

03

## Управление аэродинамическим качеством крыловых профилей с помощью импульсного периодического подвода энергии

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

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

В окончательной редакции 1 ноября 2007 г.

Изучена возможность управления аэродинамическими характеристиками несущих 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 для диапазона углов атаки.

PACS: 47.40.Ki, 47.60.+i

В работах авторов [1,2] на основе нелинейных эффектов [3,4] установлено, что на трансзвуковых режимах заданная подъемная сила симметричного профиля под нулевым углом атаки может быть обеспечена с помощью одностороннего подвода энергии при значительно меньшем волновом сопротивлении профиля по сравнению со случаем его обтекания под углами атаки.

В данной работе аналогичный подвод энергии осуществляется, с одной стороны, от симметричного профиля, обтекаемого в некотором диапазоне углов атаки, что позволяет получить информацию о зависимости подъемной силы и аэродинамического качества от двух управляющих параметров — угла атаки и подводимой энергии.

В качестве математической модели течения используется система двумерных нестационарных уравнений газовой динамики для идеального газа с показателем адиабаты  $\gamma$ . 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.

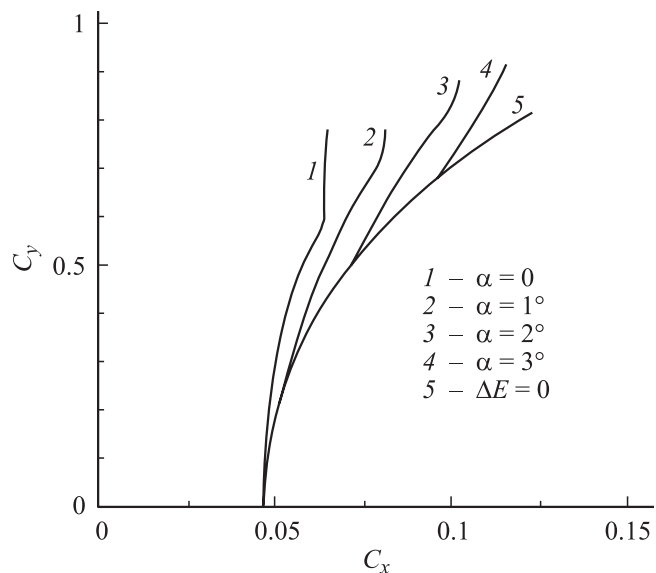
Плотность энергии газа  $e$  в зоне ее подвода возрастает на величину  $\Delta e = E/S$ , где  $E$  — полная подводимая энергия;  $S$  — площадь зоны. Энергия подводится в тонкой зоне, прилегающей к профилю снизу перед невозмущенным положением замыкающего скачка уплотнения. Начальное распределение параметров соответствует стационарному обтеканию профиля без подвода энергии, а достижение периодического решения устанавливается по средним значениям аэродинамических коэффициентов: сопротивления  $C_x$ , подъемной силы  $C_y$ , момента тангажа  $C_m$ .

Результаты получены для профиля NASA-0012 при обтекании его идеальным газом с показателем адиабаты  $\gamma = 1.4$  при числе Маха набегающего потока  $M = 0.85$  в диапазоне углов атаки  $\alpha = 0-3^\circ$ . Подводимая энергия  $E$  варьировалась в пределах от 0.0001 до 0.0085. Период подвода энергии  $t = 0.05$ . Здесь и далее все величины безразмерные ( $E$  отнесена к  $\rho_0 a_\infty^2 b^2$ ,  $t$  отнесен к  $b/a_\infty$ ,  $S$  отнесена к величине  $b^2$ ;  $\rho_0$  определяется из условия  $p_\infty = \rho_0 a_\infty^2$ ,  $p_\infty$  и  $a_\infty$  — давление и скорость звука в набегающем потоке,  $b$  — длина хорды профиля).

В табл. 1 приведены значения  $C_x$ ,  $C_y$  и аэродинамического качества  $K_a$  в зависимости от подводимой энергии  $E$  для  $\alpha = 0^\circ$  и  $\alpha = 1^\circ$ . На рис. 1 показаны соответствующие им зависимости  $C_y$  от  $C_x$ , а также поляра профиля без подвода энергии. В табл. 2 приведены значения  $C_x$ ,  $C_y$ , и  $K_a$  в зависимости от угла атаки  $\alpha$  при отсутствии подвода энергии. Анализ полученных значений аэродинамических характеристик в табл. 1

Таблица 1.

$\alpha$ , deg	$\Delta E \cdot 10^4$	0	1	2	4	6	8	10	12	20
0	$C_x \cdot 10$	0.4591	0.4669	0.4790	0.4921	0.5932	0.6345	0.6366	0.6369	0.6350
	$C_y$	0	0.1470	0.2225	0.2890	0.5238	0.5899	0.6000	0.6090	0.6393
	$K_a$	0	3.148	4.645	5.873	8.830	9.297	9.425	9.562	10.07
1	$C_x \cdot 10$	0.5330	0.5545	0.5813	0.6545	0.7673	0.7892	0.7944	0.7974	0.8040
	$C_y$	0.2794	0.3373	0.3980	0.5296	0.6817	0.7044	0.7146	0.7236	0.7534
	$K_a$	5.242	6.083	6.847	8.092	8.884	8.925	8.995	9.074	9.371



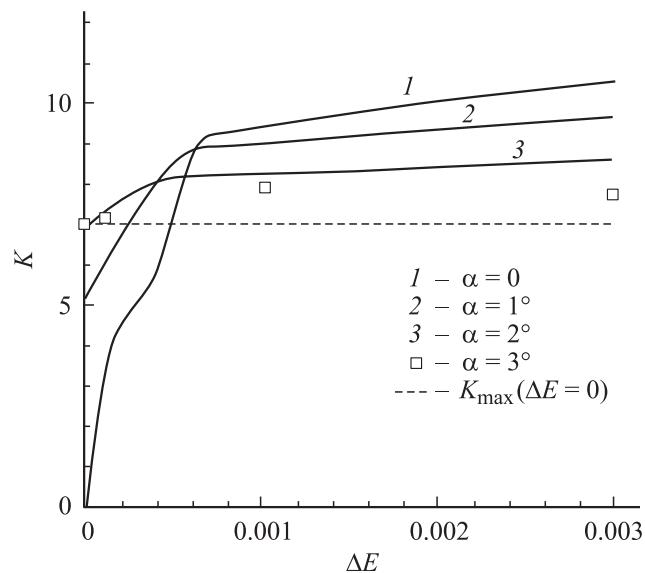
**Рис. 1.** Зависимость  $C_y$  от  $C_x$  при подводе энергии для углов атаки  $\alpha = 0-3^\circ$ , а также поляра профиля без подвода энергии.

и 2 позволяет отметить следующее. Подвод энергии в комбинации с ненулевым углом атаки позволяет получить более высокие значения  $C_y$  (0.7 и более), не достижимые в рамках энергетически эффективных [3,4] значений подводимой энергии при  $\alpha = 0^\circ$ , хотя и с некоторым уменьшением качества. Однако  $K_a$  при этом все-таки выше, чем при обтекании профиля без подвода энергии при соответствующем угле атаки (рис. 1).

На рис. 2 приведены зависимости аэродинамического качества от подводимой энергии для рассматриваемого диапазона углов атаки

**Таблица 2.**

$\alpha$ , deg	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
$K_a$	5.240	7.025	7.066	6.634



**Рис. 2.** Зависимость аэродинамического качества от подводимой энергии для углов атаки  $\alpha = 0 - 3^\circ$ .  $K_{\max}$  — максимальное значение аэродинамического качества профиля без подвода энергии.

профиля. Видно, что в отличие от обтекания профиля без подвода энергии, при котором есть максимум  $K_a$  при  $\alpha = 3^\circ$ , подвод энергии обеспечивает монотонный его рост, хотя, конечно, в каждом конкретном варианте необходимо оценивать энергетическую эффективность выбранного варианта управления. Кроме того, можно отметить, что в зависимости от конкретных технических решений, связанных с возможностью подводить лишь весьма небольшую энергию, управление аэродинамическим качеством может осуществляться совместно как углом атаки, так и подводом энергии, что соответствует выбору той или иной кривой на рис. 2 для энергии до 0.0006.

Принципиально механизм такого поведения аэродинамических характеристик при трансзвуковом обтекании профиля при одностороннем подводе энергии был описан в [1,2]. Он связан с перемещением замыкающего скачка уплотнения на нижней поверхности профиля

вверх по потоку и разрушением сверхзвуковой зоны, что приводит к уменьшению волнового сопротивления. На верхней стороне профиля замыкающий скачок уплотнения смещается ближе к задней кромке, что ведет к увеличению волнового сопротивления, однако начиная с некоторого значения  $E$ , разного для разных углов атаки, замыкающий скачок уплотнения устанавливается на задней кромке, и волновое сопротивление на верхней поверхности либо остается практически постоянным, либо растет существенно медленней, чем подъемная сила.

Таким образом, установлено, что управление аэродинамическим качеством симметричных профилей при трансзвуковых режимах обтекания с помощью подвода энергии и угла атаки может быть эффективным в рассмотренных диапазонах этих параметров.

## Список литературы

- [1] Аульченко С.М., Замураев В.П., Калинина А.П. // Письма в ЖТФ. 2006. Т. 32. В. 17. С. 81–87.
- [2] Аульченко С.М., Замураев В.П., Калинина А.П. // ПМТФ. 2007. Т. 48. № 6. С. 70–76.
- [3] Аульченко С.М., Замураев В.П., Калинина А.П. // Письма в ЖТФ. 2006. Т. 32. В. 1. С. 6–11.
- [4] Аульченко С.М., Замураев В.П., Калинина А.П. // ПМТФ. 2006. Т. 47. № 3. С. 64–71.