

УДК 533.6.011.55

ОПТИМИЗАЦИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК Λ-КРЫЛЬЕВ НА СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ ПОЛЕТА

ВОРОНИН В. И., ШВЕЦ А. И.

Первые работы по нахождению оптимальных аэродинамических конфигураций Λ-крыльев основывались на теории Ньютона и на точных решениях для форм с изломом поперечного контура [1–5]. В данной работе приведено еще одно точное решение для сверхзвукового обтекания Λ-крыльев с изломом как поперечного, так и продольного контуров.

При построении Λ-крыльев с изломом продольного контура были использованы ранее полученные результаты при расчете аэродинамических характеристик профилей. Вопрос об аэродинамическом качестве различных профилей на больших сверхзвуковых скоростях был рассмотрен во многих работах. При условии постоянного коэффициента подъемной силы для профилей, верхняя поверхность которых направлена по потоку, было показано [6–8], что профили со слегка вогнутой нижней поверхностью имеют несколько более высокое аэродинамическое качество по сравнению с клиновидными профилями. Для класса профилей, имеющих одинаковую длину и площадь (следовательно, и объем на единицу размаха), более высоким аэродинамическим качеством по сравнению с клиновидным профилем обладает профиль с выпуклой нижней поверхностью [9–11]. По аналогии с профилями можно также построить Λ-крылья с изломом продольного контура, сконструированные на основе заданной системы плоских скачков уплотнения и волн разрежения, сосредоточенных под крылом. Такие конфигурации позволяют точно определить давление на поверхности сжатия, избегая трудностей, связанных с попытками применения приближенных теоретических методов расчета крыла произвольной формы. Были построены решения для Λ-крыльев с изломом продольного контура, нижние поверхности которых образовывали системы скачок — скачок и скачок — волна разрежения. Оптимизация аэродинамического качества проводилась при постоянном значении объема ($V = \text{const}$, система скачок — волна разрежения).

Отметим, что расчеты Λ-крыльев с изломом при постоянном значении коэффициента подъемной силы ($C_y = \text{const}$, система волн скачок — скачок) и коэффициента объема ($\tau = V/S^{3/2}$, где S — площадь Λ-крыла в плане, система волн скачок — волна разрежения) показали, что достигается незначительный выигрыш в качестве (менее 0,5%) по сравнению с Λ-крылом без излома.

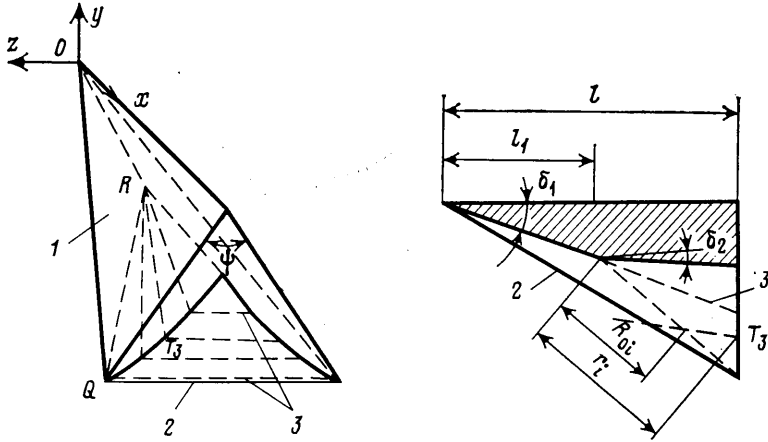
1. Расчет Λ-крыльев с системой волн скачок — волна разрежения. Рассмотрим Λ-крылья с изломом нижней поверхности при постоянном объеме V , построение которых показано на фиг. 1 (1 — Λ-крыло, 2 — скачок уплотнения, 3 — волна разрежения). Сравнивалось аэродинамическое качество этих крыльев в сверхзвуковом потоке газа с аэродинамическим качеством крыла без излома в предположении, что длина l всех крыльев одинакова ($l=1$), верхние поверхности крыльев направлены по потоку, давление на донном срезе равно давлению набегающего потока. Проводилась оптимизация аэродинамического качества Λ-крыльев треугольной формы в плане, хотя длину крыла можно было бы продолжить до пересечения с характеристикой первого семейства, выходящей из точки пересечения скачка с первой характеристикой от излома.

Расчет обтекания выпуклого клина с системой скачок — волна разрежения показал, что смещение точки излома назад ухудшает аэродинамическое качество. Поэтому для Λ-крыла с прямолинейными передними кромками положение излома находилось из условия пересечения скачка

уплотнения с первой характеристикой от точки излома в плоскости донного среза

$$\operatorname{tg}(\mu_1 + \delta_1) = \frac{l \operatorname{tg} \zeta_1 - l_1 \operatorname{tg} \delta_1}{l - l_1}$$

где μ_1 — угол наклона первой характеристики, δ_1 — угол между нижней поверхностью до излома и вектором набегающего потока, l_1 — расстояние от носика крыла до излома в плане крыла, ζ_1 — угол наклона скачка уплотнения. При заданных значениях M , δ_k , δ_1 , V_k варьировался угол возмущения $\Delta\mu$ между первой и последней характеристиками, где δ_k и V_k — угол клиновидности и объем крыла без излома. Требовалось выполнить



Фиг. 1

условие $V=V_k$. При решении задачи поверхность Λ -крыла, расположенная в веере характеристик, заменялась ломаным плоскостным многоугольником (фиг. 1). Покажем, как вычислялись координаты точек T_i пересечения линий тока, непосредственно прилегающих к нижней поверхности Λ -крыла, с плоскостью донного среза. Координаты вдоль оси x равны $x_i=l$. Координаты этих точек вдоль оси z определялись следующим образом. Из уравнения

$$l - l_1 = r_i \cos(\mu_1 + \delta_1 - i\Delta\mu/N)$$

вычислялось расстояние r_i от точки излома в сечении плоскостью симметрии Λ -крыла до точки пересечения характеристики, проходящей через точку T_i , с плоскостью донного среза. Далее последовательно решались уравнения для линий тока при течении Прандтля — Майера

$$r_{i+1} = R_{0i+1} \{ \cos [\sqrt{1/g}(\varphi_n + i\Delta\mu/N)] \}^{-g}$$

$$r_{0i} = R_{0i} [\cos (\sqrt{1/g}\varphi_n)]^{-g}, \quad z_i = r_{0i} \operatorname{ctg} \theta$$

$$\varphi_n = \sqrt{g} \arcsin \sqrt{\frac{\kappa-1}{2}(\lambda_1-1)}, \quad g = \frac{\kappa+1}{\kappa-1}$$

Здесь значение $\cos \theta$ находилось как скалярное произведение двух единичных векторов, один из которых направлен вдоль оси z , а другой — вдоль линии RQ (фиг. 1), N — число плоских треугольников, заменяющих часть нижней поверхности Λ -крыла, расположенную в веере характеристик, λ_1 — коэффициент скорости, соответствующий M_1 . Координаты точек T_i вдоль оси y равны

$$y_i = -l \operatorname{tg} \zeta_1 + \sqrt{r_1^2 + r_i^2 - 2r_1 r_i \cos(i\Delta\mu/N)}$$

Зная координаты точек T_i и точки излома, можно найти объем Λ -крыла, площади треугольников, из которых состоит нижняя поверхность Λ -крыла, а также направляющие косинусы нормалей к плоскостям этих треугольников.

Аэродинамические характеристики Λ -крыла с изломом продольного контура, вычислялись по формулам

$$c_y = \frac{2}{\kappa} \frac{1}{M^2} \left[\left(\frac{p_1}{p} - 1 \right) \frac{S_{iy}}{S} + 2 \sum \left(\frac{p_i}{p_{0i}} \frac{p_i}{p} \frac{p_{01}}{p_1} - 1 \right) \frac{S_{iy}}{S} \right]$$

$$c_x = \frac{2}{\kappa} \frac{1}{M^2} \left[\left(\frac{p_1}{p} - 1 \right) \frac{S_{ix}}{S} + 2 \sum \left(\frac{p_i}{p_{0i}} \frac{p_i}{p} \frac{p_{01}}{p_1} - 1 \right) \frac{S_{ix}}{S} \right]$$

Здесь p_1 — давление за скачком уплотнения, p_{01} — полное давление за скачком уплотнения, p_i — давление на i -том плоском треугольнике, S_{iy} и S_{ix} — площади проекций этих треугольников на оси y и x соответственно, S_{iy} и S_{ix} — площади проекций нижней поверхности Λ -крыла до излома на оси y и x соответственно. Отношения p_i/p и p_{01}/p_1 находились по формулам для плоского скачка уплотнения, а p_i/p_{01} — для течения Прандтля — Майера.

Аэродинамическое качество Λ -крыльев в сверхзвуковом потоке находилось без учета и с учетом (турбулентный пограничный слой) сил трения. Коэффициент трения вычислялся по формуле [12]

$$c_f = \frac{A_k S_w k^2}{S(k+1)(k+2) \sqrt{\text{Re}}}, \quad A_k = 0,116(1+0,12M_\delta)^{-1/2}$$

где S_w — площадь омываемой поверхности Λ -крыла, $k=5$ для турбулентного пограничного слоя, M_δ и Re_δ — местное число Маха и число Рейнольдса на границе пограничного слоя.

Сопротивление трения вычислялось по местным значениям числа Маха и числа Рейнольдса на поверхности Λ -крыльев. Числа Рейнольдса для летательного аппарата длиной 10 м на высоте 10 км при числах Маха $M=3-10$ составляли $\text{Re}=(2,5-8,4) \times 10^8$. При этом коэффициент вязкости вычислялся по формуле Стерлянда для температуры на этой высоте.

2. Обсуждение результатов. Исследовались зависимости относительно приращения аэродинамического качества σ Λ -крыльев с изломом продольного контура по сравнению с клиновидными базовыми Λ -крыльями от абсолютной величины разности углов при вершине $\eta=(\delta_1-\delta_k)$ при гиперзвуковых числах Маха.

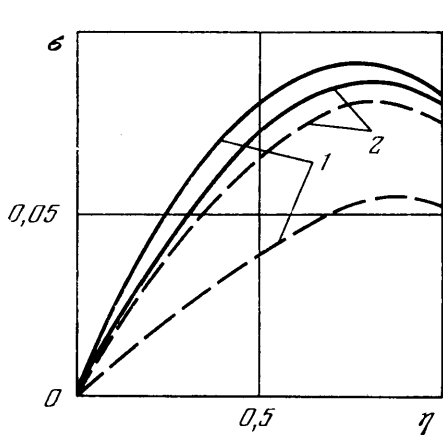
Рассчитывалось обтекание Λ -крыльев с изломом продольного контура при заданном значении $V=\text{const}$ (система волн скачок — волна разрежения). Форму Λ -крыла без излома продольного контура можно задать углом клиновидности δ_k и углом раствора верхней поверхности ψ . Сравнимые с ними крылья с изломом имели одинаковые длину l и угол ψ . Рассчитывались Λ -крылья с углами $90^\circ \leq \psi \leq 120^\circ$.

В случае Λ -крыльев без излома аэродинамическое качество не зависит от угла раскрытия ψ и для данного числа M определяется только углом клиновидности δ_k аналогично клину. Для крыльев с $V=\text{const}$ изменение угла ψ приводит к непропорциональному изменению объема крыла с изломом по отношению к крылу без излома. У этих крыльев, основанных на системе скачок — волна разрежения, по мере возрастания угла ψ объем крыла с изломом возрастает быстрее, чем у базового крыла без излома. Из расчетов следует, что для крыльев с $V=\text{const}$ возрастание угла ψ вызывает повышение приращения аэродинамического качества, например изменение ψ от 90° до 120° повышает σ_{max} на 8—10%. Ниже рассматриваются результаты расчетов для Λ -крыльев с углом раскрытия $\psi=90^\circ$.

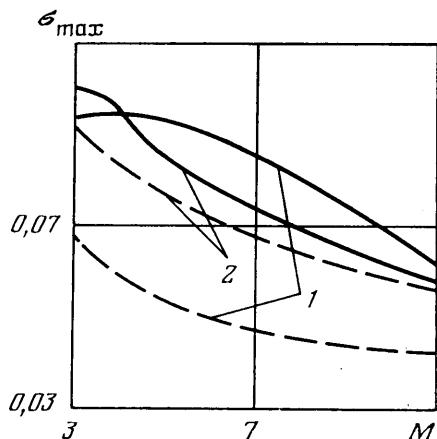
Ниже представлены значения углов отклонения нижних поверхностей (см. фиг. 1, в) оптимальных Λ -крыльев:

M	3	5	3	5
δ_k°	8,5	8,5	14	14
δ_1°	9,6	9,2	15	14,7
δ_2°	6,7	6,3	10,8	10,3

На фиг. 2 показано относительное приращение аэродинамического качества Λ -крыльев с изломом продольного контура по сравнению с базовыми крыльями при постоянном объеме ($V=\text{const}$) при числе Маха $M=5$. Цифрой 1 обозначены расчеты с углом при вершине базового крыла $\delta_k = \arctg 0,15 = 8,5^\circ$; цифрой 2 — $\arctg 0,25 = 14^\circ$. Сплошными линиями нане-



Фиг. 2



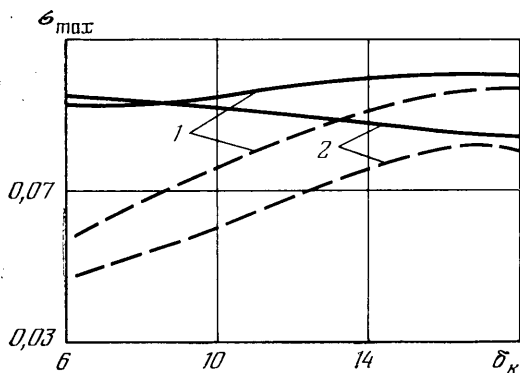
Фиг. 3

сены расчеты без учета сил трения, штриховыми — с учетом трения в турбулентном пограничном слое. В рассчитанном диапазоне определен оптимальный угол δ_1 , при котором реализуется максимальное увеличение аэродинамического качества у крыла с изломом по сравнению с базовым крылом. Крылья с $\delta_k = 8^\circ$ образуют относительно малые углы атаки с набегающим потоком, поэтому сопротивление сил давления и трения одного порядка. В этом случае учет сил трения значительно снижает аэродинамическое качество. Для крыльев с $\delta_k = 14^\circ$ силы давления значительно превышают силы трения, поэтому учет трения не приводит к резкому снижению качества. Если для Λ -крыльев с $c_y = \text{const}$ и $\tau = \text{const}$ при изломе нижней поверхности наблюдался незначительный выигрыш в аэродинамическом качестве, то при $V = \text{const}$ этот выигрыш достигает порядка 9%.

Рассмотрим зависимость максимального приращения аэродинамического качества от числа M (фиг. 3, обозначения соответствуют фиг. 2). С увеличением числа Маха значения σ_{max} снижаются, причем более интенсивно для крыльев, рассчитанных без учета сил трения. Это связано с изменением формы крыльев, которая зависит от числа Маха.

Как изменяется максимальное приращение аэродинамического качества для разных углов δ_k базового Λ -крыла, иллюстрирует фигура 4. Здесь цифрами 1 и 2 обозначены расчеты при числах Маха $M=3$ и 5 соответственно. Из точного решения следует, что повышение угла базового клина мало влияет на приращение аэродинамического качества (сплошные кривые). Так, при числе $M=3$ величина σ_{max} незначительно растет, а при числе $M=5$ — незначительно снижается. Как отмечалось выше, по мере увеличения угла базового крыла силы трения примерно постоянны, а силы давления растут, вследствие этого учет сил трения (штриховые кривые) в меньшей степени влияет на величину приращения аэродинамического качества.

Рассматривая Λ — крыло как элемент звездообразного тела, можно построить точное решение для обтекания звезд с изломом продольного контура, образующих систему волн: скачок — волна разрежения. Передние кромки этих звезд также лежат на косых скачках уплотнения, а поверхности сжатия получаются заменой поверхностей течения за скачком уплотнения и волной разрежения твердой поверхностью. Сравнивается сопротивление звезд с изломом с сопротивлением базовых звезд без



Фиг. 4

излома. Расчеты проводились при одинаковом объеме и длине звезд. Донное давление принималось равным давлению набегающего потока.

Рассчитывались лобовые сопротивления трех- и четырехлепестковых базовых звезд и звезд с изломом продольного контура, при задании различных углов клиновидности базовых звезд ($\delta_k = 8 \div 14^\circ$). Результаты расчетов обнаружили снижение сопротивления звездообразного тела с изломом продольного контура, достигающее 8% от сопротивления звезды без

излома при незначительном угле отклонения поверхности расширения. Учет сил трения уменьшает выигрыш в сопротивлении не изменяя вида зависимости.

ЛИТЕРАТУРА

1. Майкапар Г. И. О волновом сопротивлении несимметричных тел в сверхзвуковом потоке. — ПММ, 1959, Т. 23, № 2, с. 376–378.
2. Nonweiler T. Aerodynamic problems of manned space vehicles. — J. Roy. Aeron. Soc., 1959, v. 63, № 585, p. 521–528.
3. Chernyi G. G., Gonor A. L. The determination of body shapes of minimum drag using the Newton and the Busemann pressure laws. — Paper presented at the Symposium on extremal problems in aerodynamics. Boeing Scientific Research Laboratories, Seattle, Washington, 1962.
4. Гонор А. Л. Точное решение задачи обтекания некоторых пространственных тел сверхзвуковым потоком газа. — ПММ, 1964, Т. 28, № 5, с. 974–976.
5. Гонор А. Л. Некоторые пространственные течения с маховским взаимодействием ударных волн. — Изв. АН СССР. МЖГ, 1966, № 6, с. 135–140.
6. Townend L. H. On lifting bodies which contain two-dimensional supersonic flows. — Aeronaut. Res. Council, Rep. Memor., 1964, № 3383, 45 p.
7. Коул, Арести. Оптимальные гиперзвуковые несущие поверхности, близкие к плоским пластинкам. — Ракетная техника и космонавтика, 1965, Т. 3, № 8, с. 202–204.
8. Pike J. Minimum drag surfaces of given lift which support two-dimensional supersonic flow fields. Aeronaut. Res. Council Repts and Mem., 1968, № 3543, 24 p.
9. Bartlett R. S. High lift-drag ratio double wedges of given volume which support two-dimensional supersonic flow fields. — Aeronaut. Journal, 1970, v. 74, № 710, p. 159–161.
10. Kuchemann D., Weber J. An analysis of some performance aspects of various types of aircraft designed to fly over different ranges at different speeds. — RAE Techn. Report, 1966, № 66188, 61 p.
11. Collingbourne J. B., Peekham D. H. The lift and drag characteristics of caret wings at Mach numbers between 5 and 10. Aeronaut. Res. Council, Cur. Papers, 1967, № 930, p. 61–64.
12. Гонор А. Л., Казаков М. Н., Швец А. И., Шейн В. И. Аэродинамические характеристики звездообразных тел при сверхзвуковых скоростях. — Изв. АН СССР. МЖГ, 1971, № 1, с. 97–102.
13. Roe P. L. Some exact calculations of the lift and drag, produced by a wedge in supersonic flow, either directly or by interference. Aeronaut. Res. Council, Repts and Mem., 1964, № 3478, 17 p.

Москва

Поступила в редакцию
8.VI.1983