

УДК 533.6.011.5:519.6

**НЕСУЩИЕ ТЕЛА, ПОСТРОЕННЫЕ НА ТЕЧЕНИИ
ЗА ОСЕСИММЕТРИЧНЫМИ КОНИЧЕСКИМИ
СКАЧКАМИ УПЛОТНЕНИЯ**

ВОРОНИН В. И., ШВЕЦ А. И.

Один из методов проектирования летательных аппаратов со сверхзвуковыми скоростями полета заключается в решении обратной задачи с использованием известных схем обтекания и заменой поверхностей течения твердыми поверхностями. К этим конфигурациям относятся несущие тела, построенные на течениях за осесимметричными скачками уплотнения. Все несущие тела, построенные на течениях за коническим скачком уплотнения, можно разделить на два вида [1]. К первому виду относятся тела, у которых передняя кромка проходит через вершину конического скачка уплотнения, ко второму — у которых передняя кромка лежит ниже вершины конического скачка уплотнения. Для малых углов раствора основного конуса при гиперзвуковых скоростях обтекания получено приближенное решение вариационной задачи, которое показало, что аэродинамическое качество несущих тел второго вида выше, чем первого [2].

В данной статье приведено численное решение задачи по обтеканию несущих тел второго вида, построенных на течениях за осесимметричными коническими скачками уплотнения с углами полураствора основного конуса $\theta_s = 9,5$ и 18° . Верхние поверхности тел образованы пересекающимися плоскостями, параллельными вектору скорости набегающего потока.

1. Метод решения. В сферической системе координат Φ, θ, r уравнение неразрывности имеет вид

$$\frac{\partial}{\partial r} (r^2 \sin \theta \rho u) + \frac{\partial}{\partial \theta} (r \sin \theta \rho v) = 0$$

где ρ, u и v — плотность и скорости вдоль радиуса r и перпендикулярно ему соответственно. Этому уравнению удовлетворяет функция тока ψ

$$\frac{\partial \psi}{\partial \theta} = r^2 \sin \theta \rho u, \quad \frac{\partial \psi}{\partial r} = -r \sin \theta \rho v$$

Для конического течения параметры ρ, u, v являются функциями только угла θ и уравнения линий тока можно записать следующим образом:

$$\Phi = \text{const}, \quad r^2 \rho v \sin \theta = r_w^2 \rho_w v_w \sin \theta_w = \text{const}$$

Предположим, что передняя кромка несущего тела задается уравнениями $\Phi = F(r_w), \theta = \theta_w$, где F — произвольная функция r_w , нижний индекс w — значения параметров на скачке уплотнения. Тогда уравнение поверхности тока, проходящей через переднюю кромку

$$G(r, \theta, \Phi) = \Phi - F(r_w) = 0 \tag{1.1}$$

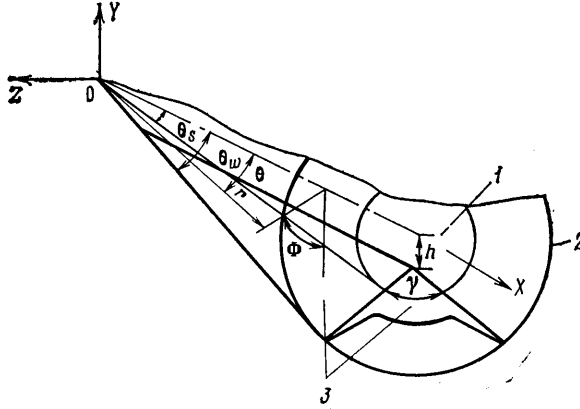
$$r_w = r \sqrt{\frac{\rho v \sin \theta}{\rho_w v_w \sin \theta_w}}$$

Уравнение передней кромки несущего тела, образованной пересечением конического скачка уплотнения с верхней поверхностью, образо-

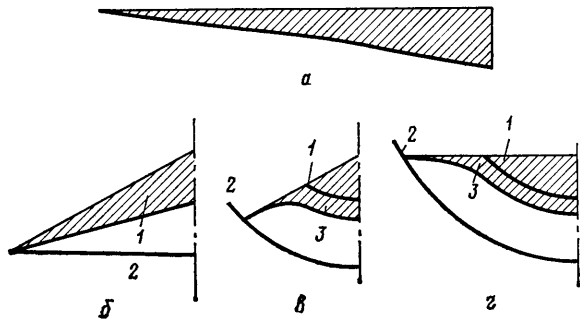
ванной плоскостью, параллельной вектору скорости набегающего потока, имеет вид

$$\frac{r_w \sin \theta_w \sin \Phi}{r_w \sin \theta_w \cos \Phi - h} = \operatorname{tg} \frac{\gamma}{2} \quad (1.2)$$

где h — расстояние от оси конического скачка уплотнения до верхней поверхности несущего тела в сечении плоскостью симметрии, γ — угол раскрытия несущего тела (фиг. 1; 1 — основной конус, 2 — конический



Фиг. 1



Фиг. 2

скачок уплотнения, 3 — несущее тело). Разрешая (1.2) относительно Φ , получим уравнение нижней поверхности несущего тела

$$\Phi = \arccos \left[\frac{h}{r_w} \frac{\sin \gamma/2}{\sin \theta_w} \left(1 + \sqrt{1 + \sin^2 \frac{\gamma}{2} + \frac{r_w^2}{h^2} \sin^2 \theta_w \operatorname{ctg}^2 \frac{\gamma}{2}} \right) \right] \quad (1.3)$$

2. Расчет аэродинамических характеристик несущей конфигурации. При расчете аэродинамических характеристик полагалось, что донное давление равно давлению невозмущенного потока ($p_g = p_\infty$). Задняя поверхность несущей конфигурации построена на пересечении поверхности тока (нижней поверхности) и ее верхних плоскостей с плоскостью $r = r_0 / \cos \theta$, перпендикулярной оси основного конуса, где r_0 — координата вдоль оси x плоскости, образующей заднюю поверхность. Заменим заднюю поверхность вписанными в ее контур малыми по величине одинаковыми прямоугольниками, образованными пересечением задней поверхности с плоскостями, параллельными и перпендикулярными плоскости $z = 0$. Плоскости, образующие в пересечении с задней поверхностью один пря-

моугольник, вырезают из нижней поверхности элементарную площадку, Положим, что давление на этой площадке постоянно и равно давлению в точке пересечения этой площадки с прямой, параллельной оси X и проходящей через центр элементарного прямоугольника на задней поверхности, соответствующего этой площадке. Будем уменьшать размеры прямоугольников, тогда волновое сопротивление и коэффициент волнового сопротивления несущей конфигурации будут равны

$$\Theta = \iint_{S_n} (p-p_\infty) (\mathbf{k}\mathbf{n}) ds = \Delta S_g \sum_i (p(\theta_i) - p_\infty), \quad C_x = \frac{\Delta S_g}{S} \sum_i C_{p_i}$$

Аналогично вычисляются подъемная сила и коэффициент подъемной силы

$$L = \iint_{S_n} (p-p_\infty) (\mathbf{I}\mathbf{n}) ds = \Delta S_b \sum_j (p(\theta_j) - p_\infty), \quad C_y = \frac{\Delta S_b}{S} \sum_j C_{p_j}$$

где S — площадь несущей конфигурации в плане, C_{p_i} — коэффициент давления на i -той элементарной площадке, ΔS_g — площадь малых прямоугольников, вписанных в контур задней поверхности, S_n — площадь нижней поверхности, ΔS_b — площадь малых прямоугольников, вписанных в контур в плане несущей конфигурации, \mathbf{k} , \mathbf{I} , \mathbf{n} — единичные векторы вдоль осей x , y и вдоль внутренней нормали к нижней поверхности.

Пусть z_i и y_i — координаты середины i -того прямоугольника. Тогда уравнение линии, параллельной оси x и проходящей через середину i -того прямоугольника, в сферической системе координат имеет вид

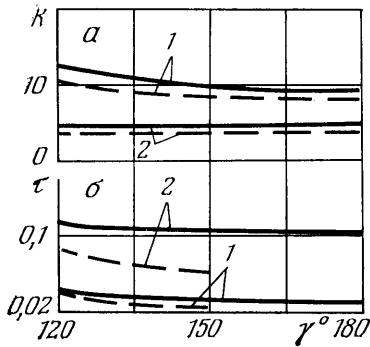
$$\Phi_i = \operatorname{arctg} \frac{z_i}{y_i}, \quad r_i = \frac{\sqrt{z_i^2 + y_i^2}}{\sin \theta_i} \quad (2.1)$$

Подставляя (2.1) в (1.3), определяем θ_i , затем по формулам для осесимметричного конического течения [3] вычисляем C_p .

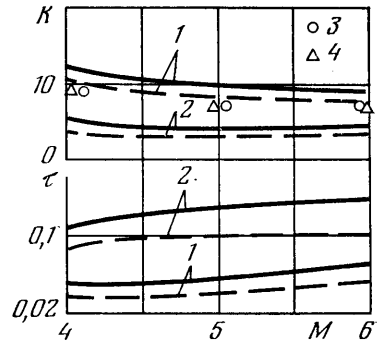
3. Результаты расчета. Была составлена программа для ЭВМ и проведены расчеты поверхностей течения (поверхностей сжатия), построены несущие тела ($\theta_s=9,5$ и 18°) и рассчитаны их аэродинамические характеристики.

На фиг. 2 показано сечение несущей конфигурации ($\theta_s=9,5^\circ$, $M=6$, $h=0,25b$) плоскостью симметрии (a) и формы донного среза ($\varepsilon-\gamma=120^\circ$, $\varepsilon-\gamma=180^\circ$, b — длина несущего тела; 1 — основной конус; 2 — конический скачок уплотнения; 3 — донный срез), а также форма донного среза Λ -крыла, эквивалентного по длине и коэффициенту подъемной силы несущему телу с коническим скачком уплотнения ($\beta-\gamma=120^\circ$, $\Lambda/2=74^\circ$, $\chi=64^\circ$; $\Lambda/2$ — полуугол между внутренними плоскостями Λ -крыла; χ — угол стреловидности Λ -крыла в плане; 1 — Λ -крыло; 2 — скачок уплотнения). Из фиг. 2 видно, что несущие тела с коническим скачком уплотнения имеют криволинейные нижние поверхности, кроме того, по мере приближения к передней кромке несущего тела его толщина быстро уменьшается. Для классов тел $\theta_s=9,5$ и 18° ($h=0,25b$) при постоянном числе M получаются различные формы нижней поверхности, тела, рассчитанные для различных чисел Маха, также обладают разными нижними поверхностями. Конфигурации с коническим скачком уплотнения имеют больший объем в центральной области по сравнению с Λ -крыльями.

На фиг. 3 и 4 представлены расчеты аэродинамического качества K и коэффициента объема $\tau=W/S^{3/2}$ (где W — объем несущего тела) при углах основного конуса $\theta_s=9,5$ и 18° (фиг. 3, 4, обозначения 1 и 2,

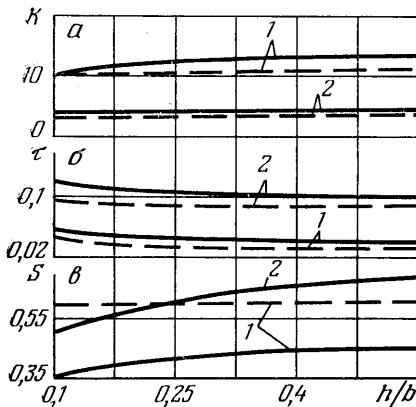


Фиг. 3



Фиг. 4

сплошные кривые, $h=0,25b$) и эквивалентных по коэффициенту подъемной силы ($C_y \approx 0,06$ и $C_y \approx 0,2$) длине и углу раскрытия Λ -крыльев, построенных на течении за плоскими скачками уплотнения (штриховые кривые), в зависимости от угла раскрытия γ ($M=4$) и числа Маха ($\gamma=120^\circ$). Из рисунков видно, что аэродинамическое качество несущих тел с коническим скачком уплотнения значительно превосходит аэродинамическое качество несущих тел с плоским скачком уплотнения, хотя и несколько уменьшается по мере увеличения как M , так и γ . На фиг. 4



Фиг. 5

цифрой 3 обозначены значения аэродинамического качества оптимальных несущих тел первого вида, у которых передняя кромка проходит через вершину конического скачка с углом основного конуса $\theta_s=10^\circ$ [2]; цифрой 4 — конического сектора с крылом при $\gamma=120^\circ$ и $\theta_s=10^\circ$ [4].

На фиг. 5 приведены зависимости k , τ и S (площади в плане) от h/b при $M=4$ и $\gamma=120^\circ$ (обозначения такие же, как и на фиг. 3 и 4). С увеличением h/b превышение аэродинамического качества несущих тел с коническим скачком уплотнения над аэродинамическим качеством несущих тел с плоским скачком уплотнения (Λ -крылом) возрастает и при этом более значительно для несущих тел с меньшим углом основного конуса ($\theta_s=9,5^\circ$). Вместе с тем Λ -крылья имеют большую площадь в плане S (фиг. 5, в), объем W и меньший коэффициент объема τ (фиг. 5, б).

ЛИТЕРАТУРА

1. Jones J. G., Woods R. A. The design of compression surfaces for high supersonic speeds using conical flow fields.— Aeronaut. Res. Council, RM N3539, 1963.
2. Kim B. S., Rasmussen M. L., Jischke M. C. Optimization of waverider configurations Generated from axisymmetric conical Flows.— J. Spacecraft and Rockets, 1983, v. 20, N 5, p. 461–469.
3. Taylor G. I., Maccoll J. W. Air pressure on a cone moving at high speeds.— Proc. Roy. Soc. Ser. A, 1933, v. 139, № 838, p. 278–311.
4. Келдыш В. В. Аэродинамическое качество конического сектора с крылом на режимах, соответствующих вырезкам из течения в окрестности круглого конуса при нулевом угле атаки.— Изв. АН СССР. МЖГ, 1968, № 6, с. 118–121.

Москва

Поступила в редакцию
26.VI.1984