

УДК 533.6

## АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ВОЗБУЖДЕНИЕ ПОТОКА, ОТВЕЧАЮЩЕЕ ПЛОСКОЙ МОДЕЛИ НЕСТАЦИОНАРНОГО ТЕЧЕНИЯ В СТУПЕНИ ТУРБОМАШИНЫ

© 2011 г.

В.Г. Александров, А.А. Осипов

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, Москва

alekss@ciam.ru

Поступила в редакцию 16.05.2011

Рассмотрена численная модель возбуждения колебаний в дозвуковом потоке газа около плоской статорной решетки профилей при ее взаимодействии с периодической системой следовых неоднородностей набегающего потока, индуцируемых расположенной выше по потоку роторной решеткой и равномерно перемещающихся вдоль фронта статорной решетки. Модель включает в себя гармонический анализ двумерного поля возмущений, генерируемых этим взаимодействием в набегающем потоке. Проведено расчетное исследование данного взаимодействия, установлено, что доминирующими составляющими генерируемого решеткой поля акустических возмущений, как правило, являются те частотно-модальные его компоненты, которые при данной скорости перемещения следовой системы в направлении фронта решетки оказываются вблизи своих значений частоты отсечки. В этих условиях имеет место значительное возрастание соответствующих частотных составляющих нестационарной аэродинамической нагрузки на профилях роторной и статорной решеток.

*Ключевые слова:* нестационарное аэродинамическое взаимодействие ротора и статора, плоская решетка профилей, кромочные следы, акустическое поле возмущений, гармонический частотно-модальный анализ, частота отсечки, нестационарные аэродинамические нагрузки на лопатках.

Рассмотрены особенности нестационарно-аэродинамического взаимодействия двух плоских решеток профилей (ротора и статора), равномерно перемещающихся относительно друг друга в потоке газа. Изучение основных механизмов такого взаимодействия включает в себя анализ характеристик поля нестационарных возмущений, индуцируемых задней статорной решеткой под воздействием неоднородностей потока за передней роторной решеткой. Периодическая вдоль линии фронта  $x = \text{const}$  статорная решетка состоит из одинаковых профилей, расположенных с шагом  $h$  и углом установки  $\alpha$ . В набегающем слева дозвуковом потоке, вектор осредненной скорости которого равен  $\mathbf{V}$ , имеется периодическая по оси  $y$  вдоль фронта решетки система сдвиговых слоев, определяемая возмущением вектора скорости газа вида  $\mathbf{v}(y - Wt)$  и равномерно перемещающаяся вдоль фронта решетки со скоростью  $W$ . Вектор дефицита скорости в следе  $\mathbf{v}(y)$  направлен вдоль вектора скорости осредненного потока, отвечающего системе координат, связанной с системой следов. Функция  $v(y) = -|\mathbf{v}(y)|$  на отрезке  $-s/2 < y < s/2$  задается в виде  $v(y) = -v \cos^2(y/s)$ , где величина  $v$  имеет смысл интенсивности следа, а  $s$  – его ширина по  $y$ , и описывает профиль

дефицита скорости в следе. На остальной части отрезка по  $y$  длиной  $S$ , равного периоду следовой системы, задано  $v(y) = 0$ .

Возмущение давления  $p(y, t)$  в каком-либо фронтальном сечении потока перед решеткой или за ней удовлетворяет условию обобщенной пространственно-временной периодичности, выражаемому равенством  $p(y, t) = p(y + h, t + h/W)$ . В рамках линейного анализа акустического поля имеет место следующее частотно-модальное его представление, справедливое в областях среднего течения перед и за решеткой, где его неоднородности малы,

$$\begin{aligned}
 p(x, y, t) &= \sum_{j=-\infty}^{\infty} \sum_{m=-\infty}^{\infty} p_{jm} e^{i(\alpha_{jm}x + \beta_{jm}y - \omega_j t)}, \\
 p_{jm} &= \frac{(2\pi)^2}{Th} \int_0^T \int_0^h p(y, t) e^{-i(\beta_{jm}y - \omega_j t)} dt dy, \\
 \alpha_{jm} &= \lambda_{jm} \frac{M_x \mp \mu_{jm}}{1 - M_x^2}, \quad \beta_{jm} = 2\pi \left( \frac{m}{h} + \frac{j}{S} \right), \\
 \mu_{jm} &= \sqrt{1 - \frac{\beta_{jm}^2}{\lambda_{jm}^2} (1 - M_x^2)}, \quad \lambda_{jm} = M_y \beta_{jm} - k_j, \\
 k_j &= \frac{\omega_j}{a}, \quad \omega_j = 2\pi j / T, \quad T = \frac{S}{W}.
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

Здесь  $M_x$  и  $M_y$  – соответственно  $x$ -я и  $y$ -я составляющие числа Маха среднего потока,  $a$  – скорость звука в газе. Верхний (нижний) знак «минус» («плюс») в выражении для  $x$ -го волнового числа  $\alpha_{jm}$  соответствует волне, распространяющейся в положительном (отрицательном) направлении оси  $x$ .

Как известно, равенство  $\mu_{jm} = 0$  соответствует так называемой отсечке данной частотно-модальной составляющей акустического поля. Согласно (1), условие отсечки сводится к соотношению

$$Q_{jm} = \frac{q_w}{q \pm 1} - 1 \quad (2)$$

$$\left( Q_{jm} \equiv \frac{mS}{jh}, \quad q \equiv \frac{M_y}{\sqrt{1-M_x^2}}, \quad q_w \equiv \frac{M_w}{\sqrt{1-M_x^2}} \right).$$

Решается задача численного моделирования нестационарного аэродинамического взаимодействия системы следов с решеткой профилей. Расчетная область содержит полный период  $Y$  рассматриваемого течения в направлении оси  $y$ , включающий в себя  $N_w$  следов и  $N$  лопаток решетки. Соответственно этому на верхней и нижней границах расчетной области задавались условия периодичности течения. На левой и правой границах обеспечивалось отсутствие отражения возмущений, распространяющихся изнутри расчетной области наружу.

На левой границе расчетной области задавался набегающий поток, обеспечивающий безотрывное обтекание решетки профилей. В некотором сечении  $x = \text{const}$  вблизи входной границы задавалась система сдвиговых слоев, как это описано выше, перемещающаяся относительно решетки во фронтальном направлении. Характеристики следовой системы задавались значениями величин  $M_w = W/a$ ,  $s/S$  и  $v/V$ .

Величина скорости перемещения  $W$  следовой системы в процессе счета медленно изменялась по времени, так что частота  $f = S/W$  следования следов относительно профилей решетки также была переменной. При этом условие квазиустановившегося характера переходного процесса, связанного с изменением по времени частоты следования  $f(t)$  следовой системы относительно решетки, предполагает, что время характерного изменения  $f(t)$  много больше времени установления поля возмущений в расчетной области при фиксированной величине  $f$ .

В рамках данного исследования была выполнена серия расчетов, по результатам которых проводился анализ частотно-модальных спектров акустических полей в некотором се-

чении в области набегающего потока. Один расчет включал в себя численное моделирование нестационарного процесса, отвечающего медленному изменению частоты следования следовой системы относительно решетки в заданном диапазоне значений  $f$ . Расчеты выполнялись в рамках модели идеального газа с использованием численной схемы Годунова – Колгана – Родионова второго порядка точности по пространству и времени. Расчеты проводились для разных значений шага следовой системы  $S$ . В расчетах варьировалась также ширина следа  $s$  и число Маха  $M$  набегающего потока.

При любом фиксированном значении  $f$  весь спектр отвечающих ему частотно-модальных составляющих акустического поля разделяется на две части, одна из которых включает в себя распространяющиеся волны (в случае  $\mu_{jm}^2 > 0$ ), а другая – нераспространяющиеся (экспоненциально затухающие или возрастающие по оси  $x$ ) волны (в случае  $\mu_{jm}^2 < 0$ ). При этом по мере возрастания  $f$  затухающие волны поочередно переходят в категорию распространяющихся волн, что означает переход величины соответствующей им частоты через значение частоты отсечки, отвечающее равенству (2).

Установлено, что спектр рассматриваемых акустических возмущений имеет, как правило, 3–4 основные частотно-модальные компоненты, интенсивность которых превышает величину приблизительно в 10% от интенсивности доминирующей составляющей. Указанные основные компоненты проявляют себя в небольшом диапазоне частоты  $f$  следования неоднородностей набегающего потока относительно решетки около соответствующих им значений частоты отсечки, где эти компоненты оказываются слабо распространяющимися и вследствие этого весьма интенсивными, так как не обеспечивают значительного выноса акустической энергии вверх и вниз по потоку из зоны взаимодействия.

При переходе моды через соответствующее ей значение частоты отсечки ее амплитуда резко возрастает и достигает своего наибольшего значения, снижаясь нерегулярным образом при дальнейшем увеличении  $f$ . При следовом дефиците скорости потока в 10% интенсивность соответствующих пульсаций давления может достигать величин порядка нескольких процентов от величины статического давления в набегающем потоке

Вблизи значений частоты отсечки основных частотно-модальных составляющих акустического поля имеет место значительное воз-

растание соответствующих частотных составляющих нестационарной аэродинамической нагрузки на лопатках возбуждаемой решетки статора. На основе подхода [1] выполнены расчеты полного нестационарного аэродинамического взаимодействия роторной и статорной решеток, демонстрирующие рассмотренные особенности данного процесса.

Работа выполнена при участии А.А. Крайко и К.С. Пьянкова.

*Список литературы*

1. Александров В.Г., Осипов А.А. Численное моделирование нестационарного аэродинамического взаимодействия двух плоских решеток профилей // ЖВММФ. 2006. Т. 46, №6. С. 1114–1127.

**AERODYNAMIC FLOW EXCITATION CORRESPONDING TO THE PLANE MODEL OF UNSTEADY FLOW IN TURBOMACHINERY STAGE**

*V.G. Aleksandrov, A.A. Osipov*

Numerical simulation results are presented for subsonic flow oscillation in a plane stator airfoil cascade excited by the incident periodic wake system that is induced by an upstream rotor cascade and uniformly moving along stator cascade front. The model includes harmonic analysis of 2-dimensional unsteady perturbation field that is generated by this interaction in the incident flow. Numerical results of such investigation show that among different frequency-mode components of generated acoustic perturbation field the dominating components are those that for given velocity of the wake system moving along the stator cascade front are found near their cut-off frequency values. Under such conditions, considerable increase of the corresponding frequency components of the unsteady aerodynamic load on airfoils of rotor and stator cascades occurs.

*Keywords:* rotor-stator unsteady aerodynamic interaction, plane cascade, rotor trailing edge wake system, acoustic perturbation field, harmonic frequency-mode analysis, cut-off frequency values, cascade unsteady aerodynamic load.