

Определение границы устойчивости лопаточных венцов к дозвуковому флаттеру при больших углах атаки

С. Н. Кабанник, А. П. Зиньковский, А. Л. Стельмах

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

Изложена методика экспериментально-расчетного определения границы устойчивости лопаточных венцов к дозвуковому флаттеру при больших углах натекания потока. Описан аэродинамический стенд для определения нестационарных аэродинамических нагрузок. Приведены результаты испытаний плоской решетки лопаточных профилей в широком диапазоне изменения угла атаки и приведенной частоты колебаний, с использованием которых установлены закономерности влияния угла атаки на границу устойчивости лопаточных венцов к дозвуковому флаттеру.

Ключевые слова: лопаточный венец, дозвуковой флаттер, граница динамической устойчивости, решетка лопаточных профилей, приведенная частота колебаний, угол атаки.

Введение. Характерной особенностью современных авиационных газотурбинных двигателей (АГТД) является большая вероятность возникновения дозвукового решеточного флаттера компрессорных, в том числе и вентиляторных, лопаточных венцов. Стремительное повышение амплитуд таких колебаний лопаток может привести если не к внезапному отказу двигателя, то к значительному сокращению его ресурса даже при кратковременной эксплуатации за границей динамической устойчивости. Особенно это относится к применяемым в настоящее время конструкциям облегченных лопаток с большим удлинением, что объясняется стремлением конструкторов к обеспечению меньшего осевого размера и снижению удельного веса двигателя.

Авиационные газотурбинные двигатели эксплуатируются на различных режимах. При этом, как правило, с целью получения максимальной эффективности большую часть времени они работают на небольших углах атаки, близких к номинальным. Однако условия их работы могут изменяться, вследствие чего выход на нерасчетный режим неизбежен. Это приводит к изменению распределения осевых скоростей воздуха по тракту двигателя, а следовательно, и углов атаки набегающего на рабочие лопатки потока. В таком случае наступает рассогласование ступеней, отклонение от расчетных режимов эксплуатации. При этом лопатки могут подвергаться обтеканию потоком под большим углом атаки. Все это может привести к динамической неустойчивости лопаток и, как следствие, к потере значительной части их ресурса или даже разрушению. Именно это обстоятельство обуславливает необходимость знания уже на стадии проектирования АГТД границы устойчивости лопаточного венца к дозвуковому флаттеру в широком диапазоне изменения угла атаки.

Для определения границы динамической устойчивости лопаточных венцов с учетом стремительного прогресса в развитии вычислительной техники все больше используются численные методы, базирующиеся на решении нестационарных уравнений Навье–Стокса [1, 2]. При их использовании принимается допущение, что они адекватно описывают не только ламинарные, но и турбулентные течения [3]. Характеристики вязкости обтекающего потока, необходимые при решении данных уравнений, учитываются с помощью различных полуэмпирических моделей турбулентности, которые описывают конкретное течение. При изменении параметров потока,

например угла атаки, необходимо вносить ряд дополнительных поправок, учитывающих эффекты сжимаемости, возврат потока, нелинейность и т.д. Это может привести к увеличению вычислительных затрат и ухудшить результаты сходимости решений указанных уравнений [4]. Отрыв потока с пера лопаток, который возникает с ростом угла атаки, обуславливает необходимость применения очень мелких сеток при моделировании лопаток, что также требует чрезвычайно больших вычислительных затрат. Именно этим, по-видимому, объясняется существенный разброс в результатах численного прогнозирования возникновения флаттера лопаточных венцов. Об этом свидетельствуют приведенные в [5] данные изучения устойчивости одного и того же венца, выполненного независимо различными исследователями, к флаттеру. Были получены совершенно противоположные выводы о возможности возникновения флаттера лопаток исследуемого венца.

С учетом изложенного в настоящее время при решении задач флаттера лопаточных венцов наиболее достоверные результаты могут быть получены только с использованием экспериментально-расчетных методов исследований, особенно при больших углах атаки их обтекания газовым потоком.

В Институте проблем прочности им. Г. С. Писаренко НАН Украины разработан и используется экспериментально-расчетный метод прогнозирования устойчивости лопаточных венцов к дозвуковому флаттеру [6]. Важными составляющими этого метода являются методика и стенд для измерения нестационарных аэродинамических нагрузок на лопаточных профилях. Однако возможности стенда ограничены при испытаниях на больших углах атаки.

Цель работы состоит в изучении влияния больших как положительных, так и отрицательных углов атаки на границу динамической устойчивости прямой компрессорной решетки лопаточных профилей.

Основные положения экспериментально-расчетной методики. Колебания лопаточного венца в потоке описываются матричным линеаризованным уравнением [7, 8]

$$[M]\{\ddot{q}\} + [C]\{\dot{q}\} + [K]\{q\} = [Q], \quad (1)$$

где $[M]$, $[C]$, $[K]$ – матрицы инерционных, диссипативных и упругих характеристик лопаточного венца; $[Q]$ – матрица нестационарных аэродинамических нагрузок, действующих на лопатки в потоке; $\{q\}$ – вектор-столбец перемещений.

При решении уравнения (1) необходимо знать аэродинамические нагрузки (силы и моменты), действующие на лопатки при обтекании потоком вследствие их перемещений. Для решения этой задачи используются прямые решетки лопаточных профилей, моделирующие периферийные сечения венца, расположенные на $0,75...0,95$ высоты h пера лопаток. Схема такой решетки с указанием перемещений профилей и действующих на них нагрузок приведена на рис. 1, где b – хорда профиля; t – шаг решетки; β – угол выноса; V_1 – скорость набегающего потока; M_A , L_A , K_A – аэродинамические момент и силы соответственно; x , y – перемещения профиля при его колебаниях; α – угол поворота профиля при колебаниях; n – номер профиля в решетке. Необходимо отметить, что указаны положительные направления нагрузок и перемещений.

Обоснованность использования прямой решетки лопаточных профилей как объекта испытаний обусловлена следующим. На основе анализа многочисленных данных испытаний установлено, что при колебаниях лопаток по низшим (первые изгибная и крутильная) формам, как наиболее опасным с точки зрения возникновения флаттера, практически 80% подводимой работы от потока приходится на периферийную часть пера лопаток, составляющую примерно 20% его высоты, что в основном и предопределяет устойчивость всего венца [9]. Поэтому критические параметры колебаний профиля, соответствующие выбранному периферийному сечению пера лопаток

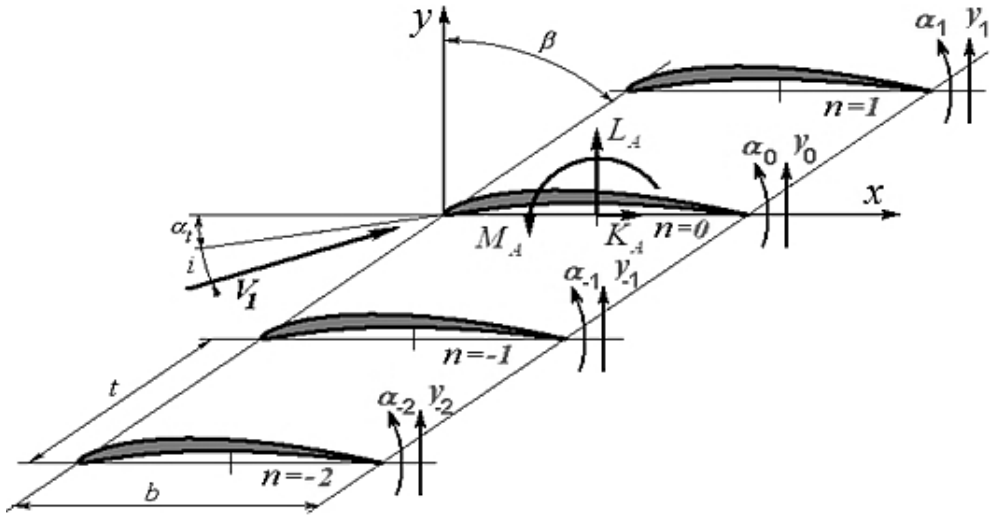


Рис. 1. Схема прямой решетки лопаточных профилей.

и характеризующие устойчивость к дозвуковому флаттеру решетки профилей, с большой степенью вероятности будут определять и устойчивость венца при колебаниях лопаток по указанным формам.

Согласно [6] для расчета границы динамической устойчивости лопаточного венца практичнее использовать безразмерные аэродинамические коэффициенты влияния (АКВ), которые определяются как отношение измеренных нестационарных аэродинамических сил и моментов на колеблющихся профилях решетки к соответствующим их перемещениям, скоростному напору и параметрам лопаточного профиля. Это обусловлено тем, что, зная АКВ, можно рассчитать работу венца для различных форм колебаний лопаток без дополнительных экспериментальных исследований.

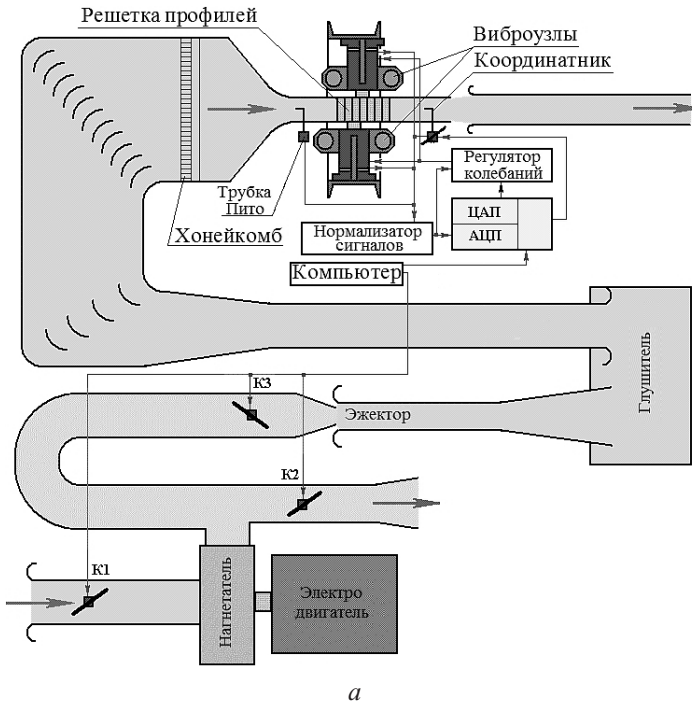
Рассматриваются также АКВ n -го профиля исследуемой решетки: l_{ny} , $l_{n\alpha}$ и m_{ny} , $m_{n\alpha}$ – АКВ сил и моментов, вызванных поступательными y_n и угловыми α_n перемещениями соответственно,

$$l_{ny} = \frac{L_{ny}}{\frac{1}{2}\rho V_1^2 y_n h}; \quad l_{n\alpha} = \frac{L_{n\alpha}}{\frac{1}{2}\rho V_1^2 \alpha_n b h}; \quad m_{ny} = \frac{M_{ny}}{\frac{1}{2}\rho V_1^2 y_n b h}; \quad m_{n\alpha} = \frac{M_{n\alpha}}{\frac{1}{2}\rho V_1^2 \alpha_n b^2 h}, \quad (2)$$

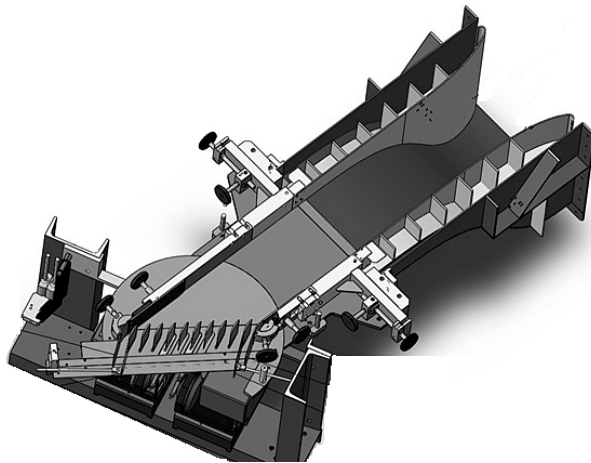
где $\frac{1}{2}\rho V_1^2$ – скоростной напор.

Модернизация аэродинамического стенда. Испытания прямых решеток лопаточных профилей при их дозвуковом обтекании газовым потоком проводили на аэродинамическом стенде, созданном в Институте проблем прочности им. Г. С. Писаренко НАН Украины (рис. 2) [6] и позволяющем эффективно определять нестационарные аэродинамические нагрузки на колеблющихся профилях. Однако для решения поставленной задачи возникла необходимость его доработки, в первую очередь сопла.

В исходном состоянии стенд состоит из разгонного (обеспечивает вертикальный поджим с помощью двухсинусного профилирования стенок) и управляемого (горизонтальный поджим по упрощенным обводам) сопел [10, 11]. Это обусловило возникновение локальных зон увеличенной скорости потока на выпуклых участках стенда с последующим усложнением настройки пространственной периодичности обтекания



а



б

Рис. 2. Общая схема аэродинамического стенда (а) и его рабочая часть в разрезе (б).

профилей. Для предотвращения этих проблем лемнискатный вход управляемого сопла был продлен в область низких скоростей [12]. Таким образом, два разгонных сопла были объединены в одно регулируемое. Результаты расчетов полей скоростей с модернизированным соплом приведены на рис. 3,а. Видно, что из-за большого поджатия неравномерность потока исчезает, и перед решеткой имеет место равномерное поле скоростей.

Затем необходимо было разработать эффективные элементы управления периодичностью обтекания профилей в решетке при больших углах атаки. Это можно осуществить с помощью поворотных створок, которые позволяют создать диффузорные или конфузорные крайние каналы решетки. В результате уменьшается или

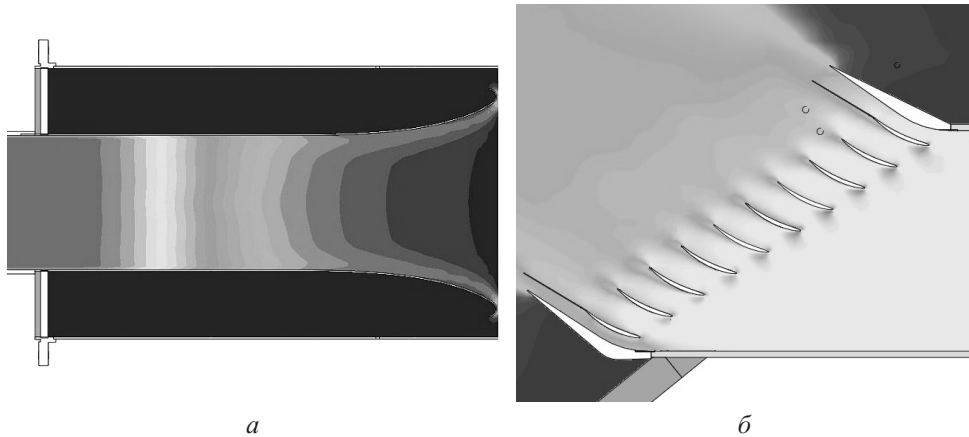


Рис. 3. Поле скоростей в объединенном сопле аэродинамического стенда (а) и в решетке профилей лопаток (б).

увеличивается расход воздуха и достигается периодичность обтекания лопаточных профилей, на которых измеряются аэродинамические нагрузки. При больших углах атаки длина каналов, которая определяется хордой лопаток, не всегда обеспечивает периодичность обтекания. Поэтому на крайних профилях к их задним кромкам дополнительно устанавливались пластины, а также перепрофилировались створки для плавного перехода от боковых стенок стенда к его рабочей части, что позволило добиться периодичного обтекания профилей решетки. Это наглядно видно из представленного на рис. 3,б поля скоростей.

Для подтверждения обеспечения периодичности обтекания лопаточных профилей при больших углах атаки модернизация аэродинамического стенда позволила произвести запись следов в потоке при варьировании угла атаки. С этой целью использовали пневматический зонд и координатное устройство для его перемещения за решеткой.

В качестве примера на рис. 4 приведены следы в потоке при обтекании лопаточных профилей со скоростью $V_1 = 100$ м/с для трех значений угла атаки. Анализ следов показывает, что, во-первых, при угле атаки $i = 0$ (рис. 4,а) следы, возникающие в потоке за профилями решетки, являются узкими с правильной формой и без размыва. Это означает, что профили как со стороны спинки, так и корытца обтекаются без срыва потока. Во-вторых, в случае больших углах атаки при сохранении периодичности обтекания наблюдается существенное изменение характера следов. Так, при $i = 20^\circ$ (рис. 4,б) имеет место сильный размыв части следа со стороны спинки профиля, что свидетельствует о развитом срыве и интенсивных пульсациях потока. Кроме того, срыв потока охватывает практически весь межлопаточный канал решетки. Обтекание решетки потоком с таким же по величине, но отрицательным углом атаки, наоборот, обуславливает размыв части следа только со стороны корытца профиля, что также говорит о развитом срыве и интенсивных пульсациях потока в межлопаточном канале решетки (рис. 4,в).

Результаты экспериментально-расчетных исследований. Рассмотрим результаты исследований по определению влияния угла атаки на границу динамической устойчивости лопаточных венцов к дозвуковому флаттеру на примере второй ступени компрессора двигателя АГТД ТВ3-117-СБМ1 при первой изгибной форме колебаний лопаток. Профили решетки соответствуют сечению лопатки на $0,9h$ ее высоты. В этом случае геометрические параметры решетки такие: относительный шаг $t/b = 0,835$ и угол выноса $\beta = 45,44^\circ$.

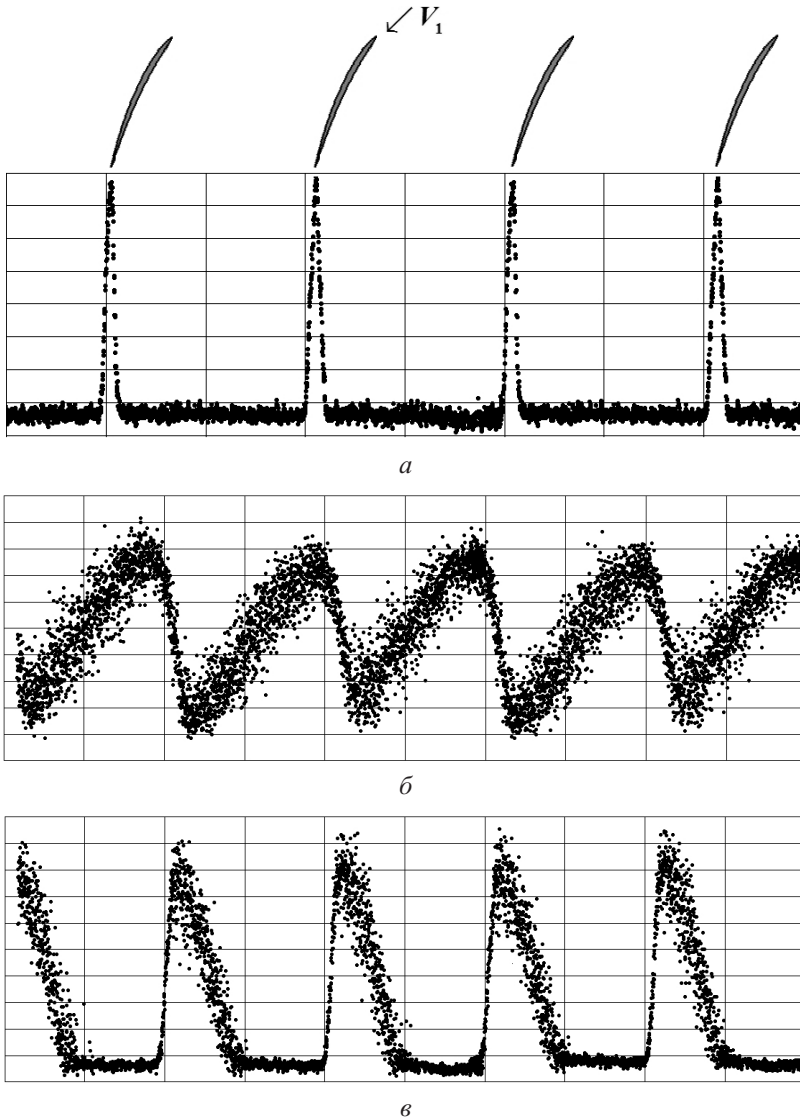


Рис. 4. Следы в потоке, возникающие при обтекании лопаточных профилей решетки со скоростью $V_1 = 100$ м/с для угла атаки 0 (а), 20 (б) и -20° (в).

Исследования проводились при варьировании значений угла атаки i в диапазоне $-20 \dots 23^\circ$ и приведенной частоты колебаний $K = \omega b / V_1 = 0,22 \dots 1,22$, где ω – угловая частота колебаний профиля.

Для расчетного анализа границы динамической устойчивости решетки лопаточных профилей первоначально экспериментально определялись нестационарные аэродинамические силы и моменты с последующим расчетом АКВ (2). На рис. 5 приведены зависимости абсолютных величин АКВ от угла атаки i для приведенной частоты колебаний $K = 0,64$, на рис. 6 – то же от приведенной частоты колебаний K для угла атаки $i = 20^\circ$. Указанные зависимости получены для случая определения аэродинамических нагрузок на трех ($n = 0; \pm 1$) центральных профилях решетки. Профиль $n = 0$ полагаем исходным, а профили $n = \pm 1$ – ниже и выше расположенными относительно него.

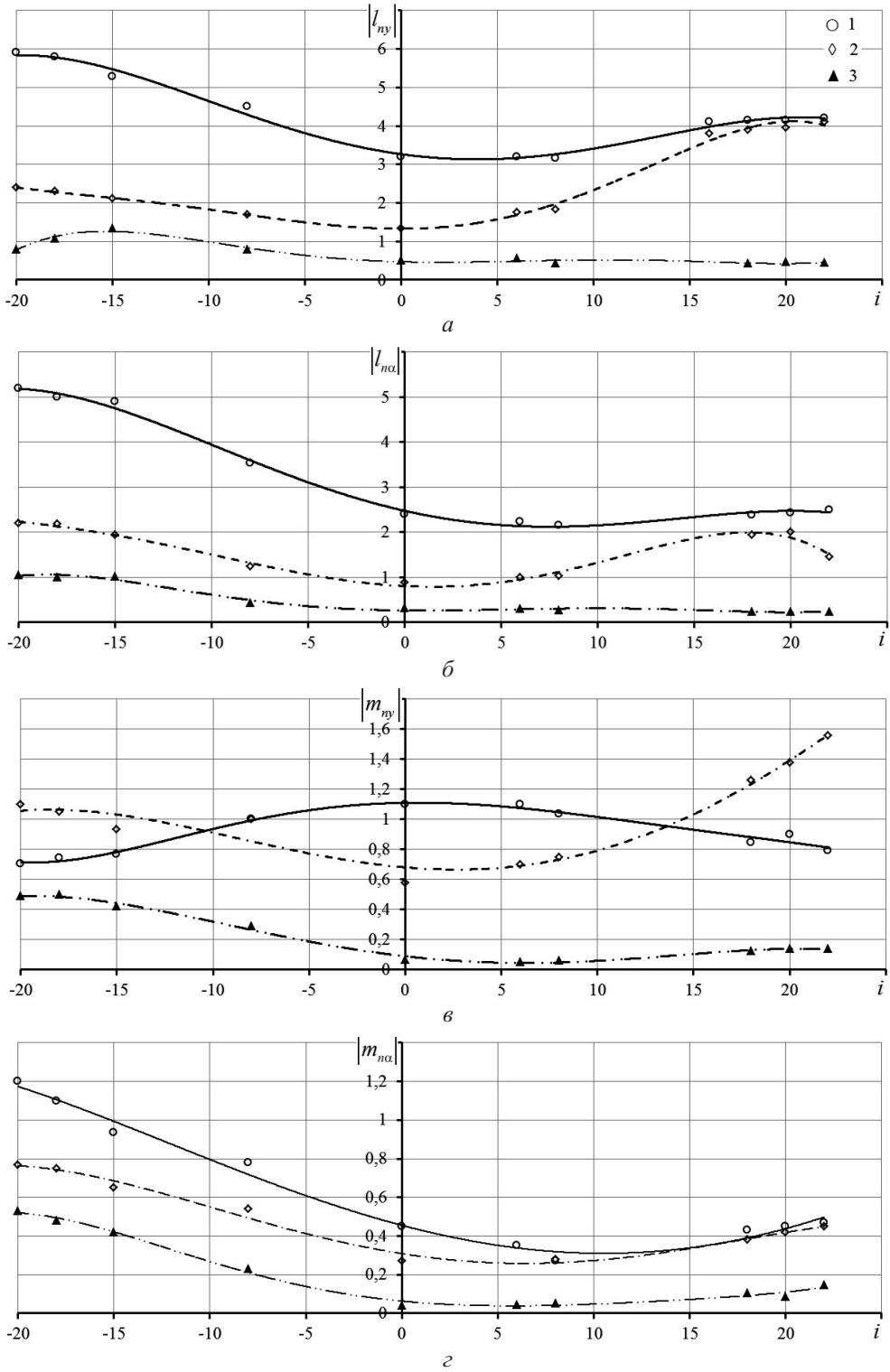
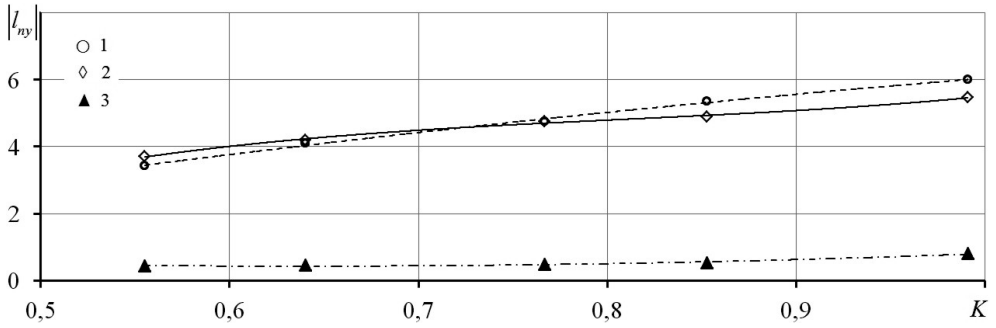
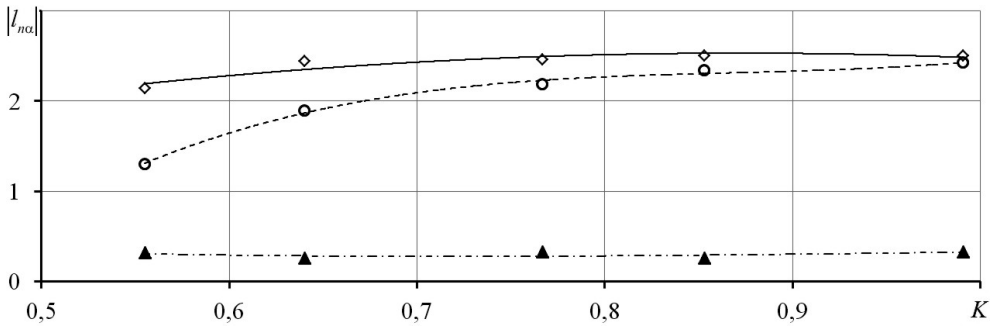


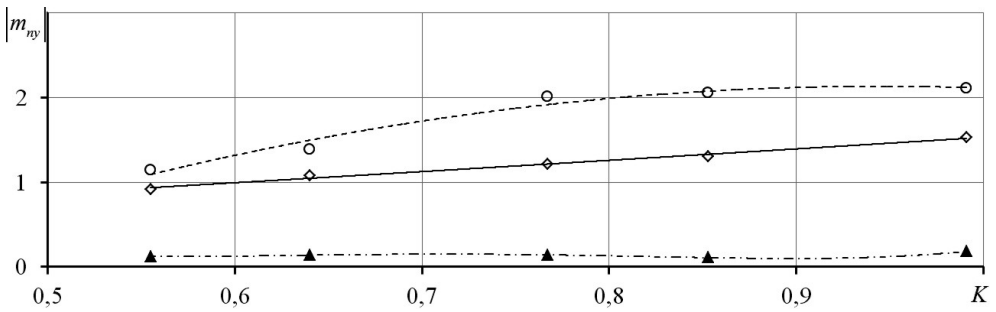
Рис. 5. Зависимость абсолютных величин АКВ от угла атаки i для приведенной частоты колебаний $K = 0,64$. (Здесь и на рис. 6: 1 – для колеблющегося лопаточного профиля; 2, 3 – для ниже и выше стоящих лопаточных профилей).



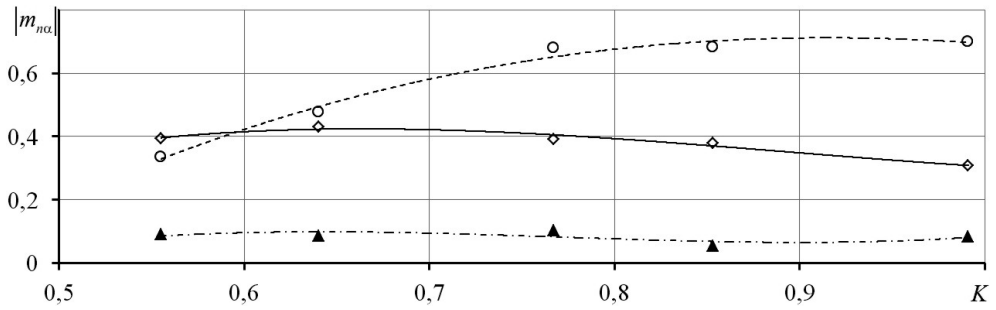
а



б



в



г

Рис. 6. Зависимость абсолютных величин АКВ от приведенной частоты колебаний K для угла атаки $i = 20^\circ$.

Наибольшее влияние колебаний исходного профиля наблюдается при АКВ, определенном выше стоящего ($n = -1$) профиля решетки. В этом случае при больших углах атаки из-за развитого срыва абсолютные величины АКВ превышают таковые исходного.

Полученные АКВ позволяют рассчитать работу лопаточного венца (3) для любого режима обтекания при различных комбинациях поступательных и угловых перемещений профилей. При этом для исследования динамической устойчивости лопаточного венца достаточно определить только коэффициент работы аэродинамических нагрузок C_A , который с учетом взаимодействия трех профилей вычисляется по формуле

$$C_A = \text{Im} \left[\sum_{n=-1}^1 \left(\frac{1}{4\psi^2} l_{ny} + \frac{1}{2\psi} (l_{nc} e^{-j\nu} + m_{ny} e^{j\nu}) + m_{nc} \right) e^{-jn\varphi} \right], \quad (3)$$

где ψ – коэффициент изгибно-крутильной связанности, $\psi = (a_p - a_z)/(a_p + a_z)$; a_p, a_z – амплитуды перемещений передней и задней кромок профиля соответственно; ν – сдвиг фаз между изгибными и крутильными колебаниями; φ – сдвиг фаз между колебаниями соседних профилей; j – мнимая единица.

Динамическая устойчивость лопаточного венца определяется величиной и знаком коэффициента C_A (3).

На рис. 7 приведены зависимости коэффициента работы аэродинамических нагрузок C_A от приведенной частоты колебаний K для различных значений угла атаки i при колебаниях лопаток по первой изгибной форме и $\psi = 0,135$. Точка пересечения полученных зависимостей с осью абсцисс определяет критические значения приведенной частоты колебаний $K_{кр}$, которая соответствует границе динамической устойчивости лопаточного венца.

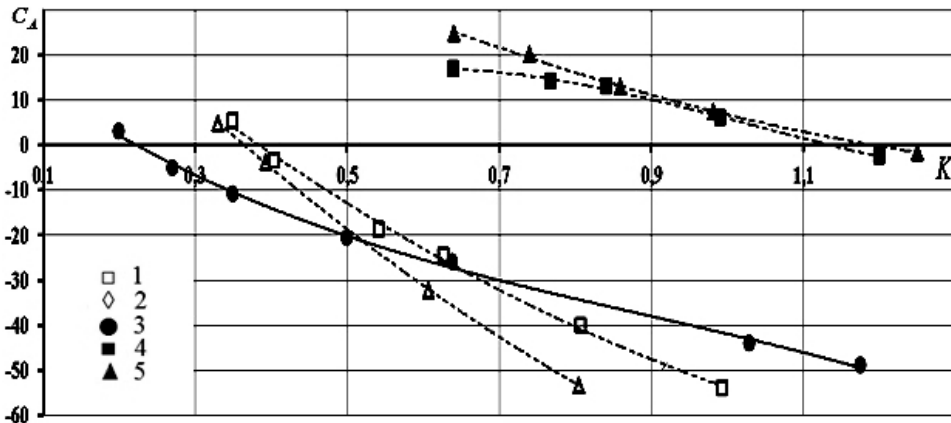


Рис. 7. Зависимость коэффициента мнимой части работы нестационарных аэродинамических нагрузок C_A от приведенной частоты колебаний K для различных углов атаки: 1 – $i = -20^\circ$; 2 – $i = -18^\circ$; 3 – $i = 0$; 4 – $i = 20^\circ$; 5 – $i = 23^\circ$.

С использованием результатов расчета коэффициента работы аэродинамических нагрузок C_A была определена зависимость критической приведенной частоты колебаний $K_{кр}$ от угла атаки i (рис. 8). На рис. 8 приведены также зависимости, полученные для исследуемого лопаточного венца по данным испытаний на исходном (немодернизированном) аэродинамическом стенде [13] и с помощью экспресс-метода прогнозирования динамической устойчивости лопаточных венцов [14].

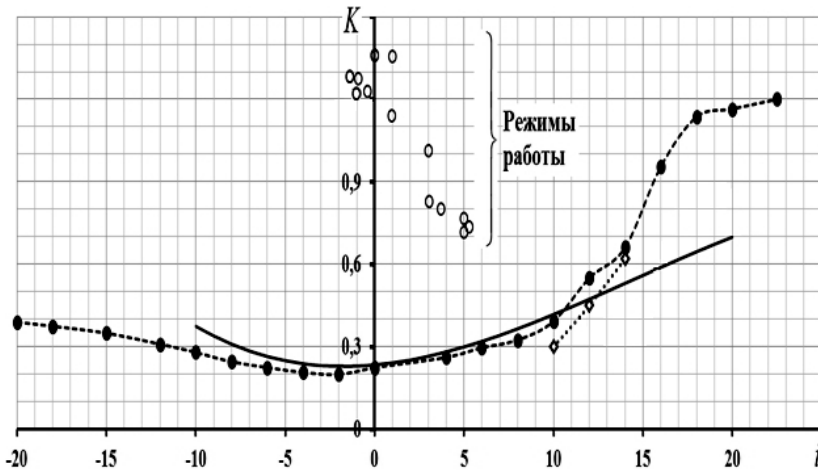


Рис. 8. Зависимость критической приведенной частоты колебаний лопаточного венца $K_{кр}$ от угла атаки i (штриховая линия). (Пунктирная линия – данные [13], сплошная – [14].)

Анализ представленных данных показывает, что, во-первых, подтверждаются выводы о том, что режимы работы двигателя находятся в устойчивой зоне на значительном удалении от границы динамической устойчивости [13, 14]. При этом имеется существенный запас динамической устойчивости лопаточного венца в широком диапазоне изменения углов атаки. Во-вторых, для малых углов атаки установленная граница динамической устойчивости хорошо согласуется с данными, полученными в [13, 14]. В-третьих, при больших как отрицательных, так и положительных углах атаки граница динамической устойчивости смещается в направлении больших значений приведенной частоты колебаний. Особенно ее рост наблюдается по достижении угла атаки 14° , где взаимосвязь лопаток через поток происходит в условиях более интенсивного срыва, который охватывает весь межлопаточный канал.

Выводы

1. По результатам испытаний прямой компрессорной решетки в широком диапазоне изменения угла атаки и приведенной частоты колебаний определены нестационарные аэродинамические нагрузки, с использованием которых рассчитаны аэродинамические коэффициенты влияния и установлено влияние угла атаки и приведенной частоты колебаний на их величину.

2. Определена закономерность изменения критических значений приведенной частоты колебаний в диапазоне углов атаки $-20...23^\circ$.

3. Модернизирован аэродинамический стенд, что позволяет проводить испытания прямых решеток лопаточных профилей по определению аэродинамических нагрузок при больших как положительных, так и отрицательных углах атаки. О результативности проведенной модернизации стенда свидетельствуют результаты численного анализа течения потока в решетке и измерения поля скоростей за испытуемой решеткой профилей зондом, перемещаемым координатным устройством.

Резюме

Викладено методику експериментально-розрахункового визначення границі стійкості лопаткового вінця до дозвукового флатера при великих кутах натікання потоку. Описано аеродинамічний стенд для визначення нестационарних аеродинамічних навантажень. Наведено результати випробувань плоскої решітки лопаткових профілів у

широкому діапазоні зміни кута атаки і зведеної частоти коливань, із використанням яких встановлено закономірності впливу кута атаки на границю стійкості лопаткових вінців до дозвукового флатера.

1. Vedenev V. V., Kolotnikov M., and Makarov P. Numerical analysis of compressor blade flutter in modern gas turbine engines. Proc. of the 10th Europ. Turbomachinery Conf. 2013. P. 199–209.
2. Luengo A. S., Vogt D. M., Schmitt S., and Fransson T. H. Validation of linearized navier-stokes based flutter prediction tool. Part 2. Quantification of the prediction accuracy on a turbine test case. Proc. of the ASME Turbo Expo. 2012. P. 1581–1592.
3. Гарбарук А. В., Стрелец М. Х., Шур М. Л. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2012. 88 с.
4. Гарбарук А. В., Стрелец М. Х., Травин А. К., Шур М. Л. Современные подходы к моделированию турбулентности. СПб.: Изд-во Политех. ун-та, 2016. 234 с.
5. Vogt D. M. and Fransson T. H. Towards flutter-free turbomachinery blades. Eds. D. Knörzer and J. Szodruch. *Innovations for Sustainable Aviation in a Global Environment*. Amsterdam: IOS Press, 2012. P. 161–167.
6. Зиньковський А. П., Цимбалюк В. А. Експериментально-розрахунковий комплекс з прогнозування стійкості до дозвукового флатера лопаткових вінців. *Наука та іннов.* 2012. **8**, № 5. С. 38–48.
7. Bendiksen O. and Friedmann P. Coupled bending-torsion flutter in cascades. *AIAA J.* 1980. **18**, No. 2. P. 194–201.
8. Bendiksen O. O. Flutter of mistuned turbomachinery rotors. *J. Eng. Gas Turb. Power.* 1984. **106**, No. 1. P. 25–33.
9. Стельмах А. Л., Стельмах Я. А., Зиньковский А. П. Методика экспресс-оценки динамической устойчивости компрессорных лопаток газотурбинного двигателя к дозвуковому решеточному флаттеру. *Авиац.-косм. техника и технология.* 2003. № 5 (40). С. 71–75.
10. Luxa M., Jonáš P., and Šafařík P. Eintrittswurf des Windkanals. *Fluid Mechanics and Thermodynamics* (Proc. of Student's Work in the Year 2001/2002, Prague). 2002. P. 29–39.
11. Hanus D. Experimentální vzduchová trat pro výzkum proudění v zakřivených kanálech. *Vnitřní Aerodynamika Lopatkových Strojů*. Praha, 2001. S. 41–44.
12. Кабанник С. М., Цимбалюк В. А. Аэродинамическое усовершенствование стенда для исследования решеток профилей при больших углах натекания дозвукового потока. *Вестн. двигателестроения.* 2015. № 2. С. 160–164.
13. Зиньковский А. П., Стельмах А. Л., Цимбалюк В. А. Методы, средства и результаты оценки устойчивости рабочих лопаток компрессоров к дозвуковому флаттеру. *Прочность материалов и элементов конструкций*: Тр. междунар. науч.-техн. конф. Киев: Ин-т проблем прочности им. Г. С. Писаренко НАН Украины, 2011. С. 35–49.
14. Кабанник С. Н. Реализация метода экспресс-оценки устойчивости к дозвуковому решеточному флаттеру для изгибаемой формы колебаний лопаточных венцов осевых компрессоров ГТД. *Авиац.-косм. техника и технология.* 2015. № 7. С. 90–93.

Поступила 26. 12. 2017