

<sup>1</sup> Институт теоретической и прикладной механики  
им. С. А. Христиановича СО РАН  
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия

<sup>2</sup> Новосибирский государственный университет  
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия

E-mail: zamuraev@itam.nsc.ru

## УПРАВЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ СКОРОСТНЫХ ПРОФИЛЕЙ ПРИ ВНЕШНЕМ ПОДВОДЕ ЭНЕРГИИ

Изучено влияние на аэродинамические характеристики скоростного профиля импульсно-периодического подвода энергии, поглощение которой зависит от плотности газа, при варьировании частоты подвода энергии. В приближении пограничного слоя учтено также влияние вязкости.

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

### Введение

Исследования активного внешнего энергетического воздействия на обтекание тел проводятся в широком диапазоне скоростей полета [1–6]. В данной работе рассматриваются трансзвуковые режимы обтекания крыловых профилей. Для этого случая в работе [6], в отличие от работы [5], получено увеличение аэродинамического качества скоростного профиля, что достигнуто благодаря использованию импульсно-периодического источника энергии, зон подвода энергии, вытянутых вдоль контура, и иному месту их расположения (снизу, в окрестности задней кромки крыла). При этом подводилась энергия, на два порядка меньшая. Кроме того, было выполнено ограничение на величину подъемной силы. В [6] использовалась весьма простая модель источника энергии: задавалась полная подводимая в зону энергии. Такая модель соответствует, например, применению электрического разряда. Для других типов источников энергии, например, лазерного излучения, необходимо использовать модель с учетом зависимости поглощаемой энергии от плотности газа. При этом в [6] исследовалась зависимость аэродинамических характеристик обтекания

профиля от величины подводимой мощности энергии (при постоянной частоте).

В данной работе исследовано влияние на аэродинамические характеристики скоростного профиля импульсно-периодического подвода энергии, поглощение которой зависит от плотности газа, при варьировании частоты и сохранении подводимой мощности. В приближении пограничного слоя учтено также влияние вязкости.

### Постановка задачи

Область течения разбивается на область внешнего невязкого течения и тонкий пограничный слой. В качестве математической модели для описания плоского нестационарного течения невязкого нетеплопроводного газа используются уравнения Эйлера в консервативной форме с источником членом в уравнении энергии:

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

Здесь оси координат  $x, y$  направлены соответственно вдоль хорды профиля и перпен-

дикулярно 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  $p_0 = \rho_0 a_0^2$ . 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. Для используемой модели идеального газа с постоянным показателем адиабаты  $\gamma$  имеют место соотношения

$$p = (\gamma - 1) \cdot (e - 0,5\rho(u^2 + v^2)),$$

$$a^2 = T = \gamma p / \rho.$$

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 способ, изложенный, например, в [4].

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  $\Delta e$ . В [3; 4; 6] задавалась полная подводимая энергия  $\Delta E$ , отнесенная к  $\rho_0 a_0^2 b^2$ ; величина  $\Delta e$  вычислялась по формуле  $\Delta e = \Delta E / \Delta S$ , где  $\Delta S$  – площадь зоны подвода энергии. В данной работе основные результаты получены для другой модели источника энергии: задавалась удельная подводимая энергия  $E$ , и  $\Delta e = \rho E$ . Соответственно полная подводимая энергия равна  $\Delta E = \int \rho E dS$ . Энергия подводится в тонких зонах приблизительно прямоугольной формы, прилегающих к профилю.

Обтекание крыла происходит при больших числах Рейнольдса. Для трансзвуковых режимов полета на высоте около 10 км характерные значения чисел Рейнольдса, вычисляемые по длине хорды профиля, порядка  $10^6 - 10^7$  [7]. При таком режиме обтекания влияние вязкости существенно лишь в достаточно тонком слое, и поэтому его можно учитывать в рамках модели пограничного слоя. Выбор методики основан на известном факте хорошего соответствия распределения скорости на поверхности полутела и при безотрывном обтекании профиля невязким газом без уточнения его формы [8]. Подобный способ учета вязкости применялся в работе [7] при решении обратных задач аэрогидродинамики и в работе [9] при решении задач проектирования и оптимизации крыловых профилей прямыми методами. Согласно [7] в случае вязкой жидкости с большими числами Рейнольдса коэффициент сопротивления профиля (без составляющей волнового сопротивления) может быть приближенно вычислен по формуле Сквайра – Юнга:

$$C_d = 2(v_k/v_0)^{3,2} \delta_k^{**},$$

$$\delta_k^{**} = \delta_1^{**} + \delta_2^{**},$$

$$\delta_j^{**} = v_k^n v^{1/(m+1)} \times$$

$$\times \left[ v v_{ij}^{b-2} (\text{Re}_{ij}^{**})^a + aA \left| \int_{\Delta_j} |v(\tau)|^{b-1} d\tau \right|^{1/a} \right],$$

$$j = 1, 2,$$

где  $v$  – коэффициент кинематической вязкости;  $v_k$  – скорость;  $\delta_k^{**}$  – толщина потери импульса в малой окрестности концевой точки профиля;  $\Delta_j$  – протяженность турбулентного пограничного слоя на верхнем и нижнем контурах;  $A, a, b, m, n$  – эмпирические константы. Точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный выбирались таким образом, чтобы они соответствовали точке максимума скорости на верхнем и нижнем контурах. При использовании

данного подхода следует учитывать, что, во-первых, расчет характеристик турбулентного пограничного слоя дает завышенные значения потерь импульса, во-вторых, все методы расчета турбулентного пограничного слоя основаны на эмпирических данных, соответствующих течению несжимаемой жидкости ( $M = 0$ ), и экстраполяции этих

данных на течение при  $M > 0$ . Многочисленные расчеты, подтвержденные экспериментальными данными, показывают, что при  $M < 1,5$  расчет характеристик пограничного слоя на одиночных профилях (и на решетках профилей) с удовлетворительной точностью можно проводить так же, как в случае несжимаемой жидкости, если использовать соответствующее сжимаемому потоку газа распределение скорости. При указанных выше скоростях учет сжимаемости в расчете пограничного слоя приводит к уменьшению значения  $\delta^{**}$  на несколько процентов. Это обусловлено тем, что, согласно эксперименту, при  $M < 1,5$  напряжение трения слабо зависит от числа Маха и толщина потери импульса определяется распределением скорости на профиле, зависящим от числа Маха, а значит, и от сжимаемости потока.

### Результаты расчетов

Расчеты были проведены для числа Маха набегающего потока  $M_\infty = 0,75$ . Во всех проведенных расчетах подводимая мощность мала и равна  $\Delta E/\Delta t = 0,007$ . На рис. 1 представлены поля давления при отсутствии (а) и при наличии (б) подвода энергии. Профиль расположен при  $3 \leq x \leq 4$ . В области, охватывающей зону энергоподвода (узкая белая полоска у нижней части контура на рис. 1, б), наблюдаются волны сжатия, возникающие в результате импульсно-периодического подвода энергии.

На рис. 2–4 приведены зависимости коэффициента подъемной силы  $C_y$ , коэффициента сопротивления  $C_x$  и аэродинамического качества  $K$  скоростного крылового профиля от периода  $\Delta t$  при различных значениях числа Рейнольдса для двух зон подвода энергии.

Выбор приведенного выше значения мощности основан на результатах [6], в которых именно это значение оказалось оптимальным (или близким к нему) при варьировании подводимой энергии и сохранении периода. Положение зон также выбрано на основе результатов работы [6], в которой установлено, что подвод постоянной энергии в этих зонах позволяет увеличить аэродинамическое качество профиля без существенного изменения подъемной силы. Этот вывод подтверждается и для рассмотренной в данной работе модели энергоисточника,

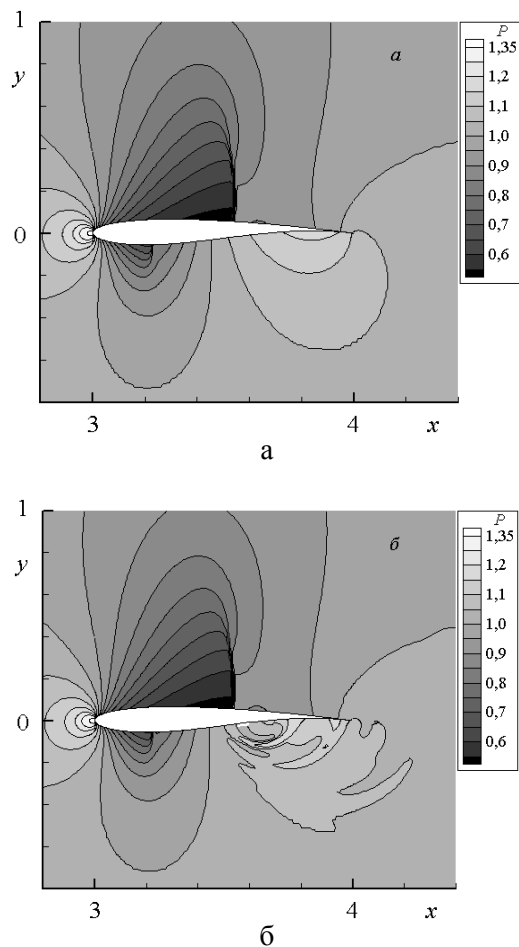


Рис. 1. Поля давления при трансзвуковом обтекании профиля: а – без подвода энергии; б – с подводом энергии

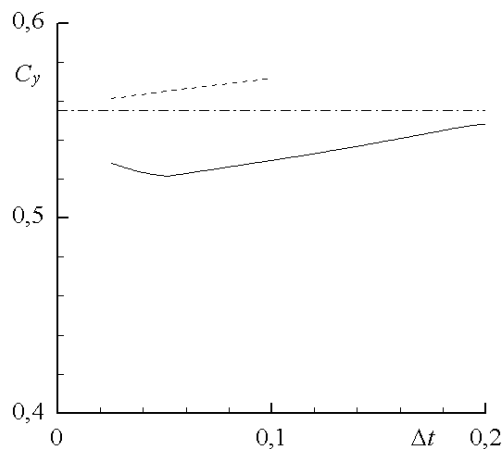


Рис. 2. Зависимость коэффициента подъемной силы от частоты (сплошные линии – для зоны  $3,567 \leq x \leq 3,600$ ; штриховые линии – для  $3,838 \leq x \leq 3,864$ ; штрихпунктирная линия – без подвода энергии)

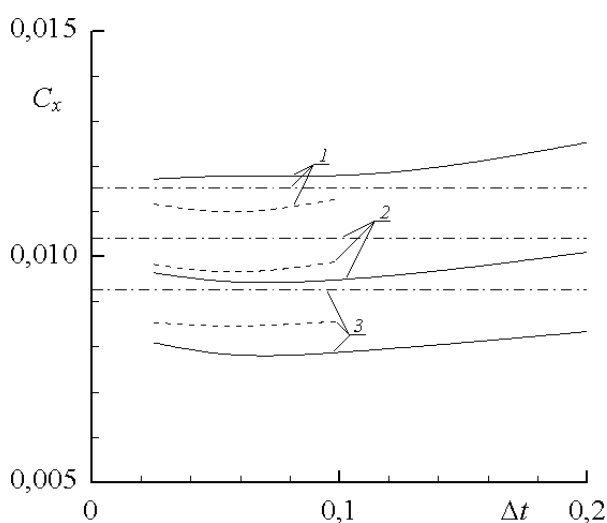


Рис. 3. Зависимость коэффициента сопротивления от частоты: 1 –  $Re = 3 \cdot 10^6$ ; 2 –  $Re = 3 \cdot 10^7$ ; 3 –  $Re = \infty$

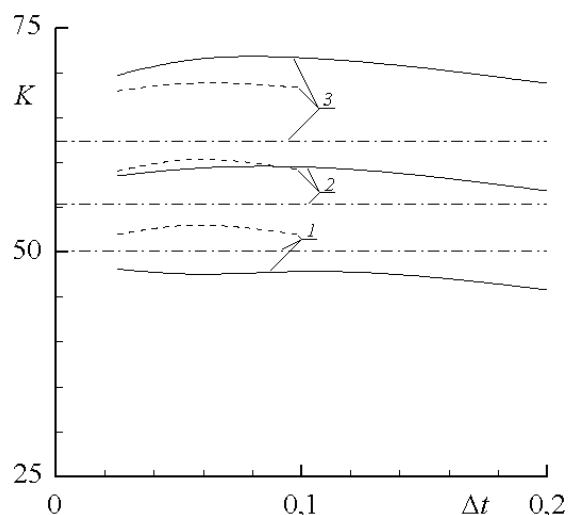


Рис. 4. Зависимость аэродинамического качества от частоты: 1 –  $Re = 3 \cdot 10^6$ ; 2 –  $Re = 3 \cdot 10^7$ ; 3 –  $Re = \infty$

см. рис. 2. Характерной особенностью полученных зависимостей  $C_x$  и  $K$  от частоты (рис. 3, 4) является наличие экстремумов, причем их наличие не зависит от учета вязкости. Оптимальное значение частоты приближенно равно  $\omega = 20$  (соответствующий период  $\Delta t = 0,05$ ). При использовании другой модели энергоисточника, когда подвод энергии не зависит от локальной плотности газа, получилось близкое значение оптимальной частоты. Также можно отметить следующую особенность: для числа Рейнольдса  $Re = 3 \cdot 10^7$  энергоподвод в обе зо-

ны позволяет увеличить качество, тогда как при числе Рейнольдса  $Re = 3 \cdot 10^6$  энергоподвод в зоне  $3,567 \leq x \leq 3,600$  его уменьшает.

### Заключение

Определена частота, при которой с помощью импульсно-периодического подвода энергии, пропорционального плотности, при постоянной малой мощности можно увеличить аэродинамическое качество.

Определены условия, при которых этот же подвод энергии позволяет увеличить аэродинамическое качество профиля и с учетом вязкости, хотя и менее значительно по сравнению со случаем невязкого обтекания.

### Список литературы

1. Georgievsky P. Yu., Levin V. A., Sutyurin O. G. Instability of Front Separation Regions Initiated by Upstream Energy Deposition // Abstr. Of the Intern. Conf. on the Methods of Aerophys. Res. Novosibirsk, 30 June – 6 July 2008. Novosibirsk: Publ. House «Parallel», 2008. Pt. 2. P. 161–162.
2. Zheltovodov A. A., Pimonov E. A. Numerical Research of Supersonic Flows Features in Conditions of Localized Energy Deposition and Verification of Calculations // Proc. of the Intern. Conf. on the Methods of Aerophys. Res. Novosibirsk. 5–10 February 2007. Novosibirsk: Publ. House «Parallel», 2007. Pt. 1. P. 236–245.
3. 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.
4. 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.
5. 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.

6. Аульченко С. М., Замураев В. П., Калинина А. П. Аэродинамические характеристики скоростных профилей при подводе энергии // ПМТФ. 2009. Т. 50, № 5. С. 36–45.

7. Елизаров А. М., Ильинский Н. Б., Поташев А. В. Обратные краевые задачи аэрогидродинамики. М.: Наука, 1994.

8. Степанов Г. Ю. Гидродинамика решеток турбомашин. М.: Физматгиз, 1962.

9. Аульченко С. М., Латыпов А. Ф., Никуличев Ю. В. Опыт оптимизации аэродинамических характеристик эксплуатируемых крыльевых профилей // ПМТФ. 2002. Т. 43, № 1. С. 60–64.

*Материал поступил в редколлегию 05.06.2010*

**S. M. Aulchenko, V. P. Zamuraev, A. P. Kalinina**

**CONTROLLING AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF HIGH-VELOCITY AIRFOILS  
BY EXTERNAL ENERGY SUPPLY**

The influence of pulsed-periodic (proportional to gas density) energy supply on the aerodynamic characteristics of high-velocity airfoils was studied. The value of the period of the energy supply was varied. The influence of viscosity in the boundary layer approximation has been taken into consideration as well.

*Keywords:* transonic flow, high-velocity airfoil, aerodynamic characteristics, energy supply, Euler equations, boundary layer.