

УДК 533.6.011.5

© 1998 г. Г.И. МАЙКАПАР

## ВОЛНОЛЕТЫ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ

Форма волнолета, образованного поверхностями тока за косыми скачками уплотнения и волнами разрежения, усложнена за счет добавления к несущему корпусу крыла и килей. Рассмотрены сращивание крыла с корпусом и возможности уменьшения волнового сопротивления.

Одним из основных требований к форме сверхзвуковых летательных аппаратов является максимально возможное аэродинамическое качество на основном (проектном) режиме полета при заданных подъемной силе, объеме, длине и ширине. Представления о соответствующих этому требованию формах несущих тел дают исследования волнолетов (последние работы [1, 2]) и решение вариационной задачи для гиперзвуковых скоростей и больших углов атаки [3]. Полное решение задачи – выбор оптимальной формы, соответствующей назначению аппарата, – должно включать «интегрирование» с двигателем<sup>1</sup> и «нерасчетные» режимы полета. Волнолет следует считать схемой летательного аппарата. В настоящей работе рассматривается только волновое сопротивление, при окончательном выборе формы должно быть, конечно, учтено сопротивление трения.

Очевидным средством увеличения аэродинамического качества является добавление к несущему корпусу, обеспечивающему заданный объем, тонкого крыла. В линейной теории [5] передняя кромка оптимального тонкого крыла – косоугольной пластины – располагается в горизонтальной плоскости. Посмотрим, является ли такое расположение самым выгодным.

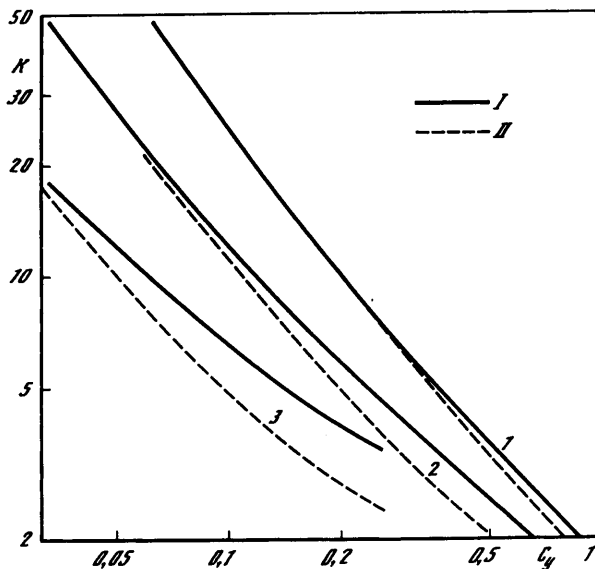
Пусть скачок уплотнения, присоединенный к передней кромке пластины, определен углом  $\pi/2 - \theta$  между нормалью  $n$  к нему и осью  $x$  и углом  $\varphi$  между плоскостями  $xy$  и проходящей через нормаль и ось  $x$ . Ось  $x$  направлена по скорости набегающего потока  $V$ , ось  $y$  имеет направление подъемной силы. Пластина – поверхность тока за скачком – проходит через линию  $y = x \operatorname{tg} \alpha$ ,  $z = 0$ , так что аэродинамическое качество известно:  $K = \operatorname{ctg} \alpha$ . Разность давлений на стороны пластины при этом неизменна и ее подъемная сила пропорциональна

$$\cos(n, y) = [\cos^{-2} \alpha + \sin^{-2} \varphi (\cos \varphi - \operatorname{tg} \alpha / \operatorname{tg} \delta)^2]^{-1/2}$$

где  $\delta$  – угол отклонения потока за скачком в нормальном к кромке сечении. Подъемная сила максимальна, когда  $\cos \varphi = \operatorname{tg} \alpha / \operatorname{tg} \delta$ , т.е. передняя кромка расположена в плоскости, находящейся под углом  $\alpha$  к плоскости  $xz$ .

Расчет качества для бесконечных косых «предельных» пластин (число Маха  $M_2 = 1$  за скачком) [6] с кромками, расположенными в плоскости  $xz$  (фи. 1, кривые II) и в плоскости под углом  $\alpha$  к плоскости  $xz$  (кривые I), показывает заметное преимущество вторых при больших значениях числа Маха потока  $M = V/a_1$ ,  $a_1$  – скорость звука в невозмущенном потоке, и коэффициента подъемной силы  $C_y = 2(p_2 - p_3)/(\gamma M^2 p_1)$  (здесь

<sup>1</sup> Для выбора формы воздухозаборника и сопла также может быть применен метод «конструирования» с помощью поверхностей тока [4].



Фиг. 1. Аэродинамическое качество бесконечных предельных пластин, кривые 1-3 для числа  $M = 3, 5, 10$

$p$  – давление,  $\gamma$  – отношение теплоемкостей, индексы 1-3 относятся к набегающему потоку, наветренной, подветренной сторонам). Угол стреловидности  $\Lambda$  (между кромкой пластины и линией ее пересечения с плоскостью  $xu$ ) предельных пластин зависит от  $C_y$ ; расчеты показывают, что и в случае его постоянства преимущество по качеству кромки, расположенной в плоскости под углом  $\alpha$ , сохраняется, хотя оно и меньше. Для определенности в дальнейшем рассматриваются именно такие пластины (при этом ось  $z$  параллельна пластине).

В расчетах удобно задавать угол наклона скачка уплотнения  $\theta$  (в плоскости, нормальной к передней кромке пластины), нормальную к кромке составляющую скорости потока  $V_1$  и соответствующее число  $M_1$ . Тогда углы атаки пластины и стреловидности кромки будут

$$\alpha = \arcsin\left(\frac{M_1}{M} \sin \delta\right), \quad \Lambda = \arcsin\left(\frac{\operatorname{tg} \alpha}{\operatorname{tg} \delta}\right)$$

Величина составляющей скорости за скачком, нормальной к кромке, и составляющие скорости за скачком

$$V_2 = V_1 \frac{\cos \theta}{\cos(\theta - \delta)}, \quad V_x = \cos \alpha (V \cos \alpha - V_2 \operatorname{tg} \Lambda), \quad V_y = V_x \operatorname{tg} \alpha,$$

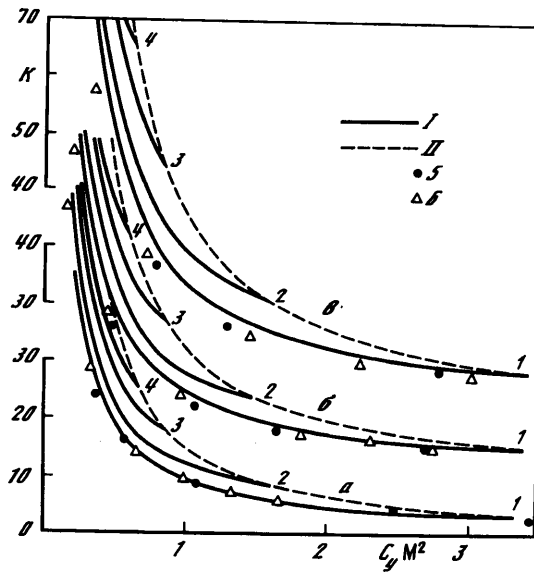
$$V_z = V \sin \alpha \cos \Lambda \operatorname{tg}(\theta - \delta)$$

Число Маха за скачком

$$M_2 = \sqrt{\frac{M^2 - M_1^2 [1 - (V_2 / V_1)^2]}{1 + (\gamma - 1) M_1^2 [1 - (V_2 / V_1)^2] / 2}}$$

Угол между линиями пересечения пластины и скачка с плоскостью  $xu$

$$\beta = \operatorname{arctg}[\sin \Lambda \operatorname{tg}(\theta - \delta)]$$



Фиг. 2. Аэродинамическое качество бесконечных косых пластин:

$a - M = 2, l - M_1 = 1,8, \Lambda = 63,5^\circ, 2 - 1,4, 44,2^\circ, 3 - 1,25, 38,6^\circ, 4 - 1,2, 36,8^\circ; б - M = 3, l - M_1 = 1,8, \Lambda = 36,1^\circ, 2 - 1,4, 27,7^\circ, 3 - 1,25, 24,6^\circ, 4 - 1,2, 23,6^\circ; в - M = 5, l - M_1 = 1,8, \Lambda = 20,5^\circ, 2 - 1,4, 16^\circ, 3 - 1,25, 14,4^\circ, 4 - 1,2, 13,9^\circ, 5 - \Lambda = 90^\circ, 6 - [7]$

На фиг. 2 показано аэродинамическое качество косых пластин в зависимости от  $C_y M^2$  (кривые I), кривые II – «предельная» пластина<sup>2</sup>. Для сравнения приведено качество прямых пластин и треугольных: качество косых пластин может быть значительно больше, чем треугольных, особенно при небольших  $C_y M^2$ . Отметим, что разрежение на подветренной стороне существенно по сравнению с избыточным давлением на наветренную сторону, хотя роль его уменьшается с ростом  $C_y M^2$ .

В случае  $M_2 > 1$  область, в которой течение за скачком не возмущается боковой кромкой, бесконечна, на пластине она ограничена передней кромкой и характеристикой, выходящей из переднего конца пластины. В случае  $M_2 = 1$  (соответствующий угол наклона скачка  $\theta_*$ ) она может быть также неограниченной, если исключено распространение возмущений от переднего конца пластины; в случае  $M_2 < 1$  эта область ограничена и также необходимо исключить возмущения от переднего конца пластины. Это можно сделать, добавив поверхность тока течения за скачком между ним и пластиной («стенку»). Стенкой может быть боковая поверхность корпуса, которая перед линией пересечения со скачком образована поверхностью тока набегающего потока.

Рассмотрим в качестве стенки плоскость, задняя кромка которой выходит из начала координат (ось  $x$  направлена вдоль линии тока за скачком, ось  $z$  расположена в плоскости пластины и направлена к передней кромке пластины) и задана  $y = kx (> 0), z = lx$  [8]. Область слабых возмущений от задней кромки ограничена конусами, выходящими из конца и ее корня, и огибающими семейства конусов двумя плоскостями

$$\frac{z - lx}{y - kx} = \frac{kl \pm m\sqrt{k^2 + l^2 - m^2}}{k^2 - m^2}, \quad m = (M_2^2 - 1)^{-1/2}$$

Линии пересечения огибающих плоскостей с пластиной проходят через начало коор-

<sup>2</sup> Корреляционная формула  $K = 7,42 / (C_y^{1,25} M^{1,51})$ .

динат и образуют с осью  $x$  угол  $\varepsilon$

$$\frac{\operatorname{tg} \varepsilon}{m} = \frac{k^2 + l^2}{m^2} \left[ \frac{l}{m} \pm \frac{k}{m} \sqrt{\frac{k^2 + l^2}{m^2} - 1} \right]^{-1}$$

Исключим из рассмотрения параметры  $k, l$ , при которых на стенку действует отрицательная подъемная сила; для этой области выполнено  $l / |k| \geq (V_z / V_x) \sin \alpha$ .

Область сохранения течения за скачком ограничена: кромкой пластины и характеристикой, выходящей из начала координат, когда  $l \geq m, k < 0; l < 1, k > 0$ ; линией пересечения пластины и огибающей плоскости, переходящей в гиперболу для  $l < m, k < 0$ ; гиперболой при  $k^2 + l^2 = m^2$ . Если  $\theta > \theta_*$ , то давление за скачком больше, а угол наклона меньше, чем для предельной пластины, поэтому интересно сравнить качество этих пластин с учетом сопротивления стенки; в качестве таковой возьмем вертикальную, не создающую подъемной силы, с задней кромкой, нормальной к пластине, при этом в случае  $M_2 = 1$  границами области сохранения течения являются передняя кромка и характеристика, выходящая из корня стенки. Область сохранения течения в случае  $M_2 < 1$  треугольная, а в случае  $M_2 = 1$  – трапециевидная – задняя кромка сначала от корня стенки параллельна передней, а затем нормальна плоскости  $xu$  поточной системы координат. Сравниваются пластины одинаковой длины и ширины с одинаковой подъемной силой.

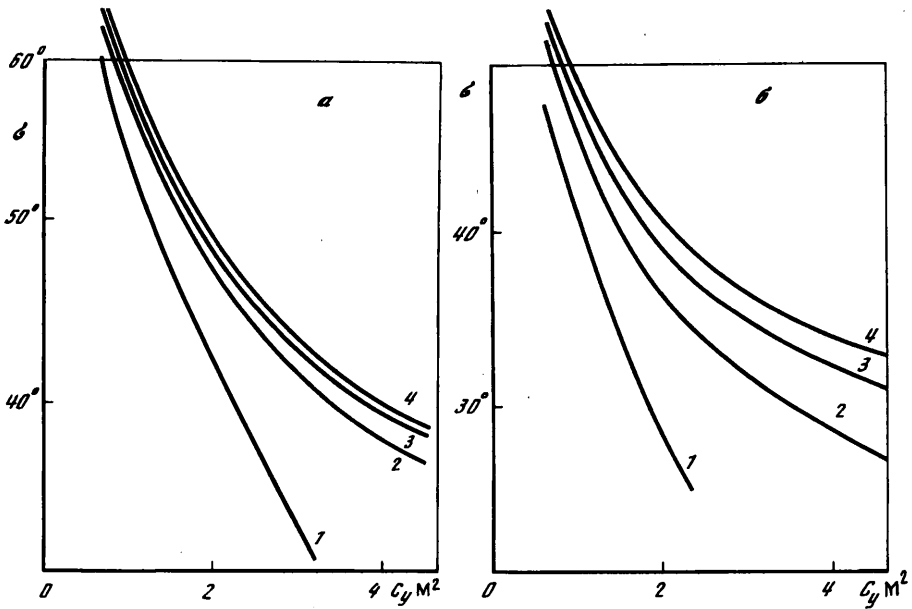
Расчеты показали, что качество треугольных пластин с ростом  $\theta$  быстро уменьшается, в то время как качество «предельных» пластин уменьшается медленно. Происходит это вследствие того, что растут высота стенки и угол наклона ее к потоку, а также вследствие меньшей корневой хорды предельной пластины. Качество предельной пластины является поэтому пределом качества для всех тонких крыльев с присоединенными скачками уплотнения. Следует отметить, что для косоугольного крыла, имеющего толщину, существует значение угла  $\Lambda$ , большее соответствующего значения для  $M_2 = 1$ , при котором качество максимально, что видно из линейной теории [5].

Обратимся теперь к заднему концу крыла; для исключения возмущений кромка его должна быть сверхзвуковой или характеристической. Возможно также расположение на конце крыла стенки (киля), образованной поверхностью тока за скачком на наветренной или за волной разрежения на подветренной стороне. Если киль на наветренной стороне крыла – плоскость, проходящая через имеющие общее начало в точке на передней кромке векторы скорости перед и за скачком, то на наветренной стороне кия будет подъемная сила, а сопротивление будет равно нулю. Угол наклона кия к вертикальной плоскости равен

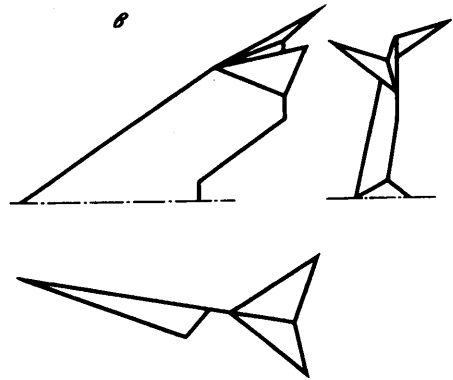
$$\sigma = \operatorname{arctg} \left( \frac{V_z}{V_y} \right)$$

Он увеличивается с ростом  $M$  и уменьшается с увеличением  $C_y$  крыла (фиг. 3, а). Расчет выполнен для предельной пластины. Полная подъемная сила кия будет меньше подъемной силы крыла вследствие отсутствия разрежения на части его подветренной стороны. Плоская часть поверхности кия на подветренной стороне крыла, образованного поверхностью тока за волной разрежения, также может создавать подъемную силу при нулевом волновом сопротивлении. Угол  $\sigma$  приведен на фиг. 3, б, а схема пластины с киями – на фиг. 3, в.

Полезная площадь килей может быть увеличена за счет характеристических задних кромок. Плоский вертикальный киль на наветренной стороне крыла  $z/x = V_z/V_x$  создает тягу при значениях  $C_y$  крыла, больших определенной величины, уменьшающейся с увеличением  $M$ , и нулевой подъемной силе вследствие того, что число  $M'_1$  и угол  $\delta'$  в



Фиг. 3. Угол между плоскостью кия на наветренной стороне (а) и плоской частью кия на подветренной стороне (б) крыла и плоскостью  $xu$ , кривые 1-4 для чисел  $M = 2, 3, 4, 5$ ; в - схема предельной пластины с киями

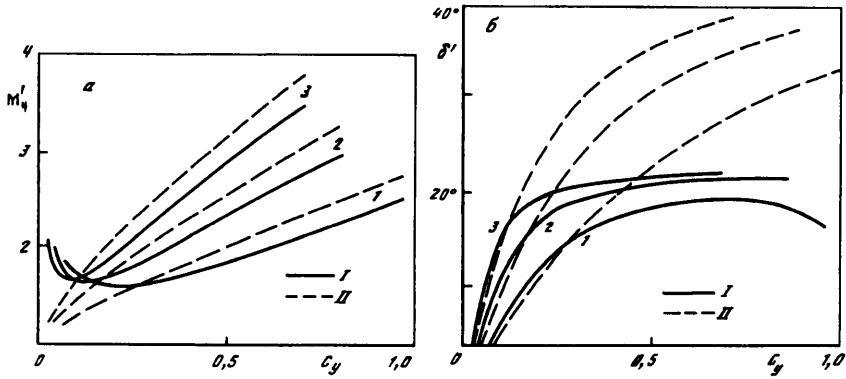


нормальном сечении к его кромке (кривые I) меньше, чем число  $M_1$  и угол  $\delta$  для крыла (кривые II) (фиг. 4, а, б), а значит, меньше и давление на его внешнюю сторону. Киль на подветренной стороне может создавать тягу при положительной подъемной силе [9].

Внешней стороной кия может быть плоскость тока набегающего потока, не создающая сопротивления. Укажем еще одну возможность получения подъемной силы при нулевом волновом сопротивлении на части поверхности крыла. Если за передней кромкой расположено параллельное ей ребро разрежения, на котором течение поворачивается так, что плоскость тока за ним совпадает с поверхностью тока набегающего потока, то давление на ней близко к  $p_1$ . Если же ребро нормально к скорости за скачком, то при таком же повороте течения давление на нем превосходит  $p_1$ , что связано с меньшим углом поворота и большим числом Маха перед ребром.

При добавлении крыла к несущему корпусу представляет интерес вопрос о распределении подъемной силы между ними. Рассмотрим простейший пример: прямой клин с углами наклона для наветренной  $\delta_1$  и подветренной  $\delta_2$  сторон и шириной  $a'$ , обеспечивающий заданный объем  $V'$ , и прямая пластина под углом атаки  $\alpha$  шириной  $(b' - a')$  и той же длиной  $l'$ , что и клин.

Расчетное течение обеспечивается пластинами-шайбами на концах крыла и про-



Фиг. 4. Число Маха нормальной к передней кромке кия составляющей скорости невозмущенного потока (а) и угол наклона кия в нормальном к кромке сечении (б), кривые 1–3 для чисел  $M = 3, 4, 5$

должающими стенки корпуса. Введем обозначения

$$a = \frac{a'}{b'}, \quad \beta = \delta_1 + \delta_2, \quad \varepsilon = \delta_1 - \delta_2, \quad v = \frac{2w'}{b'l'^2} = a\beta$$

$$C = 2(M^2 - 1)^{-1/2}, \quad q = \frac{\rho_1 V^2}{2}, \quad y = \frac{Y}{b'l'Cq}, \quad x = \frac{X}{b'l'Cq}$$

Здесь  $Y, X$  – подъемная сила и волновое сопротивление,  $p_4$  – донное давление.

Пользуясь линейной теорией [5], получим

$$x = a \left[ \frac{\beta^2 + \varepsilon^2}{2} + \frac{2(1 - p_4 / p_1)\beta}{\gamma M^2 C} \right] + 2(1 - a)\alpha^2$$

$$y = a\varepsilon + 2(1 - a)\alpha$$

Исключим  $\alpha$ , тогда

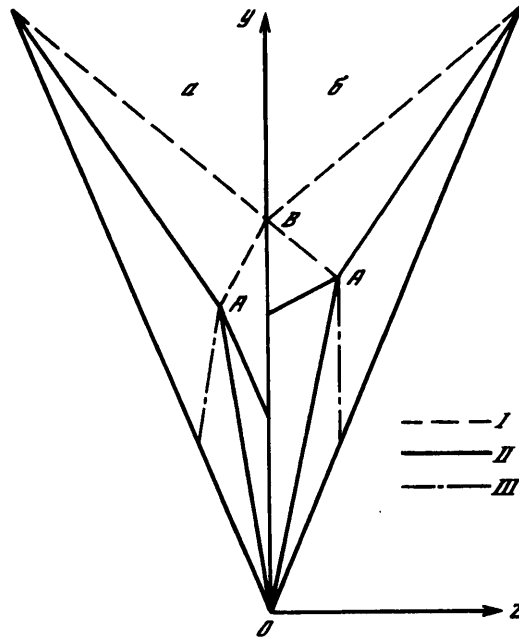
$$x = \frac{1}{2} \left[ \frac{v^2}{2} + y^2 + \frac{v(\varepsilon - y)^2}{\beta - v} \right] + \frac{2(1 - p_4 / p_1)v}{\gamma M^2 C}$$

При заданных  $a, y, v$  минимальное сопротивление будет при  $\varepsilon - y = 0, \delta_1 = 0,5(v/a + y), \delta_2 = 0,5(v/a - y), \alpha = y/2$ , т.е. когда корпус и крыло одинаково участвуют в создании подъемной силы независимо от заданного  $v$ . Наименьшим сопротивление будет при  $a = 1$ .

В число течений, которые можно применить для конструирования поверхности волнолета, входит поток с регулярным пересечением плоских скачков уплотнения. Для несущих тел его использование, по-видимому, нецелесообразно, так как в случае прямой стреловидности передних кромок получаются вогнутые поверхности с увеличенным сопротивлением трения, а в случае крыльев обратной стреловидности (пластины под углом  $\alpha$ ) они получаются узкими и длинными, потому что необходимый для регулярного пересечения угол наклона скачков в плоскости, нормальный к линии пересечения

$$\omega = \arctg(\tg \Lambda / \sin \beta) = \sqrt{\cos^{-2} \Lambda \sin^{-2}(\theta - \delta) - 1} \approx 40^\circ$$

можно получить только при малых углах  $\Lambda$  и больших  $\theta$ .



Фиг. 5. Схема регулярного пересечения скачков в угле и стенок за ребром разреза: *a* – слабый отраженный скачок; *b* – сильный отраженный скачок

Системами пересекающихся скачков можно воспользоваться для конструирования углов между двумя частями аппарата. Схема такого угла представлена на фиг. 5, ось  $x$  направлена по скорости набегающего потока, линия пересечения скачков  $B$ , скачки – линии I. Отраженные скачки могут быть слабыми (*a*) и сильными (*b*), стенки за скачками, показанные линиями II, в обоих случаях создают сопротивление. Если за отраженным скачком расположено ребро разреза  $A$  и стенки проходят через ось  $x$ , то их сопротивление равно нулю; если же стенки расположены, как показано прямыми III, то на них действует тяга, как в биплане Буземана [5]. Отметим, что в действительности течение сложнее за счет отрыва потока, вызываемого отраженным скачком [10].

**Заключение.** Аэродинамическое качество косою крыла с равной скорости звука нормальной составляющей скорости за присоединенным скачком уплотнения может быть значительно больше, чем качество треугольного крыла. Известно из эксперимента, что у волнолета эта составляющая скорости может быть и дозвуковой [11], однако очень интересна проверка «реалистичности» для предельных крыльев большого удлинения. Представляет также интерес расчетное и экспериментальное исследование эффективности несущих и тянущих килей. Волнолет позволяет искать оптимальное сочетание крыла и корпуса.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Келдыш В.В. Оптимальные формы несущих тел, обтекаемых с плоским скачком уплотнения // Изв. РАН. МЖГ. 1996. № 4. С. 131–141.
2. Майкапар Г.И. Замечания к выбору формы волнолета // Изв. РАН. МЖГ. 1996. № 3. С. 126–131.
3. Голубкин В.Н. Несущие крылья оптимальной формы в вязком гиперзвуковом потоке // Изв. РАН. МЖГ. 1995. № 6. С. 154–164.

4. Гунько Ю.И., Маркелов Г.И., Шашкин А.П. Газодинамическое конструирование волнолетов с конвергентными поверхностями сжатия в воздухозаборниках // Сиб. физ.-техн. журн. 1995. Вып. 4. С. 47–55.
5. Буземан А. Подъемная сила при сверхзвуковых скоростях // Газовая динамика. М.; Л.: Гостехиздат, 1939, с. 143–177.
6. Майкапар Г.И. Аэродинамическое качество при сверхзвуковых скоростях // Изв. РАН. МЖГ. 1993. № 5. С. 134–141.
7. Воскресенский Г.П., Ильина А.С., Татаренчик В.С. Сверхзвуковое обтекание крыльев с присоединенной ударной волной // Тр. ЦАГИ. 1974. Вып. 1590. 138 с.
8. Келдыш В.В. Полезная интерференция крыла и тела при сверхзвуковых скоростях // Уч. зап. ЦАГИ. 1971. Т. 2. № 1. С. 17–24.
9. Майкапар Г.И. О форме подветренной стороны волнолета // Уч. зап. ЦАГИ. 1985. Т. 16. № 2. С. 9–16.
10. Голубкин В.Н., Михайлов В.И. Интерференция скачков уплотнения на крыле с перегородкой при гиперзвуковых скоростях // Изв. РАН. МЖГ. 1992. № 3. С. 135–140.
11. Зайцев Ю.И., Келдыш В.В. Особые случаи течения вблизи сверхзвуковой кромки и линии пересечения скачков уплотнения // Уч. зап. ЦАГИ. 1970. Т. 1. № 1. С. 48–59.

Москва

Поступила в редакцию  
17.XII.1996