

УДК 533.6.011.5

© 1996 г. Г.И. МАЙКАПАР

### ЗАМЕЧАНИЯ К ВЫБОРУ ФОРМЫ ВОЛНОЛЕТА

На примере волнолета, построенного с помощью плоскостей тока за косым скачком уплотнения, показано, что на выбор формы в плане существенно влияют задаваемые связи: подъемная сила, объем и ширина. Волнолет, образованный поверхностями тока за коническим скачком с большим углом раствора, обеспечивает объем и силу, необходимые при спуске с орбиты.

Трехмерные поверхности, образованные кусками поверхностей тока известных двумерных сверхзвуковых течений, можно использовать как схемы сверхзвуковых летательных аппаратов для выбора оптимальных геометрических параметров. Такие формы получили название волнолетов (waverider) и достоинствами их являются простота расчета, целеустремленное использование известных течений и большое разнообразие форм. В США внимание обращено на волнолеты, наветренная сторона которых образована поверхностями тока конических течений; исследуются максимальное аэродинамическое качество с учетом сопротивления трения<sup>1</sup> волнолетов небольшой относительной толщины, "интегрирование" волнолета-корпуса с воздухозаборником и соплом, нерасчетные режимы. В большинстве работ не принимаются во внимание необходимые "связи", минимум которых сводится к заданию подъемной силы, объема, ширины и длины.

Влияние связей на выбор формы в плане рассмотрим на примере волнолета, наветренная сторона которого образована плоскостями тока за косым скачком уплотнения, а подветренная – невозмущенного потока (фиг. 1). Другая форма скачка уплотнения, например коническая, влияет главным образом на форму поперечных сечений. Введем безразмерные величины:

$$a = \frac{a'}{l}, \quad c = \frac{c'}{b'}, \quad r = \frac{l \operatorname{tg} \beta \operatorname{tg} \varphi}{b'}, \quad s = \frac{l \operatorname{tg} \beta \operatorname{tg} \psi}{b'}, \quad p = \frac{\Delta p \sqrt{M^2 - 1}}{q} \frac{1}{2}$$

где  $\beta$  – угол наклона скачка,  $\delta$  – угол отклонения потока за скачком,  $\Delta p$  – разность давлений за и перед скачком,  $q$  – скоростной напор,  $M$  – число Маха невозмущенного потока. Подъемная сила  $Y$ , объем  $V$  и ширина волнолета определяются формулами

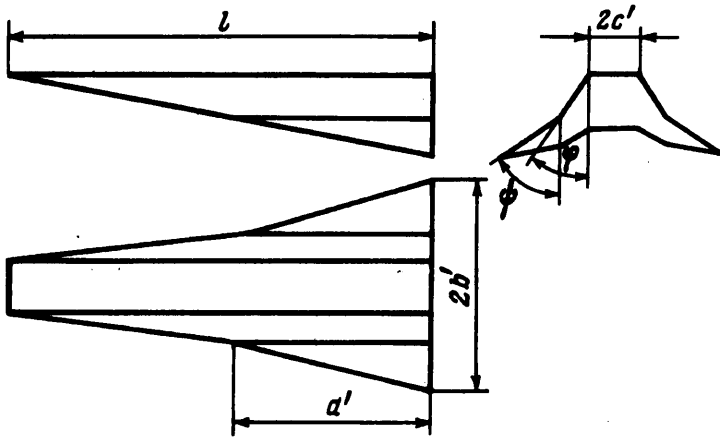
$$y' = \frac{Y \sqrt{M^2 - 1}}{2qb'b} = py = p[2c + r + a^2(s - r)]$$

$$v' = \frac{V}{b'l^2} = v \operatorname{tg} \delta = \operatorname{tg} \delta \left\{ c + \frac{1}{3} [r + a^3(s - r)] \right\}$$

$$c + r + a(s - r) = 1$$

Будем искать максимум аэродинамического качества  $K$ , рассматривая только вол-

<sup>1</sup> Максимальное аэродинамическое качество волнолетов, образованных цилиндрическими поверхностями, исследовано в [1].



Фиг. 1

новое сопротивление и считая донное давление равным давлению в невозмущенном потоке (тогда  $K = \text{ctg } \delta$ ) при заданных  $y', v', b', l$  и варьируемых  $a, c, \varphi, \psi$ . Граничными условиями являются

$$0 \leq a; \quad c \leq 1, \quad 0 \leq \varphi; \quad \psi \leq \frac{\pi}{2}$$

Исключим из приведенных выше уравнений параметр  $r$  и определим величины  $a$  и  $c$

$$a = \frac{2y - 3v - 1}{2 - y - s}, \quad c = \frac{3v(1-s) + y(1+s) - y^2 - 1}{3(v - y + 1) - s}$$

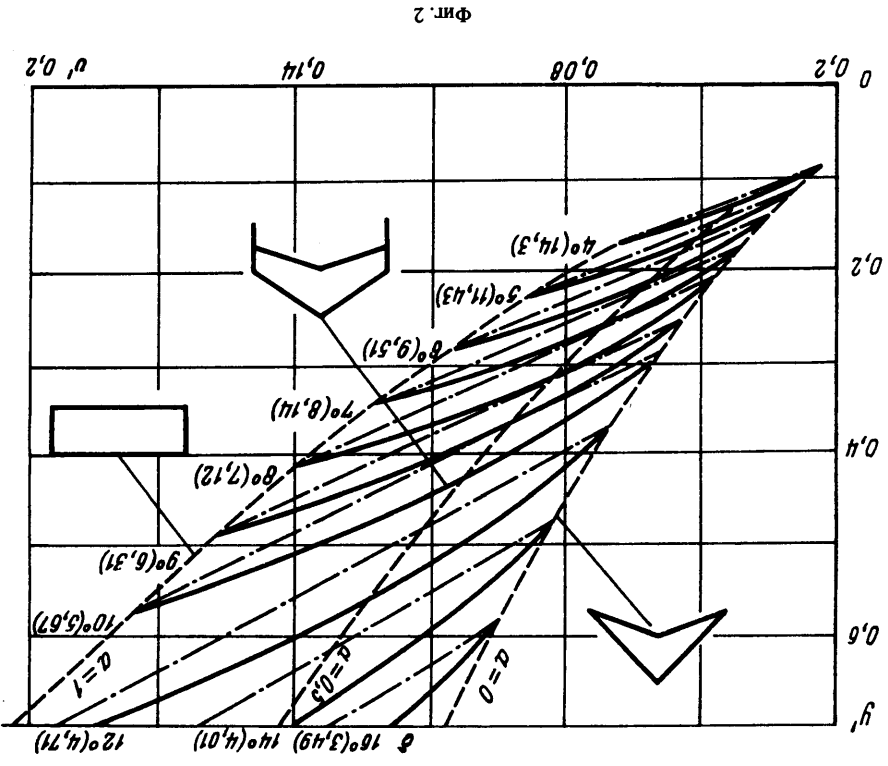
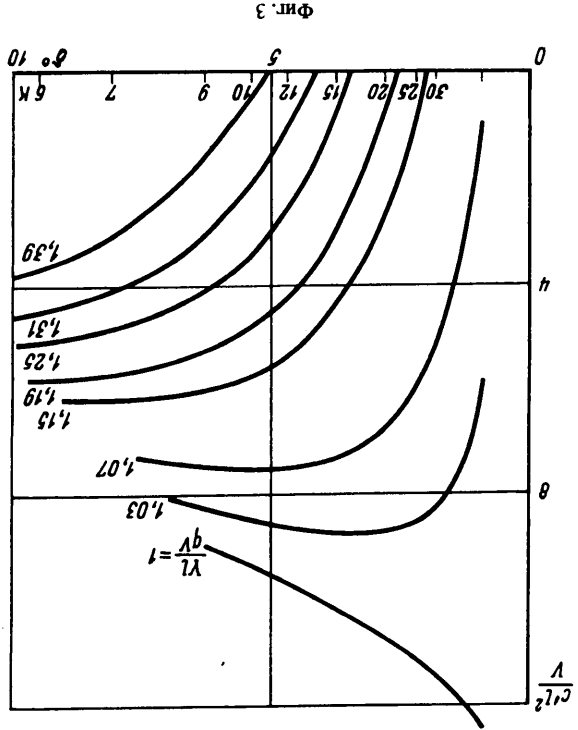
Рассмотрим сначала случай  $s = 0$ ; область существования решения будет заключена между кривой  $v = \frac{1}{3}(y^2 - y + 1)$ , соответствующей  $c = 0$  и прямой  $v = \frac{1}{3}(2y - 1)$ , соответствующей  $a = 0$ . Кривая, задана в параметрическом виде  $y = y'/p, v = v'/\text{tg } \delta$ , где  $\delta$  – параметр, пересекает эту область, и минимальная величина  $\delta$  достигается на кривой  $s = 0$ . При отличной от нуля величине  $s$  область существования решений сужается и сдвигается к точке  $y = 1, v = \frac{1}{3}$  (треугольная форма в плане)<sup>2</sup>, т.е. в область больших  $\delta$ , так что оптимальным является условие  $s = 0$  независимо от заданных  $y', v'$ . Следовательно, при заданных  $y', v', b', l$  оптимальной формой волнолета в плане является треугольная передняя часть, переходящая в прямоугольную.

На фиг. 2 для  $M = 5$  представлено аэродинамическое качество (указано в скобках) для оптимальной формы ( $c = 0$  сплошные кривые) трапецевидной в плане ( $a = 0$ , штрих-пунктирные кривые). Границы области существования решения:  $a = 0$  – треугольная форма в плане,  $a = 1$  – прямоугольная.

Преимущество оптимальной формы имеет место во всей области. Изменение числа Маха приводит к деформации области существования с сохранением относительного расположения кривых постоянного качества. Расширение области существования решений возможно только за счет увеличения или уменьшения давления на подветренной стороне.

Рассмотрим теперь влияние уменьшения числа связей, будем считать не заданной

<sup>2</sup> Вторая крайняя точка области существования решений  $y = 2, v = 1$  соответствует прямому клину с шайбами.



ширину ( $s = 0$ ). Относя величины  $a, c$  к  $l$ , имеем

$$y' = \frac{Y\sqrt{M^2 - 1}}{2ql^2} = p[2c + (1 - a^2)\operatorname{tg}\beta\operatorname{tg}\varphi]$$

$$v' = \frac{V}{l^3} = \operatorname{tg}\delta \left( c + \frac{1 - a^3}{3} \operatorname{tg}\beta\operatorname{tg}\varphi \right)$$

Исключая из этих уравнений  $\operatorname{tg}\beta\operatorname{tg}\varphi$ , получаем

$$\frac{3v'}{a + (1 + a)^{-1}} \frac{p}{\operatorname{tg}\delta} = y' + c \left[ \frac{1}{a + (1 + a)^{-1}} - \frac{2}{3} \right] p$$

Имея в виду, что  $p/\operatorname{tg}\delta$  возрастающая функция  $\delta$ , равная единице при  $\delta = 0$ , в зависимости от отношения  $y'/v'$  будем иметь два случая: в первом

$$\frac{y'}{v'} > \frac{3}{a + (1 + a)^{-1}}$$

минимальный угол  $\delta$  достигается при  $c = 0$ ; во втором

$$\frac{y'}{v'} < \frac{3}{a + (1 + a)^{-1}}$$

угол  $\delta$  неограниченно уменьшается с увеличением  $c$ . В первом случае

$$\frac{p}{\operatorname{tg}\delta} = \frac{y'}{v'} [a + (1 + a)^{-1}]$$

Следовательно, максимум качества имеет место при  $a = 0$ , т.е. при треугольной форме в плане. Во втором случае заданных условий для определения величин  $a, c$  недостаточно<sup>3</sup>.

Для случая  $a = 0$  зависимость величины  $c$  от угла  $\delta$  представлена на фиг. 3 ( $M = 6$ ). Верхняя граница области существования решений определяется из условия  $c \geq 0$

$$\frac{y'}{v'} \leq \frac{3}{a + (1 + a)^{-1}} \frac{p}{\operatorname{tg}\delta}$$

Исключая из уравнений для  $y', v'$  и величину  $c$ , получим

$$\operatorname{tg}\beta\operatorname{tg}\varphi = \frac{3}{(1 - a)^3} \left( \frac{y'}{p} - \frac{2v'}{\operatorname{tg}\delta} \right)$$

Условие  $\varphi \geq 0$  дает нижнюю границу области существования решений

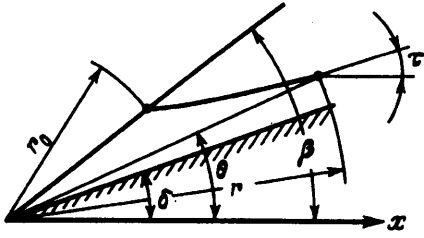
$$\frac{y'}{v'} \geq \frac{2p}{\operatorname{tg}\delta}$$

В обоих указанных выше случаях угол  $\varphi$  с уменьшением  $\delta$  увеличивается. Если задана только подъемная сила и объем, то максимальное аэродинамическое качество волнолета с учетом трения достигается при определенной длине, зависящей от безразмерных параметров:  $V(q/Y)^{3/2}$ ,  $Vqu/vY$ , где  $u, v$  – скорость и кинематическая

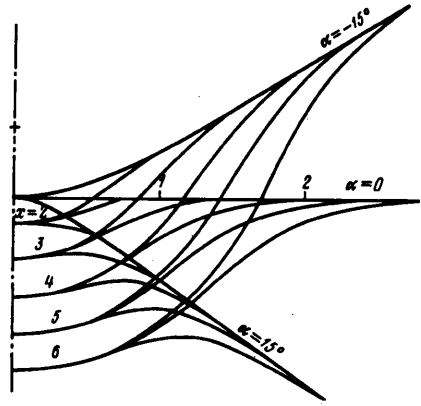
вязкость невозмущенного потока. При заданном коэффициенте объема  $\tau = V/S^{3/2}$ , где  $S$  – площадь горизонтальной проекции, минимум  $\delta$  имеет место при  $a = 0, c = 0,5\tau$ .

Для некоторых аппаратов, спускаемых с орбиты, необходим большой объем при небольшом аэродинамическом качестве. Этому условию удовлетворяют волнолеты,

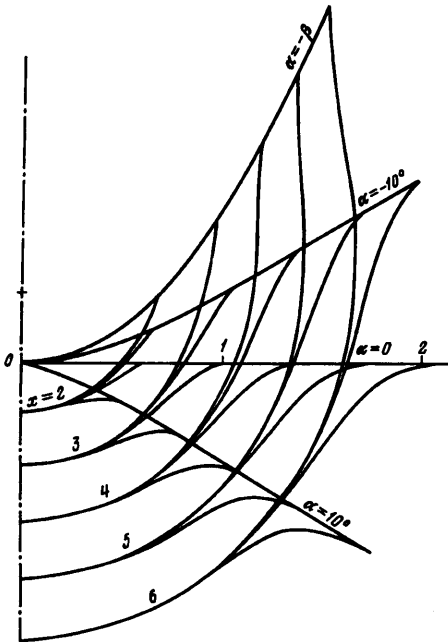
<sup>3</sup> Это согласуется с "бифуркацией", обнаруженной в [4].



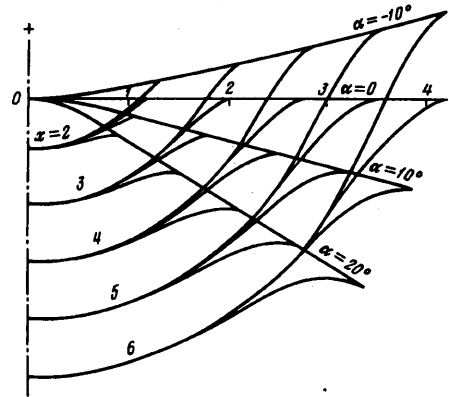
Фиг. 4



Фиг. 5



Фиг. 6



Фиг. 7

наветренная сторона которых образована поверхностями тока за коническими скачками с большими углами раствора, а подветренная – цилиндрическими поверхностями тока невозмущенного потока.

Линия тока за коническим скачком (фиг. 4) в сферических координатах

$$\ln \frac{r}{r_0} = \int_{\theta}^{\beta} \frac{d\theta}{\theta \operatorname{tg}(\theta - \tau)}$$

с достаточной точностью аппроксимации табличных данных [2] формулой  $\operatorname{tg}(\theta - \tau) = m(\theta - \delta)$  определяется выражением

$$\frac{r}{r_0} = \left( \frac{\beta - \delta}{\theta - \delta} \right)^m$$

где величина  $m$  зависит от угла  $\delta$  и числа  $M$ .

Поперечные сечения волнолетов, гиперболическая в плане передняя кромка которых получена пересечением конического скачка и плоскости, проходящей через точку  $x = 1$  на образующей скачка под углом  $\alpha < \beta$  к оси  $x$ , представлены на фиг. 5 ( $M = 3$ ,  $\delta = 15^\circ$ ), фиг. 6 ( $M = 6$ ,  $\delta = 15^\circ$ ) и фиг. 7 ( $M_\infty = 6$ ,  $\delta = 30^\circ$ ). Заметим, что начиная с любого сечения в качестве передней кромки вместо гиперболы может быть взята прямая, расположенная в меридиональной плоскости (на фиг. 5–7 ось конуса показана крестиком), в результате появится крыло-пластина, волновое сопротивление которой равно нулю. При увеличении  $x$  поперечные сечения стремятся к коническим секторам, исследованным в [3].

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Келдыш В.В. Максимальное аэродинамическое качество тел, обтекаемых с плоским скачком уплотнения // Учен. зап. ЦАГИ. 1993. Т. 24. № 4.
2. Бабенко К.И., Воскресенский Г.П., Любимов А.Н., Русанов В.В. Пространственное обтекание гладких тел идеальным газом. М.: Наука, 505 с.
3. Келдыш В.В. Аэродинамическое качество конического сектора с крылом на режимах соответствующих вырезкам из течения в окрестности кругового конуса при нулевом угле атаки // Изв. АН СССР. МЖГ. 1968. № 6. С. 118–121.
4. Голубкин В.Н. Несущие крылья оптимальной формы в вязком гиперзвуковом потоке // Изв. АН. МЖГ. 1995. №6. С. 154–164.

Москва

Поступила в редакцию  
30.I.1995