

УДК 533.6.011

## АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СКОРОСТНЫХ ПРОФИЛЕЙ ПРИ ПОДВОДЕ ЭНЕРГИИ

С. М. Аульченко\*, В. П. Замураев<sup>\*,\*\*</sup>, А. П. Калинина<sup>\*,\*\*</sup>

\* Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,  
630090 Новосибирск

\*\* Новосибирский государственный университет, 630090 Новосибирск  
E-mails: aultch@itam.nsc.ru, zamuraev@itam.nsc.ru

Исследована возможность управления аэродинамическими характеристиками скоростных крыловых профилей с помощью одностороннего импульсно-периодического подвода энергии. На основе численного решения двумерных нестационарных уравнений газовой динамики определено изменение структуры течения вблизи скоростного профиля, а также его аэродинамических характеристик в зависимости от величины энергии и положения зоны ее подвода. Показано, что с помощью внешнего подвода энергии можно существенно улучшить аэродинамические характеристики крыловых профилей, обладающих высоким аэродинамическим качеством. Найдены моментные характеристики профиля.

Ключевые слова: трансзвуковое течение, скоростной профиль, аэродинамические характеристики, подвод энергии, уравнения Эйлера.

**Введение.** В работах [1–4] исследовалось влияние подвода энергии на аэродинамические характеристики симметричного профиля для числа Маха набегающего потока  $M_\infty = 0,85$ . При таком же числе Маха  $M_\infty$  рассматривалось влияние подвода энергии на аэродинамические характеристики скоростного несущего профиля [5]. Однако влияние подвода энергии в случае трансзвукового обтекания несимметричных профилей с существенно более высоким качеством, характерным для меньших значений числа Маха, осталось неизученным. Известно, что аэродинамические характеристики тел существенно меняются при трансзвуковых скоростях. В работах А. С. Юрьева (см., например, [6]) показано, что в зависимости от числа Маха невозмущенного потока в диапазоне  $M_\infty = 0,8 \div 0,9$  сопротивление профиля НАСА-0012 при подводе энергии меняется неоднозначно: оно может как увеличиваться, так и уменьшаться. В отличие от работ [1–6] в [7] данная проблема впервые исследована с использованием численного моделирования трансзвукового обтекания профиля с локальным объемным теплоподводом на основе осредненных по числу Рейнольдса уравнений Навье — Стокса. В этой работе рассмотрены различные аспекты влияния энергоподвода на обтекание профиля и выявлен сдвиг замыкающего скачка уплотнения вверх по потоку, что подтверждает установленный ранее (см., например, [1]) характер перестройки структуры течения. Следует отметить, что при выбранных положениях, компактной форме источника энергии и его мощности аэродинамическое качество профиля  $K$  не увеличилось. В рассматриваемом диапазоне чисел Маха набегающего потока наряду с влиянием объемного энергоподвода изучается влияние на сопротивление обтекаемых тел теплопередачи между потоком и поверхностью (см., например, [8, 9]).

Работа выполнена в рамках Программы Президиума РАН № 9 и при частичной финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта 08-09-90003\_Бел\_а).

В настоящей работе исследуется влияние энергоподвода на обтекание оптимального по качеству для числа Маха  $M_\infty = 0,75$  профиля (в определенном классе конфигураций). Поскольку число  $M_\infty$  меньше, а форма более оптимальна, качество данного профиля значительно выше, чем в случаях, рассмотренных в работах [1–7]. Поэтому представляет интерес изучение влияния энергоподвода как способа управления аэродинамическими характеристиками профиля.

**Постановка задачи.** В качестве математической модели для описания плоского нестационарного течения вязкого нетеплопроводного газа с постоянным показателем адиабаты  $\gamma$  используются уравнения Эйлера в консервативной форме

$$\begin{aligned} \frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} &= \mathbf{Q}, \\ \mathbf{U} &= (\rho, \rho u, \rho v, e), \quad \mathbf{F} = (\rho u, p + \rho u^2, \rho uv, u(p + e)), \\ \mathbf{G} &= (\rho v, \rho uv, p + \rho v^2, v(p + e)), \quad \mathbf{Q} = (0, 0, 0, q). \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь оси координат  $x, y$  направлены соответственно вдоль хорды профиля и перпендикулярно ей и отнесены к ее длине  $b$ ; время  $t$  отнесено к  $b/a_0$ , компоненты скорости газа  $u, v$  и скорость звука  $a$  — к  $a_0$ , плотность  $\rho$  — к  $\rho_0$ ; давление  $p$  и полная энергия единицы объема газа  $e$  обезразмерены параметром  $\rho_0 a_0^2$ ; мощность  $q$ , подводимая к единице объема газа, отнесена к величине  $\rho_0 a_0^3/b$ ;  $p_0, a_0$  — размерные давление и скорость звука в набегающем потоке;  $\rho_0$  определяется из условия  $p_0 = \rho_0 a_0^2$ . Для рассматриваемой модели газа имеем

$$p = (\gamma - 1)(e - \rho(u^2 + v^2)/2), \quad a^2 = \gamma p/\rho.$$

При импульсном периодическом подводе энергии величина  $q$  определяется выражением

$$q = \Delta e f(t),$$

где  $f(t) = \sum_i \delta(t - i\Delta t)$ ;  $\delta(t)$  — импульсная функция Дирака;  $\Delta t$  — период подвода энергии;

$\Delta e$  — энергия, подводимая к единице объема газа.

Система уравнений (1) дополняется краевыми условиями на границах расчетной двухсвязной области  $\Omega$ , представляющей собой прямоугольник с внутренней границей, соответствующей контуру рассматриваемого крылового профиля. На левой, верхней и нижней границах этой области ставятся условия невозмущенного потока, на правой границе — “мягкие” условия, на контуре профиля — условие непротекания.

Для численного решения системы (1) используется метод, изложенный, например, в [3].

В рассматриваемой модели импульсный подвод энергии осуществляется мгновенно, при этом плотность газа и его скорость не меняются. Плотность энергии газа  $e$  в зоне ее подвода увеличивается на величину  $\Delta e = \Delta E/\Delta S$  ( $\Delta E$  — полная подводимая энергия, отнесенная к  $\rho_0 a_0^2 b^2$ ;  $\Delta S$  — площадь зоны подвода энергии). Энергия подводится в тонких зонах приблизительно прямоугольной формы, прилегающих к профилю. Для этого случая в работе [1] получены значительные нелинейные эффекты. В частности, численные эксперименты [1] по варьированию периода подвода энергии  $\Delta t$  при обтекании профиля NASA-0012 при числе Маха  $M_\infty = 0,85$  показали, что ударно-волновая структура течения существенно зависит от величины  $\Delta t$ . При больших значениях параметра  $\Delta t$ , например при  $\Delta t = 0,5$ , структура течения частично восстанавливается, в результате чего замыкающий скачок уплотнения смещается вверх по потоку незначительно. При этом его положение меняется в пределах периода. При  $\Delta t = 0,05$  скачок устанавливается перед зоной энергоподвода и в пределах периода его положение не меняется. Данное значение  $\Delta t$  рассматривается в качестве предельного.

Таблица 1

Зависимость аэродинамических коэффициентов профиля от угла атаки при отсутствии подвода энергии

Вариант расчета	$\alpha$ , град	$C_x \cdot 10^3$	$C_y$	$C_m$	$K$
1	-1	2,61	0,366	-1,34	140,0
2	-0,1	8,06	0,556	-1,97	69,0
3	0	9,26	0,578	-2,04	62,4
4	1	31,60	0,790	-2,75	25,0
5	2	57,20	0,995	-3,45	17,4

Начальное распределение параметров, соответствующее стационарному обтеканию профиля без подвода энергии, получено для переменных  $\rho$ ,  $u$ ,  $v$ ,  $p$  с абсолютной погрешностью  $10^{-4}$  во всех узлах сетки. С момента начала подвода энергии до момента получения периодического решения задача решается как нестационарная. Момент установления периодического решения определялся путем сравнения осредненных значений коэффициента сопротивления профиля на промежутках времени, кратных периоду подвода энергии. При этом абсолютная погрешность не превышала  $10^{-7}$ .

**Проектирование профиля.** Для решения поставленной задачи спроектирован профиль фиксированной толщины (12 %), обладающий максимальным аэродинамическим качеством при ограничении на минимально допустимое значение коэффициента подъемной силы  $C_y = 0,5$  для числа Маха набегающего потока  $M_\infty = 0,75$  в заданном классе конфигураций. При построении профиля использовалось стандартное параметрическое представление его контура с помощью средней линии и функции толщины. Варьировались два геометрических параметра (стрела прогиба средней линии  $f$ , ее абсцисса  $x_f$ ) и один аэродинамический (угол атаки). Длина хорды профиля  $b$  и его максимальная толщина  $c$  считаются фиксированными. Функция толщины соответствует серии профилей NASA:

$$L(x) = c(0,2969x^{1/2} - 0,1260x - 0,3516x^2 + 0,2843x^3 - 0,1036x^4),$$

а средняя линия имеет форму параболы. В результате получен профиль, форма которого приведена на рис. 1–4. Максимальное качество профиля  $K_{\max} = 69$  получено при угле атаки  $\alpha = -0,1^\circ$  и выполнении условия ограничения на коэффициент подъемной силы. При больших значениях  $K$  условие ограничения на минимальное значение коэффициента подъемной силы не выполняется. Характерной особенностью трансзвуковых профилей является их высокая чувствительность к изменению угла атаки. В частности, при  $\alpha = 0$  данный профиль имеет качество  $K = 62,4$ . На практике этот недостаток компенсируется круткой крыла, сечения в котором располагаются под различными углами атаки по его размаху. Поэтому дальнейшие исследования влияния энергоподвода проводились в основном для угла атаки  $\alpha = 0$ , а не для режима обтекания с максимальным качеством. Аэродинамические коэффициенты профиля при отсутствии подвода энергии приведены в табл. 1 ( $C_x$ ,  $C_y$ ,  $C_m$  — коэффициенты волнового сопротивления, подъемной силы и момента тангажа соответственно).

**Результаты расчетов.** Расчеты проводились для указанного оптимального профиля при обтекании его под углом атаки  $\alpha = 0$  потоком идеального газа ( $\gamma = 1,4$ ) и при предельном значении периода  $\Delta t = 0,05$  (соответствующая безразмерная частота подвода энергии  $\omega = 20$ ). Число Маха набегающего потока  $M_\infty = 0,75$ , положение зоны подвода энергии (энергия подводилась с нижней стороны профиля) и значения подводимой энергии варьировались.

Таблица 2

Зависимость аэродинамических коэффициентов профиля  
от положения зоны подвода энергии

Вариант расчета	$x_1 \div x_2$	$C_x \cdot 10^3$	$C_y$	$C_m$	$K$
1	—	9,26	0,578	-2,04	62,4
2	3,157 ÷ 3,184	9,12	0,492	-1,72	53,9
3	3,195 ÷ 3,226	7,69	0,469	-1,65	61,0
4	3,238 ÷ 3,271	7,40	0,485	-1,70	65,6
5	3,558 ÷ 3,600	8,48	0,570	-2,01	67,2
6	3,838 ÷ 3,864	8,68	0,582	-2,05	67,0
7	3,985 ÷ 3,994	9,44	0,583	-2,06	61,8

Примечание. В первой строке указаны значения коэффициентов при отсутствии подвода энергии.

В табл. 2 приведены значения аэродинамических коэффициентов профиля в зависимости от геометрических параметров источника энергии мощностью  $\Delta E/\Delta t = 0,005$  ( $x_1$ ,  $x_2$  — координаты левой и правой границ источника; хорда профиля расположена на отрезке  $3 \leq x \leq 4$ ). Из табл. 2 следует, что положение источника энергии оказывает значительное, но неоднозначное влияние на аэродинамические характеристики профиля. В варианте 2 источник расположен в локальной сверхзвуковой зоне, фактически в области миделя (точнее, перед ним;  $x_{mid} = 3,204$ ), что является неэффективным, так как в этом случае, по-видимому, из-за большой локальной кривизны контура профиля за источником формируется след низкой плотности значительной толщины. Вследствие неустойчивости контактного разрыва, отделяющего след от основного потока, даже при умеренных значениях энергии возможны возникновение и сход с профиля вихрей. В основном потоке может сформироваться вторичная сверхзвуковая зона. В результате периодическое решение не устанавливается (в варианте 2 мощность подводимой энергии небольшая и периодическое решение установилось). В варианте 4 источник энергии расположен непосредственно за невозмущенным положением замыкающего скачка уплотнения, в дозвуковой области потока, и ситуация улучшается: коэффициент волнового сопротивления профиля уменьшается приблизительно на 16 %, качество увеличивается. Наилучшие результаты получены в варианте 6 (в вариантах 2–4, 6 источник имеет не только одну и ту же мощность, но и почти одинаковые размеры) (рис. 1). На рис. 1,а,б показаны поля давления в стационарном течении без подвода энергии для варианта 1 и в периодическом течении с подводом энергии  $\Delta E = 2,5 \cdot 10^{-4}$  для варианта 4 соответственно. На рис. 1,в,г приведены поля чисел Маха соответственно для варианта 4 и для случая подвода энергии, мощность которой в два раза больше, т. е.  $\Delta E/\Delta t = 0,01$ , при одном и том же положении источника. (Зона подвода энергии представлена в виде белой полосы (условной толщины) вблизи нижней поверхности профиля.) Для мощности подводимой энергии, в два раза большей, чем в варианте 4, периодическое решение по указанной выше причине не устанавливается, и качество профиля уменьшается практически до нуля (см. рис. 1,з). При сравнении стационарного (см. рис. 1,а) и периодического (см. рис. 1,б) решений видно, что подвод энергии в зоне ниже профиля может привести к сдвигу замыкающего скачка уплотнения вверх по потоку и уменьшению размеров сверхзвуковой зоны не только под профилем, но и над ним. Данное явление, ранее не наблюдавшееся, приводит к уменьшению коэффициента сопротивления и коэффициента подъемной силы и незначительному увеличению аэродинамического качества. Наблюдаемый феномен можно объяснить следующим образом. Как и при неста-

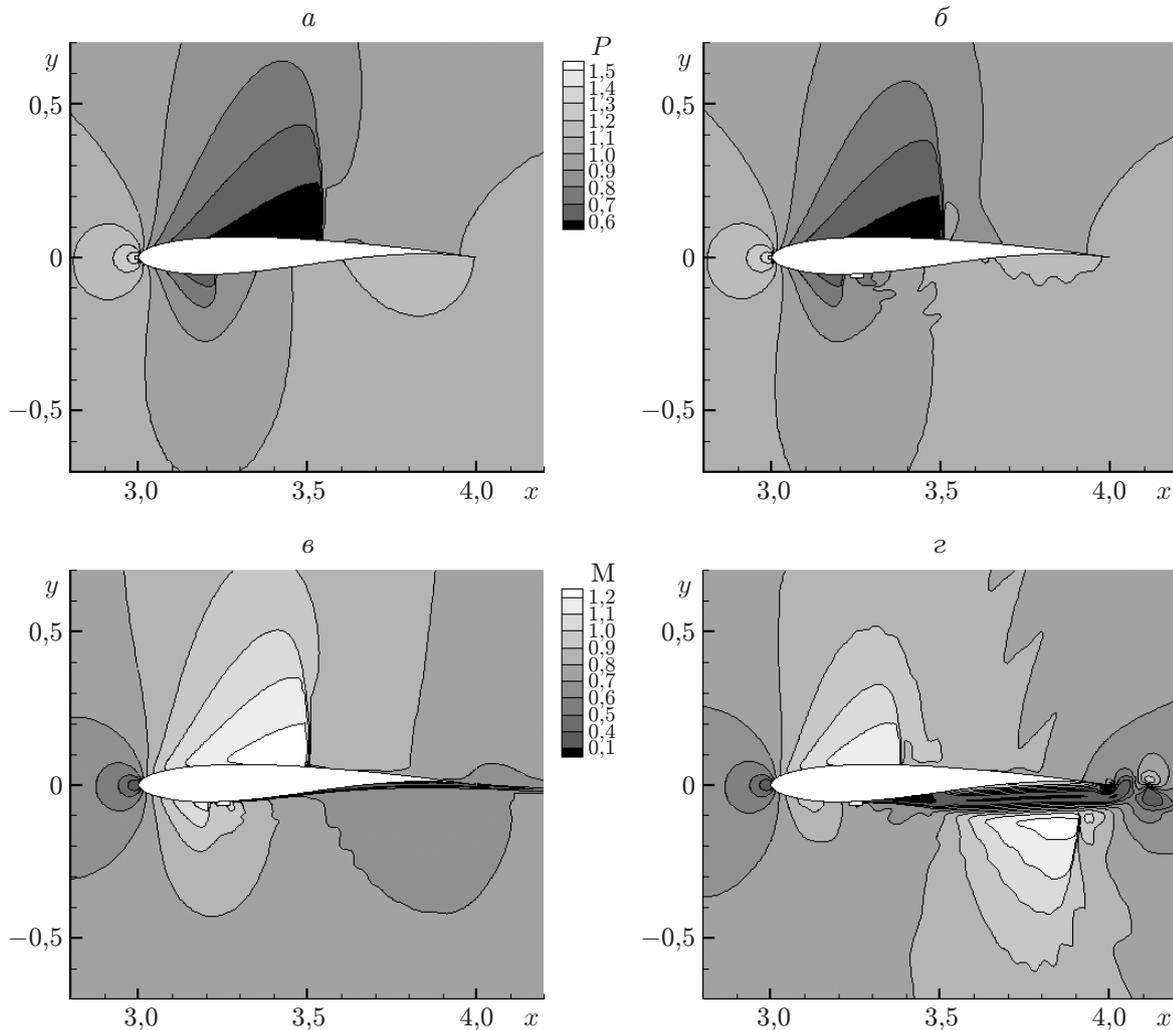


Рис. 1. Поля давления (*а, б*) и чисел Маха (*в, г*):

*а* — при стационарном течении без подвода энергии, *б-г* — при периодическом течении с подводом энергии в зоне  $3,238 \leq x \leq 3,271$  (*б, в* —  $\Delta E = 2,5 \cdot 10^{-4}$ , *г* —  $\Delta E = 5 \cdot 10^{-4}$ )

ционарном течении в канале переменного сечения с импульсно-периодическим подводом энергии [10], в рассматриваемом случае при дозвуковых скоростях в результате подвода энергии происходит ускорение потока и достигается скорость, равная местной скорости звука. Затем поток вследствие его расширения ускоряется до сверхзвуковых скоростей. При этом в задаче о течении в канале энергия при сверхзвуковых скоростях не подводилась, а образующая стенки была прямолинейной. В рассматриваемой задаче, несмотря на продолжающийся подвод энергии, поток ускоряется, что обусловлено большой локальной кривизной контура (см. рис. 1, *в*). Подвод энергии в образовавшуюся небольшую сверхзвуковую область течения приводит к повышению давления в хвостовой части профиля и, следовательно, к ослаблению замыкающего скачка уплотнения над профилем. При подводе энергии вблизи задней кромки ( $x \approx 3,8$ ), где кривизна контура профиля невелика, сверхзвуковые скорости не достигаются, и давление в хвостовой части профиля ниже, чем в стационарном течении, т. е. без подвода энергии, что ведет к смещению замыкающего скачка уплотнения над профилем в направлении задней кромки [2, 3].

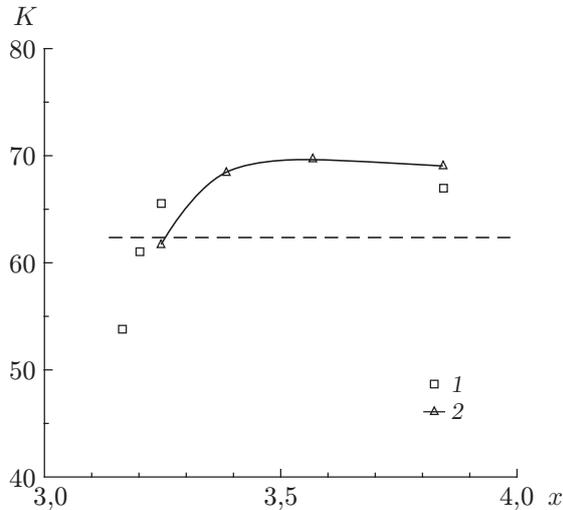


Рис. 2. Зависимость качества оптимального профиля от положения источника энергии при различных значениях его мощности:

1 —  $\Delta E/\Delta t = 0,005$ ,  $\Delta E = 2,5 \cdot 10^{-4}$ ; 2 —  $\Delta E/\Delta t = 0,007$ ,  $\Delta E = 3,5 \cdot 10^{-4}$ ; штриховая линия —  $\Delta E = 0$

Таблица 3

Зависимость аэродинамических коэффициентов профиля от значения подводимой энергии

Вариант расчета	$\Delta E \cdot 10^4$	$C_x \cdot 10^3$	$C_y$	$C_m$	$K$
1	0	9,260	0,578	-2,04	62,4
2	2,5	8,680	0,582	-2,05	67,0
3	3,5	8,440	0,583	-2,05	69,1
4	4,5	8,230	0,585	-2,06	71,0
5	5,5	8,050	0,587	-2,07	72,9
6	6,5	7,890	0,589	-2,08	74,7
7	10,0	7,495	0,601	-2,11	80,2

На рис. 2 приведена зависимость качества рассматриваемого профиля от положения источника энергии при двух значениях его мощности:  $\Delta E/\Delta t = 0,005$ ;  $0,007$  ( $\Delta E = 2,5 \cdot 10^{-4}$ ;  $3,5 \cdot 10^{-4}$  соответственно). Для сравнения на рис. 2 показано качество профиля при отсутствии подвода энергии (штриховая линия). Из рис. 2 следует, что наиболее выгодное (с точки зрения качества профиля) положение источника энергии находится в некоторой области за миделем. При таком положении увеличение мощности источника приводит к увеличению коэффициента подъемной силы профиля при одновременном существенном уменьшении коэффициента его сопротивления и как следствие к увеличению аэродинамического качества профиля. Это следует из табл. 3, в которой представлены данные для положения источника, соответствующего варианту 6 при  $x_1 = 3,838$  (см. табл. 2). В варианте 7 (см. табл. 3) при подводе энергии качество почти на 30 % выше, причем для источника с большей мощностью можно получить еще более высокое качество профиля. Заметим, что для вариантов, результаты которых представлены в табл. 3, увеличение качества происходит как за счет уменьшения волнового сопротивления, так и за счет увеличения подъемной силы.

На рис. 3 показана зависимость аэродинамического качества от подводимой энергии при различном положении зоны энергоподвода. В случае положения источника энергии вблизи миделя подвод небольшой энергии приводит к уменьшению качества, а при незначительном увеличении мощности источника происходит отрыв потока и резкое уменьше-

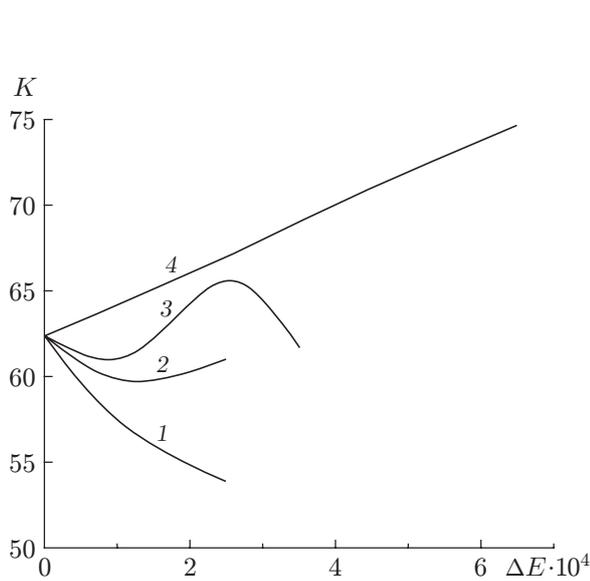


Рис. 3

Рис. 3. Зависимость аэродинамического качества от подводимой энергии в зоне с различными значениями координаты левой границы  $x_1$ :

1 —  $x_1 = 3,157$ , 2 —  $x_1 = 3,195$ , 3 —  $x_1 = 3,238$ , 4 —  $x_1 = 3,838$

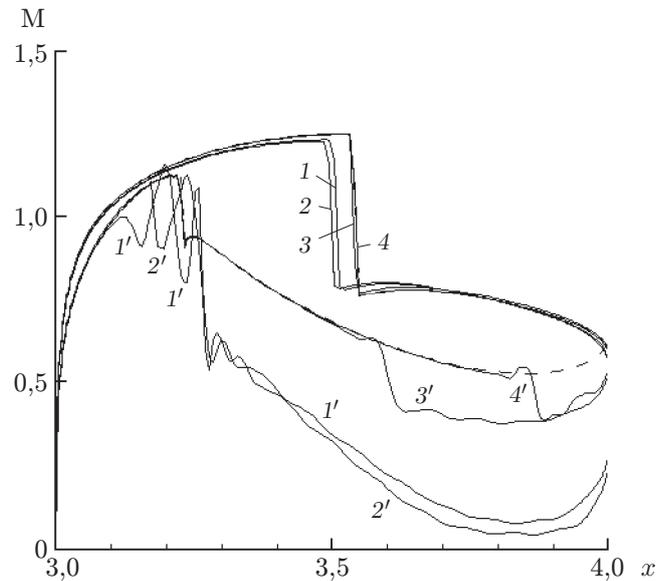


Рис. 4

Рис. 4. Распределение числа Маха по контуру профиля при различных положениях источника ( $\Delta E/\Delta t = 0,005$ ,  $\Delta E = 2,5 \cdot 10^{-4}$ ):

1–4 — распределение по верхней поверхности контура; 1'–4' — распределение по нижней поверхности контура; 1, 1' —  $x_1 = 3,162$ , 2, 2' —  $x_1 = 3,201$ , 3, 3' —  $x_1 = 3,567$ , 4, 4' —  $x_1 = 3,843$ ; штриховая линия —  $\Delta E = 0$

ние качества. В случае положения источника в окрестности задней кромки при увеличении мощности источника наблюдается монотонное увеличение качества профиля.

Следует отметить, что максимальное аэродинамическое качество рассматриваемого профиля  $K_{\max} = 69$  достигается при угле атаки  $\alpha = -0,1^\circ$ . В этом случае подвод энергии  $\Delta E = 10^{-3}$  также приводит к увеличению качества профиля. Для положения источника энергии, соответствующего варианту 6 при  $x_1 = 3,838$  (см. табл. 2),  $K = 80,4$ , что приблизительно на 30 % больше, чем в случае без подвода энергии. Сравнение данных, представленных в табл. 1, 3, показывает, что в случае подвода энергии заданную подъемную силу (при заданном минимальном значении соответствующего коэффициента 0,5) можно получить при значительно более высоком аэродинамическом качестве профиля, чем в случае его обтекания под углом атаки.

Некоторое представление о влиянии подвода энергии на ударно-волновую структуру течения вблизи рассматриваемого (оптимального) профиля позволяет получить рис. 4, на котором показано распределение числа Маха по контуру профиля при различных положениях источника мощностью  $\Delta E/\Delta t = 0,005$ . При положении источника вблизи миделя замыкающий скачок уплотнения над профилем смещен вверх по потоку (кривые 1, 2) по сравнению со случаем обтекания без энергоподвода (штриховая линия), о чем сказано выше. Снизу от профиля возникает небольшая сверхзвуковая область, начинающаяся в зоне энергоподвода (кривые 1', 2'). При этом замыкающий скачок уплотнения смещается по потоку. При перемещении источника к задней кромке профиля оба скачка (над профилем и под ним) возвращаются назад (кривые 3, 4, 3', 4'). Следует отметить резкое уменьшение

чисел Маха ниже профиля при подводе энергии вблизи миделя, что приводит к смещению скачка уплотнения над профилем вверх по потоку.

В настоящей работе за счет использования вытянутых вдоль контура зон подвода энергии и изменения их расположения получено более высокое, чем в работе [7], аэродинамическое качество профиля. При этом мощность подводимой энергии была на два порядка меньше. Кроме того, выполнялось ограничение на величину подъемной силы. Тем не менее подвод такой энергии, при которой получен значительный положительный эффект, может использоваться для управления трансзвуковым обтеканием профиля при  $M_\infty = 0,75$  скорее на нерасчетных режимах полета, в частности при маневре летательного аппарата, когда появляется необходимость компенсировать негативные эффекты, обусловленные, например, отрывом потока и т. д.

Из табл. 3 следует, что при подводе энергии в зоне вблизи задней кромки профиля  $3,838 \leq x \leq 3,864$  момент тангажа практически не зависит от значения подводимой энергии. Это обусловлено слабым изменением распределения давления на большей части профиля. Заметные изменения происходят лишь в небольшой области вследствие смещения замыкающего скачка на нижней поверхности, что незначительно влияет на моментные характеристики, однако существенно влияет на сопротивление. В то же время сравнение значений коэффициента  $C_m$  в вариантах 2–4 и вариантах 5–7 (см. табл. 2) показывает, что момент тангажа может существенно зависеть от положения зоны энергоподвода.

Расположение кривых на рис. 4 подтверждает обобщенный в работе [11] закон стабилизации распределений чисел Маха по поверхности крыловых профилей.

Эффекты энергоподвода существенно зависят от протяженности источника энергии вдоль профиля. В варианте 7 (см. табл. 2) источник имеет компактную форму, и, несмотря на то что он расположен вблизи задней кромки профиля, влияние энергоподвода незначительное (вследствие быстрого рассеяния подводимой энергии).

Представление о влиянии протяженности зоны подвода энергии вдоль профиля на его аэродинамические характеристики (в частности, на волновое сопротивление) позволяют получить результаты расчета для профиля НАСА-0012, обтекаемого под нулевым углом атаки потоком с числом Маха  $M_\infty = 0,85$  (табл. 4). ( $\Delta C_x$  — величина уменьшения коэффициента волнового сопротивления.) Толщина зоны во всех вариантах расчета, представленных в табл. 4, одинакова.

Данные, приведенные в табл. 4, подтверждают существенную зависимость ударно-волновой структуры течения вблизи профиля и коэффициента его волнового сопротивления от протяженности источника энергии вдоль контура профиля. При малой длине источника нелинейные эффекты исчезают при импульсно-периодическом подводе энергии вблизи профиля. Это легко объяснимо с физической точки зрения. В случае компактных энергоисточников происходит быстрое рассеяние подводимой энергии в пространство. Значение

Таблица 4

Зависимость аэродинамических коэффициентов профиля от длины зоны подвода энергии

Вариант расчета	$x_1$	$x_2$	$\Delta S \cdot 10^4$	$C_x \cdot 10^2$	$\Delta C_x \cdot 10^2$	$\Delta C_x / C_x, \%$
1	3,433	3,609	1,630	2,329	2,259	49,2
2	3,433	3,523	0,819	2,250	2,338	51,0
3	3,433	3,485	0,483	2,170	2,418	52,7
4	3,433	3,451	0,157	3,976	0,612	13,3
5	3,433	3,442	0,080	4,094	0,494	10,8

коэффициента сопротивления определяется главным образом величиной  $\Delta E$ . Поскольку в данном случае значение  $\Delta E$  невелико, коэффициент  $C_x$  уменьшается незначительно, т. е. зависимость  $C_x(\Delta E)$  является линейной. В случае протяженной (вытянутой вдоль контура профиля) зоны подвода энергии существенным фактором становится взаимодействие области возникающего относительно высокого давления с профилем и замыкающим скачком уплотнения, которое имеет нелинейный характер. При значительном увеличении длины зоны плотность подводимой мощности и, следовательно, уровень давления в ней уменьшаются, что приводит к ослаблению взаимодействия и постепенному уменьшению  $\Delta C_x$ . Заметим, что расчеты оптимальной длины энергоисточника проводились по критерию максимального уменьшения волнового сопротивления только при симметричном обтекании. Для различных режимов обтекания оптимальная длина зоны подвода энергии, вероятно, также различна. В частности, подвод энергии  $\Delta E = 3,5 \cdot 10^{-4}$  в зоне с началом в точке  $x_1 = 3,838$  при увеличении длины этой зоны в два раза по сравнению с вариантом б (см. табл. 2) не приводит к существенному изменению аэродинамических коэффициентов профиля.

**Заключение.** Анализ полученных результатов свидетельствует о том, что с помощью внешнего подвода энергии можно эффективно управлять аэродинамическими характеристиками скоростных крыловых профилей. В частности, для рассмотренного профиля достигнуто увеличение аэродинамического качества на 30–40 % при выполнении ограничения на минимальное значение коэффициента подъемной силы.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Аульченко С. М., Замураев В. П., Калинина А. П. Нелинейные эффекты взаимодействия импульсного периодического подвода энергии и ударно-волновой структуры при трансзвуковом обтекании крыловых профилей // Письма в ЖТФ. 2006. Т. 32, вып. 1. С. 6–11.
2. Аульченко С. М., Замураев В. П., Калинина А. П. Влияние одностороннего импульсного периодического подвода энергии на аэродинамические характеристики крыловых профилей // Письма в ЖТФ. 2006. Т. 32, вып. 17. С. 81–87.
3. Аульченко С. М., Замураев В. П., Калинина А. П. Влияние несимметричного импульсного периодического подвода энергии на аэродинамические характеристики крыловых профилей // ПМТФ. 2007. Т. 48, № 6. С. 70–76.
4. Аульченко С. М., Замураев В. П., Калинина А. П. Управление аэродинамическим качеством крыловых профилей с помощью импульсного периодического подвода энергии // Письма в ЖТФ. 2008. Т. 34, вып. 12. С. 62–66.
5. Aulchenko S. M., Zamuraev V. P., Kalinina A. P. Controlling of the transonic streamline of the airfoils by external energy supply // Proc. of the Intern. conf. on the methods of aerophys. res. [Электрон. ресурс]. Novosibirsk: ITAM, 2008. CD-ROM. ISBN 978-5-98901-040-0.
6. Yuriev A. S., Korzh S. K., Pirogov S. Yu., et al. Transonic streamlining of profile at energy addition in local supersonic zone // Proc. of the 3rd workshop on magneto-plazma-aerodynamics in aerospace applications, Moscow, 24–26 Apr. 2001. М.: IVTAN, 2001. P. 201–207.
7. Стародубцев М. А. Управление трансзвуковым обтеканием аэродинамического профиля с помощью теплоподвода // Учен. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 2007. Т. 38, № 1/2. С. 36–40.
8. Raghunathan S., Mitchell D. Computed effects of heat transfer on the transonic flow over an aerofoil // AIAA J. 1995. V. 33, N 11. P. 2120–2127.
9. Казаков А. В., Коган М. Н., Купарев В. А. Оптимизация затягивания ламинарно-турбулентного перехода с помощью локального нагрева поверхности // Изв. АН. Механика жидкости и газа. 1995. № 4. С. 90–99.

10. **Zamuraev V. P., Kalinina A. P., Latypov A. F.** Evolution of efficiency of a pulse-periodic supply of radiant energy in a ramjet channel // Proc. of the 5rd Intern. workshop on magneto- and plasma-aerodynamics in aerospace applications, Moscow, 17–19 Apr. 2003. M.: IVTAN, 2003. P. 423–427.
11. **Фомин В. М., Аульченко С. М., Замураев В. П., Калинина А. П.** Закон стабилизации распределения газодинамических параметров вдоль обтекаемого трансзвуковым потоком профиля при импульсно-периодическом подводе энергии // Докл. АН. 2008. Т. 401, № 1. С. 58–60.

*Поступила в редакцию 18/VII 2008 г.,  
в окончательном варианте — 18/XI 2008 г.*

---