

УДК 533.6.011

ВЛИЯНИЕ ОДНОСТОРОННЕГО НЕСТАЦИОНАРНОГО ПОДВОДА ЭНЕРГИИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛОВЫХ ПРОФИЛЕЙ ПРИ ТРАНСЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ

С. М. Аульченко*, В. П. Замураев^{*,**}, А. П. Калинина^{*,**}

* 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

Изучена возможность управления аэродинамическими характеристиками крыловых профилей на трансзвуковых режимах полета с помощью одностороннего импульсно-периодического подвода энергии. На основе численного решения двумерных нестационарных уравнений газовой динамики определено изменение структуры течения вблизи симметричного профиля при различных углах атаки, а также его аэродинамических характеристик в зависимости от величины энергии при несимметричном (относительно профиля) ее подводе. Проводится сравнение полученных результатов с данными расчетов обтекания профиля под различными углами атаки без подвода энергии. Установлено, что с помощью подвода энергии заданная подъемная сила может быть получена при значительно более высоком аэродинамическом качестве профиля по сравнению со случаем его обтекания под углом атаки. Найдены моментные характеристики профиля.

Ключевые слова: трансзвуковое течение, аэродинамические характеристики, подвод энергии, угол атаки, уравнения Эйлера.

Введение. В отличие от работ [1–3], в которых исследовалось трансзвуковое обтекание симметричных профилей под нулевым углом атаки при импульсно-периодическом симметричном подводе энергии, в настоящей работе рассматривается односторонний подвод энергии, что позволяет получить управляющие силы и моменты, необходимые для управления полетом летательных аппаратов. На основе численного решения двумерных нестационарных уравнений газовой динамики изучено изменение структуры течения вблизи симметричного профиля и его волнового сопротивления в зависимости от величины энергии, подводимой с нижней стороны профиля, обтекаемого трансзвуковым потоком под различными углами атаки. Проводится сравнение полученных результатов с данными расчетов обтекания такого профиля под различными углами атаки без подвода энергии. Установлено, что заданная подъемная сила может быть получена с помощью подвода энергии со значительно более высоким аэродинамическим качеством профиля по сравнению со случаем его обтекания под углами атаки. Некоторые результаты такого исследования (при обтекании профиля под нулевым углом атаки) опубликованы в работах [4, 5].

При изучении трансзвукового обтекания профилей с импульсно-периодическим подводом энергии [1, 2] впервые обнаружены нелинейные эффекты, возникающие в случае, если подвод энергии осуществляется в узких зонах, расположенных вдоль профиля. Предложенный в [1, 2] режим подвода энергии позволил снизить волновое сопротивление профиля

более чем в два раза. Подводить энергию вдоль контура можно, например, с помощью скользящего импульсного дугового разряда. Иницирование такого разряда в сверхзвуковом потоке (при числах Маха $1,7 < M < 3,4$) осуществлено в [6]. В экспериментах [7] реализован тлеющий разряд на крыле аэродинамической модели в дозвуковом потоке (скорость потока равна 150 м/с). В [8] аналогичные эксперименты проводились при $M = 4$. В экспериментах [9, 10] на основе плазменного листа в трансзвуковом потоке с ударной волной получена приповерхностная область энерговложения. При этом параметры плазменного листа (толщина слоя и величина энерговклада) независимо согласуются с соответствующими параметрами зоны подвода энергии в [1, 2].

В настоящей работе выполнены расчеты при подводе энергии в узкой зоне с одной стороны от профиля, что позволяет получить подъемную силу и момент тангажа.

Постановка задачи. В качестве математической модели течения используется система двумерных нестационарных уравнений газовой динамики для идеального газа с показателем адиабаты γ . Для численного решения этой системы используется конечно-объемная схема, позволяющая уменьшить полную вариацию. 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 возрастает на величину $\Delta e = \Delta E / \Delta S$ (ΔE — полная подводимая энергия; ΔS — площадь зоны). Энергия подводится в узкой зоне, прилегающей к профилю снизу перед положением невозмущенного замыкающего скачка уплотнения (при угле атаки $\alpha = 0^\circ$). Все линейные размеры отнесены к длине хорды профиля l ; приращение полной энергии единицы объема газа Δe обезразмерено величиной $\rho_0 a_\infty^2$; подводимая энергия ΔE обезразмерена параметром $\rho_0 a_\infty^2 l^2$; период подвода энергии Δt отнесен к величине l/a_∞ ; ρ_0 определяется из условия $p_\infty = \rho_0 a_\infty^2$ (p_∞ , a_∞ — размерные давление и скорость звука в набегающем потоке).

Рассматривается обтекание симметричного профиля под различными углами атаки. Начальное распределение параметров соответствует стационарному обтеканию профиля без подвода энергии, а периодическое решение устанавливается по средним значениям аэродинамических коэффициентов (коэффициентов подъемной силы C_y , сопротивления профиля C_x и момента тангажа C_m).

Результаты расчетов. Результаты получены для профиля NASA-0012 при обтекании его идеальным газом ($\gamma = 1,4$) при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 0,85$ и углах атаки $\alpha = 0 \div 3^\circ$. Подводимая энергия ΔE варьировалась в пределах от 0,0001 до 0,0085. Период подвода энергии $\Delta t = 0,05$. Здесь и далее все величины безразмерные.

В табл. 1 приведены значения C_x , C_y и качества K_a профиля в зависимости от подводимой энергии ΔE в указанном диапазоне значений угла атаки. Для сравнения в табл. 2 приведены значения C_x , C_y , K_a в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \div 4^\circ$ в отсутствие подвода энергии. Из табл. 1 следует, что заданное значение коэффициента подъемной силы (например, $C_y \approx 0,5$) достигается при существенно меньшем значении коэффициента волнового сопротивления и, следовательно, при более высоком качестве. На рис. 1 приведены соответствующие данным табл. 1 зависимости C_y от C_x при различных углах атаки (кривые 1–4), полученные при подводе энергии, и классическая поляра, полученная в отсутствие подвода энергии (кривая 5). При обтекании профиля под углом атаки в отсутствие подвода энергии сопротивление увеличивается быстрее, чем при подводе энергии и фиксированном угле атаки, и в этом случае кривая $C_y(C_x)$ более крутая. Таким образом, заданная подъемная сила достигается с помощью подвода энергии при значительно меньшем волновом сопротивлении профиля по сравнению со случаем обтекания его под углами атаки.

Начиная со значения подводимой энергии $\Delta E \approx 0,001$ коэффициент сопротивления C_x не увеличивается, в то время как коэффициент подъемной силы C_y продолжает расти.

Таблица 1

Зависимость аэродинамических коэффициентов профиля от подводимой энергии ΔE при различных углах атаки

| $\Delta E \cdot 10^4$ | $\alpha = 0^\circ$ | | | $\alpha = 1^\circ$ | | | $\alpha = 2^\circ$ | | | $\alpha = 3^\circ$ | | |
|-----------------------|--------------------|-------|-------|--------------------|-------|-------|--------------------|-------|-------|--------------------|-------|-------|
| | C_x | C_y | K_a |
| 0 | 0,0459 | 0 | 0 | 0,0533 | 0,279 | 5,24 | 0,0715 | 0,503 | 7,03 | 0,0956 | 0,675 | 7,07 |
| 1 | 0,0467 | 0,147 | 3,15 | 0,0555 | 0,337 | 6,08 | 0,0748 | 0,550 | 7,35 | 0,0993 | 0,714 | 7,19 |
| 2 | 0,0479 | 0,223 | 4,65 | 0,0581 | 0,398 | 6,85 | 0,0787 | 0,601 | 7,64 | — | — | — |
| 4 | 0,0492 | 0,289 | 5,87 | 0,0655 | 0,530 | 8,09 | 0,0868 | 0,697 | 8,03 | — | — | — |
| 6 | 0,0593 | 0,524 | 8,83 | 0,0767 | 0,682 | 8,88 | 0,0960 | 0,790 | 8,23 | — | — | — |
| 8 | 0,0635 | 0,590 | 9,30 | 0,0789 | 0,704 | 8,93 | 0,0984 | 0,810 | 8,23 | — | — | — |
| 10 | 0,0637 | 0,600 | 9,43 | 0,0794 | 0,715 | 9,00 | 0,0992 | 0,820 | 8,26 | 0,1154 | 0,917 | 7,94 |
| 20 | 0,0635 | 0,639 | 10,07 | 0,0804 | 0,753 | 9,37 | 0,1013 | 0,855 | 8,44 | — | — | — |
| 30 | 0,0634 | 0,670 | 10,56 | 0,0811 | 0,784 | 9,66 | 0,1026 | 0,886 | 8,64 | 0,1260 | 0,981 | 7,79 |
| 80 | 0,0647 | 0,784 | 12,12 | — | — | — | — | — | — | — | — | — |

Таблица 2

Зависимость C_x , C_y и K_a от угла атаки в отсутствие подвода энергии

| α , град | C_x | C_y | K_a |
|-----------------|--------|-------|-------|
| 1 | 0,0533 | 0,279 | 5,24 |
| 2 | 0,0715 | 0,503 | 7,03 |
| 3 | 0,0956 | 0,675 | 7,07 |
| 4 | 0,1229 | 0,815 | 6,63 |

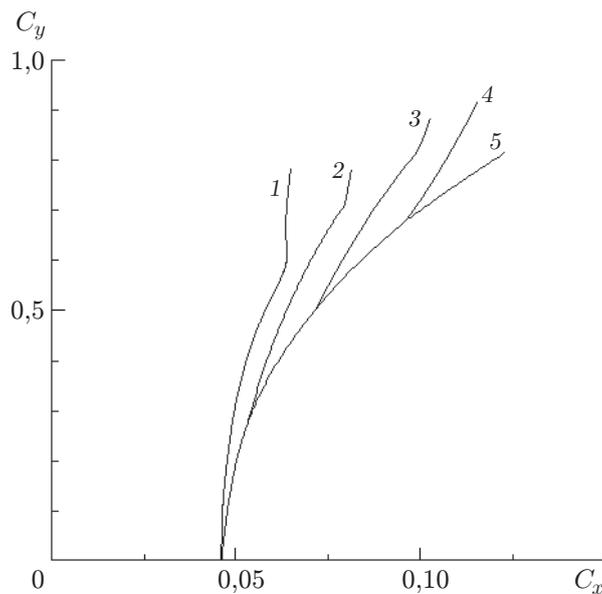


Рис. 1. Поляры при подводе энергии для различных углов атаки α (1–4) и в отсутствие подвода энергии при $\alpha = 0 \div 4^\circ$ (5):

1 — $\alpha = 0^\circ$; 2 — $\alpha = 1^\circ$; 3 — $\alpha = 2^\circ$; 4 — $\alpha = 3^\circ$

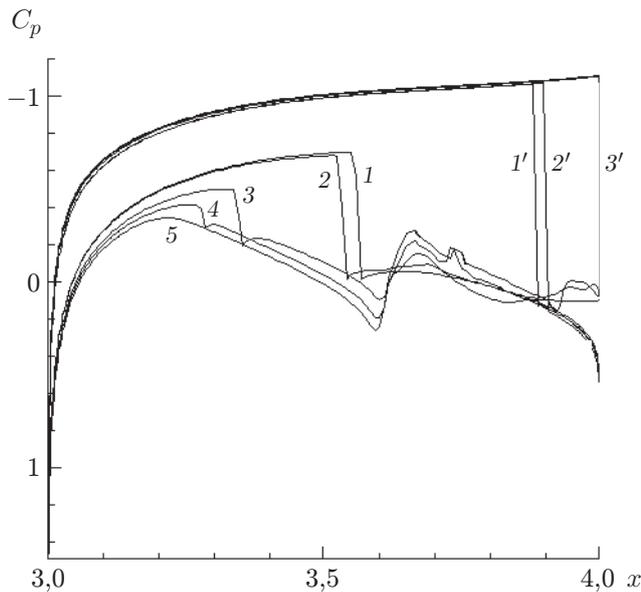


Рис. 2

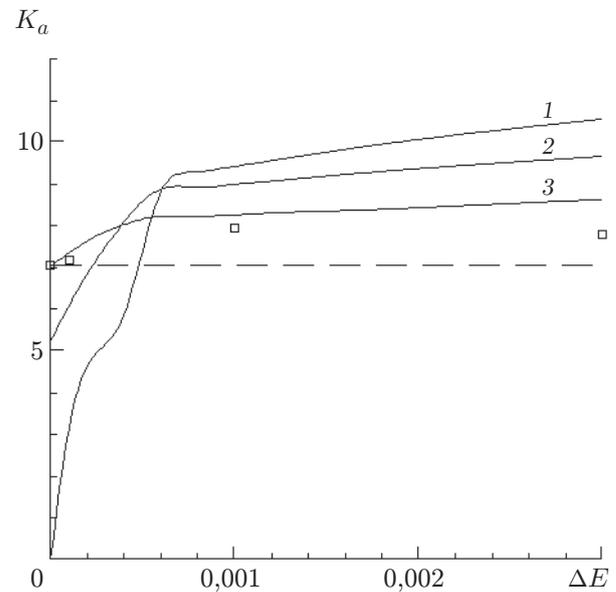


Рис. 3

Рис. 2. Распределение коэффициента давления вдоль хорды профиля при $\alpha = 2^\circ$ и различных значениях подводимой энергии:

1–5 — нижняя часть профиля; 1'–3' — верхняя часть профиля; 1, 1' — $\Delta E = 0$; 2, 2' — $\Delta E = 0,0001$; 3, 3' — $\Delta E = 0,001$; 4 — $\Delta E = 0,002$; 5 — $\Delta E = 0,003$

Рис. 3. Зависимость качества K_a профиля от подводимой энергии ΔE при различных углах атаки:

1 — $\alpha = 0^\circ$; 2 — $\alpha = 1^\circ$; 3 — $\alpha = 2^\circ$; точки — $\alpha = 3^\circ$; штриховая линия — значение $(K_a)_{\max}$ при $\Delta E = 0$

О характере зависимости $C_y(C_x)$ при подводе энергии можно судить по распределению коэффициента давления C_p вдоль профиля при $\alpha = 2^\circ$ (рис. 2). При подводе энергии вблизи нижней поверхности профиля замыкающий скачок уплотнения перемещается вверх по потоку и ослабляется, происходит разрушение сверхзвуковой зоны (кривые 2–5 на рис. 2). Это приводит к уменьшению волнового сопротивления. На верхней поверхности профиля замыкающий скачок уплотнения смещается ближе к задней кромке (кривые 1'–3'), что приводит к увеличению волнового сопротивления. Начиная со значения подводимой энергии $\Delta E \approx 0,001$ замыкающий скачок уплотнения на верхней поверхности профиля устанавливается на задней кромке, а замыкающий скачок в области ниже профиля становится относительно слабым. С этого момента коэффициент волнового сопротивления практически не меняется. Вблизи зоны подвода энергии давление изменяется немонотонно. Перед зоной подвода давление повышено, в самой зоне из-за разлета газа давление ниже.

При рассматриваемом варианте подвода энергии в области $x = 3,609 \div 3,693$ замыкающий скачок уплотнения вблизи нижней поверхности профиля устанавливается существенно выше вверх по потоку (см. рис. 2), чем при симметричном подводе энергии [1, 2]. Этим объясняется слабая зависимость коэффициентов подъемной силы и волнового сопротивления от положения зоны подвода энергии вдоль профиля.

На рис. 3 представлена зависимость качества профиля от подводимой энергии при различных углах атаки. Штриховая линия соответствует максимальному значению качества для рассматриваемого профиля в отсутствие подвода энергии. Подвод энергии обеспечивает значительное увеличение качества профиля, что согласуется с результатами,

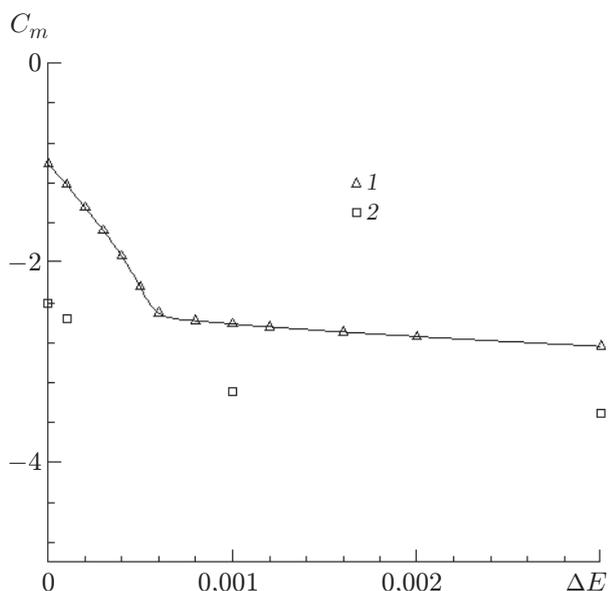


Рис. 4

Рис. 4. Зависимость коэффициента момента тангажа C_m от подводимой энергии ΔE при различных углах атаки:

1 — $\alpha = 1^\circ$; 2 — $\alpha = 3^\circ$

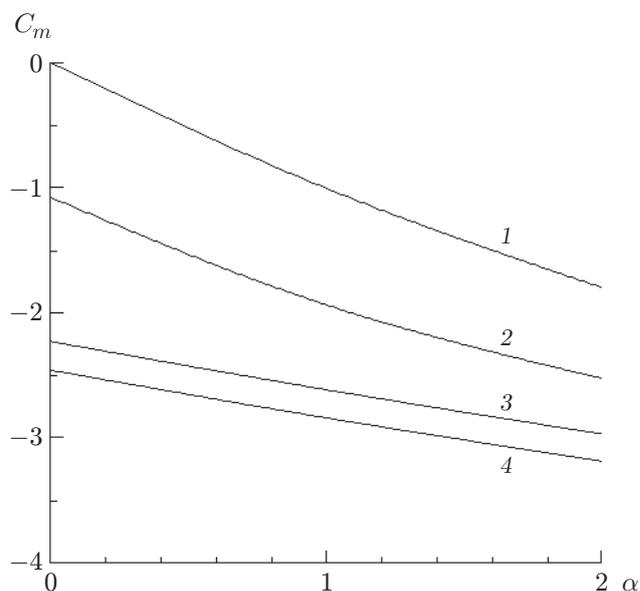


Рис. 5

Рис. 5. Зависимость коэффициента момента тангажа C_m от угла атаки при различных значениях подводимой энергии ΔE :

1 — $\Delta E = 0$; 2 — $\Delta E = 0,0004$; 3 — $\Delta E = 0,001$; 4 — $\Delta E = 0,003$

представленными на рис. 1. Следует отметить, что в случае подвода небольшой энергии управление аэродинамическим качеством может осуществляться с помощью угла атаки и подвода энергии одновременно, что соответствует той или иной кривой на рис. 3 при $\Delta E < 0,0006$.

Важной характеристикой профиля является момент тангажа. На рис. 4 показано влияние подвода энергии на коэффициент момента тангажа C_m . На рис. 5 представлена зависимость коэффициента C_m от угла атаки при подводе фиксированной энергии.

Значительный отрицательный градиент момента в диапазоне значений энергии, при которых происходит принципиальное изменение ударно-волновой структуры течения вблизи профиля (смещение замыкающего скачка уплотнения на верхней поверхности вниз по потоку к задней кромке и значительное уменьшение интенсивности аналогичного скачка на нижней поверхности), обеспечивает запас устойчивости летательного аппарата. Это подтверждается сравнением данных на рис. 4 с кривой 1 на рис. 5 и кривых 1–4 на рис. 5 между собой.

Таким образом, установлено, что заданное значение подъемной силы может быть получено с помощью одностороннего подвода энергии при значительно меньшем волновом сопротивлении профиля и соответственно более высоком качестве по сравнению со случаем обтекания профиля под углом атаки в отсутствие подвода энергии. Этот эффект обусловлен стабилизацией на задней кромке профиля положения замыкающего скачка уплотнения, расположенного выше него, с одновременным уменьшением размеров сверхзвуковой зоны ниже профиля.

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. Нелинейные эффекты при импульсном периодическом подводе энергии вблизи симметричного профиля, обтекаемого трансзвуковым потоком // ПМТФ. 2006. Т. 47, № 3. С. 64–71.
3. Аульченко С. М., Замураев В. П., Калинина А. П. Нелинейные эффекты влияния импульсного периодического подвода энергии на ударно-волновую структуру трансзвукового обтекания крыловых профилей // Теплофизика и аэромеханика. 2006. Т. 13, № 3. С. 189–198.
4. 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.
5. 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.
6. Аксенов В. С., Голуб В. В., Губин С. А. и др. Скользящий электродуговой разряд как способ управления траекторией полета летательного аппарата // Письма в ЖТФ. 2004. Т. 30, вып. 20. С. 62–68.
7. Кузнецов Ю. Е., Скворцов В. В., Успенский А. А. Исследование вопросов разветвления тлеющего разряда на крыле аэродинамической модели // Теплофизика высоких температур. 1999. Т. 37, № 3. С. 508–512.
8. Skvortsov V., Kuznetsov Yu., Litvinov V., et al. Investigation of aerodynamic effects at the electric discharge creation on the models of different geometry // Proc. of the 2nd Workshop on magneto-plasma-aerodynamics in aerospace applications, Moscow, 5–7 Apr. 2000. М.: IVTAN, 2000. P. 102–106.
9. Знаменская И. А., Мурсенкова И. В., Орлов Д. М., Сысоев Н. Н. Локализация импульсного энерговклада при инициировании поперечного поверхностного разряда в потоке с ударной волной // Письма в ЖТФ. 2007. Т. 33, вып. 13. С. 72–77.
10. Zamuraev V. P., Kalinina A. P., Aulchenko S. M., et al. Transonic wing airfoil flow control by local energy supply using nanosecond discharge (plasma sheet) // Proc. of the 7th Intern. workshop on magneto-plasma-aerodynamics in aerospace applications, Moscow, 17–19 Apr. 2007. М.: IVTAN, 2007. P. 55–60.

Поступила в редакцию 23/X 2007 г.
