

03

Нелинейные эффекты взаимодействия импульсного периодического подвода энергии и ударно-волновой структуры при трансзвуковом обтекании 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 17 августа 2005 г.

Изучалась 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 и его волнового сопротивления в зависимости от периода подвода энергии, от локализации и формы зоны ее подвода. Установлено, что подвод энергии перед замыкающим скачком уплотнения непосредственно вблизи контура в вытянутых вдоль него зонах приводит к значительному уменьшению волнового сопротивления профиля. Выяснена природа такого уменьшения сопротивления. Установлено существование предельной частоты подвода энергии.

PACS: 43.35.Fj, 51.10.+y

Предыдущие исследования авторов [1–4] показали, что при подводе энергии в компактных зонах коэффициент волнового сопротивления профиля слабо зависит от формы и расположения зон подвода энергии за его миделем. Такой же результат получен в [5] при непрерывном подводе энергии в сверхзвуковой области потока в зоне, вытянутой вдоль ударной волны. Это следствие линейной зависимости коэффициента волнового сопротивления от подводимой энергии.

В отличие от этих исследований в данной работе впервые установлены нелинейные эффекты, возникающие при подводе энергии в импульсно-периодическом режиме в тонких зонах, расположенных вдоль профиля. Ранее столь масштабное изменение структуры течения

при помощи небольших затрат энергии было обнаружено лишь для сверхзвуковых течений [6–10]. Подводить энергию вдоль контура можно, например, с помощью скользящего импульсного дугового разряда. Инициирование такого разряда в сверхзвуковом потоке (при числах Маха $1.7 < M < 3.4$) было осуществлено в [10].

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 зонах ее подвода возрастает на величину $\Delta e = \Delta E / \Delta S$, где ΔE — полная энергия, подводимая в одной зоне; ΔS — площадь зоны. Энергия подводится симметрично по отношению к профилю, обтекаемому под нулевым углом атаки.

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

Эффективность внешнего подвода энергии можно определить, сравнивая уменьшение волнового сопротивления с увеличением тяги летательного аппарата при подводе соответствующей энергии в его двигателе. Коэффициент полезного действия двигателя равен $\eta = R \cdot u_\infty / W$, где R — сила тяги, u_∞ — скорость полета, W — мощность, подводимая в двигателе [11]. На крейсерском режиме полета сила тяги равна силе сопротивления. Несложно получить в безразмерном виде оценку для подводимой около профиля энергии

$$\Delta E \leq \gamma \cdot \Delta C_x M_\infty^3 \Delta t / 4\eta,$$

где ΔC_x — снижение коэффициента волнового сопротивления, M_∞ — число Маха набегающего потока, Δt — период подвода энергии. Для заданной подводимой энергии из этой формулы можно получить оценку коэффициента полезного действия двигателя, при котором внешний подвод энергии становится выгодным.

Результаты получены для профиля NASA-0012 при обтекании его идеальным газом с показателем адиабаты $\gamma = 1.4$ при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 0.85$ и нулевом угле атаки. Варьировались период подвода энергии Δt от 0.005 до 0.5, положение зон подвода

Таблица 1.

№	x_1	x_2	$\Delta S \cdot 10^4$	Δt	$C_x \cdot 10^2$	$\Delta C_x \cdot 10^2$	$\Delta C_x / C_x, \%$
1	—	—	—	—	4.588	—	—
2	3.609	3.693	0.839	0.5	3.916	0.672	14.6
3	3.609	3.693	0.839	0.05	3.498	1.090	23.8
4	3.609	3.693	0.839	0.025	3.526	1.062	23.1
5	3.609	3.693	0.839	0.005	~ 3.57	~ 1.02	22.2

Таблица 2.

№	x_1	x_2	$\Delta S \cdot 10^4$	$C_x \cdot 10^2$	$\Delta C_x \cdot 10^2$	$\Delta C_x / C_x, \%$	$\eta, \%$
1	—	—	—	4.588	—	—	—
2	3.609	3.693	0.839	3.498	1.090	23.8	11.7
3	3.567	3.656	0.865	3.243	1.345	29.3	14.5
4	3.523	3.609	0.812	2.920	1.668	36.4	17.9
5	3.477	3.567	0.830	2.589	1.999	43.6	21.5
6	3.433	3.523	0.819	2.250	2.338	51.0	25.1
7	3.352	3.442	0.806	~ 1.80	~ 2.79	60.8	30.0
8	3.271	3.367	0.845	~ 2.85	~ 1.74	37.9	18.7
9	3.433	3.477	0.799	2.224	2.364	51.5	25.4

энергии и их размер при значении средней по периоду мощности подводимой энергии в одну зону $\Delta E / \Delta t = 0.02$. Здесь и далее все величины безразмерные.

В табл. 1 приведены значения C_x в зависимости от периода подвода энергии. В первой строке дано его значение при отсутствии подвода энергии. Энергоподвод осуществлялся непосредственно у профиля (x_1 и x_2 — координаты левой и правой границ зон подвода энергии, профиль расположен при $3 \leq x \leq 4$).

При низких частотах топология течения успевает частично восстановиться перед следующим подводом энергии и смещение замыкающего скачка уплотнения вверх по потоку не дает значительного уменьшения C_x . С увеличением частоты подвода энергии топология течения не успевает восстановиться за период, и смещение замыкающего скачка уплотнения вверх по потоку достигает максимального значения. В результате значение C_x значительно понижается. На рис. 1 для

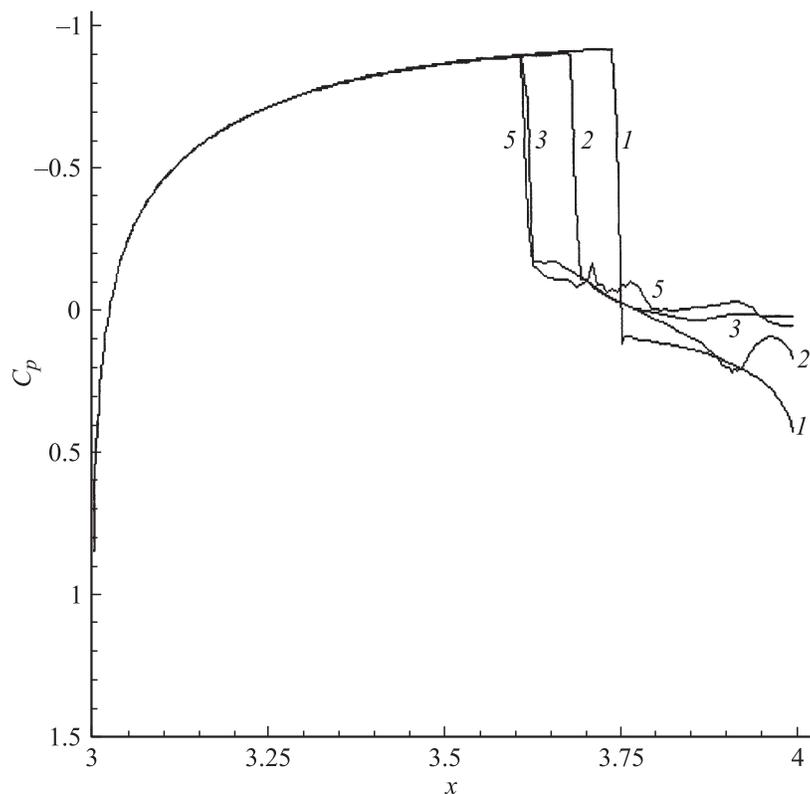


Рис. 1. Распределение вдоль хорды профиля коэффициента давления при различных значениях периода подвода энергии.

этих вариантов приведено распределение коэффициента давления C_p (номера кривых соответствуют номерам вариантов табл. 1).

В табл. 2 представлены значения коэффициента волнового сопротивления и его снижение для периода $\Delta t = 0.05$ в зависимости от положения зон подвода энергии. В первой строке приведено значение C_x в отсутствие подвода энергии. В последней колонке указаны значения коэффициента полезного действия двигателя, для которых внешний подвод рассматриваемого значения энергии выгоден. Видно, что перемещение зон вдоль контура вверх по потоку (варианты 2–7) вплоть

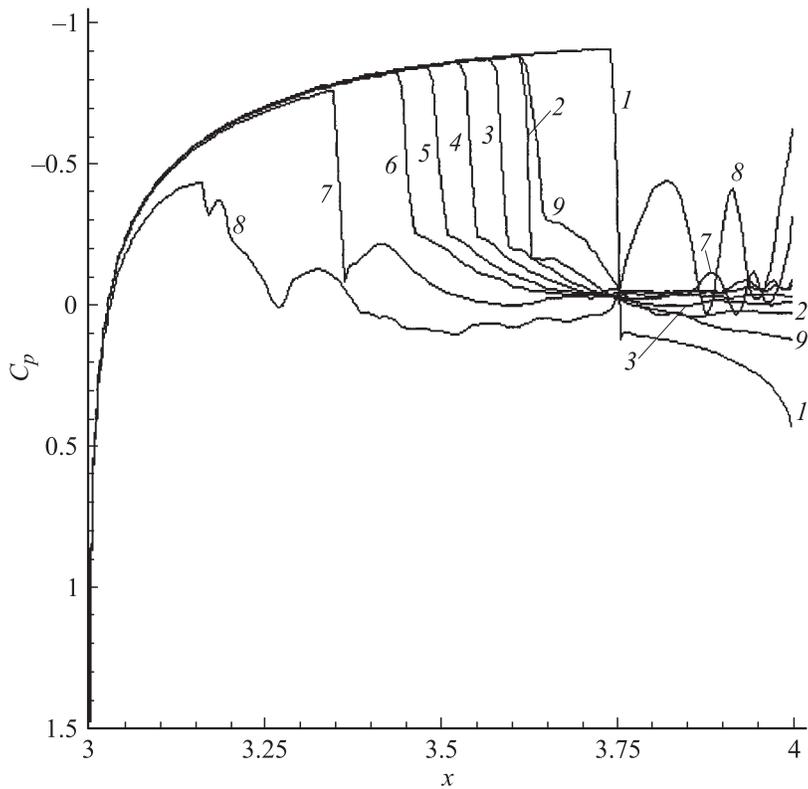


Рис. 2. Распределение вдоль хорды профиля коэффициента давления при различном положении зон подвода энергии.

до миделя (при $x \approx 3.303$) приводит к значительному снижению C_x (до 60% в варианте 7). При перемещении зон к передней части профиля, за мидель (вариант 8) эффект уменьшается. Сравнение значений C_x , полученных для вариантов 6 и 9, показывает, что уменьшение в два раза длины (по x) зон подвода энергии при сохранении площади (различие 2.5%) не сказывается на волновом сопротивлении. На рис. 2 для этих вариантов приведено распределение коэффициента давления C_p .

В вариантах 5 табл. 1, 7 и 8 табл. 2 периодическое решение с точностью 10^{-7} не получено из-за неустойчивости возникающих в течении контактных разрывов.

Распределение коэффициента волнового сопротивления по большей части периода довольно равномерное (отклонение от среднего по периоду в пределах 5%).

Таким образом, впервые использование нелинейного характера взаимодействия возмущений, вносимых в поток при подводе энергии, с замыкающим скачком и поверхностью профиля позволило получить значительное снижение волнового сопротивления профиля при небольших затратах энергии, что наряду с периодическим характером формирующегося течения позволяет использовать этот эффект на крейсерских режимах полета.

Авторы считают своим приятным долгом выразить благодарность П.Ю. Георгиевскому за полезное обсуждение данной проблемы.

Список литературы

- [1] Аульченко С.М., Замураев В.П., Латыпов А.Ф. // The 5th International Workshop on Magneto-Plasma-Aerodynamics in Aerospace Applications. Moscow, 2003. P. 92.
- [2] Аульченко С.М., Замураев В.П. // Теплофизика и аэромеханика. 2003. Т. 10. № 2. С. 197–204.
- [3] Аульченко С.М., Замураев В.П., Калинина А.П. // ИФЖ. 2003. Т. 76. № 6. С. 54–57.
- [4] Аульченко С.М., Замураев В.П., Калинина А.П., Латыпов А.Ф. // ПМТФ. 2004. Т. 45. № 5. С. 62–67.
- [5] Yuriev A.S., Korzh S.K., Pirogov S.Yu., Savischenko N.P., Leonov S.B., Ryizhov E.V. // The 3rd Workshop on Magneto-Plasma-Aerodynamics in Aerospace Applications. Moscow, 2001. P. 201–207.
- [6] Георгиевский П.Ю., Левин В.А. // Письма в ЖТФ. 1988. Т. 14. В. 8. С. 684–687.
- [7] Третьяков П.К., Гаранин А.Ф., Грачев Г.Н. и др. // ДАН. 1996. Т. 351. № 3. С. 339–340.
- [8] Гувернюк С.В., Самойлов А.Б. // Письма в ЖТФ. 1997. Т. 23. В. 9. С. 1–8.
- [9] Левин В.А., Терентьева Л.В. // Изв. РАН. МЖГ. 1999. № 3. С. 106–113.
- [10] Аксенов В.С., Голуб В.В., Губин С.А. и др. // Письма в ЖТФ. 2004. Т. 30. В. 20. С. 62–68.
- [11] Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов. М.: Машиностроение. 1983. 648 с. (Пер. с англ.: *Torenbeek E. Synthesis of subsonic airplane design*. Delft University Press, 1976).