

УДК 533.6.011

## УПРАВЛЕНИЕ ТРАНСЗВУКОВЫМ ОБТЕКАНИЕМ КРЫЛОВЫХ ПРОФИЛЕЙ ПОСРЕДСТВОМ ЛОКАЛЬНОГО ИМПУЛЬСНОГО ПОДВОДА ЭНЕРГИИ

С. М. Аульченко, В. П. Замураев, А. П. Калинина, А. Ф. Латыпов

Институт теоретической и прикладной механики СО РАН, 630090 Новосибирск  
E-mail: aultch@itam.nsc.ru

На основе математического моделирования изучено влияние локального импульсно-периодического подвода энергии в сверхзвуковую область на структуру течения и волновое сопротивление крылового профиля на трансзвуковых режимах полета. Исследования показали большие возможности рассмотренного способа управления характеристиками крыловых профилей на трансзвуковых режимах обтекания, в том числе для уменьшения волнового сопротивления.

Ключевые слова: трансзвуковое течение, волновое сопротивление, подвод энергии, уравнения Эйлера.

**Введение.** В настоящее время прогресс в развитии авиационной техники невозможен без использования новых технологий. К ним относятся современные технические средства подвода энергии: лазерное и СВЧ-излучение, электрический разряд. Использование этих методов для управления аэродинамическими характеристиками крыловых профилей, в частности для уменьшения волнового сопротивления, может позволить увеличить скорость летательного аппарата при сохранении высокого аэродинамического качества.

Вопросы воздействия локального подвода энергии на структуру течения газа рассматривались в ряде работ (см., например, [1–8] и библиографию в них). Анализ полученных в этих работах результатов показывает, что с помощью относительно небольших затрат энергии можно существенно изменить структуру сверхзвукового течения вплоть до его кардинальной перестройки. Изучению трансзвукового диапазона скоростей посвящена работа [9], в которой в рамках стационарной задачи численно исследуется влияние подвода энергии в локальную сверхзвуковую зону над симметричным профилем при нулевом угле атаки, а также работы [10–12], в которых в рамках нестационарной задачи показана принципиальная возможность управления как локальными, так и интегральными характеристиками крыловых профилей на трансзвуковых режимах обтекания с помощью импульсного периодического подвода энергии. Таким образом, изучение возможности управления аэродинамическими характеристиками трансзвуковых крыловых профилей с помощью подвода энергии в поток является новой, неисследованной задачей.

**1. Постановка задачи.** В качестве математической модели течения используется система двумерных нестационарных уравнений газовой динамики, т. е. решаются уравнения Эйлера в консервативной форме для газа с постоянным показателем адиабаты  $\gamma$ :

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} = \mathbf{Q},$$

$$\mathbf{U} = (\rho, \rho u, \rho v, e), \quad \mathbf{F} = (\rho u, p + \rho u^2, \rho uv, u(p + e)),$$

$$\mathbf{G} = (\rho v, \rho uv, p + \rho v^2, v(p + e)), \quad \mathbf{Q} = (0, 0, 0, q).$$

Здесь координаты  $x$  и  $y$  направлены соответственно вдоль и поперек хорды профиля и отнесены к ее длине  $L$ , время  $t$  отнесено к  $L/a_0$ , 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  $\rho_0 a_0^2$ ;  $q$  — мощность, подводимая к единице объема газа, отнесена к величине  $\rho_0 a_0^3/L$ ;  $p_0$  и  $a_0$  — размерные давление и скорость звука в набегающем потоке;  $\rho_0$  определяется из условия  $p_0 = \rho_0 a_0^2$ . Для рассматриваемой модели газа

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

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 дополняется краевыми условиями на границах расчетной двухсвязной области  $\Omega$ , представляющей собой прямоугольник с внутренней границей, соответствующей контуру крылового профиля NASA-0012. На левой, верхней и нижней границах поставлены условия невозмущенного потока, на правой границе — “мягкие” условия, на контуре профиля — условие непротекания.

Расчетная сетка в физической области геометрически адаптирована к контуру профиля и сгущена в его окрестности, а в канонической области она прямоугольная; число расчетных узлов  $352 \times 320$ . Для нахождения численного решения в промежутках между моментами подвода энергии используется конечно-объемная схема, уменьшающая полную вариацию (TVD-реконструкция). Потоки на границах ячеек вычисляются методом [13]. Интегрирование по времени проводится методом Рунге — Кутты третьего порядка. В рассматриваемой модели импульсный подвод энергии осуществляется мгновенно, при этом изменения плотности газа и его скорости не происходит. Плотность энергии газа  $e$  в зоне ее подвода возрастает на величину  $\Delta e = \Delta E/\Delta S$  ( $\Delta E$  — полная подводимая энергия;  $\Delta S$  — площадь зоны подвода энергии). Начальное распределение параметров, соответствующее стационарному обтеканию профиля без подвода энергии, получено с абсолютной погрешностью  $10^{-4}$  для простых переменных  $\rho$ ,  $u$ ,  $v$ ,  $p$  во всех узлах сетки. С начала подвода энергии до момента получения периодического решения задача решается в нестационарной постановке. Момент достижения периодического решения определялся из сравнения значений коэффициента сопротивления профиля через промежуток времени, равный периоду подвода энергии. Уровень абсолютной погрешности не превышал  $10^{-6}$ .

**Тестовые расчеты.** Проведены расчеты по оценке погрешности вычисления коэффициента сопротивления профиля для значений числа Маха набегающего потока  $M_\infty$ , размеров расчетной области и числа расчетных узлов, указанных в табл. 1.

При  $M_\infty = 0,70$  поток всюду дозвуковой. Поэтому величина аэродинамического сопротивления  $C_x = 0,003$ , полученная в варианте 6, может служить оценкой точности метода. Расчет на вложенных сетках дает монотонное уменьшение ошибки (варианты 4–6). Расширение расчетной области при фиксированном числе узлов приводит к росту ошибки, что эквивалентно уменьшению числа узлов при фиксированной области (варианты 5 и 7). При уменьшении числа Маха ошибка растет, так как относительная погрешность расчета работоспособности газа  $\delta \sim M_\infty^{-2}$  (варианты 1–3). Поэтому в расчетах при  $M_\infty = 0,85$  принято, что волновое сопротивление завышено на величину порядка  $\Delta C_x \approx 0,003$ . Соответствующая относительная погрешность вычисления коэффициента сопротивления для варианта 10 составляет примерно 7 %.

Таблица 1

Вариант	$M_\infty$	$N_x \times N_y$	$L_x \times L_y$	$C_x$
1	0,50	$88 \times 80$	$7 \times 8$	0,0172
2	0,50	$176 \times 160$	$7 \times 8$	0,0082
3	0,50	$176 \times 160$	$13 \times 16$	0,0148
4	0,70	$88 \times 80$	$7 \times 8$	0,0122
5	0,70	$176 \times 160$	$7 \times 8$	0,0059
6	0,70	$352 \times 320$	$7 \times 8$	0,0030
7	0,70	$176 \times 160$	$13 \times 16$	0,0103
8	0,85	$88 \times 80$	$7 \times 8$	0,0501
9	0,85	$176 \times 160$	$7 \times 8$	0,0468
10	0,85	$352 \times 320$	$7 \times 8$	0,0450

**Результаты расчетов.** Результаты получены для идеального газа при  $\gamma = 1,4$ ,  $M_\infty = 0,85$  и нулевом угле атаки профиля при варьировании положения зон подвода энергии для разных значений подводимой энергии и значения периода  $\Delta t = 0,5$  (соответствующая безразмерная частота подвода энергии  $\omega = 2$ ).

На рис. 1, 2 представлены поля давления соответственно исходного стационарного течения без подвода энергии и периодического течения с подводом энергии  $\Delta E = 0,03$  в момент времени, непосредственно предшествующий подводу “импульса” энергии. На рис. 2 наблюдается фрактальная структура линий уровня, отражающая импульсно-периодический характер подвода энергии (границы зоны подвода энергии показаны белой линией; масштаб по оси  $y$  увеличен, чтобы показать зоны подвода энергии). Для этого же варианта расчета на рис. 3 представлена эволюция структуры обтекания профиля: распределения давления показаны через промежутки времени после очередного подвода энергии, равные  $0,01\Delta t$  и  $0,05\Delta t$ . В результате подвода энергии появляется ударная волна. Часть фронта ударной волны, которая движется вверх по потоку, тормозит поток, ослабляя интенсивность замыкающего скачка и уменьшая размер сверхзвуковой области. Ударная волна, движущаяся вниз по потоку, ослабляется, формируя фрактальную структуру течения.

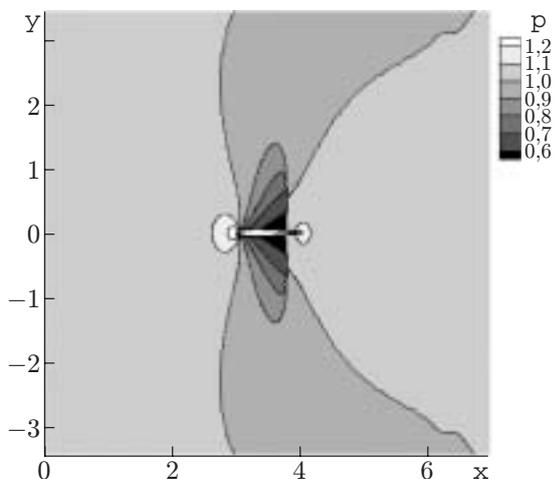


Рис. 1

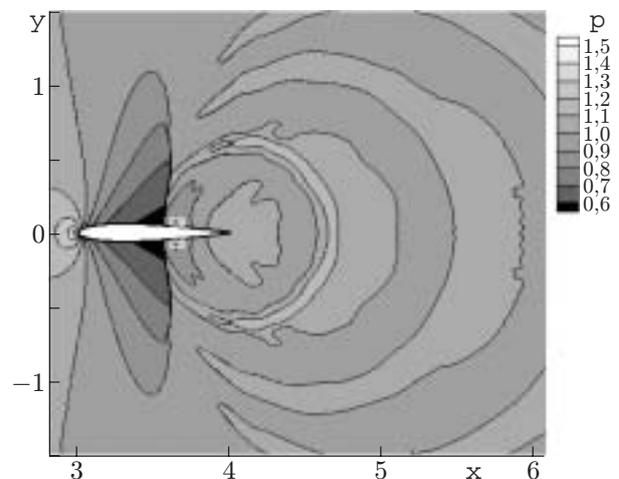


Рис. 2

Рис. 1. Изолинии давления стационарного обтекания профиля без энергоподвода

Рис. 2. Изолинии давления при подводе энергии

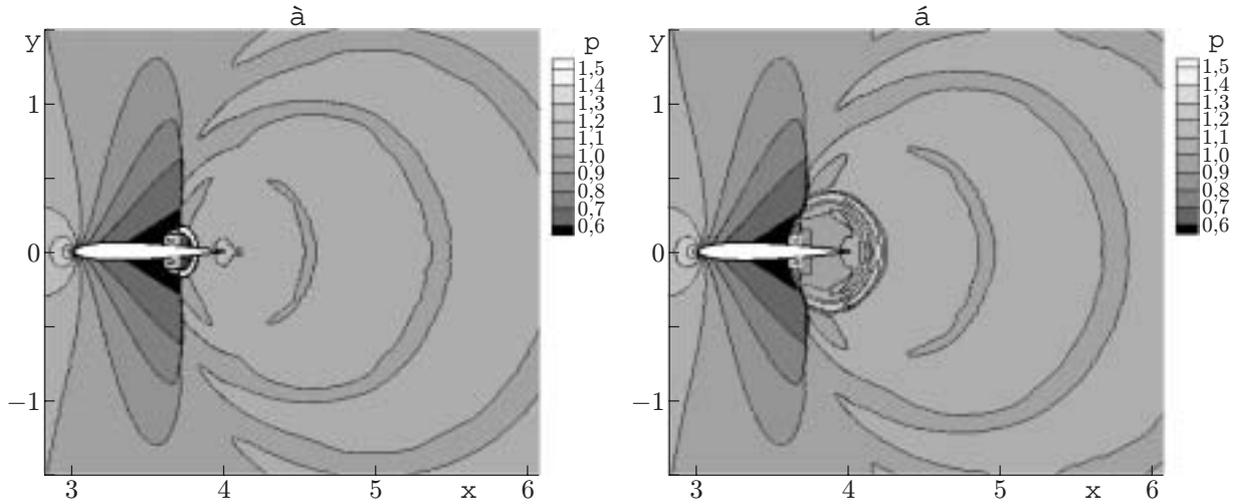


Рис. 3. Изолинии давления для разных моментов времени с начала энергоподвода: *a* —  $t = 0,01$ ; *b* —  $t = 0,05$

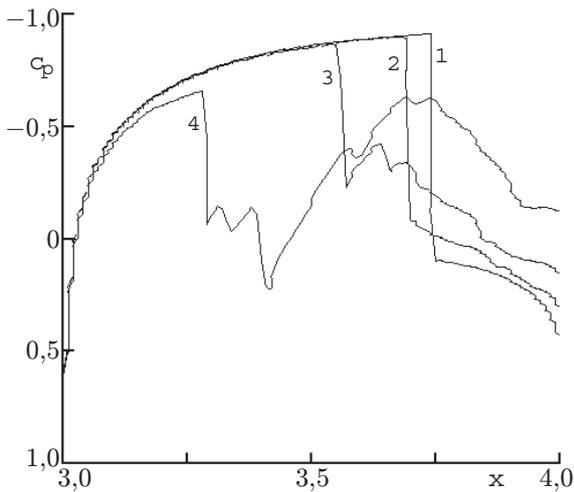


Рис. 4

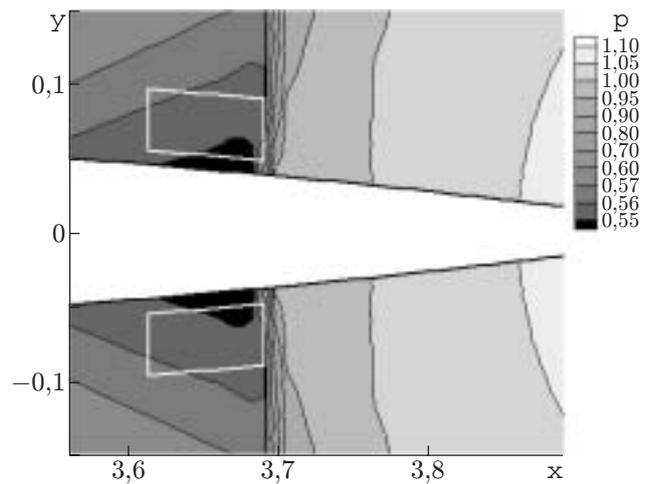


Рис. 5

Рис. 4. Распределение коэффициента давления по контуру профиля: 1 — без энергоподвода; 2 —  $\Delta E = 0,01$ ; 3 —  $\Delta E = 0,03$ ; 4 —  $\Delta E = 0,10$

Рис. 5. Распределение давления в окрестности скачка уплотнения при энергоподводе

На рис. 4 приведены распределения коэффициента давления  $c_p$  по контуру профиля при обтекании без подвода и с подводом энергии ( $\Delta E = 0,01, 0,03, 0,10$ ). Кривые 2–4 построены для периодического решения в момент времени, непосредственно предшествующий подводу энергии. В случае  $\Delta E = 0,01$  размеры сверхзвуковой зоны уменьшаются, скачок уплотнения смещается вверх по потоку (при этом он примыкает к зоне подвода энергии) и уменьшается его интенсивность, в результате чего давление за ним увеличивается. Последние два фактора обуславливают уменьшение волнового сопротивления профиля. На рис. 5 представлено распределение давления в окрестности скачка уплотнения при  $\Delta E = 0,01$ , которое иллюстрируют отмеченные изменения структуры потока при подводе энергии. Режим обтекания профиля при  $\Delta E = 0,03$  характеризуется еще большим

Таблица 2

$\Delta E$	$\theta$	$C_x$	$\Delta C_x, \%$
0	0	0,0450	0
0,010	0,1	0,0397	12
0,030	0,3	0,0316	30
0,100	1,0	0,0307	32

смещением основной сверхзвуковой зоны вверх по потоку, так что зоны энерговыделения располагаются за замыкающим скачком во вторичной трансзвуковой области слабой интенсивности. Дальнейшее увеличение уровня подводимой энергии при  $\Delta E = 0,10$  приводит к разрушению сверхзвуковой зоны с образованием двух скачков уплотнения примерно равной интенсивности, но меньшей, чем в исходном течении (без подвода энергии). Хотя в последнем случае и происходит значительное уменьшение волнового сопротивления, полученную при этом эпюру коэффициента давления вряд ли можно считать аэродинамически целесообразной, так как растет вероятность более раннего отрыва потока. Кроме того, необходимо принимать во внимание и энергетическую целесообразность рассматриваемого способа управления.

Относительная величина подводимой энергии (отношение подводимой мощности к входящему потоку полной энтальпии) может быть оценена по формуле

$$\theta = \frac{\rho \omega \Delta e \Delta x \Delta y}{\rho u \Delta y (c_p T + 0,5u^2)} = \frac{(\gamma - 1) \Delta E}{\gamma \Delta y \Delta t M_\infty (1 + 0,5(\gamma - 1) M_\infty^2)},$$

где  $\Delta e$  — энергия, подводимая к единице массы;  $\Delta x$ ,  $\Delta y$  — размеры зоны подвода энергии;  $\omega$  — частота;  $\Delta t$  — период;  $c_p$  — коэффициент теплоемкости. В табл. 2 приведены значения коэффициента сопротивления профиля при различных значениях подводимой энергии. Последний вариант ( $\theta = 1$ ) представляется нам предельным, так как подводимая энергия для управления обтеканием становится сравнимой с энергией горения топлива в двигателе. Реалистичны значения  $\theta = 0,3 \div 0,4$ , при этом  $\Delta C_x = 20 \div 30 \%$ .

Проведенные исследования влияния положения зон подвода энергии на сопротивление профиля показали, что коэффициент сопротивления увеличивается от значения  $C_x = 0,0397$  до  $C_x = 0,0491$  при смещении зон подвода энергии вверх по потоку в дозвуковую область и становится больше коэффициента сопротивления при отсутствии подвода энергии. Подвод энергии перед профилем также приводит к уменьшению коэффициента сопротивления. В проведенном расчете  $C_x = 0,0428$ .

**Заключение.** Анализ результатов выполненных расчетов показал большие возможности управления как локальными (распределение газодинамических параметров на профиле), так и интегральными характеристиками крыловых профилей (коэффициент сопротивления) на трансзвуковых режимах обтекания с помощью импульсного периодического локального подвода энергии. Установлен периодический характер формирующегося течения, что может позволить использовать его на крейсерских режимах полета; приведены примеры как глобальной, так и локальной перестройки течения. Разработанная методика моделирования трансзвукового обтекания с подводом энергии и полученные результаты стимулируют проведение исследований по влиянию расположения источников энергии, их размеров, формы и интенсивности, а также частоты подвода энергии на аэродинамические характеристики обтекания несущих профилей. Появляется возможность проектирования трансзвуковых профилей с максимальным крейсерским числом Маха при учете геометрических и газодинамических ограничений и сохранении заданной подъемной силы в условиях подвода энергии.

## ЛИТЕРАТУРА

1. **Zamuraev V. P.** Numerical modeling of supersonic flow in plane channel with the local source of energy // Proc. of the Intern. conf. on the methods of aerophys. res., Novosibirsk, 29 June — 3 July, 1998. Novosibirsk: Inst. theor. and appl. mech., 1998. Pt 1. P. 239–245.
2. **Замураев В. П.** Влияние локального энерговыделения на структуру сверхзвукового течения в плоском канале // Теплофизика и аэромеханика. 1999. Т. 6, № 3. С. 351–368.
3. **Zamuraev V. P.** Calculation of the structure of unsteady supersonic flow in a plane channel with instantaneous energy release // Proc. of the Intern. conf. on the methods of aerophys. res., Novosibirsk, 9–16 July, 2000. Novosibirsk: Inst. theor. and appl. mech., 2000. Pt 1. P. 225–231.
4. **Замураев В. П.** О возможности управления завихренностью в сверхзвуковом потоке посредством мгновенного локального подвода энергии // Теплофизика и аэромеханика. 2001. Т. 8, № 1. С. 87–100.
5. **Замураев В. П., Калинина А. П., Латыпов А. Ф.** Оценка тяги ПВРД при импульсном подводе энергии // Теплофизика и аэромеханика. 2002. Т. 9, № 3. С. 405–410.
6. **Zamuraev V. P., Latypov A. F.** Control of supersonic flow vorticity by instant local and discrete distributed energy release // Proc. of the 4th workshop on magneto-plazma-aerodynamics in aerospace applications, Moscow, 9–11 Apr., 2002. M.: Inst. of high temp., 2002. P. 78–85.
7. **Латыпов А. Ф.** Оценка энергетической эффективности подвода тепла перед телом в сверхзвуковом потоке // Аннот. докл. 8-го Всерос. съезда по теоретической и прикладной механике, Пермь, 23–29 авг. 2001 г. Пермь: Ин-т механики сплош. сред УрО РАН, 2001. С. 392.
8. **Латыпов А. Ф., Фомин В. М.** Оценка энергетической эффективности подвода тепла перед телом в сверхзвуковом потоке // ПМТФ. 2002. Т. 43, № 1. С. 71–75.
9. **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 3th workshop on magneto-plazma-aerodynamics in aerospace applications, Moscow, 24–26 Apr., 2001. M.: Inst. of high temp., 2001. P. 201–207.
10. **Aulchenko S. M., Zamuraev V. P., Latypov A. F.** On possibility to control a transonic streamlining of the airfoil by means of a periodic pulse local energy supply // Abstr. of the 5th Intern. workshop on magneto-plazma-aerodynamics in aerospace applications, Moscow, 7–10 Apr., 2003. M.: Inst. of high temp., 2003. P. 92.
11. **Аульченко С. М., Замураев В. П.** Влияние периодического импульсного локального подвода энергии на структуру трансзвукового обтекания крыловых профилей // Теплофизика и аэромеханика. 2003. Т. 10, № 2. С. 197–204.
12. **Аульченко С. М., Замураев В. П., Калинина А. П.** Управление трансзвуковым обтеканием крыловых профилей посредством периодического импульсного локального подвода энергии // Инж.-физ. журн. 2003. Т. 76, № 6. С. 54–57.
13. **Van Leer B.** Flux-vector splitting for the Euler equations // Lecture Notes Phys. 1982. V. 170. P. 507–512.

*Поступила в редакцию 17/IX 2003 г.,  
в окончательном варианте — 30/XII 2003 г.*