

03

Влияние одностороннего импульсного периодического подвода энергии на аэродинамические характеристики крыловых профилей

© С.М. Аульченко, В.П. Замураев, А.П. Калинина

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

Поступило в Редакцию 24 марта 2006 г.

Исследована возможность управления аэродинамическими характеристиками крыловых профилей с помощью локального импульсно-периодического подвода энергии на трансзвуковых режимах полета. На основе численного решения двумерных нестационарных уравнений газовой динамики изучено изменение структуры течения около симметричного профиля в зависимости от величины энергии при подводе ее с нижней стороны профиля. Проводится сравнение полученных результатов с данными расчетов обтекания этого профиля под различными углами атаки без подвода энергии.

PACS: 47.55.dr

В предыдущих исследованиях авторов трансзвукового обтекания профилей с импульсно-периодическим подводом энергии [1,2] впервые установлены нелинейные эффекты, возникающие, если подвод энергии осуществляется в тонких зонах, расположенных вдоль профиля. Предложенный в [1,2] режим подвода энергии позволил снизить волновое сопротивление профиля более чем в два раза. Ранее столь масштабное изменение структуры течения при помощи небольших затрат энергии было обнаружено лишь для сверхзвуковых течений (см., например, [3–7]). Подводить энергию вдоль контура можно, например, с помощью скользящего импульсного дугового разряда. Инициирование такого разряда в сверхзвуковом потоке (при числе Маха $1.7 < M < 3.4$) было осуществлено в [8].

В данной работе подвод энергии осуществляется, с одной стороны, от профиля, что позволяет получить подъемную силу и момент танга-

жа. Работа является логическим продолжением исследований ударно-волновой структуры течения при трансзвуковом обтекании симметричного профиля [1,2,9,10]. Для сверхзвукового обтекания тел несимметричный подвод энергии рассматривался, например, в [7,11–13].

В качестве математической модели течения используется система двумерных нестационарных уравнений газовой динамики для идеального газа с показателем адиабаты γ . Для ее численного решения используется конечно-объемная схема, уменьшающая полную вариацию. 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 $\Delta e = \Delta E / \Delta S$, где ΔE — полная подводимая энергия; ΔS — площадь зоны. Энергия подводится в тонкой зоне, прилегающей к профилю снизу перед невозмущенным положением замыкающего скачка уплотнения. Рассматривается обтекание симметричного профиля под нулевым углом атаки (при наличии подвода энергии).

Начальное распределение параметров соответствует стационарному обтеканию профиля без подвода энергии, а достижение периодического решения устанавливается по среднему значению коэффициента сопротивления профиля C_x .

Результаты получены для профиля NASA-0012 при обтекании его идеальным газом с показателем адиабаты $\gamma = 1.4$ при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 0.85$ при нулевом угле атаки в случае подвода энергии и углах атаки $\alpha = 0 - 4$ без подвода энергии. Подводимая энергия ΔE варьировалась в пределах от 0.0001 до 0.007. Период подвода энергии $\Delta t = 0.05$. Здесь и далее все величины безразмерные.

В табл. 1 приведены значения C_x , C_y и C_m в зависимости от подводимой энергии ΔE (C_y — коэффициент подъемной силы, C_m — коэффициент момента тангажа). Рассматриваемый подвод энергии приводит к увеличению и подъемной силы, и сопротивления профиля. Однако увеличение подводимой энергии после некоторого значения (в данных расчетах это соответствует значениям $\Delta E > 0.0012$) не ведет к росту коэффициента сопротивления C_x , в то время как коэффициент подъемной силы C_y продолжает расти.

Для сравнения в табл. 2 приведены значения C_x , C_y и C_m в зависимости от угла атаки α при отсутствии подвода энергии. Увеличение угла атаки в рассмотренных пределах ведет к увеличению и подъемной силы, и сопротивления обтекаемого профиля.

Таблица 1.

$\Delta E \cdot 10^4$	0	1	2	4	6	8	10	12	20	30
$C_x \cdot 10$	0.4591	0.4669	0.4790	0.4921	0.5932	0.6345	0.6366	0.6369	0.6350	0.6343
C_y	0	0.1470	0.2225	0.2890	0.5238	0.5899	0.6000	0.6090	0.6393	0.6698
$C_m \cdot 10$	0	-5.467	-8.274	-10.74	-19.50	-21.91	-22.24	-22.53	-23.52	-24.53

Таблица 2.

α°	1	2	3	4
$C_x \cdot 10$	0.5330	0.7153	0.9556	1.2290
C_y	0.2793	0.5025	0.6753	0.8154
$C_m \cdot 10$	-10.03	-17.98	-24.08	-29.00

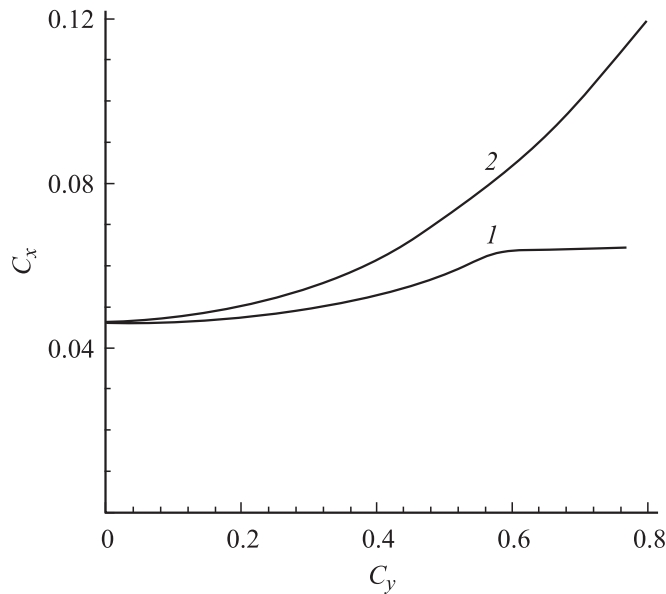


Рис. 1.

На рис. 1 для этих вариантов приведены поляры при подводе энергии и нулевом угле атаки (кривая 1) и без подвода ее для указанных углов атаки (кривая 2). При обтекании профиля под углом атаки сопротивление увеличивается быстрее, чем при подводе энергии, и соответствующая поляра более крутая. Таким образом, заданная подъемная сила достигается с помощью подвода энергии при значительно меньшем волновом сопротивлении профиля по сравнению со случаем его обтекания под углами атаки.

Понять в какой-то степени причину такого поведения поляры при подводе энергии можно с помощью распределения по профилю коэффициента давления на рис. 2. Приведенные распределения соответствуют следующим значениям подводимой энергии: 1 — $\Delta E = 0.0001$, 2 — 0.0004, 3 — 0.0006, 4 — 0.0010, 5 — 0.0020, 6 — 0.0030. При подводе энергии на нижней стороне профиля (нулевой угол атаки) нарушается симметрия в распределении давления. Снизу от профиля замыкающий скачок уплотнения перемещается вверх по потоку, происходит

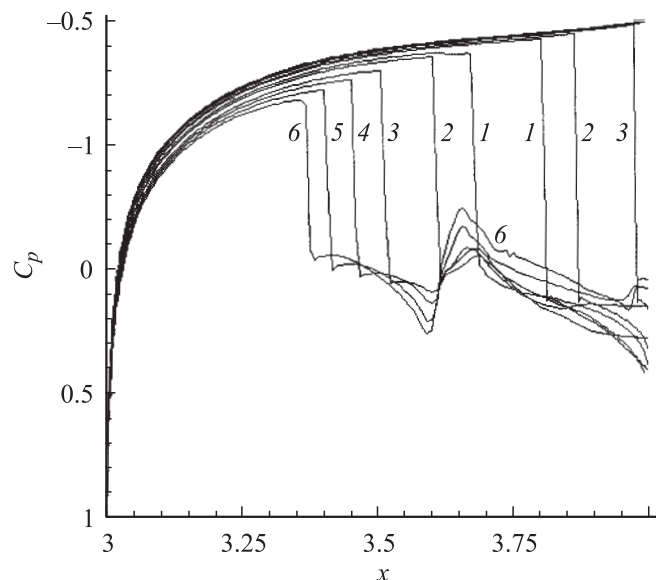


Рис. 2.

разрушение сверхзвуковой зоны (на рис. 2 левые кривые 1, 2 и т.д.). Это приводит к уменьшению волнового сопротивления. На верхней стороне профиля замыкающий скачок уплотнения смещается ближе к задней кромке (на рис. 2 правые кривые 1–3), что ведет к увеличению волнового сопротивления. Для подводимой энергии, начиная приблизительно со значения $\Delta E = 0.0010$, замыкающий скачок уплотнения на верхней стороне профиля устанавливается на задней кромке. С этого момента коэффициент волнового сопротивления практически остается постоянным (немного падает).

При рассматриваемом подводе энергии (в зоне с продольной координатой x от 3.609 до 3.693) замыкающий скачок уплотнения снизу от профиля устанавливается существенно выше вверх по потоку от соответствующей зоны (рис. 2), чем при симметричном подводе энергии [1,2]. Вблизи зоны подвода энергии наблюдается немонотонный характер изменения давления: перед зоной повышенное давление, в области зоны из-за разлета газа давление ниже.

Возникает вопрос об эффективности управления аэродинамическими характеристиками профиля с помощью одностороннего подвода энергии. Для ответа на этот вопрос можно воспользоваться оценкой, полученной в [1,2]:

$$\eta = \gamma \cdot \Delta C_x M_\infty^3 \Delta t / (2\Delta E),$$

где η — коэффициент полезного действия двигателя, определяемый в [14] как $\eta = R \cdot u_\infty / W$ (R — сила тяги, на крейсерском режиме полета она равна силе сопротивления; u_∞ — скорость полета, W — мощность, подводимая в двигателе); ΔC_x — уменьшение коэффициента волнового сопротивления профиля при подводе энергии по сравнению с соответствующим значением при угле атаки, обеспечивающем ту же самую подъемную силу в отсутствии подвода энергии. Для угла атаки $\alpha = 3^\circ$ $C_x = 0.09556$, $C_y = 0.6753$ (см. табл. 2). Близкое значение C_y получается при одностороннем подводе энергии $\Delta E = 0.003$ (см. табл. 1). Для этой энергии $C_x = 0.06343$. Элементарный расчет дает значение коэффициента полезного действия двигателя $\eta = 23\%$, при котором внешний подвод энергии $\Delta E = 0.003$ является выгодным. Следует отметить, что качество профиля возрастает при увеличении энергоподвода.

Из табл. 1 и 2 следует, что момент тангажа при обоих вариантах управления обтеканием профиля практически одинаковый при равном значении подъемной силы.

Таким образом, установлено, что заданная подъемная сила может быть обеспечена с помощью одностороннего подвода энергии при значительно меньшем волновом сопротивлении профиля по сравнению со случаем его обтекания под углами атаки. Этот эффект связан со стабилизацией положения замыкающего скачка уплотнения сверху от профиля на задней его кромке и одновременным сокращением размеров сверхзвуковой зоны ниже профиля.

Список литературы

- [1] Аульченко С.М., Замураев В.П., Калинина А.П. // Письма в ЖТФ. 2006. Т. 32. В. 1. С. 6–11.
- [2] Аульченко С.М., Замураев В.П., Калинина А.П. // ПМТФ. 2006. Т. 47. № 3. С. 64–71.
- [3] Артемьев В.И., Бергельсон В.И., Немчинов И.В. и др. // Изв. АН СССР. Сер. физ. 1991. Т. 55. № 6. С. 1184–1187.

- [4] Третьяков П.К., Гаранин А.Ф., Грачев Г.Н. и др. // ДАН. 1996. Т. 351. № 3. С. 339, 340.
- [5] Гувернюк С.В., Самойлов А.Б. // Письма в ЖТФ. 1997. Т. 23. В. 9. С. 1–8.
- [6] Georgievsky P.Yu., Levin V.A. // 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 2. P. 58–64.
- [7] Левин В.А., Терентьева Л.В. // Изв. РАН, МЖГ. 1999. № 3. С. 106–113.
- [8] Аксенов В.С., Голуб В.В., Губин С.А. и др. // Письма в ЖТФ. 2004. Т. 30. В. 20. С. 62–68.
- [9] Аульченко С.М., Замураев В.П., Калинина А.П., Латыпов А.Ф. // ПМТФ. 2004. Т. 45. № 5. С. 62–67.
- [10] Замураев В.П., Калинина А.П. // ПМТФ. 2005. Т. 46. № 5. С. 60–67.
- [11] Арафайлов С.И. // Изв. РАН. МЖГ. 1987. № 4. С. 178–182.
- [12] Бергельсон В.И., Медведюк С.А., Немчинов И.В., Орлова Т.И., Хазинс В.М. // Математическое моделирование. 1996. Т. 8. № 1. С. 3–10.
- [13] Кортаева Т.А., Фомин В.М., Шашкин А.П. // ПМТФ. 1999. Т. 40. № 6. С. 26–30.
- [14] Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов. М.: Машиностроение, 1983. 648 с. (Пер. с англ.: *Torenbeek E.*. Synthesis of subsonic airplane design. Delft University Press. 1976).