

УДК 533.6.011.5

© 1996 г. В.В. КЕЛДЫШ

## ОПТИМАЛЬНЫЕ ФОРМЫ НЕСУЩИХ ТЕЛ, ОБТЕКАЕМЫХ С ПЛОСКИМ СКАЧКОМ УПЛОТНЕНИЯ

Рассматриваются некоторые возможности увеличения аэродинамического качества несущих тел при сверхзвуковых скоростях полета, обтекаемых с плоским скачком уплотнения, присоединенным к передним кромкам.

Исследованию аэродинамических характеристик таких тел, а также тел, обтекаемых с коническим скачком уплотнения или определяемым степенной зависимостью, посвящено большое количество работ [1–4 и др.]. Основное внимание в них уделено наветренной поверхности тела, являющейся поверхностью тока в поле течения за скачком уплотнения заданной формы, которая создает значительную долю аэродинамических сил. Верхняя поверхность тела обычно задается поверхностью тока невозмущенного скачком уплотнения течения. Такие тела называются волнолетами.

У волнолетов, обтекаемых с плоским скачком уплотнения, поверхность линейчатая и определяется зависимостью: для наветренной поверхности  $y_s = x_s \operatorname{tg} \alpha + (\operatorname{tg} \gamma - \operatorname{tg} \alpha) f(z)$ , для верхней поверхности  $y_\infty = f(z) \operatorname{tg} \gamma$ , где  $x_0 = f(z)$  – уравнение проекции передней кромки на горизонтальную плоскость, ось  $x$  которой совпадает с направлением невозмущенного течения, а ось  $z$  перпендикулярна вертикальной плоскости симметрии тела,  $\alpha$  – угол атаки наветренной поверхности (угол поворота вектора скорости течения в скачке уплотнения),  $\gamma$  – угол плоскости скачка уплотнения с направлением невозмущенного течения. Донный срез тела предполагается перпендикулярным оси  $x$ .

В невязком газе аэродинамическое качество этих волнолетов не зависит от формы их поверхности и определяется углом атаки  $\alpha$  и относительной величиной давления на дне  $p_b^*$

$$K_w = \frac{p_s^* - 1}{p_s^* - p_b^*} \operatorname{ctg} \alpha$$

где  $p_s^*$  – относительное давление за скачком уплотнения,  $p_i^* = p_i/p_\infty$ ,  $i = s, b$ ,  $p_\infty$  – статическое давление в течении перед скачком уплотнения.

Сопротивление трения зависит от формы тела и выбор ее может заметно влиять на величину аэродинамического качества на заданном режиме обтекания (числах  $M$  и  $Re$  невозмущенного течения и угле атаки  $\alpha$ ) при некоторых геометрических условиях, например заданной величине коэффициента объема тела. При решении задачи выбора оптимальной формы тела, обладающего максимальной величиной аэродинамического качества на заданном режиме обтекания с плоским скачком уплотнения при заданной величине коэффициента объема, используются точные соотношения в скачке уплотнения и приближенная формула для расчета местного коэффициента сопротивления

трения  $c_f$  со степенной зависимостью от числа  $Re$

$$c_f = \frac{C_i}{Re_i^m}, \quad i = s, \infty$$

где  $C_i$  и  $Re_i$  определяются по местным значениям параметров потока на границе пограничного слоя и расстоянию вдоль линии тока от передней кромки.

Рассматривается полностью ламинарный ( $m = 0,5$ ) или турбулентный ( $m = 0,2$ ) пограничный слой на поверхности тела. Взаимодействие его с внешним потоком и реальные свойства воздуха не учитываются. Коэффициент  $C_i$  при ламинарном пограничном слое вычисляется по формуле [5]

$$C_i = \frac{(T_i + 110,4)\sqrt{h_i^*}}{T_i h_i^* + 110,4}$$

$$h_i^* = 0,4605 + 0,5395 \frac{T_w}{T_i} + 0,0269 M_i^2$$

где  $T_i$  и  $T_w$  – температура потока и поверхности тела соответственно. Последняя принята равной 1100 К.

При турбулентном пограничном слое [6]

$$C_i = 0,0592 \left( \frac{T_i}{T_w} \right)^{0,27} \left( 1 + \frac{\alpha \pm 1}{2} r M_i^2 \right)^{\pm 0,28}$$

где  $\alpha = 1,4$  – отношение удельных теплоемкостей газа,  $r = 0,845$  – коэффициент восстановления полного давления.

На режиме обтекания с плоским скачком уплотнения, когда поля течения в окрестности нижней и верхней поверхностей тела однородные, выражение для аэродинамического качества преобразуется к виду

$$K = (p_s^* - 1) \left\{ (p_s^* - p_b^*) \operatorname{tg} \alpha + \kappa M^2 \frac{C_{F_\infty}}{S^*} [I(\gamma) + kI(\gamma - \alpha)] \right\}^{-1}$$

$$I(\xi) = \int_0^{\xi} [1 - f(z^*)]^{1-m} \sqrt{1 + \left[ f'(z^*) \frac{\sin \xi}{\cos \gamma} \right]^2} dz^*$$

$$k = \frac{q_s C_{F_s}}{q_\infty C_{F_\infty}}, \quad S^* = \frac{S}{L^2}, \quad z^* = \frac{z}{L}$$

$$C_{F_i} = \frac{C_i}{(1 \pm m) Re_i^m}, \quad i = s, \infty$$

Здесь  $L$ ,  $S^*$ ,  $z_0^*$  – длина проекции тела на горизонтальную плоскость, ее относительные площадь и полуразмах,  $q_s$ ,  $q_\infty$ ,  $C_{F_s}$ ,  $C_{F_\infty}$  – скоростные напоры и коэффициенты сопротивления трения плоской прямоугольной пластины в однородном потоке за плоским скачком уплотнения (индекс  $s$ ) и перед ним (индекс  $\infty$ ) соответственно, число  $Re_i$  определяется по длине корневой хорды поверхности тела.

На заданном режиме обтекания с плоским скачком уплотнения при ламинарном или турбулентном пограничном слое на поверхности тела геометрические параметры его, соответствующие максимальной величине аэродинамического качества, не зависят от числа  $Re$ , так как в условии экстремума аэродинамического качества входит только

отношение сопротивления трения пластины за и перед скачком уплотнения, которое определяется его интенсивностью.

Для класса тел с двухпараметрической передней кромкой, определяемой степенной зависимостью  $x_0^* = f(z^*) = (z^* / z_0^*)^n$ ,  $n \geq 1$ , выражение для аэродинамического качества приводится к виду

$$K = (p_s^* - 1) \left[ (p_s^* - p_b^*) \operatorname{tg} \alpha + \frac{1+n}{2n} \kappa M^2 C_{F_w} I \right]^{-1}$$

$$I = \int_0^1 (1-t^n)^{1-m} \left[ \sqrt{1+Q(\gamma)} + k \sqrt{1+Q(\gamma-\alpha)} \right] dt$$

$$Q(\xi) = \left( \frac{n \sin \xi}{z_0^* \cos \gamma} \right)^2 t^{2(n-1)}$$

При заданной величине коэффициента объема тела

$$\tau = \frac{U}{s^{3/2}} = \sqrt{\frac{n(1+n)}{2z_0^*} \frac{\operatorname{tg} \alpha}{2n+1}}$$

оптимальные значения его параметров  $n$  и  $z_0^*$ , соответствующие максимальному аэродинамическому качеству на заданном режиме обтекания, определяются из условия  $dK/dn = 0$ , которое приводится к уравнению

$$I = n(1+n) \left[ \frac{\partial I}{\partial n} + \frac{\operatorname{tg}^2 \alpha}{2\tau^2(1+2n)^3} \frac{\partial I}{\partial z_0^*} \right]$$

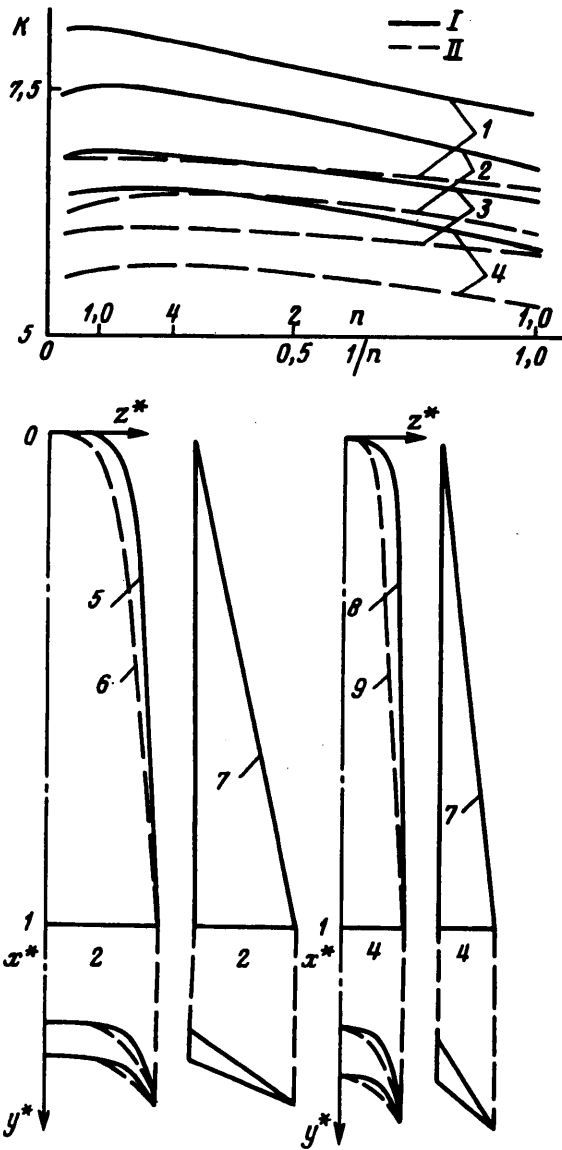
где  $\partial I / \partial n$  и  $\partial I / \partial z_0^*$  – производные по параметрам от интеграла.

На рассматриваемых режимах обтекания  $M = 6-10$ ,  $Re = 5 \cdot 10^5 - 10^8$ ,  $0 < \alpha < 10^\circ$  относительный размах оптимальных тел  $z_0^*$  увеличивается с ростом угла атаки и уменьшением их коэффициента объема, а показатель степени  $n > 3$ . Величина числа  $M$  и состояние пограничного слоя оказывают второстепенное влияние на оптимальные значения этих параметров.

На фиг. 1 приведены зависимости аэродинамического качества рассматриваемого класса тел от величины показателя степени  $n$  при числе  $M = 9$ , ламинарном и турбулентном пограничном слое для нескольких пар значений  $\tau$  и  $\alpha$ . Давление на дне тел приведено к статическому давлению невозмущенного потока  $p_b^* = 1$ . Показана форма тел с оптимальным значением параметра  $n$  и  $n = 1$  при одинаковой величине коэффициента объема и угла атаки. Значение  $n = 1$  соответствует известному волнолету Нонвайлера, поверхность которого составлена из треугольных граней. Аэродинамическое качество у него заметно меньше, чем у оптимального тела (на 0,5–1 при ламинарном и на ~0,5 при турбулентном пограничном слое). С ростом угла атаки различие между ними уменьшается, так как увеличивается доля волнового сопротивления.

У оптимальных тел форма поверхности и величина аэродинамического качества ближе к клину с шайбами, чем к волнолету Нонвайлера, обтекаемых с таким же скачком уплотнения.

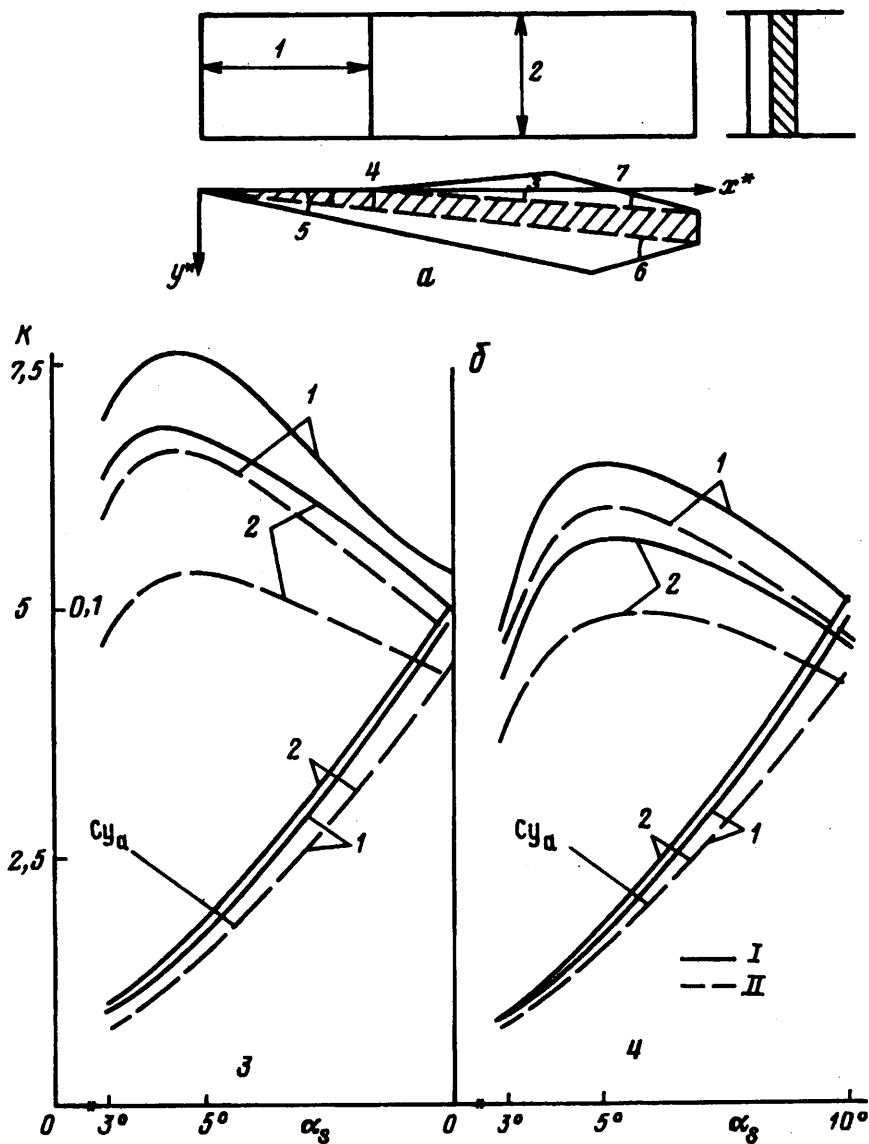
Другой возможностью увеличения аэродинамического качества несущего тела является создание разрежения в кормовой части его верхней поверхности. В том же диапазоне чисел  $M$  и  $Re$  и углов атаки рассматривается клин с шайбами на боковой поверхности, стабилизирующими на расчетном режиме обтекания плоский скачок уплотнения в окрестности нижней поверхности и течение разрежения Прандтля – Майера в окрестности отклоненной вниз кормовой части верхней поверхности. Перед-



Фиг. 1. Аэродинамическое качество тел с передней кромкой, определяемой степенной зависимостью  $x^* = (z^*/z_0^*)^n$  при числе  $M = 9$ , и форма тел с оптимальным значением показателя степени  $n$  и  $n = 1$ ; I – ламинарный пограничный слой  $Re = 5 \cdot 10^6$ ; II – турбулентный пограничный слой  $Re = 10^8$ ; 1 –  $\tau = 0,025$ ,  $\alpha = 4^\circ$ ; 2 –  $\tau = 0,05$ ,  $\alpha = 4^\circ$ ; 3 –  $\tau = 0,075$ ,  $\alpha = 6^\circ$ ; 4 –  $\tau = 0,10$ ,  $\alpha = 6^\circ$ ; 5 –  $n = 8$ ; 6 –  $n = 3,5$ ; 7 –  $n = 1$ , 8 –  $n = 5$ ; 9 –  $n = 4$

няя часть ее до линии отклонения параллельна направлению невозмущенного потока (оси  $x$ ). Передние кромки нижних шайб расположены на скачке уплотнения. У верхних шайб они параллельны линиям Маха невозмущенного течения.

На фиг. 2, а показана форма таких тел. Здесь  $L$  – длина клина,  $b^* = b/L$ ,  $l^* = l/L$  – его относительные ширина и длина неотклоненной части верхней поверхности,  $\alpha_M$  – угол отклонения кормовой части верхней поверхности (угол поворота вектора скорости в течении Прандтля – Майера),  $\alpha_S$  – угол клина в передней кромке (угол поворота вектора скорости в скачке уплотнения),  $\gamma$  – угол внешней поверхности



Фиг. 2. а – клин с шайбами и отклоненной кормовой частью верхней поверхности; 1 –  $l^*$ ; 2 –  $b^*$ ; 3 –  $\alpha_M$ ; 4 –  $\alpha_S$ ; 5 –  $\gamma$ ; 6 –  $\psi$ ; 7 –  $\varphi$ , б – зависимость аэродинамического качества и коэффициента подъемной силы от интенсивности скачка уплотнения при числах  $M = 9$ ,  $Re = 10^8$  для клина с шайбами: I – с отклоненной кормовой частью верхней поверхности; II – с плоской верхней поверхностью; 1 –  $p_b^* = 1,0$ ; 2 –  $p_b^* = 0,25$ ; 3 –  $\tau = 0,03$ ; 4 –  $\tau = 0,07$

шайб в передней кромке (угол плоскости скачка уплотнения с вектором скорости течения перед ним),  $\varphi$  и  $\psi$  – углы между задней кромкой верхних и нижних шайб и их основанием на клине соответственно.

В общем балансе аэродинамических сил этих тел шайбы создают только сопротивление трения. Поэтому площадь их выбрана минимальной при условии, что возмущения с задних кромок не попадают на поверхность тела. Тогда углы  $\varphi$  и  $\psi$  должны быть равны большей из двух величин:  $\varphi = \max(\beta_M, \beta_\infty - \alpha_M)$  и  $\psi = \max(\beta_S, \beta_\infty + \alpha_S)$ ,

когда  $\beta_S > \alpha_S$ , где  $\beta_\infty, \beta_M, \beta_S$  – угол Маха в невозмущенном потоке, за поворотом потока в течении Прандтля – Майера и в течении за скачком уплотнения соответственно.

Когда  $\beta_S \leq \alpha_S$ ,  $\psi = \beta_S$  и для невозмущенного потока на наружной поверхности шайб весь их нижний контур является передней кромкой. Это имеет место при числе  $M > 4,5$  в некоторой области углов атаки (при  $M = 6$ ,  $14^\circ < \alpha_S < 36^\circ$ ;  $M = 9$ ,  $10^\circ < \alpha_S < 40^\circ$ ;  $M = \infty$ ,  $0 < \alpha_S < 43^\circ$ ).

Коэффициент объема исследуемого класса тел и их аэродинамическое качество на расчетном режиме обтекания определяются по формулам

$$\tau = \frac{1}{2\sqrt{b^*}} \left[ \operatorname{tg} \alpha_S - (1-l^*)^2 \operatorname{tg} \alpha_M \right]$$

$$K = C_{y_a} \left[ C_{x_w} - p_b^* S_b^* + \frac{1}{q_\infty S} (X_{F_S} + X_{F_\infty} + X_{F_M}) \right]^2$$

$$C_{y_a} = \frac{2}{\alpha M^2} \left[ p_S^* \pm l^* \pm p_M^* (1 \pm l^*) \right]$$

$$C_{x_w} = \frac{2}{\alpha M^2} \left[ p_S^* \operatorname{tg} \alpha_S \pm p_M^* (1 \pm l^*) \operatorname{tg} \alpha_M \right]$$

$$S_b^* = \frac{S_b}{S} = \operatorname{tg} \alpha_S - (1-l^*) \operatorname{tg} \alpha_M, \quad S = bL$$

Здесь  $p_S^*$ ,  $p_M^*$ ,  $p_b^*$  – относительное давление в течении за скачком уплотнения, в окрестности отклоненной части верхней поверхности тела и на его дне соответственно,  $S_b^*$  – относительная площадь донного среза.

Коэффициент сопротивления трения нижней поверхности клина и внутренней поверхности нижних шайб, омываемых потоком за скачком уплотнения, определяется по формуле

$$\frac{X_{F_S}}{q_\infty S} = C_{F_S} q_S^* \cos^m \alpha_S \left( 1 + 2 \frac{S_S^*}{b^*} k_t \cos \alpha_S \right)$$

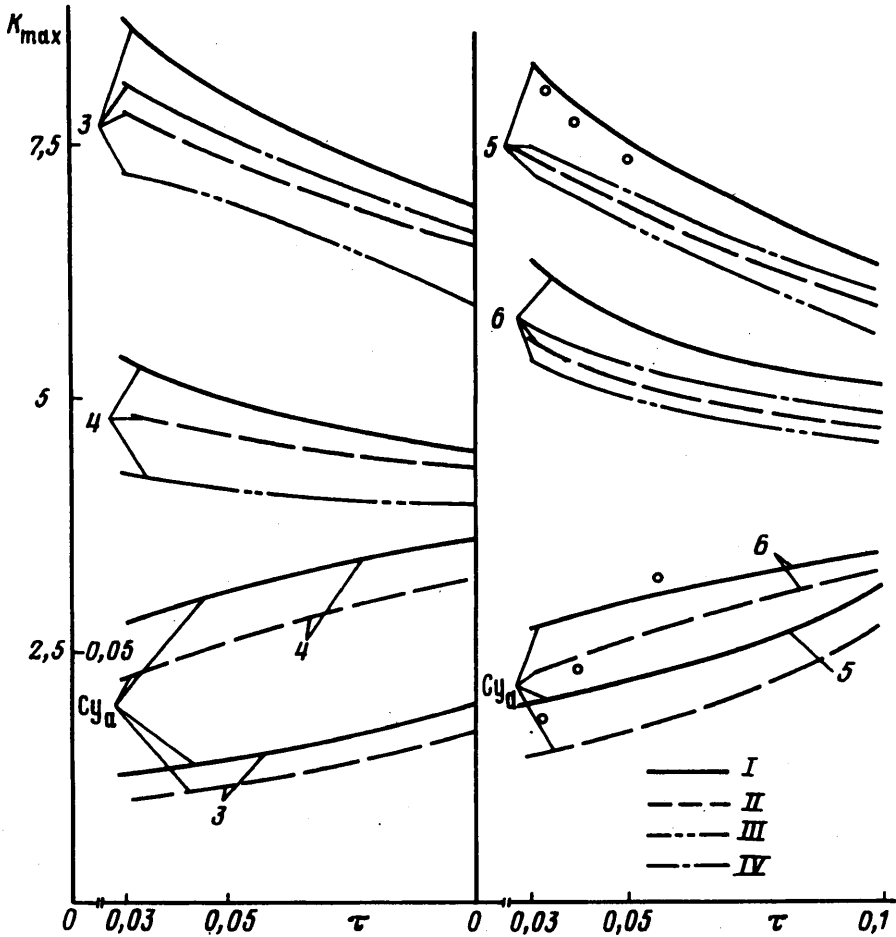
$$2S_S^* = \frac{\sin \psi \sin(\gamma - \alpha_S)}{\sin(\psi + \gamma - \alpha_S) \cos^2 \alpha_S}, \quad q_i^* = \frac{q_i}{q_\infty}, \quad i = s, M$$

Здесь  $2S_S^* = 2S_S / L^2$  – относительная площадь внутренней поверхности нижних шайб,  $k_t$  – отношение коэффициентов сопротивления трения треугольной и прямоугольной пластин в однородном потоке газа. При ламинарном пограничном слое  $k_t = 4/3$ , при турбулентном пограничном слое  $k_t = 10/9$ . Коэффициенты сопротивления трения прямоугольной пластины  $C_{F_i}$  здесь и далее определяются по длине тела  $L$  и по параметрам потока на границе пограничного слоя,  $i = s, M, \infty$ .

На передней неотклоненной части верхней поверхности клина и внешней поверхности шайб, омываемых невозмущенным потоком, коэффициент сопротивления трения определяется по формуле

$$\frac{X_{F_\infty}}{q_\infty S} = C_{F_\infty} \left( l^{*1 \pm m} + \frac{k_\infty}{b^*} \right)$$

$$k_\infty = (1 \pm m) \iint \frac{1}{x^{*m}} dx^* dy^*$$

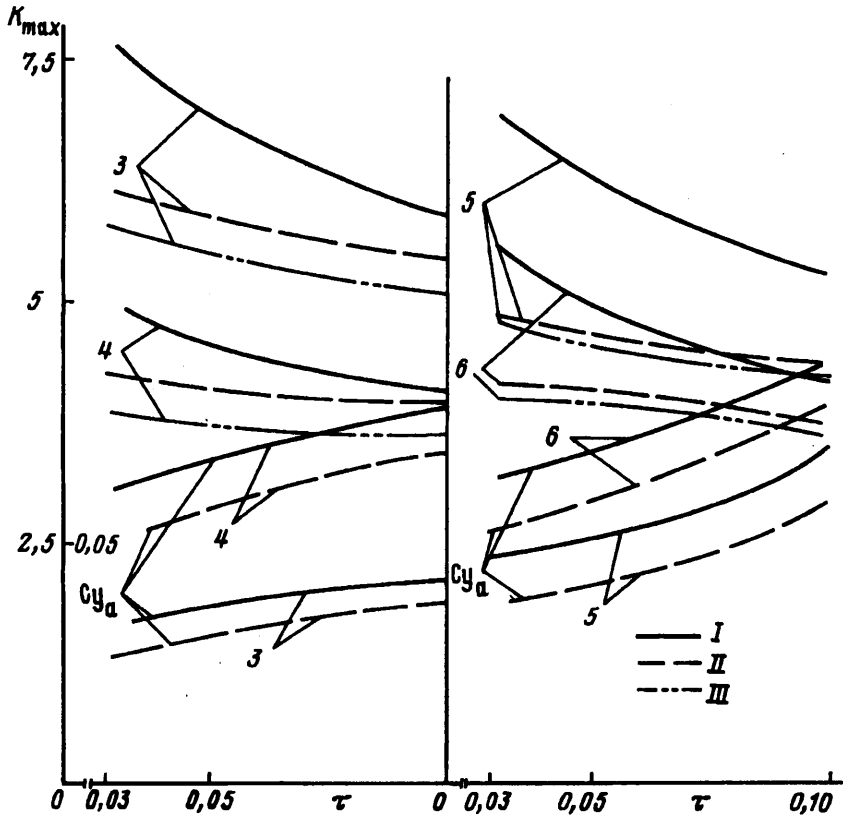


Фиг. 3. Зависимость максимального аэродинамического качества от коэффициента объема тела и соответствующие значения коэффициента подъемной силы при  $p_b^* = 1,0$  для клина с шайбами: I – с отклоненной кормовой частью верхней поверхности; II – с плоской верхней поверхностью; III – волнолет Нонвайлера; IV – тела с оптимальной наветренной поверхностью в поле течения за плоским скачком уплотнения и невозмущенным потоком на верхней поверхности; точки – тела с оптимальной наветренной поверхностью в поле течения кругового конуса и с разрежением в кормовой части верхней поверхности ( $M = 6$ ,  $Re \approx 10^8$ ); 3 –  $M = 9$ ,  $Re = 5 \cdot 10^6$  и 4 –  $M = 9$ ,  $Re = 5 \cdot 10^5$  – ламинарный пограничный слой; 5 –  $M = 6$ ,  $Re = 10^8$  и 6 –  $M = 6$ ,  $Re = 5 \cdot 10^6$  – турбулентный пограничный слой

Здесь интеграл берется по внешней поверхности шайб, координата  $x^*$  отсчитывается от их передних кромок.

При расчете сопротивления трения отклоненной части верхней поверхности  $l^* \leq x^* \leq 1$  учитывается толщина вытеснения пограничного слоя в месте ее отклонения путем введения фиктивной передней части длиной  $l_1$ , создающей такую же толщину вытеснения в однородном потоке разреженного газа, омывающего отклоненную часть верхней поверхности. В ламинарном пограничном слое [5]

$$\frac{l_1}{l} = \frac{C_{\infty} Re_M}{C_M Re} \left[ \frac{0,565 M^2 + 9,7543 T_W / T_{\infty} \pm 1}{0,565 M^2 + 9,7543 T_W / T_M \pm 1} \right]^2$$



Фиг. 4. Зависимость максимального аэродинамического качества от коэффициента объема тела и соответствующие значения коэффициента подъемной силы при  $p_b^* = 0,25$  для клина с шайбами: I – с отклоненной кормовой частью верхней поверхности; II – с плоской верхней поверхностью; III – волнолет Нонвайлера; 3 –  $M = 9$ ,  $Re = 5 \cdot 10^6$  и 4 –  $M = 9$ ,  $Re = 5 \cdot 10^5$  – ламинарный пограничный слой; 5 –  $M = 6$ ,  $Re = 10^8$  и 6 –  $M = 6$ ,  $Re = 5 \cdot 10^6$  – турбулентный пограничный слой

В турбулентном пограничном слое по формуле Моногена

$$\frac{l_1}{l} = \left[ \frac{Re_M (1 + 0,35 M^2)}{Re (1 + 0,35 M^2)} \right]^{1,25} \left( \frac{1 + 0,176 M_M^2}{1 + 0,176 M^2} \right)^{0,55}$$

В две последние формулы входят единичные числа  $Re$ .

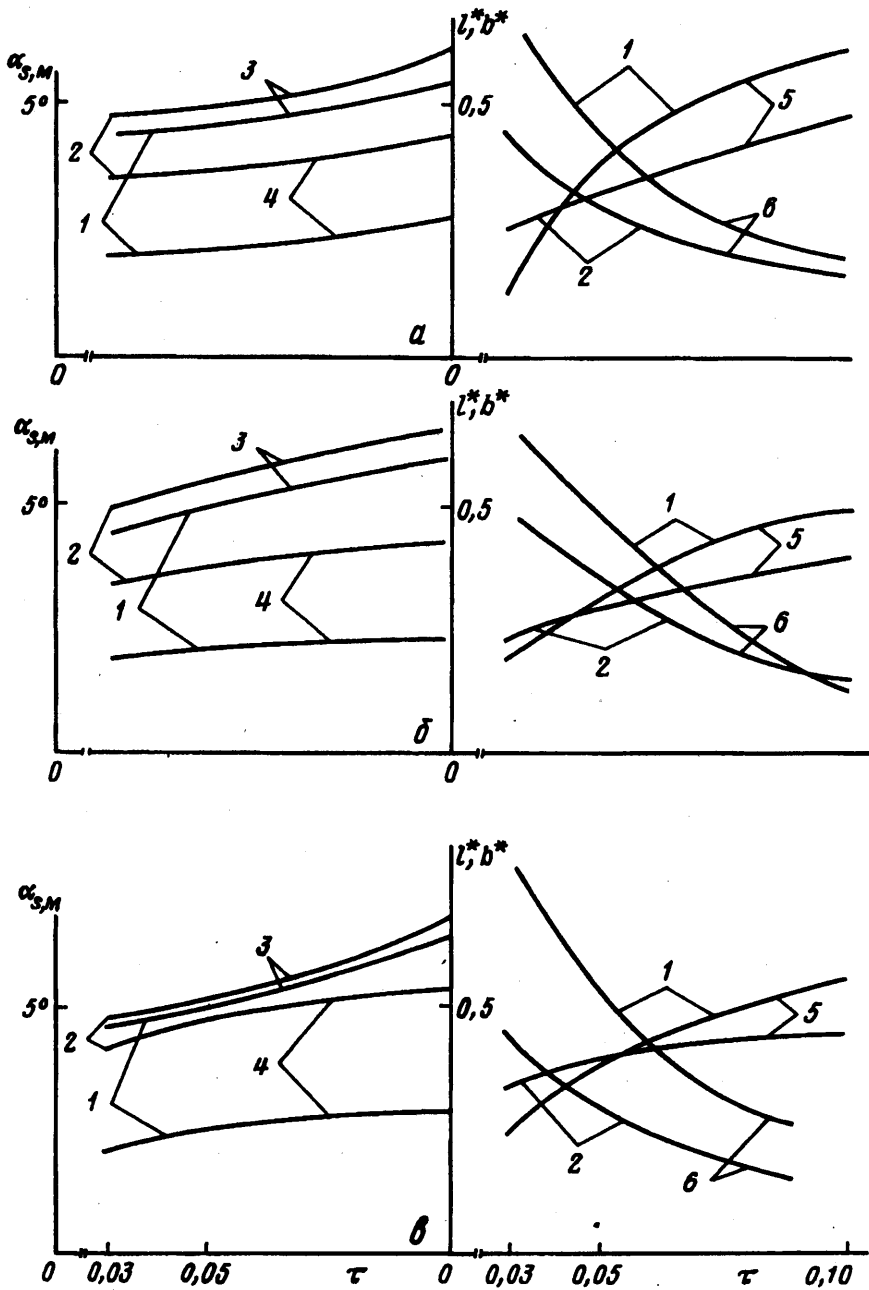
На внутренней поверхности верхних шайб пренебрегается неоднородностью течения в окрестности передней кромки и параметры потока полагаются такими же, как на отклоненной части верхней поверхности. При этом коэффициент сопротивления трения участков поверхности, обтекаемых разреженным газом, определяется по формуле

$$\frac{X_{FM}}{q_\infty S} = C_{FM} q_M^* \cos \alpha_M \left[ L_1^{*0,8} \pm l_1^{*0,8} + 2 \frac{S_M^*}{b^*} k_l \left( \frac{\cos \alpha_M}{1 \pm l^*} \right)^{0,2} \right]$$

$$2S_M^* = \frac{(1 \pm l^*)^2 \sin \varphi \sin(\beta_- + \alpha_M)}{\sin(\varphi + \beta_- + \alpha_M) \cos^2 \alpha_M} \quad l_1^* = \frac{l_1}{L}, \quad L_1^* = l_1^* + \frac{1 - l^*}{\cos \alpha_M}$$

где  $2S_M^* = 2S_M / L^2$  – относительная площадь внутренней поверхности верхних шайб.





Фиг. 5. Оптимальные геометрические параметры клина с шайбами и с отклоненной кормовой частью верхней поверхности на некоторых режимах обтекания: 1 -  $p_b^* = 1,0$ , 2 -  $p_b^* = 0,25$ , 3 -  $\alpha_s$ , 4 -  $\alpha_M$ , 5 -  $l^*$ , 6 -  $b^*$ ; а -  $M = 9$ ,  $Re = 5 \cdot 10^6$  - ламинарный пограничный слой; б -  $M = 9$ ,  $Re = 10^8$  и в -  $M = 6$ ,  $Re = 10^8$  - турбулентный пограничный слой

Оптимальная форма таких тел, соответствующая максимальному значению аэродинамического качества при заданной величине коэффициента объема и интенсивности скачка уплотнения, зависит от числа  $Re$  и давления на дне, так как в невязком газе их аэродинамическое качество тоже зависит от формы поверхности.

На заданном режиме обтекания геометрические параметры оптимального тела определяются путем их варьирования в формуле для аэродинамического качества при различных значениях средней величины давления на дне. На фиг. 2, б приведены зависимости аэродинамического качества и коэффициента подъемной силы  $C_{y_a}$  от интенсивности скачка уплотнения на расчетных режимах обтекания для оптимальных клиньев с отклоненной кормовой частью верхней поверхности ( $l^* < 1$ ) и клиньев с плоской верхней поверхностью ( $l^* = 1$ ) при двух значениях коэффициента объема, давления на дне и числах  $M = 9$ ,  $Re = 10^8$ .

При некотором угле  $\alpha_s$  аэродинамическое качество их достигает максимальной величины. Зависимость  $K_{\max}(\tau)$  для этих тел и соответствующие им значения  $C_{y_a}$  приведены на фиг. 3 при  $p_b^* = 1,0$  и на фиг. 4 при  $p_b^* = 0,25$  для нескольких пар значений чисел  $M$  и  $Re$ . Там же показаны соответствующие зависимости для тел с передней кромкой, определяемой степенной зависимостью, и верхней поверхностью, параллельной невозмущенному потоку: волнолетов Нонвайлера и тел с оптимальной формой наветренной поверхности в поле течения за плоским скачком уплотнения (фиг. 3). При  $p_b^* = 0,25$  у последних величина максимального аэродинамического качества больше, чем у клина с плоской верхней поверхностью в пределах  $-\Delta K_{\max} < 0,2$ .

На рассмотренных режимах обтекания разрежение в кормовой части верхней поверхности тела приводит к заметному увеличению его аэродинамического качества по сравнению с клином с плоской верхней поверхностью и таким же коэффициентом объема. Влияние разрежения увеличивается с уменьшением давления на дне тела и сопротивления трения. С ростом числа  $M$  и коэффициента объема тела оно уменьшается.

При  $p_b^* = 0,25$ , числах  $M = 6-10$ ,  $Re = 5 \cdot 10^5-10^8$  и величине коэффициента объема  $\tau = 0,03-0,05$  у клина с оптимальными параметрами при отклоненной кормовой части верхней поверхности аэродинамическое качество больше на величину  $\Delta K_{\max} = 1,5-2$ , чем у тела с оптимальной наветренной поверхностью и клина, верхняя поверхность которых параллельна невозмущенному потоку. При  $p_b^* = 1$  это различие составляет  $-\Delta K_{\max} = 1$  и влияние чисел  $M$  и  $Re$  значительно слабее.

На фиг. 5 при некоторых режимах обтекания приведены оптимальные геометрические параметры клина с разрежением в кормовой части верхней поверхности. Донное давление заметно влияет на величину угла ее отклонения  $\alpha_M$ . При  $p_b^* = 0,25$  он в 1,5-2 раза больше, чем при  $p_b^* = 1$ , а длина отклоненной части верхней поверхности различается незначительно. Поэтому с уменьшением давления на дне относительная площадь его у оптимальных тел тоже уменьшается и влияние донного давления на их аэродинамическое качество проявляется слабее, чем у клина с плоской верхней поверхностью, параллельной невозмущенному потоку, и при прочих равных условиях различие в величине их аэродинамического качества увеличивается.

На фиг. 3 точками показаны аэродинамические характеристики тел с оптимальной наветренной поверхностью в осесимметричном поле течения кругового конуса и с разрежением в окрестности кормовой части верхней поверхности [2]. Зависимость  $K_{\max}(\tau)$  у них приблизительно такая же, как у клина с отклоненной кормовой частью верхней поверхности, обтекаемого с плоским скачком уплотнения, несмотря на различие полей течения в их окрестности и различной методики расчета сопротивления трения. Форма поверхности у них тоже разная, в особенности контур поперечного сечения.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Келдыш В.В., Майканар Г.И.* Газодинамическое конструирование гиперзвуковых самолетов // Изв. АН СССР. МЖГ. № 3. 1969. С. 177–185.
2. *Bowcutt K.C., Anderson Y.D., Capriotti D.* Viscous optimized hypersonic waveriders // AIAA Paper. 1987. № 87-272. P. 1–18.
3. *Corda S., Anderson J.D.* Viscous optimized hypersonic waveriders designed from axisymmetric flow fields // AIAA Paper. 1988. № 88-369. P. 1–13.
4. *Осовский А.Е., Толченникова Е.Г.* Расчет оптимальной формы гиперзвукового летательного аппарата с присоединенной ударной волной: Препринт № 82. М.: Изд. отдел ЦАГИ, 1993. С. 15–30.
5. *Башкин В.А.* Расчет коэффициентов сопротивления трения и теплопередачи пластины, конуса и тупоносого тела в окрестности критической точки при ламинарном течении в пограничном слое без учета диссоциации // Материалы к расчету сопротивления трения и теплопередачи различных тел при гиперзвуковых скоростях: Тр. ЦАГИ. 1964. Вып. 937. С. 12–23.
6. *Козлов Л.В.* Экспериментальные исследования теплопередачи на плоской пластине в сверхзвуковом потоке. М.: Оборонгиз, 1958. 23 с.

Москва

Поступила в редакцию  
22.V.1995