

03

Управление обтеканием крыловых профилей на трансзвуковых режимах посредством силового воздействия элементов поверхности на поток

© С.М. Аульченко, В.П. Замураев

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича
СО РАН, Новосибирск
Новосибирский государственный университет
E-mail: aultch@itam.nsc.ru

Поступило в Редакцию 26 марта 2012 г.

Проведено математическое моделирование влияния вынужденных колебаний элементов поверхности крылового профиля на ударно-волновую структуру его трансзвукового обтекания. Исследовано качественное и количественное влияние параметров колебаний на волновое сопротивление профиля.

Предыдущие исследования авторов по управлению трансзвуковым обтеканием крыловых профилей показали возможность существенного (более чем на 50%) снижения волнового сопротивления и значительного увеличения аэродинамического качества трансзвуковых профилей при импульсно-периодическом подводе энергии. Обобщение этих результатов дано в [1]. Были определены форма и положение областей возмущения (узкие, вытянутые вдоль профиля зоны, расположенные непосредственно вблизи поверхности), а также диапазоны частоты и мощности, при которых имеют место нелинейные эффекты перестройки структуры потока (изменения в размере и положении локальных сверхзвуковых зон, интенсивности скачков уплотнения). Но, несмотря на значительный эффект, который может дать использование внешнего подвода энергии, возникающие при этом в непосредственной близости от поверхности крыла высокотемпературные зоны могут стать препятствием на пути практического использования этого способа управления. Вместе с тем изучение механизма перестройки ударно-волновой структуры трансзвукового обтекания крыловых профилей при импульсно-периодическом подводе энергии [2,3] позволяет сделать

вывод о возможности достижения аналогичных эффектов при помощи иных средств, в частности путем возбуждения колебаний элементов поверхности крыла.

В качестве математической модели течения используется система двумерных нестационарных уравнений газовой динамики идеального газа

$$\partial U/\partial t + \partial F/\partial x + \partial G/\partial y = 0,$$

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

$$G = (\rho v, \rho uv, p + \rho v^2, v(p + e)).$$

Здесь оси координат x, y направлены соответственно вдоль хорды профиля и перпендикулярно ей и отнесены к ее длине b (координата x отсчитывается от носка профиля); время t отнесено к b/a_∞ , компоненты скорости газа u, v и скорость звука a — к a_∞ , плотность ρ — к ρ_∞ ; давление p и полная энергия единицы объема газа e обезразмерены параметром $\rho_\infty a_\infty^2$; p_∞, a_∞ — размерные давление и скорость звука в набегающем потоке; ρ_∞ определяется из условия $p_\infty = \rho_\infty a_\infty^2$.

Система уравнений дополняется краевыми условиями на границах расчетной двухсвязной области, 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 вне подвижного элемента — условие непротекания. На участке контура с границами x_1 и x_2 задается изменение его начальной геометрии $f_0(x)$ по закону:

$$f(x, t) = f_0(x) + A \sin(2\pi t/\Delta t) \sin(\pi(x - x_1)/(x_2 - x_1)),$$

где $A, \Delta t$ — амплитуда и период колебаний, а в качестве граничного условия — равенство скоростей потока и границы. Расчетная сетка в физической области геометрически адаптивна к контуру профиля и сгущена в его окрестности, в канонической области она прямоугольная; число расчетных узлов 352×320 . Для нахождения численного решения используется конечно-объемная схема, уменьшающая полную вариацию (Total Variation Diminishing, или TVD-реконструкция). Потоки на границах ячеек вычисляются методом [4]. Интегрирование по времени проводится по методу Рунге–Кутты третьего порядка.

Результаты получены для профиля NASA-0012 при обтекании его идеальным газом с показателем адиабаты $\gamma = 1.4$ при числе Маха

Таблица 1. Зависимость коэффициента сопротивления профиля от амплитуды колебаний

№	x_1	x_2	$A \cdot 10^4$	$\Delta t \cdot 10^3$	$C_x \cdot 10^2$	$\Delta C_x \cdot 10^2$	$\Delta C_x / C_x, \%$
1	—	—	—	—	4.588	—	—
2	3.664	3.693	3.125	0.5	2.960	1.628	35.5
3	3.664	3.693	3.750	0.5	2.762	1.826	39.8
4	3.664	3.693	4.375	0.5	0.951	3.627	79.2

Таблица 2. Зависимость коэффициента сопротивления профиля от положения и размера зоны колебаний

№	x_1	x_2	$A \cdot 10^4$	$\Delta t \cdot 10^3$	$C_x \cdot 10^2$	$\Delta C_x \cdot 10^2$	$\Delta C_x / C_x, \%$
1	—	—	—	—	4.588	—	—
2	3.693	3.722	3.125	0.5	3.149	1.439	31.2
3	3.664	3.693	3.125	0.5	2.960	1.628	35.5
4	3.664	3.722	3.125	0.5	1.262	3.326	72.5

набегающего потока $M_\infty = 0.85$ и нулевом угле атаки. Варьировались амплитуда колебаний, положение подвижного элемента и его размер. В табл. 1 приведены значения коэффициента волнового сопротивления C_x в зависимости от амплитуды колебаний. В первой строке дано его значение для стационарного течения, x_1 и x_2 — координаты левой и правой границ подвижного элемента, профиль расположен при $3 \leq x \leq 4$. Здесь и далее все величины безразмерные.

На рис. 1 для этих вариантов приведено распределение коэффициента давления $C_p = 2(p - p_\infty) / \rho_\infty u_\infty^2$ вдоль хорды профиля (номера кривых соответствуют номерам вариантов табл. 1). При отсутствии колебаний замыкающий скачок уплотнения расположен при $x = 3.75$ (кривая 1). С увеличением амплитуды колебаний топология течения не успевает восстановиться за период, и смещение замыкающего скачка уплотнения вверх по потоку достигает максимального значения (для варианта 4 в табл. 1 скачок расположен при $x = 3.74$). Одновременно со смещением замыкающего скачка вверх по потоку уменьшается его интенсивность, и в результате коэффициент волнового сопротивления C_x значительно понижается.

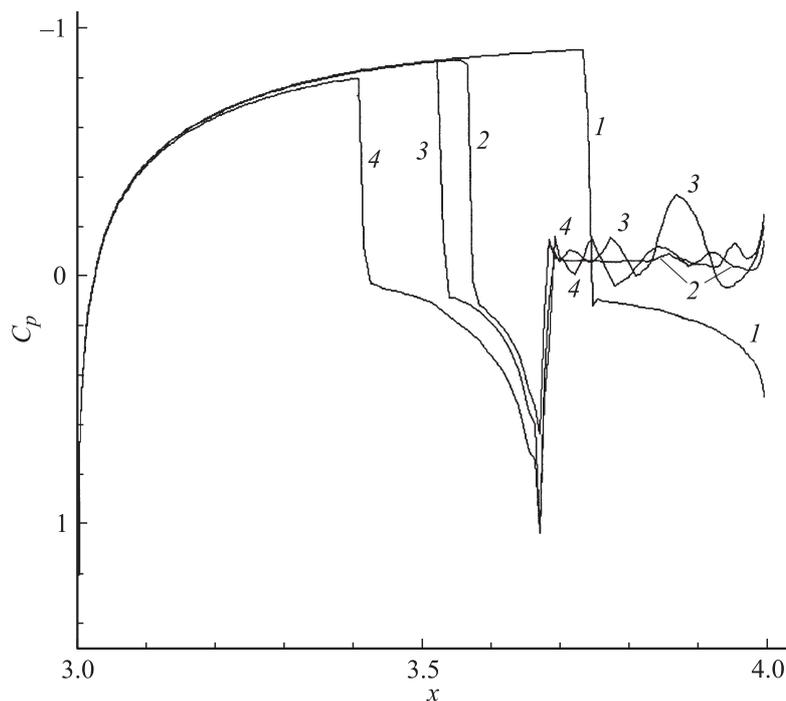


Рис. 1. Распределение коэффициента давления вдоль хорды профиля при различных значениях амплитуды колебаний элемента поверхности.

В табл. 2 представлены значения коэффициента волнового сопротивления для амплитуды $A = 3.125 \cdot 10^{-4}$ в зависимости от положения подвижного элемента. На рис. 2 для этих вариантов приведено распределение коэффициента давления C_p . Видно, что перемещение колеблющегося элемента вдоль контура вверх по потоку (варианты 2 и 3) приводит к большему снижению C_x . Увеличение в 2 раза длины колеблющегося элемента при одинаковом положении его левой границы (ср. варианты 3 и 4 в табл. 2) приводит к значительному снижению значения волнового сопротивления ΔC_x , сопоставимому с полученным при увеличении амплитуды колебаний в 1.4 раза при неизменной длине элемента Δx (ср. варианты 4 в табл. 1 и 2).

Оптимальные сочетания параметров колеблющегося элемента предстоит уточнять, так как при таком способе воздействия на поток

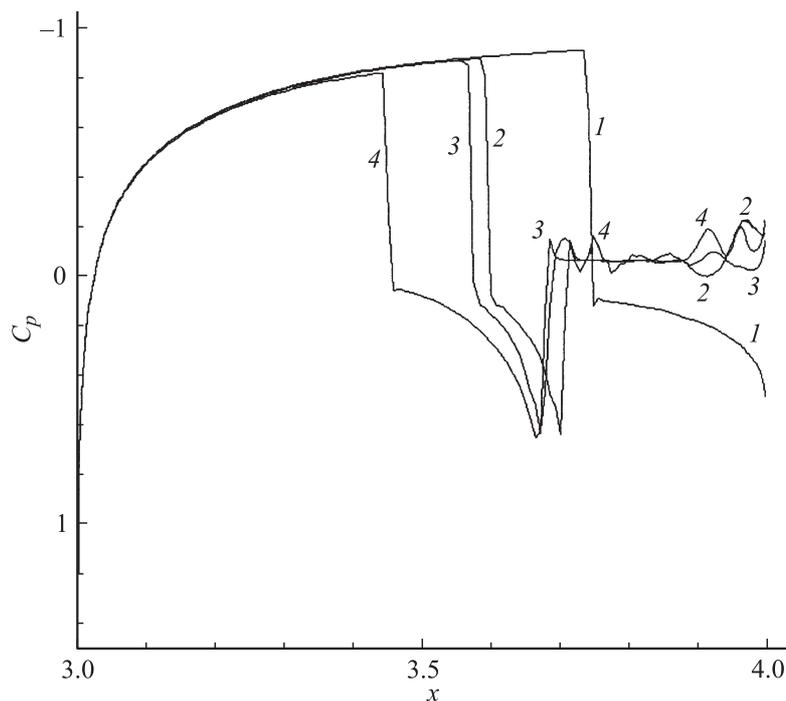


Рис. 2. Распределение коэффициента давления вдоль хорды профиля при различном положении и длине колеблющегося элемента поверхности.

возможны кавитационные эффекты. В проведенных расчетах они были выявлены, в частности, для значений амплитуды $A = 3.750 \cdot 10^{-4}$ и $A = 4.375 \cdot 10^{-4}$ и границ колеблющегося элемента $x_1 = 3.693$, $x_2 = 3.722$; $A = 5.000 \cdot 10^{-4}$, $x_1 = 3.664$, $x_2 = 3.693$ и для ряда других комбинаций параметров.

Сопоставление данных таблиц и распределений коэффициента давления с аналогичными данными работы [5] подтверждает справедливость предположения о практически эквивалентном воздействии на поток импульсно-периодического подвода энергии вблизи контура и малых колебаний элемента его поверхности. При этом температура в зоне колебаний в рассмотренных вариантах меньше 1000 К, тогда как при внешнем подводе энергии она превышает 3000 К.

Таким образом, впервые показана возможность перестройки ударно-волновой структуры потока (изменения в размере и положении локальных сверхзвуковых зон, интенсивности скачков уплотнения) и значительного снижения волнового сопротивления трансзвукового профиля за счет малых колебаний узкого элемента поверхности крыла, что наряду с периодическим характером формирующегося течения позволяет использовать этот эффект на крейсерских режимах полета.

Список литературы

- [1] Аульченко С.М., Замураев В.П., Калинина А.П. // ЖТФ. 2011. Т. 81. В. 11. С. 13–22.
- [2] Замураев В.П. // ЖТФ. Т. 79. В. 5. С. 146–149.
- [3] Аульченко С.М., Замураев В.П., Калинина А.П. // Теплофизика и аэромеханика. 2009. Т. 16. № 2. С. 201–208.
- [4] Van Leer B. // Lecture Notes Phys. 1982. V. 170. P. 507–512.
- [5] Аульченко С.М., Замураев В.П., Калинина А.П. // Письма в ЖТФ. 2006. Т. 32. В. 1. С. 6–11.