УДК 534.1:539.3:624.07: 621.165

В.А. ЦИМБАЛЮК

Институт проблем прочности им. Г.С. Писаренко НАН Украины, Киев

ОБ ИЗМЕРЕНИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ И МОМЕНТОВ НА ПРОФИЛЯХ РЕШЕТКИ ПРИ ИЗГИБНО-КРУТИЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЯХ

Работа посвящена уточнению методики определения нестационарных аэродинамических сил и моментов, вызванных поступательными и угловыми колебаниями профилей решетки. Уточнение состоит в учете влияния на измеряемые нагрузки деформации профилей под действием инерционных и аэродинамических сил. Рассматриваются разные варианты крепления профилей.

деформация профиля, нестационарные аэродинамические нагрузки, аэродинамические коэффициенты влияния

Введение

Для анализа динамической устойчивости лопаток турбомашин необходимо знать нестационарные аэродинамические силы и моменты, вызванные их колебаниями. Обычно эти нагрузки измеряют на решетках профилей (рис. 1). Аэродинамические нагрузки при произвольных колебаниях профилей можно привести к силам *L, K* и моменту *M*. Влиянием колебаний профилей вдоль оси *X*, а также силой *K* можно пренебречь [1]. Поэтому достаточно измерить силу *L* и момент *M* при поступательных y и угловых α колебаниях профилей.

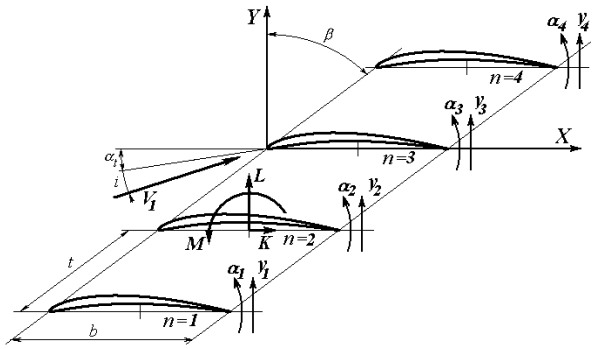


Рис. 1. Схема решетки профилей

1. Формулирование проблемы

Для уменьшения влияния стенок аэродинамической трубы на измеряемые нагрузки профили надо делать длиннее. Однако это уменьшает их жесткость и приводит к возникновению деформаций профиля, которые влияют на измеряемые нагрузки. Использование в газотурбинных двигателях все более тонких профилей усугубляет указанное противоречие, но именно такие профили требуют тщательного исследования на предмет динамической устойчивости.

По методике [2] аэродинамические силы измеряются тензодинамометром, а моменты находятся по величине тока в подвижной катушке электродинамического вибратора, с помощью которого возбуждают угловые колебания профиля. Эта методика получила дальнейшее развитие в [3], где с помощью пары электродинамических вибраторов возбуждаются угловые и поступательные колебания профилей, а аэродинамические силы и моменты определяются по величине токов в их подвижных катушках. В [4] получены поправки измерения нестационарных аэродинамических сил для случая изгибных колебаний профилей в решетке. Эти поправки учитывают деформацию профиля и элементов крепления катушек вибраторов. В [5] получены поправки измерения нестационарных аэродинамических сил для случая изгибно-крутильных колебаний профилей в решетке.

Цель настоящей работы состоит в учете влияния изгибных деформаций профилей в решетке на

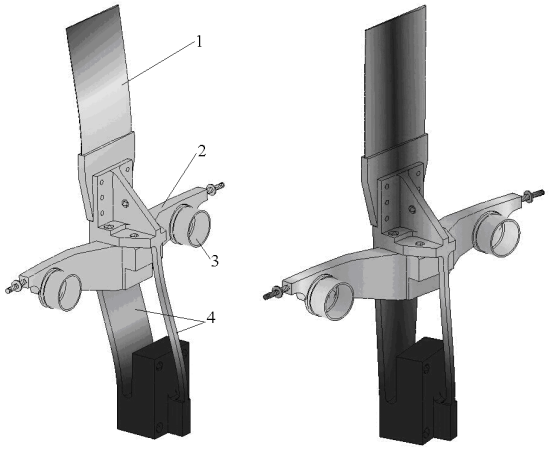
© В.А. Цимбалюк

измерение нестационарных аэродинамических сил и моментов при изгибно-крутильных колебаниях.

2. Уточнение методики

Профили помещаются в рабочую часть аэродинамической трубы на индивидуальных колебательных системах (рис. 2).

Упругие элементы разной ширины образуют колебательную систему в виде упругого параллелограмма, который обеспечивает поступательные и угловые перемещения корневой части профиля. Требуемые колебательные перемещения заделки профиля возбуждаются парой электродинамических вибраторов, подвижные катушки которых закреплены на коромысле.



а) б)

Рис. 2 Схема распределения амплитуд перемещений колебательной системы а – изгибная форма колебаний, б – крутильная форма колебаний
1 – профиль, 2 – коромысло, 3 – подвижная катушка электродинамического вибратора, 4 – основной и вспомогательный упругие элементы

Расчет собственных форм показывает, что при изгибных колебаниях колебательной системы перемещения конца профиля существенно превышают перемещения места его крепления (рис. 2). При крутильных колебаниях колебательной системы амплитуды перемещений практически постоянны по длине профиля. Поэтому далее будем учитывать влияние только изгибной деформации профиля на измерения аэродинамических нагрузок при изгибно-крутильных колебаниях колебательной системы.

Аэродинамические нагрузки на профиле зависят не только от его колебаний, но и от колебаний соседних профилей. В качестве примера будем рассматривать колебания двух профилей в решетке.

В первом приближении будем считать, что на профиль, корневая часть которого совершает гармонические поступательные и угловые перемещения и частотой ω, действует распределенная равномерная нагрузка Q_1 (рис. 3). Эта нагрузка включает инерционные и аэродинамические силы и моменты:

$$Q_1 = (m_{p1}\omega^2 b\bar{y}_1 + I_{p1}\omega^2\alpha_1 + L_1 + M_1)/h, \quad (1)$$

где m_{p1} и I_{p1} – масса и массовый момент инерции профиля, L_1 и M_1 – нестационарные аэродинамическая сила и момент, h – длина профиля, $\bar{y}_1 = y_1/b$ – безразмерная (в долях хорды профиля) комплексная амплитуда поступательных перемещений заделки профиля, α_1 – комплексная амплитуда угловых перемещений в радианах.

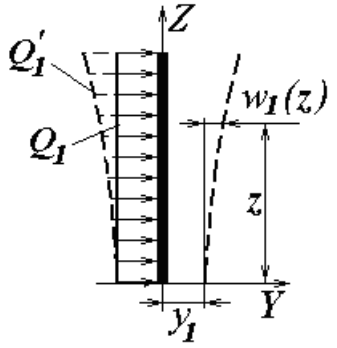


Рис. 3. Схема изгибной деформации и нагружения профиля

Аэродинамические нагрузки выразим через скоростной напор q:

$$L_1/h = qbC_{y1}, \quad M_1/h = qb^2C_{m1}. \quad (2)$$

Будем также считать, что при малых амплитудах колебаний профилей нестационарные аэродинамические силы и моменты линейно связаны с колебаниями профилей [1]:

$$\begin{aligned} C_{y1} &= \bar{y}_1 l_{11y} + \alpha_1 l_{11\alpha} + \bar{y}_2 l_{12y} + \alpha_2 l_{12\alpha}; \\ C_{m1} &= \bar{y}_1 m_{11y} + \alpha_1 m_{11\alpha} + \bar{y}_2 m_{12y} + \alpha_2 m_{12\alpha}, \end{aligned} \quad (3)$$

где l_{11y}, $l_{11\alpha}$, l_{12y}, $l_{12\alpha}$, m_{11y}, $m_{11\alpha}$, m_{12y}, $m_{12\alpha}$, – аэродинамические коэффициенты влияния (АКВ), которые представляют собой комплексные коэффициенты

пропорциональности между колебаниями профилей и вызванной этими колебаниями силами и моментами на первом профиле.

Тогда распределенную нагрузку на первом профиле можно записать как

$$Q_1 = \frac{\omega^2}{h}\left[m_{p1}b\left(\bar{y}_1 + \bar{q}_1 C_{y1}\right) + I_{p1}\left(\alpha_1 + \bar{q}_{m1} C_{m1}\right)\right], \quad (4)$$

где $\bar{q}_1 = \dfrac{qh}{m_{p1}\omega^2}$, $\bar{q}_{m1} = \dfrac{qb^2 h}{I_{p1}\omega^2}$ – относительный скоростной напор.

Распределение дополнительных перемещений профиля из-за его изгибной деформации под действием распределенной силы Q_{L1}, согласно работе [6]:

$$w_1(z) = \frac{Q_{L1}h}{m_{p1}} \sum_{i=1}^{\infty} \left[\frac{w_{0i}(z)}{\Omega_i^2 - \omega^2} \cdot \frac{\int_0^h w_{0i}(z)dz}{\int_0^h w_{0i}^2(z)dz} \right], \quad (5)$$

где Ω_i, $w_{0i}(z)$ – собственные частоты и формы колебаний профиля, i – номер формы, $Q_{L1} = (m_{p1}\omega^2 b\bar{y}_1 + L_1)/h$.

Обозначим через k_{f1} отношение частоты низшей изгибной собственной формы колебаний профиля к рабочей частоте ω. При $k_{f1} > 2$ в формуле , (5) можно ограничиться первым слагаемым. В этом случае с ошибкой менее 1% получим в долях хорды дополнительные перемещения

$$\bar{w}_1(z) = \frac{\pi}{4}\frac{w_{01}(z)}{k_{f1}^2 - 1}\left(\bar{y}_1 + \bar{q}_1 C_{y1}\right). \quad (6)$$

Крутильными деформациями профиля пренебрегаем. Тогда уточненные перемещения отдельных сечений профиля

$$\bar{y}_1' = \bar{y}_1 + \bar{w}_1(z), \qquad \alpha_1' = \alpha_1.$$

Теперь можно найти уточненную распределенную нагрузку на профиле с учетом его изгибной деформации:

$$Q_1'(z) = \frac{\omega^2}{h}\{m_{p1}b[\bar{y}_1' + \bar{q}_1(\bar{y}_1' l_{11y} + \alpha_1' l_{11\alpha} + \bar{y}_2' l_{12y} + \alpha_2' l_{12\alpha})] + I_{p1}[\alpha_1' + \bar{q}_{m1}(\bar{y}_1' m_{11y} + \alpha_1' m_{11\alpha} + \bar{y}_2' m_{12y} + \alpha_2' m_{12\alpha})]\}. \quad (7)$$

Подставим перемещения сечений в (7). После интегрирования по длине первого профиля получим результирующую нагрузку:

$$R_1' = m_{p1}b\omega^2\bar{y}_1(1+\theta_1) + qhb(\bar{y}_1 l_{11y}' + \alpha_1 l_{11\alpha}' + \bar{y}_2 l_{12y}' + \alpha_2 l_{12\alpha}') + I_{p1}b^2\omega^2\alpha_1 + qhb^2(\bar{y}_1 m_{11y}' + \alpha_1 m_{11\alpha}' + \bar{y}_2 m_{12y}' + \alpha_2 m_{12\alpha}'). \quad (8)$$

Здесь приняты следующие обозначения:

$$\theta_1 = \frac{0{,}613}{k_{f1}^2 - 1}, \quad (9)$$

$$l_{11y}' = (1+2\theta_1)l_{11y} + \theta_1\bar{q}_1 l_{11y}^2 + \theta_2\bar{q}_2 l_{12y}l_{21y};$$
$$l_{12y}' = l_{12y}(1+\theta_1+\theta_2+\theta_1\bar{q}_1 l_{11y} + \theta_2\bar{q}_2 l_{22y}); \quad (10)$$

$$m_{11y}' = m_{11y}(1+\theta_1+\theta_1\bar{q}_1 l_{11y}) + \theta_2\bar{q}_2 m_{12y}l_{21y};$$
$$m_{12y}' = m_{12y}(1+\theta_2+\theta_2\bar{q}_2 l_{22y}) + \theta_1\bar{q}_1 m_{11y}l_{12y}; \quad (11)$$

$$l_{11\alpha}' = (1+\theta_1)l_{11\alpha} + \theta_1\bar{q}_1 l_{11y}l_{11\alpha} + \theta_2\bar{q}_2 l_{12y}l_{21\alpha};$$
$$l_{12\alpha}' = (1+\theta_1)l_{12\alpha} + \theta_1\bar{q}_1 l_{11y}l_{12\alpha} + \theta_2\bar{q}_2 l_{12y}l_{22\alpha}; \quad (12)$$

$$m_{11\alpha}' = m_{11\alpha} + \theta_1\bar{q}_1 m_{11y}l_{11\alpha} + \theta_2\bar{q}_2 m_{12y}l_{21\alpha};$$
$$m_{12\alpha}' = m_{12\alpha} + \theta_1\bar{q}_1 m_{11y}l_{12\alpha} + \theta_2\bar{q}_2 m_{12y}l_{22\alpha}. \quad (13)$$

Если провести аналогичные выкладки для второго профиля, получим:

$$l_{21y}' = l_{21y}(1+\theta_1+\theta_2+\theta_1\bar{q}_1 l_{11y} + \theta_2\bar{q}_2 l_{22y});$$
$$l_{22y}' = (1+2\theta_2)l_{22y} + \theta_2\bar{q}_2 l_{22y}^2 + \theta_1\bar{q}_1 l_{12y}l_{21y}; \quad (14)$$

$$m_{21y}' = m_{21y}(1+\theta_1+\theta_1\bar{q}_1 l_{11y}) + \theta_2\bar{q}_2 m_{22y}l_{21y};$$
$$m_{22y}' = m_{22y}(1+\theta_2+\theta_2\bar{q}_2 l_{22y}) + \theta_1\bar{q}_1 m_{21y}l_{12y}; \quad (15)$$

$$l_{21\alpha}' = (1+\theta_2)l_{21\alpha} + \theta_2\bar{q}_2 l_{22y}l_{21\alpha} + \theta_1\bar{q}_1 l_{21y}l_{11\alpha};$$
$$l_{22\alpha}' = (1+\theta_2)l_{22\alpha} + \theta_2\bar{q}_2 l_{22y}l_{22\alpha} + \theta_1\bar{q}_1 l_{21y}l_{12\alpha}; \quad (16)$$

$$m_{21\alpha}' = m_{21\alpha} + \theta_2\bar{q}_2 m_{22y}l_{21\alpha} + \theta_1\bar{q}_1 m_{21y}l_{11\alpha};$$
$$m_{22\alpha}' = m_{22\alpha} + \theta_2\bar{q}_2 m_{22y}l_{22\alpha} + \theta_1\bar{q}_1 m_{21y}l_{12\alpha}. \quad (17)$$

В [4] показано, что l_{jky}', m_{jky}', $l_{jk\alpha}'$ и $m_{jk\alpha}'$ представляют собой АКВ, которые получены по «старой» методике [3], которая не учитывает деформацию профиля. Таким образом, решая уравнения (10) – (17) как систему, можно найти уточненные АКВ l_{jky}, m_{jky}, $l_{jk\alpha}$ и $m_{jk\alpha}$.

Жесткость и, следовательно, собственную частоту профиля можно повысить, если закрепить его на двух колебательных системах (рис. 4). Рассматривая профиль как балку с шарнирным опиранием на концах, получим

$$\theta_1 = \frac{0{,}811}{k_{f1}^2 - 1}, \qquad \theta_2 = \frac{0{,}811}{k_{f2}^2 - 1}. \qquad (18)$$

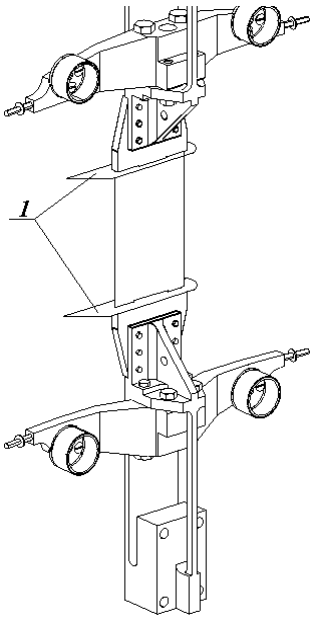


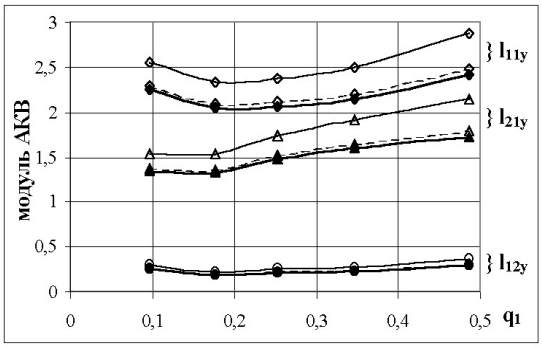
Рис. 4. Схема двухопорного крепления профиля.
1 – упругие шарниры.

3. Оценка влияния деформации профиля на результаты измерения сил

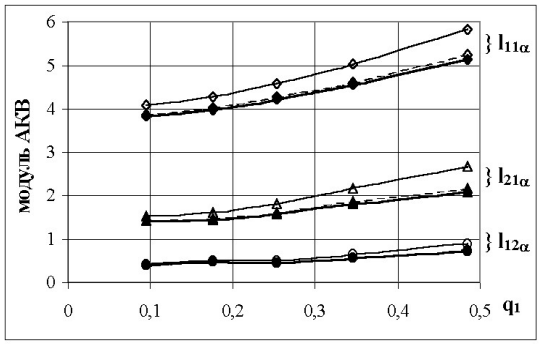
На рис. 5, а представлены модули «старых» АКВ l'_{jky} (тонкие сплошные линии – вариант консольного крепления профилей, тонкие пунктирные линии – вариант балочного крепления профилей) и более точных АКВ l_{jky} (жирные линии) в зависимости от относительного скоростного напора. На рис. 5, б даны аналогичные зависимости для $l'_{jk\alpha}$ и $l_{jk\alpha}$. Так как в нашем примере $l'_{11y} = l'_{22y}$ и $l'_{11\alpha} = l'_{22\alpha}$, поэтому l'_{22y}, $l'_{22\alpha}$, l_{22y} и $l_{22\alpha}$ на рисунке не показаны.

На рис. 6, а и 6, б показаны аналогичные зависимости для моментных «старых» АКВ m'_{jky} и $m'_{jk\alpha}$ и уточненных m_{jky} и $m_{jk\alpha}$.

В эксперименте профили были довольно тонкими (толщина профиля составляла 0,033 его хорды). Они были изготовлены из композиционного материала на основе углеродных волокон. Отношение низшей собственной частоты профилей к рабочей частоте при консольном креплении $k_{f1} = k_{f2}$ =3,29. Для балочного шарнирного опирания $k_{f1} = k_{f2}$ =9,24.



а



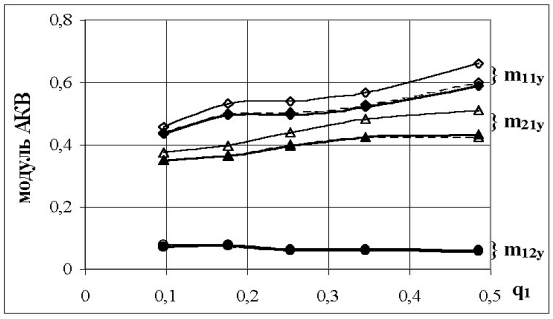
б

Рис. 5. Силовые АКВ в зависимости от относительного скоростного напора

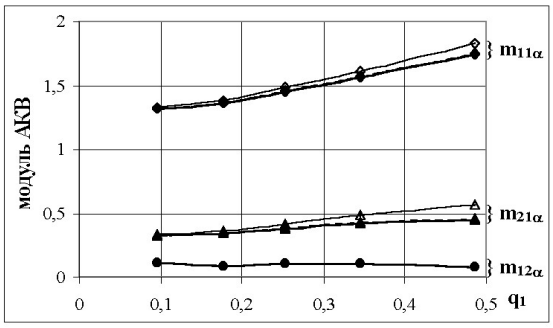
Как видно из рис. 5 и 6, с увеличением относительного скоростного напора, т.е. с увеличением доли аэродинамических нагрузок на профиле по сравнению с инерционными, растет влияние деформации профиля и погрешность измерений достигает при консольном креплении 18%. При балочном креплении профилей влияние деформации профиля не превышает 4%.

Что касается аргумента комплексных АКВ, то погрешность его измерений достигает при консольном креплении 2°, а при балочном креплении – 0,5°. Однако такие небольшие погрешности в аргументе существенно сказываются на величине аэродинами-

ческого демпфирования крутильных колебаний, которое определяется мнимой частью моментного АКВ $m_{11\alpha}$ (рис. 7).



а



б

Рис. 6. Моментные АКВ в зависимости от относительного скоростного напора

Это объясняется тем, что $m_{11\alpha}$ имеет очень большую действительную часть, и даже небольшой поворот этого вектора приводит к заметному изменению его мнимой части.

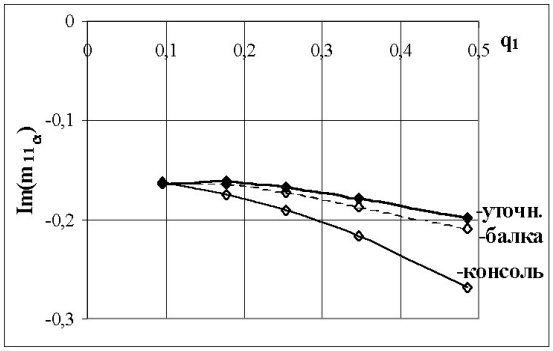


Рис. 7. Мнимая часть моментного АКВ при крутильных колебаниях в зависимости от относительного скоростного напора

Заключение

Найден способ уточнения погонных нестационарных аэродинамических сил и моментов при изгибно-крутильных колебаниях колебательных систем с профилями решетки.

Установлено, что применение в эксперименте профилей из композиционного материала на основе углеродных волокон и балочного крепления профилей повышает точность определения этих нагрузок.

Показано, что изгибная деформация профилей существенно влияет и на измерение моментов от угловых перемещений профилей.

Литература

1. Горелов Д.Н., Курзин В.Б., Сарен В.Э. Аэродинамика решеток в нестационарном потоке. – Новосибирск: Наука, 1971. – 272 с.

2. Kimura H., Nomiyama A. An Experimental Study of Unsteady Aerodynamic Forces on a rectangular Wing Oscillating in Pitch at Mach Numbers from 0.38 to 1.28 // Memoirs of the Faculty of Engineering Kyushu University. – 1977. – 37. – № 3. – P. 157 – 174.

3. Цимбалюк В.А. Методика измерения нестационарных аэродинамических сил и моментов на вибрирующих профилях решетки // Пробл. прочности. – 1996. – № 2. – С. 100 – 109.

4. Tsymbalyuk V., Linhart J. Corrections of aerodynamic loadings measurement on vibrating airfoils // Proceedings, XVII IMEKO Congress, Dubrovnik, Croatia, June 22-27, 2003. – P. 358 – 361.

5. Tsymbalyuk V., Linhart J. Corrections of aerodynamic loadings measurement on airfoil cascade at bending-torsion vibrations // Proceedings, 19th International Conference Force, Mass and Torque, IMEKO TC3, Cairo-Egypt, 19-23 February 2005.

6. Brepta R., Půst L., Turek F. Mechanické kmitání. – Praha: Sobotales, 1994.– 592 p.

Поступила в редакцию 3.06.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.П. Зиньковский, Институт проблем прочности им. Г.С. Писаренко НАН Украины, Киев.