

УДК 533.6.011

© 1996 г. П.И. ГОРЕНБУХ, А.С. КОРОЛЕВ, В.П. ПРОВОТОРОВ

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОСТРЫХ ЭЛЛИПТИЧЕСКИХ КОНУСОВ В ВЯЗКОМ ГИПЕРЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ГАЗА

Приведены результаты экспериментального исследования аэродинамических характеристик эллиптических конусов при $M_\infty = 12,5$ и $Re_0 = (0,78-1,52) \cdot 10^4$. Рассмотрено влияние угла раствора конуса и коэффициента его эллиптичности на величину максимального аэродинамического качества. Показано, что зависимость $K(\alpha)$ в вязком потоке газа может быть определено заданием величины K_{\max} и соответствующего ему значения угла атаки. Экспериментальные данные сравниваются с результатами проведенного расчета.

Обтекание острых эллиптических конусов гиперзвуковым потоком невязкого газа рассматривалось в [1–3], где проведен численный анализ различных режимов течения и исследована картина обтекания, сложность которой связана с наличием на обтекаемой поверхности особых линий и разнообразием структур течения. Для инженерных целей метод расчета аэродинамических характеристик эллиптических конусов, основанный на приближенной формуле для распределения давления, предложен в [4]. Однако результаты, учитывающие влияние вязкости на аэродинамические коэффициенты таких конусов, практически отсутствуют.

1. Рассматривается обтекание острого эллиптического конуса, расположенного под углом атаки α , который определяется как угол между вектором скорости набегающего потока и плоскостью симметрии конуса, проходящей через большую ось основания. Угол скольжения отсутствует, и плоскость симметрии течения совпадает с плоскостью симметрии конуса, которая проходит через малую ось основания. Геометрия конуса определяется углом полураствора θ в плоскости, ортогональной плоскости симметрии течения и коэффициентом эллиптичности δ , равным отношению большой и малой осей основания.

Экспериментальные исследования проводились в гиперзвуковой аэродинамической трубе кратковременного действия с омическим подогревателем и выхлопом рабочего газа в вакуумную емкость [5]. В качестве последнего использовался азот. Испытывались модели эллиптических конусов с углами $\theta = 10, 15, 20^\circ$ и разными коэффициентами эллиптичности $\delta \geq 1$. Каждая серия моделей с одинаковым углом θ имела одну и ту же длину конуса. Весовые испытания проводились на хвостовой цилиндрической державке с помощью трехкомпонентных тензометрических весов. Относительная погрешность измерения коэффициентов лобового сопротивления C_{x_a} и подъемной силы C_{y_a} не превышала $\pm 3\%$. В качестве характерной площади принята площадь в плане.

Число Маха набегающего потока в рабочей части трубы равнялось $M_\infty = 12,5$, число Рейнольдса Re_0 определялось по плотности и скорости набегающего потока, длине модели и коэффициенту вязкости, вычисленному при температуре торможения. Для эллиптических конусов с $\theta = 10^\circ$ $Re_0 = 1,52 \cdot 10^4$, при $\theta = 15^\circ$ $Re_0 = 1,08 \cdot 10^4$, для моделей с $\theta = 20^\circ$ $Re_0 = 0,78 \cdot 10^4$. Параметры набегающего потока соответствовали

режиму течения, когда существенно взаимодействие ламинарного пограничного слоя с гиперзвуковым невязким потоком [6].

Расчет аэродинамических коэффициентов острых эллиптических конусов проводился по методике, предложенной в [7]. Для элемента поверхности, расположенного под местным углом атаки α_e , значение коэффициента давления при невязком обтекании C_p^∞ рассчитывалось по аппроксимационной зависимости, предложенной в [4], местные коэффициенты трения и индуцированного пограничным слоем добавочного давления определялись по формулам

$$\frac{C_f}{\sin^3 \alpha_e} = [1 + (f_0 + f_1 \Delta_1^{1/2} + f_2 \Delta_1)^{-1}] \Delta_1^{-1} \quad (1.1)$$

$$\frac{C_p - C_p^\infty}{C_p^\infty} = [1 + (p_0 + p_1 \Delta_3^{1/2} + p_2 \Delta_3)^{-1}] \Delta_3^{-1}$$

$$\Delta_1 = \left(\frac{C_p^\infty}{\sin^2 \alpha_e} \right)^{\Psi_1} \sin^2 \alpha_e \sqrt{\text{Re}_{0x} g_1}^{-1}, \quad \Delta_3 = \left(\frac{C_p^\infty}{\sin^2 \alpha_e} \right)^{\Psi_3} \sin^2 \alpha_e \sqrt{\text{Re}_{0x} g_3}^{-1}$$

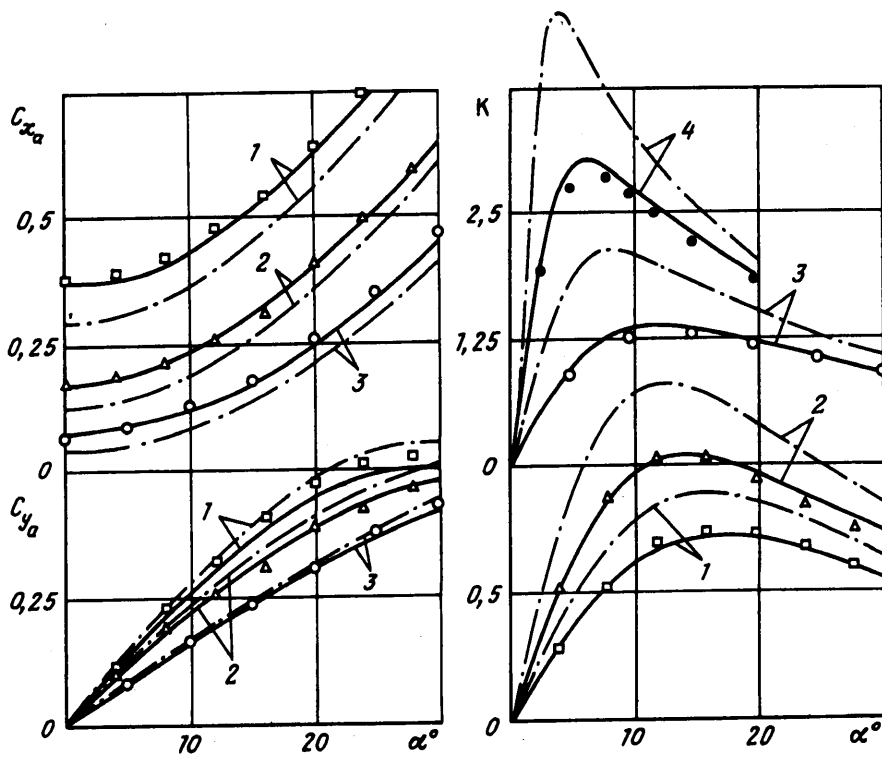
Значения показателей степени Ψ_i зависят от параметра подобия $K = M_\infty \sin \alpha_e$, а величины g_i , кроме того, зависят еще от температурного фактора t_w , равного отношению температуры обтекаемой поверхности к температуре торможения. Конкретные выражения для Ψ_i , g_i и f_i , p_i также зависящих от K и t_w приведены в [7].

Соотношения (1.1) выполняются в плоском и осесимметричном случаях обтекания и можно ожидать, что они применимы и к более сложным пространственным течениям. При этом, согласно [7], необходимо знать направление и длину линии тока на поверхности тела при невязком обтекании, по которой вычисляется местное число Рейнольдса Re_{0x} в соотношениях (1.1). Так как в общем случае эти величины точно не известны, в данных расчетах число Re_{0x} определялось по расстоянию до носка конуса, а направление силы трения принималось вдоль прямолинейной образующей эллиптического конуса. Суммарные аэродинамические характеристики определялись интегрированием нагрузок, действующих на элемент наветренной поверхности, для которого параметр $K \geq 0,05$. Конечность числа Маха и отличие скорости на внешней границе пограничного слоя от скорости невозмущенного потока U_∞ , а также отличие закона вязкости от зависимости $\mu \sim T^{0,67}$ учитывались аналогично тому, как это делалось в [8].

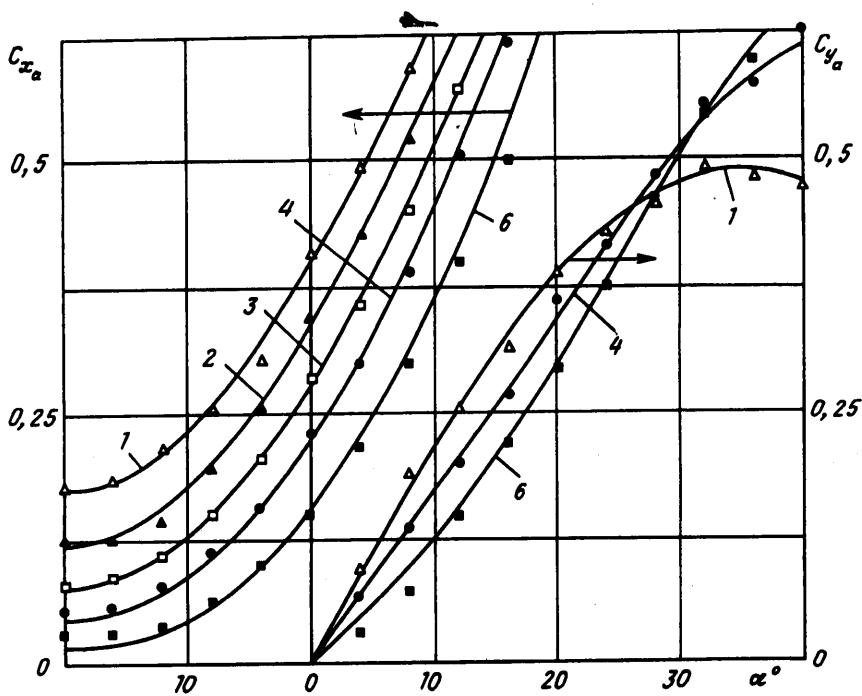
2. По результатам испытаний получены зависимости аэродинамических коэффициентов от угла атаки и определены величины максимального аэродинамического качества для каждого варианта исследованных моделей.

Экспериментальные данные для моделей с коэффициентом эллиптичности $\delta = 1$ (круговой конус) приведены на фиг. 1, где также показаны результаты расчетов. Штрихпунктирные кривые здесь и в дальнейшем относятся к невязкому обтеканию, а сплошными кривыми показаны результаты расчета с учетом влияния вязкости, который проведен для параметров, соответствующих условиям эксперимента ($t_w = 0,3$). Кривые и точки 1 относятся к $\theta = 10^\circ$, $\text{Re}_0 = 1,52 \cdot 10^4$; 2- $\theta = 15^\circ$, $\text{Re}_0 = 1,08 \cdot 10^4$; 3- $\theta = 20^\circ$, $\text{Re}_0 = 0,78 \cdot 10^4$; 4- $\theta = 5^\circ$, $\text{Re}_0 = 2 \cdot 10^5$. Экспериментальные данные для конуса с углом $\theta = 5^\circ$ заимствованы из [9]. Результаты расчетов для круговых конусов хорошо согласуются с экспериментальными данными во всем исследованном диапазоне углов атаки. Влияние вязкости наиболее сильно сказывается при малых углах атаки, но и при больших α эффекты вязкости существенны.

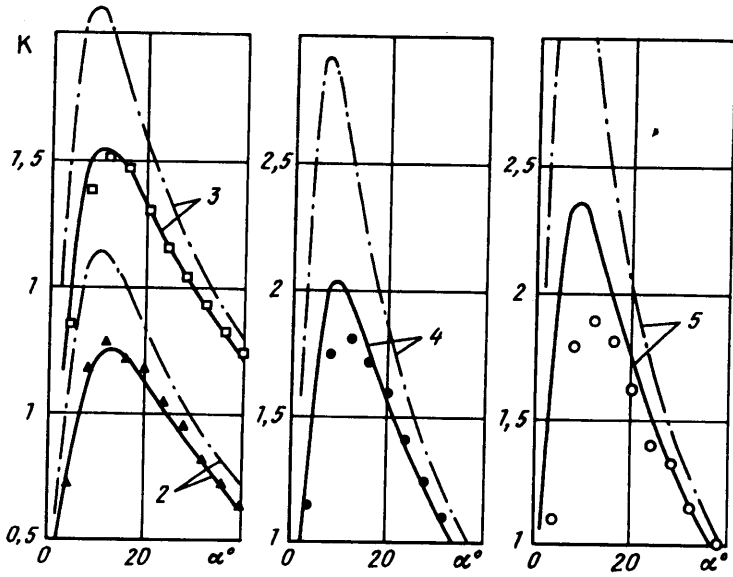
Экспериментальные и расчетные зависимости коэффициентов лобового сопротивления $C_{x_a}(\alpha)$ подъемной силы $C_{y_a}(\alpha)$ и аэродинамического качества $K(\alpha)$ при фиксированном значении угла полураствора $\theta = 15^\circ$ и различных значениях коэффициента



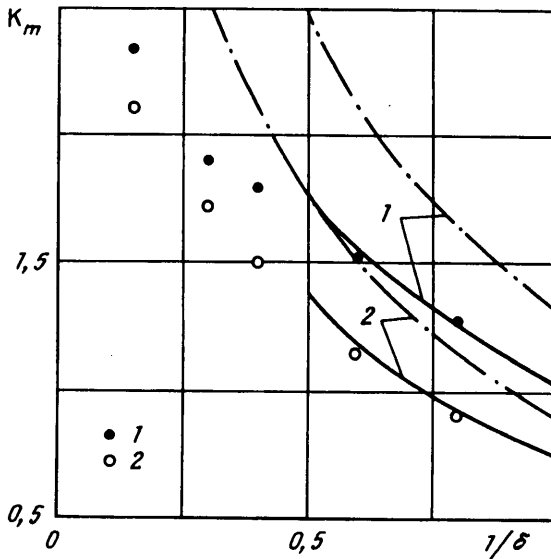
Фиг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4

эллиптичности представлены на фиг. 2, 3. Кривые и точки 1–6 относятся соответственно к $\delta = 1, 1,25, 1,67, 2,5, 3,33, \text{ и } 6,67$; $Re_0 = 1,08 \cdot 10^4$.

С увеличением коэффициента δ коэффициент лобового сопротивления конуса уменьшается. При этом относительный вклад сил трения возрастает. В случае $\delta = 1$ он составляет для малых углов атаки около $\approx 40\%$, а при $\delta = 6,67$ сопротивление эллиптического конуса в вязком потоке превышает его волновое сопротивление в несколько раз. Что касается коэффициента подъемной силы, то при малых и умеренных углах атаки его величина с увеличением δ также уменьшается, но в диапазоне $\alpha \approx 30\text{--}40^\circ$ имеет место противоположная тенденция. Влияние эффектов вязкости на коэффициент C_{y_a} существенно меньше.

Величина максимального аэродинамического качества K_m по мере увеличения коэффициента эллиптичности растет и одновременно увеличивается отличие K_m от соответствующего значения при невязком обтекании, что в основном связано с влиянием вязкости на коэффициент лобового сопротивления.

Аналогичные данные получены для эллиптических конусов с другими значениями угла полураствора θ . Для $\delta \leq 2$ результаты приближенного расчета достаточно хорошо согласуются с экспериментом. Однако в случае больших значений δ наблюдается заметное расхождение экспериментальных и расчетных значений δ на углах атаки, которое с ростом δ увеличивается. Возможно, это расхождение может быть устранено (или существенно уменьшено), если использовать результаты точных расчетов невязкого обтекания.

Зависимость экспериментальных значений величины максимального аэродинамического качества от δ для $\theta = 15^\circ$, $Re_0 = 1,08 \cdot 10^4$ (1) и $\theta = 20^\circ$, $Re_0 = 0,78 \cdot 10^4$ (2) представлена на фиг. 4, где также показаны результаты расчетов. При $\delta = \text{const}$ уменьшение θ приводит к увеличению K_m и такое же влияние при $\theta = \text{const}$ оказывает увеличение коэффициента эллиптичности.

Характер совместного влияния параметров θ и δ на K_m в случае невязкого обтекания легко определить, если принять, что коэффициент давления определяется только местным углом атаки: $C_p = A \sin^2 \alpha_e$. Тогда для малых углов θ и α имеем

$$C_{x_a} = \pi A [\theta^3 \delta^{-2} + 3\alpha^2 \theta (\delta + 1)^{-1}], \quad C_{y_a} = 2\pi A \alpha \theta (\delta + 1)^{-1} \quad (2.1)$$

$$K = 2\alpha \delta^2 [\theta^2 (\delta + 1) + 3\alpha^2 \delta^2]^{-1}$$

откуда для величины максимального аэродинамического качества и соответствующего ему угла атаки α_0 получим

$$K_m = \frac{\delta}{\theta} [3(\delta + 1)]^{-1/2}, \quad \alpha_0 = \frac{\theta}{\delta} \left(\frac{\delta + 1}{3} \right)^{1/2} \quad (2.2)$$

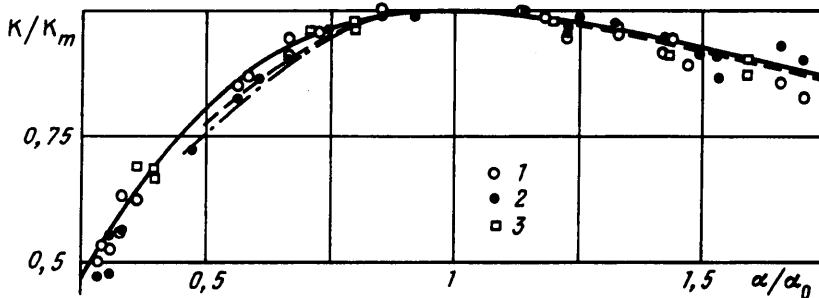
Эти соотношения получены при условии отсутствия аэродинамической тени и справедливы при $\delta \leq 2$. Они согласуются с расчетом по [4] и могут быть использованы для приближенных оценок.

Используя формулы (2.1) и (2.2) для относительной величины аэродинамического качества легко получить выражение

$$\frac{K}{K_m} = 2 \frac{\alpha}{\alpha_0} \left[1 + \left(\frac{\alpha}{\alpha_0} \right)^2 \right]^{-1} \quad (2.3)$$

которое не зависит от параметров θ и δ . В случае тонкого кругового конуса формула (2.3) была получена в [9]. Расчеты невязкого обтекания, проведенные по методу [4], показали, что для $\theta = 10-20^\circ$ это соотношение хорошо выполняется не только при $\delta \leq 2$, но и при гораздо больших коэффициентах эллиптичности.

Можно ожидать, что влияние вязких эффектов на зависимость (2.3) будет существенно меньше, чем на абсолютное значение качества. Полученные экспериментальные данные для острых эллиптических конусов, обработанные в переменных (2.3), представлены на фиг. 5, где точки 1 соответствуют данным для $\theta = 15^\circ$, $\delta = 1-6,67$, $Re_0 = 1,08 \cdot 10^4$, 2- $\theta = 20^\circ$, $\delta = 1-6,67$, $Re_0 = 7,84 \cdot 10^3$, 3- $\theta = 10^\circ$, $\delta = 1$ и 5,26, $Re_0 = 1,52 \cdot 10^4$. Сплошной кривой на фиг. 5 приведена зависимость (2.3), а штриховой и штрихпунктирной кривыми - результаты проведенного расчета для $\theta = 15^\circ$, $\delta = 2$ при числе Рейнольдса соответственно $Re_0 = 10^4$ и $5 \cdot 10^3$. Экспериментальные данные, полученные в условиях существенного влияния эффектов вязкости, хорошо согласуются с расчетом по формуле (2.3) и с результатами численных расчетов для



Фиг. 5

различных чисел Рейнольдса. Таким образом, зависимость $K(\alpha)$ в окрестности режима с максимальным аэродинамическим качеством может быть вполне определена заданием величин K_m и α_0 . По-видимому, слабое влияние числа Рейнольдса на зависимость $K/K_m = f(\alpha/\alpha_0)$ можно ожидать и в случае пространственных тел более сложной конфигурации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Базжин А.П., Трусова О.Н., Чельшева И.Ф. Расчет течений совершенного газа около эллиптических конусов при больших углах атаки // Изв. АН СССР. МЖГ. 1968. № 4. С. 45–51.
2. Ветлуцкий В.Н., Ганимедов В.Л. Исследование сверхзвукового обтекания острого эллиптического конуса под углом атаки // ПМТФ. 1975. № 1. С. 114–120.
3. Башкин В.А. Треугольные крылья в гиперзвуковом потоке. М.: Машиностроение, 1984. 136 с.
4. Башкин В.А. О приближенном расчете аэродинамических коэффициентов острых эллиптических конусов // Тр. ЦАГИ. 1983. Вып. 2203. С. 74–86.
5. Королев А.С., Свирин В.Г. Вакуумная аэродинамическая труба кратковременного действия // Тр. ЦАГИ. 1980. Вып. 2059. С. 163–175.
6. Хейз У.Д., Пробстин Р.Ф. Теория гиперзвуковых течений. М.: Изд-во иностр. лит., 1962. 607 с.
7. Горенбух П.И., Провоторов В.П. К расчету влияния вязкости на аэродинамические характеристики тонких тел при гиперзвуковых скоростях обтекания // Изв. РАН. МЖГ. 1995. № 4. С. 142–150.
8. Николаев В.С. Аппроксимационные формулы для локальных аэродинамических характеристик тел типа крыла в вязком гиперзвуковом потоке в широком диапазоне параметров подобия // Учен. зап. ЦАГИ. Т. 12. № 4. С. 143–150.
9. Горенбух П.И., Королев А.С., Мойзис С.Е., Шустов В.И. Аэродинамическое качество тонкого конуса в вязком гиперзвуковом потоке газа // Уч. зап. ЦАГИ. 1990. Т. 21. № 4. С. 18–22.

Москва

Поступила в редакцию
19.IV.1995