

При угле атаки  $\alpha = 20^\circ$  и числах  $M = 1.5, 2.0$  и  $3.0$  положение оси отоспешего от поверхности конуса вихря характеризуется величиной полярного угла  $\varphi = 165-168^\circ$ , положение поверхностного вихря, образующегося в результате первичного отрыва, величиной угла  $\varphi = 130-135^\circ$ .

Поступило 19 III 1968

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Алферов В. И., Окерблом Т. И., Саранцев А. И. Экспериментальное исследование вихревого течения около треугольных крыльев малого удлинения и конусов при числе Маха, равном двум. Изв. АН СССР, МЖГ, 1967, № 5.
2. Алферов В. И., Окерблом Т. И., Саранцев А. И. Экспериментальное исследование вихревого течения около изолированного тела вращения и тела вращения с крылом и ребрами при числе Маха, равном двум. Изв. АН СССР, МЖГ, 1968, № 5.
3. Resckham D. H. Low-Speed Wind-Tunnel Tests on a Series of Uncambered Slender Pointed Wings with Sharp Edges. Aeronaut. Res. Council. Repts and Mem., 1958, No. 3186.

### АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО КОНИЧЕСКОГО СЕКТОРА С КРЫЛОМ НА РЕЖИМАХ, СООТВЕТСТВУЮЩИХ ВЫРЕЗКАМ ИЗ ТЕЧЕНИЯ В ОКРЕСТНОСТИ КРУГЛОГО КОНУСА ПРИ НУЛЕВОМ УГЛЕ АТАКИ

В. В. КЕЛДЫШ

(Москва)

Рассчитывается аэродинамическое качество конического сектора с V-образным крылом на режимах, соответствующих вырезкам из течений в окрестности круглого конуса при нулевом угле атаки. При постоянном значении коэффициента объема  $\tau$  максимальное качество таких конфигураций достигается при углах полураствора сектора  $\varphi < 1/2\pi$  и существенно больше, чем у полуконуса с плоским треугольным крылом  $\varphi = 1/2\pi$ . Величина его приблизительно равна максимальному аэродинамическому качеству крыла с обратной V-образностью, обтекаемого с плоским присоединенным скачком уплотнения.

При исследовании аэродинамического качества тел при гиперзвуковых скоростях полета в качестве примера полезной интерференции часто приводится точное решение обтекания полуконуса с плоским треугольным крылом при нулевом угле атаки, передние кромки которого расположены на скачке уплотнения, соответствующем исходному конусу. Экспериментальные исследования и сравнение с другими телами показывают, что при заданном значении коэффициента объема

$$\tau = U / S^{3/2}$$

(где  $U$  — объем тела,  $S$  — площадь в плане) эта конфигурация не является оптимальной [1-3]. Имеются также примеры других точных решений, которые обладают более высоким аэродинамическим качеством.

В данной работе рассматривается общий случай конического сектора с V-образным крылом на режимах, соответствующих вырезкам из течения в окрестности круглого конуса при нулевом угле атаки. Кромки крыла ограничены скачком уплотнения исходного конуса и давление на его нижней поверхности повышено в результате интерференции с телом. Изменением давления между скачком уплотнения и поверхностью конуса, которое при гиперзвуковых скоростях мало, пренебрегается, и давление на нижней стороне крыла полагается таким же, как на коническом секторе. Давление в донной области считается равным давлению в невозмущенном потоке. Тогда коэффициенты аэродинамических сил преобразуются к виду

$$C_y = c_p, \quad C_x = c_p \frac{\operatorname{tg}^2 \sigma}{\operatorname{tg} \theta} \frac{\varphi}{\sin \varphi} + C_{x_f}$$

Здесь  $c_p$  — коэффициент давления на исходном конусе с углом полураствора  $\sigma$  при нулевом угле атаки,  $\theta$  — полуугол конического скачка уплотнения,  $C_{xf}$  — суммарный коэффициент сопротивления трения боковой поверхности. На фиг. 1 показано рассматриваемое тело и скачок уплотнения. Стрелка указывает направление полета,  $L$  — длина тела,  $\lambda$  — полуразмах,  $S = L\lambda$  — площадь в плане, к которой отнесены коэффициенты аэродинамических сил.

Коэффициент объема таких тел равен:

$$\text{при } \varphi < \frac{1}{2}\pi \text{ или } \varphi \geq \frac{1}{2}\pi, \\ \lambda^\circ = \lambda / L = \operatorname{tg} \theta \sin \varphi \geq \operatorname{tg} \sigma$$

$$\tau = \frac{\operatorname{tg}^2 \sigma \varphi}{3 \operatorname{tg}^{3/2} \theta \sin^{3/2} \varphi}$$

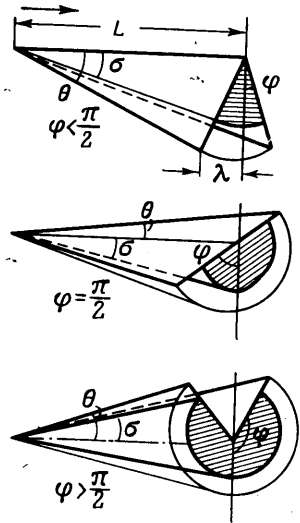
$$\text{при } \varphi > \frac{1}{2}\pi, \quad \lambda^\circ = \operatorname{tg} \sigma > \operatorname{tg} \theta \sin \varphi \\ \tau = \varphi / 3 \operatorname{tg} \sigma$$

В невязком газе аэродинамическое качество этих конфигураций<sup>1</sup> обратно пропорционально  $\tau$  и  $\gamma \lambda^\circ$

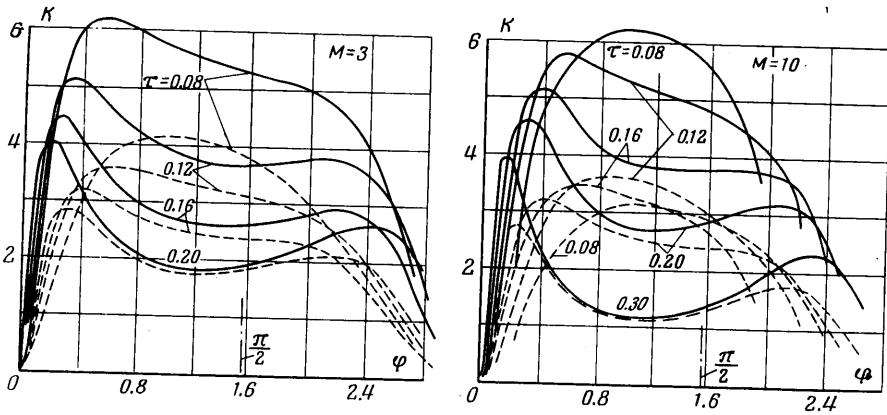
$$K_n = \frac{\operatorname{tg} \theta \sin \varphi}{\operatorname{tg}^2 \sigma \varphi} = \frac{1}{3\tau} \gamma \lambda^\circ$$

При постоянном значении коэффициента подъемной силы (или угла полураствора исходного конуса  $\sigma$ ) максимальное значение  $K_n$  достигается в пределе, когда  $\varphi \rightarrow 0$ ,  $\tau \rightarrow \infty$ . Зависимость  $K_n(C_y)$ ,  $\varphi = 0$  практически совпадает с соответствующей зависимостью для пластины или крыла с обратной V-образностью, обтекаемого с плоским присоединенным скачком уплотнения [4, 5].

Аэродинамическое качество конического сектора с крылом с учетом сопротивления трения приведено на фиг. 2. Здесь и на фиг. 4, 5 сплошные линии соответствуют числу Рейнольдса  $R = 3.9 \cdot 10^6$  при  $M = 10$  и  $R = 1.2 \cdot 10^6$  при  $M = 3$ ; пунктирные линии —  $R = 0.4 \cdot 10^6$  при  $M = 10$  и  $R = 0.11 \cdot 10^6$  при  $M = 3$ ; числа  $R$  определены по



Фиг. 1



Фиг. 2

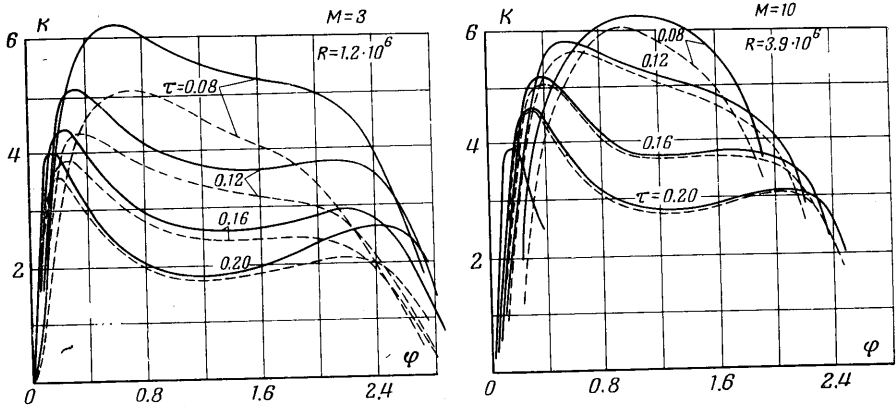
параметрам невозмущенного потока. При длине тела  $L = 10$  м сплошные линии соответствуют высоте полета  $H = 45$  км, пунктирные —  $H = 65$  км. Местное напряжение трения на нижней поверхности определялось как для конуса с углом полураствора  $\sigma$ , на верхней поверхности — как для пластины при нулевом угле атаки.

Погрешность в величине аэродинамического качества, вносимая предположением постоянства давления за коническим скачком уплотнения, при  $M = 10$  мала. С уменьшением числа  $M$  она растет и при  $M = 3$  становится заметной, в особенности при небольших значениях  $\tau$ , но характер зависимости  $K(\varphi)$  сохраняется. На фиг. 3 при-

ведены значения  $K(\varphi, \tau)$ , определенные в предположении равенства давления на нижней поверхности крыла двум его крайним значениям: сплошные линии — давление на крыле такое же, как на конусе ( $C_y = c_p$ ), пунктир — давление всюду на нижней поверхности крыла равно давлению непосредственно за скачком уплотнения:

$$C_y = c_p - (c_p - c_{p1}) \frac{\operatorname{tg} \sigma}{\operatorname{tg} \theta} \quad \left( c_{p1} = \frac{4}{\kappa + 1} \left( \sin^2 \theta - \frac{1}{M^2} \right) \right)$$

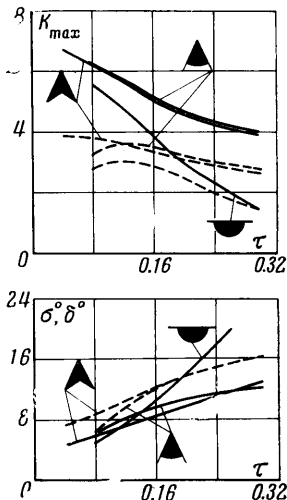
Здесь  $c_{p1}$  — давление за скачком уплотнения,  $c_p$  — давление на конусе.



Фиг. 3

Из фиг. 2 и 3 следует, что при постоянном значении коэффициента объема  $\tau$  максимальное аэродинамическое качество конического сектора с крылом на режимах, соответствующих вырезкам из течения в окрестности круглого конуса при нулевом угле атаки, достигается при  $\varphi < 1/2\pi$  и заметно выше, чем у полуконуса с плоским треугольным крылом  $\varphi = 1/2\pi$ .

На фиг. 4 при  $M = 10$  приведено сравнение максимального качества таких конфигураций и крыла с обратной V-образностью, обтекаемого с плоским присоединенным скачком уплотнения, а также соответствующие им углы полуконуса  $\sigma$  и клина  $\delta$ . При одинаковых значениях коэффициента объема  $\tau$  они практически совпадают. Там же показаны зависимости  $K(\tau)$  и  $\sigma(\tau)$  для полуконуса с плоским крылом. Аэродинамическое качество у него меньше, чем у конического сектора  $\varphi < 1/2\pi$ , даже когда полуугол исходного конуса у последнего несколько больше ( $\tau \leq 0.14$ ), что является следствием менее благоприятного для создания аэродинамического качества распределения количества движения в окружающем полуконус пространстве по сравнению с коническим сектором.



Фиг. 4

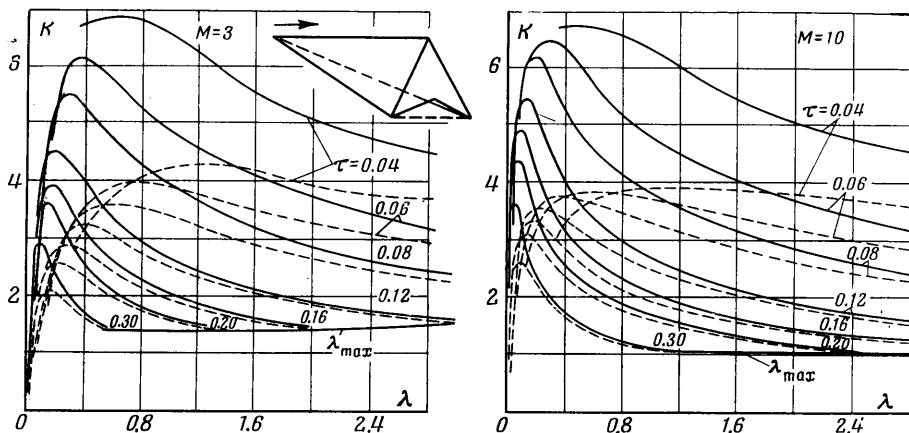
Аэродинамическое качество крыла с плоским скачком уплотнения приведено на фиг. 5. Верхняя поверхность крыла совпадает с направлением полета. Местное напряжение трения определялось как для эквивалентного клина с углом  $\delta$ .

В отличие от конфигураций, полученных вырезкой из осесимметричных течений в окрестности конуса, полуразмах крыльев с плоским скачком уплотнения увеличивается с ростом числа  $M$  и уменьшением коэффициента объема  $\tau$  и может достигать весьма больших значений. Максимальная величина его равна:

$$\lambda_{\max}^{\circ} = 1/9\tau^{-2} \operatorname{tg} \delta_{\max}$$

Здесь  $\delta_{\max}$  — максимальный угол клина с присоединенным скачком уплотнения. С уменьшением числа Рейнольдса (увеличением высоты полета) максимальное аэродинамическое качество рассмотренных конфигураций уменьшается и растут соответствующие ему значения угла клина или конуса, следовательно, и коэффициента

подъемной силы, а также полуразмах тела  $\lambda^\circ$ . Увеличивается коэффициент объема  $\tau$ , соответствующий максимальному качеству, и расширяется область значений  $\lambda^\circ$ , в ко-



Фиг. 5

торой увеличение  $\tau$  до некоторого предела сопровождается увеличением аэродинамического качества (фиг. 4, 5).

Поступило 11 V 1968

## ЛИТЕРАТУРА

1. Johnston P. J., Suyder C. D., Witcovski R. D. Maximum lift-drag ratios of delta-wing-half-cone combinations at a Mach number of 20 in helium. NASA TN D-2762, 1965.
2. Fettermann D. E. Favorable interference effects on maximum lift-drag ratios of half-cone delta-wing configurations at Mach 6. 86. NASA TN D-2942, 1965.
3. Fettermann D. A., Henderson A., Bertram M. H., Johnston P. J. Studies relating to the attainment of high lift-drag ratios at hypersonic speeds. NASA TN D-2956, 1965.
4. Келдыш В. В. Точные решения для несущих систем с одним и двумя плоскими скачками уплотнения. Инж. ж., 1961, т. 1, вып. 3.
5. Küchemann D. Hypersonic aircraft and their aerodynamic problems Prog. Aeronaut. Sci., London, N. Y., Pergam. Press, 1965, vol. 6, pp. 271—353.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ НА СТРЕЛОВИДНОМ КРЫЛЕ В ОБЛАСТИ ПЕРЕГОРОДКИ

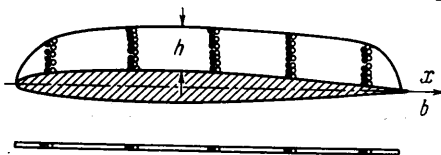
С. И. РУДЕНКО, М. В. РЫЖКОВА

(Москва)

Приведены результаты визуального исследования поля течения около стреловидного крыла и результаты измерения распределения давления по крылу и перегородке, установленной на крыле по потоку.

Показано, что присутствие перегородки на стреловидном крыле приводит к образованию вихря, который формируется в сечениях крыла вблизи внутренней стороны перегородки под влиянием значительного перепада давлений, действующего на перегородку. Интенсивность и направление вращения этого вихря зависят от величины угла атаки и знака угла скольжения. Вихрь, обусловленный перегородкой, влияет на обтекание крыла и поле скоростей за крылом.

При исследовании следа за стреловидным крылом с перегородкой, установленной на нем по потоку, был обнаружен дополнительный вихрь, сбегаящий с крыла. Появление этого вихря связано с перегородкой (в случае крыла без перегородки вихрь отсутствовал). Дополнитель-



Фиг. 1