

УДК 533.6.011

DOI 10.25205/2541-9447-2017-12-4-34-39

**В. П. Замураев, А. П. Калинина**

*Институт теоретической и прикладной механики  
им. С. А. Христиановича СО РАН  
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия*

*Новосибирский государственный университет  
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия*

*zamuraev@itam.nsc.ru, a\_p\_kalinina@mail.ru*

## **ДВУХМОДОВОЕ ОДНОСТОРОННЕЕ ПОВЕРХНОСТНОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ НА ТРАНСЗВУКОВОЕ ОБТЕКАНИЕ СИММЕТРИЧНОГО КРЫЛОВОГО ПРОФИЛЯ**

В работе численно исследуется влияние вынужденных колебаний элемента поверхности на одной из сторон крылового профиля на ударно-волновую структуру его трансзвукового обтекания. Рассмотрены двухмодовые колебания. Вклад в суммарную энергию отдельных гармоник варьировался. Показано появление дополнительной подъемной силы.

*Ключевые слова:* трансзвуковое обтекание крылового профиля, вынужденные двухмодовые колебания, коэффициенты волнового сопротивления и подъемной силы.

### **Введение**

Периодическое энергетическое воздействие на поверхность крылового профиля, проявляемое в виде тепловых импульсов или колебаний элемента его поверхности, может значительно изменить ударно-волновую структуру при трансзвуковом обтекании [1; 2]. Косвенным подтверждением этого являются известные явления бафтинга или флаттера. Однако предметом исследования в этих случаях является только определение условий, при которых возникает флаттер или бафтинг, но не результирующая картина обтекания [3–5]. Между тем сама по себе ударно-волновая структура, формирующаяся при любом энергетическом воздействии, представляет отдельный интерес.

Исследования в [1] по управлению трансзвуковым обтеканием профилей с помощью высокочастотного импульсно-периодического подвода тепловой энергии показали возможность существенного влияния такого воздействия на ударно-волновую структуру потока и значительного изменения аэродинамических характеристик. Высокочастотные вынужденные колебания элемента поверхности крылового профиля, примененные в [2], показали подобие ударно-волновых структур, возникающих при колебаниях элемента поверхности и подводе тепловой энергии. Для достаточно полного изучения проблемы необходимы параметрические исследования влияния на трансзвуковое обтекание вынужденных колебаний участка профиля.

---

\* Работа выполнена в рамках проекта СО РАН III.22.6.2.

При изучении флаттера или бафтинга [3–5] обычно моделируется начало развития процесса, результатом чего является ответ на вопрос, будут ли эти явления возникать. Численное моделирование проводится с применением нестационарных уравнений Эйлера [3] или Навье – Стокса [4; 5]. Получение периодического решения не является целью этих исследований. Трансзвуковое обтекание крылового профиля даже при отсутствии колебаний представляет собой сложную задачу, включающую моделирование вязких и тепловых явлений, физические модели которых постоянно совершенствуются [6]. Введение колебаний в постановку задачи значительно повышает ее вычислительную сложность. Так, использование в этой задаче прямого численного моделирования на основе уравнений Навье – Стокса содержит опасность возникновения численных осцилляций. В связи с этим в работах [4; 5] поиск режимов с возникновением бафтинга выполнялся с использованием SST-модели турбулентности в рамках пакета ANSYS CFX.

В [7] проведено параметрическое исследование влияния на трансзвуковое обтекание вынужденных колебаний участка профиля с использованием нестационарных уравнений Эйлера. Расчет по ним велся вплоть до получения периодического решения. Предполагалось, что колебания не вызывают ни флаттера, ни бафтинга. Показано, что при определенном выборе параметров одномодовых вибраций в форме стоячей волны можно получить улучшение аэродинамических характеристик (рис. 1).

Кривые на рис. 1 получены при постоянной амплитуде скорости колебаний, которая близка по величине к скорости набегающего потока. Зависимость аэродинамических характеристик от периода немонотонна.

Однако возникает вопрос, как будет влиять на обтекание профиля многомодовое силовое воздействие. В данной работе представлены результаты параметрического исследования влияния на трансзвуковое обтекание вынужденных двухмодовых колебаний участка профиля, также не вызывающих ни бафтинга, ни флаттера.

### Постановка задачи

Моделируется обтекание профиля NASA-0012 идеальным газом с показателем адиаба-

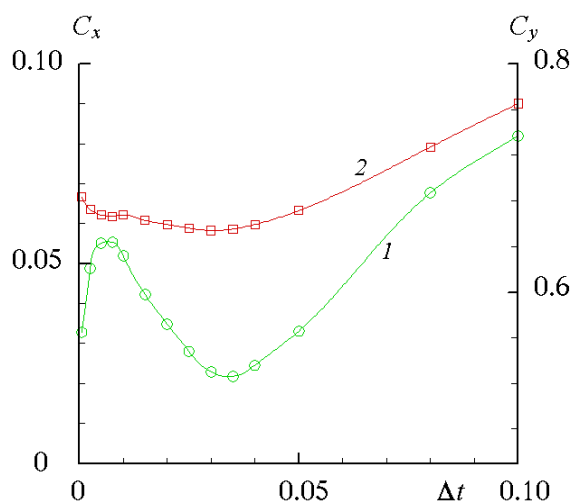


Рис. 1. Коэффициенты подъемной силы  $C_y$  (1) и волнового сопротивления  $C_x$  (2) в зависимости от периода  $\Delta t$

ты  $\gamma = 1,4$  при числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 0,85$  и нулевым угле атаки (при отсутствии возмущений имеет место безотрывной режим обтекания). Небольшой участок поверхности профиля с одной из его сторон совершает колебательное движение. Рассматриваются двухмодовые колебания. В качестве математической модели для описания плоского нестационарного течения невязкого нетеплопроводного газа используются уравнения Эйлера в консервативной форме. Такой подход позволяет оценить все эффекты по максимуму, так как учет диссипативных явлений приводит к уменьшению воздействия колебаний на поток. 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 – условие непротекания.

На участке контура с границами  $x_1$  и  $x_2$  задается изменение его начальной геометрии  $f_0(x)$  по закону

$$f(x, t) = f_0(x) + (A_1 \sin(\omega_1 t) + A_2 \sin(\omega_2 t)) \sin\left(\pi \frac{x - x_1}{x_2 - x_1}\right).$$

Здесь  $A_i$  и  $\omega_i$  ( $i = 1, 2$ ) – амплитуда и частота  $i$ -й гармоники; все размеры отнесены к дли-

не хорды профиля  $b$ , координата  $x$  направлена вдоль хорды, профиль располагается при  $0 \leq x \leq 1$ ; время  $t$  отнесено к  $b/a_\infty$  ( $a_\infty$  – скорость звука в набегающем потоке). Частота колебаний  $\omega_i$  связана с периодом  $\Delta t_i$  соотношением  $\omega_i = 2\pi/\Delta t_i$ ,  $i = 1, 2$ . В случае одномодовых колебаний задавалась одна частота  $\omega_1 = \omega$  и соответствующая амплитуда  $A_1 = A$ , при этом  $A_2$  полагалась равной нулю:  $A_2 = 0$ . Для одномодовых колебаний постановка задачи изложена в [7].

Для численного решения сформулированной задачи применяется конечно-объемная схема, уменьшающая полную вариацию параметров потока с учетом колебания участка поверхности профиля.

### Результаты расчетов

Расчеты выполнены для двухмодовых колебаний с частотами  $\omega_1$  и  $\omega_2$ . Суммарная энергия полагалась равной энергии одномодового колебания с амплитудой  $A$  и частотой  $\omega_1$  [7]. Амплитуда скорости колебаний равна примерно 1,26 от скорости звука набегающего потока. Другими словами, считалось, что имеет место равенство

$$A_1^2 \omega_1^2 + A_2^2 \omega_2^2 = A^2 \omega_1^2.$$

Значения частот отличаются в два раза:

$$\omega_2 = 2\omega_1.$$

Низкая частота двухмодового колебания равна частоте одномодового колебания. Выбор соотношения между частотами обусловлен вероятностью резонансного возбуждения кратной частоты. Задавалось отношение вклада в суммарную энергию отдельных гармоник:

$$\frac{A_2^2 \omega_2^2}{A_1^2 \omega_1^2} = \left( \frac{A}{A_1} \right)^2 - 1 = k,$$

$$k = 1, 0.5, 0.1, 0.$$

На рис. 2 представлена зависимость от периода  $\Delta t = \Delta t_1$  коэффициентов волнового сопротивления  $C_x$  и подъемной силы  $C_y$  для заданных выше значений  $k$ .

Вариант с равным удельным вкладом в суммарную энергию отдельных гармоник  $k = 1$  дает практически такие же значения аэродинамических коэффициентов, что и при  $k = 0.5$  (кривые 2). Изменение обоих коэффициентов существенно зависит как от периода колебаний, так и от относительного вклада каждой из гармоник. При малых значениях периода ( $\Delta t < 0.01$ ) оба коэффициента независимо от вклада гармоник практически не отличаются от коэффициентов для колебания с одной частотой. Для больших периодов ( $0.1 > \Delta t > 0.08$ ) коэффициент волнового сопротивления практически не зависит от вклада гармоник; коэффициент подъемной силы в этом интервале  $\Delta t$  отличается на 3–4 % от соответствующей величины для колебания с одной частотой. Изменение  $k$  от 0 (одномодовое колебание) до 0.5 дает увеличение  $C_y$  в области минимума (при  $\Delta t \approx 0.03$ ) на 23 % и прирост  $C_x$  на 12 % по отношению к значениям соответствующих величин для одномодового колебания (при  $\Delta t \approx 0.03$  последние равны  $C_x = 0.058$  и  $C_y = 0.53$ ). В результате аэродинамическое качество профиля увеличивается.

На рис. 3 показаны распределения коэффициента давления и числа Маха для одно- и двухмодового колебания в нулевой фазе

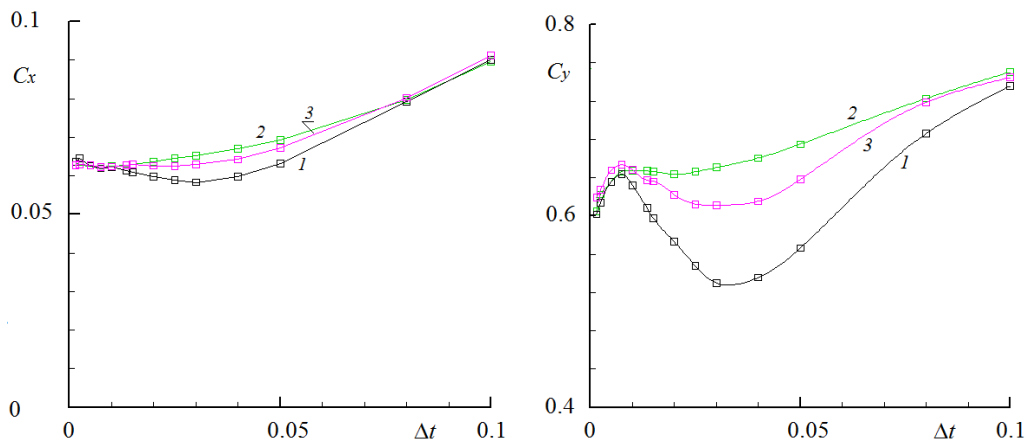


Рис. 2. Коэффициенты волнового сопротивления  $C_x$  и подъемной силы  $C_y$  в зависимости от периода  $\Delta t$ : кривые 1, 2 и 3 соответствуют  $k = 0, 0.5, 0.1$

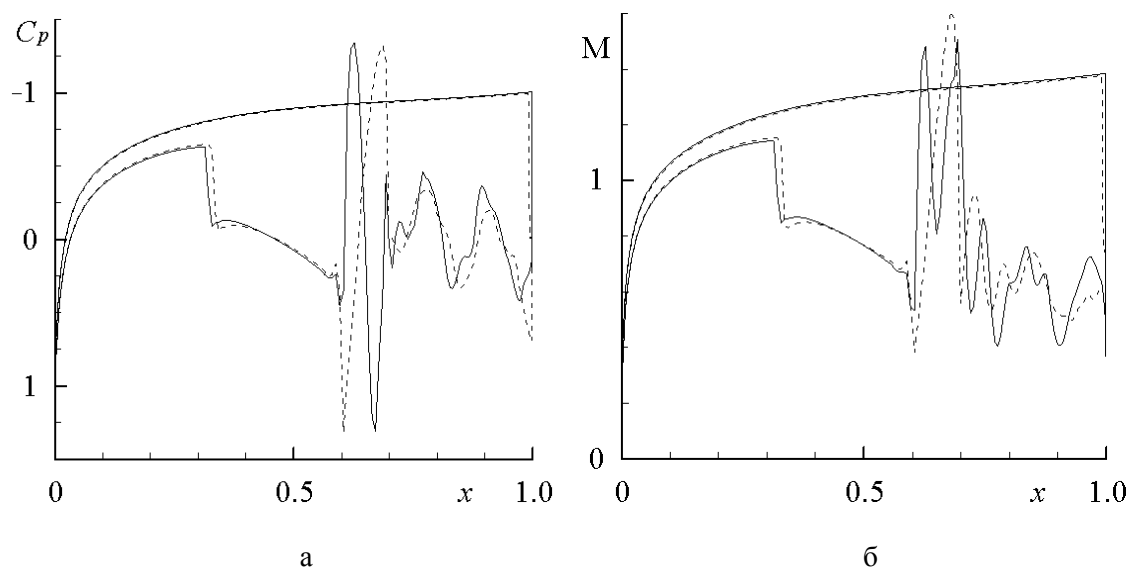


Рис. 3. Распределения коэффициента давления (а) и числа Маха (б): штриховая линия – колебание с одной частотой, сплошная – двухмодовое колебание

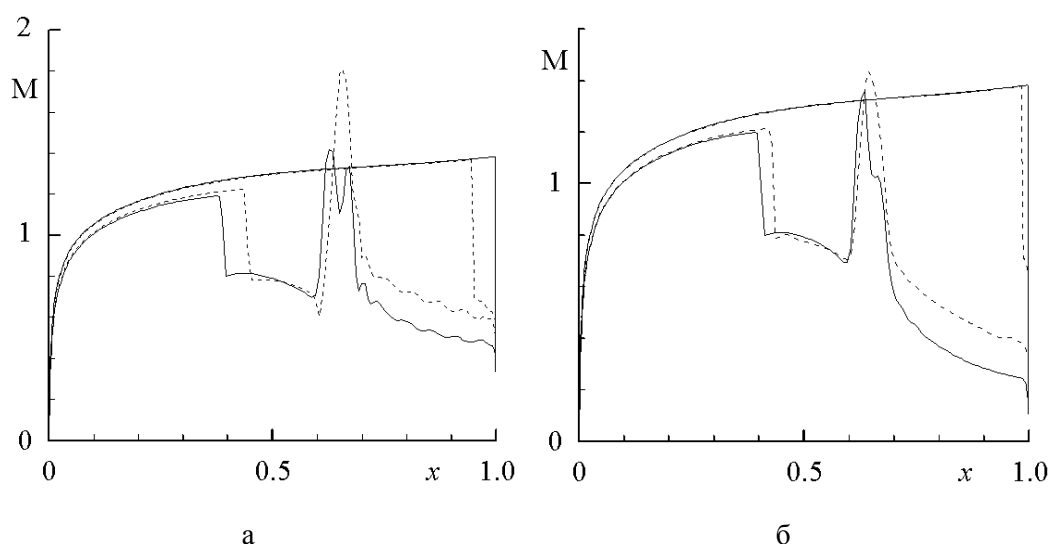


Рис. 4. Распределение числа Маха по контуру профиля: а –  $\Delta t_1 = 0.03$ , б –  $\Delta t_1 = 0.015$ ; штриховая линия – колебание с одной частотой, сплошная – двухмодовое колебание

при относительно большом периоде колебаний  $\Delta t = 0.08$ . Положения ударных волн практически совпадают. Отличия в аэродинамических характеристиках в этом случае незначительны и не превышают 5%.

На рис. 4 показано распределение числа Маха для одно- и двухмодового колебания в нулевой фазе при периодах колебаний  $\Delta t = 0.03$  и  $\Delta t = 0.015$ , соответствующих областям локального минимума (рис. 4, а,  $\Delta t_1 = 0.03$ ,  $\Delta t_2 = 0.015$ ,  $k = 1$ ) и максимума  $C_y$  (рис. 4, б,  $\Delta t_1 = 0.015$ ,  $\Delta t_2 = 0.0075$ ;  $k = 1$ ).

В первом из этих вариантов ( $\Delta t_1 = 0.03$ ) замыкающий скачок уплотнения на стороне профиля, не испытывающей колебаний, не успевает достичь задней кромки. Различия в ударно-волновой структуре течения при одной частоте и двухмодовом колебании с меньшим периодом ( $\Delta t_1 = 0.015$ ) относительно небольшие. Отличия в аэродинамических характеристиках также незначительные.

Однако изменение ударно-волновой структуры течения при колебаниях весьма значи-

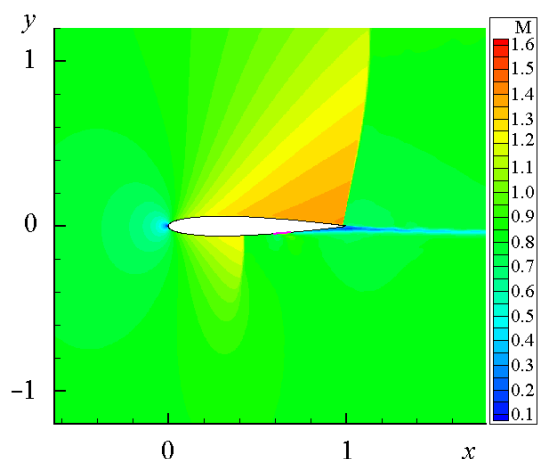


Рис. 5. Фрагмент поля чисел Маха при  $\Delta t = 0.015$

тельные по сравнению с их отсутствием. Это можно видеть как на рис. 3 и 4, так и на рис. 5, на котором показано поле чисел Маха для варианта, представленного на рис. 4, б.

Замыкающий скачок уплотнения на верхней части рисунка при колебаниях смещен на заднюю кромку профиля. На нижней стороне скачок смещен вверх по потоку. Это обуславливает существование подъемной силы. Следует обратить внимание на то, что в пределах периода положения скачков уплотнения практически не меняется (см. рис. 6, взятый из [8]).

Из рис. 6 видно, что даже при относительно низких частотах колебаний положения

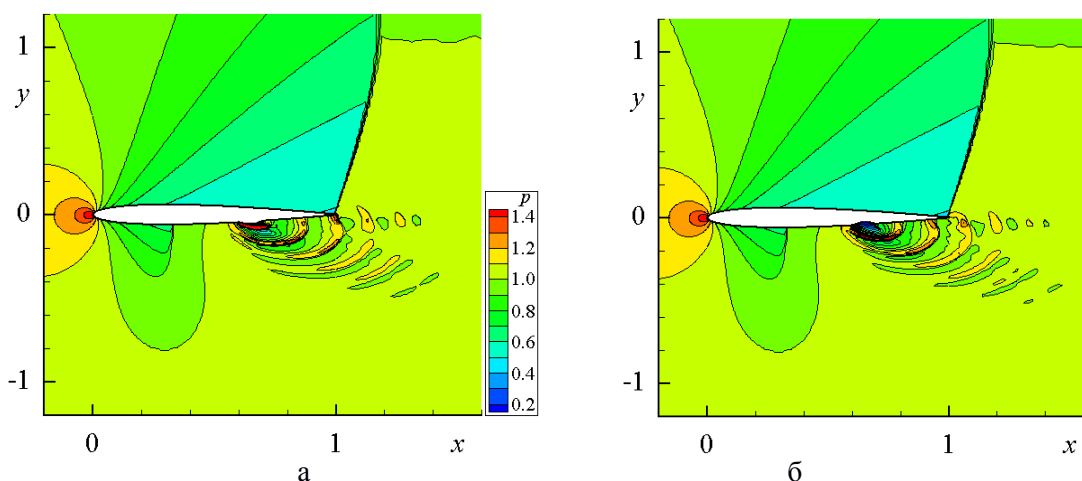


Рис. 6. Фрагмент поля давления для фаз  $\pi/2$  (а) и  $3\pi/2$  (б) при  $\Delta t = 0.08$

скачков уплотнения в противофазе практически одни и те же.

Таким образом, проведенные исследования показывают, что воздействие двухмодового колебания на трансзвуковое обтекание крылового профиля определяется суммарной мощностью, если обе частоты соответствуют монотонному участку зависимости аэродинамических характеристик от частоты. В области минимума коэффициента подъемной силы существенен относительный вклад в энергию отдельных мод.

### Список литературы

1. Аульченко С. М., Замураев В. П., Калинина А. П. Управление трансзвуковым пото-

ком с помощью энергетического локального воздействия // ЖТФ. 2011. Т. 81, № 11. С. 13–22.

2. Аульченко С. М., Замураев В. П., Калинина А. П. Численно-аналитическое исследование нелинейных эффектов трансзвукового обтекания крылового профиля при колебании элемента его поверхности // ИФЖ. 2014. Т. 87, № 3. С. 616–627.

3. Ишмуратов Ф. З., Кузьмина С. И., Мосунов В. А. Расчетные исследования трансзвукового флаттера // Учен. зап. ЦАГИ. 1999. Т. 30, № 3–4. С. 151–163

4. Веденеев В. В., Колотников М. Е., Макаров П. В., Фирсанов В. В. Трёхмерное моделирование флаттера лопаток компрессоров современных ГТД // Вестн. СГАУ. 2011. № 3 (27). С. 47–56.

5. *Липатов И. И., Винь Ф. Т.* Численное моделирование процессов возникновения бафтинга для крыла ONERA M6 // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2014. № 200. С. 133–140.

6. *Богданов А. Н., Диесперов В. Н., Жук В. И., Королев Г. Л.* Трансзвуковой переход: особенности, сопутствующие явления, модели, подходы, возможности управления течением // XI Всерос. съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики. Казань, 2015. С. 485–486.

7. *Zamuraev V., Kalinina A.* The impact of unilateral vibrations on aerodynamic characteristics of airfoils in transonic flow // Journal of Physics: Conference Series **722** (2016) 012018 doi:10.1088/1742-6596/722/1/012018

8. *Замураев В. П., Калинина А. П.* Изменение аэродинамических характеристик крылового профиля на трансзвуковых режимах при одностороннем силовом воздействии элементов его поверхности на поток // ИФЖ. 2017. Т. 90, № 3. С. 599–602.

*Материал поступил в редколлегию 01.08.2017*

**V. P. Zamuraev, A. P. Kalinina**

*Institute of Theoretical and Applied Mechanics, SB RAS  
4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

*Novosibirsk State University  
2 Pirogov Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

*zamuraev@itam.nsc.ru, a\_p\_kalinina@mail.ru*

## **TWO-MODE UNILATERAL SURFACE EFFECT ON TRANSONIC FLOW AROUND THE SYMMETRICAL WING PROFILE**

The effect of the forced oscillations of the surface element on one side of the airfoil on the shock-wave structure in the transonic flow is studied numerically in the paper. The two-mode oscillations have been considered. The contribution of individual harmonics into the total energy has been varied. The appearance of additional lift force has been shown.

*Keywords:* transonic streamline of an airfoil, forced two-mode oscillations, the coefficients of the wave drag and lift force.