\Lambda_3 - \Lambda_1)}{\sin \Lambda_1} \right]^2}},$$

$$\frac{a_3}{a_1} = \sqrt{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2 \left[1 - \left(\frac{V_3}{V_1} \right)^2 \right]},$$

где V_3/V_1 — отношение нормальных составляющих скорости за и перед скачком или первой волной разрежения. Угол поворота потока во второй волне ($\Delta_3 + \delta_3$) определяется из уравнения

$$\cos(\Delta_3 + \delta_3) = \frac{\cos(\Delta + \delta) - \operatorname{ctg} \Lambda_1 \operatorname{ctg} \Lambda_2 \sin \delta \sin \Delta}{\sqrt{(1 + \sin^2 \delta \operatorname{ctg}^2 \Lambda_1)(1 + \sin^2 \Delta \operatorname{ctg}^2 \Lambda_2)}},$$

где δ , Δ — углы в поточном сечении.

Формулы для c_y , c_x , ΔK остаются те же с заменой величин с индексом 1 на величины без индекса.

Результаты расчета для треугольного крыла $\Lambda_1=29,26^\circ$, $\Lambda_2=90^\circ$, $M=6$, $M_1=3$ и относительных толщин $c=0,049$ (см. рис. 2) и $c=0,073$ (см. рис. 3) показаны крестиками. Выводы о преимуществах клина остаются в силе.

Цель настоящей статьи — обоснование целесообразности экспериментальных исследований крыльев с клиновидным профилем.

ЛИТЕРАТУРА

1. Майкапар Г. И. Аэродинамическое качество при сверхзвуковых скоростях // Изв. РАН, МЖГ. — 1993. — № 5.
2. Зубов В. И. Об оптимальном сверхзвуковом профиле заданного утолщения // Изв. АН СССР, МЖГ. — 1976. — № 1.
3. Ферри А. Аэродинамика сверхзвуковых течений. — М. — Л., Гостехиздат. — 1952.
4. Equations, tables and charts for compressible flow. — NACA Rep. 1135.