

УДК.621.515/62-752

С. Н. КАБАННИК, А. Л. СТЕЛЬМАХ, А. П. ЗИНЬКОВСКИЙ

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

### АЛГОРИТМ РЕАЛИЗАЦИИ МЕТОДА ЭКСПРЕСС-ОЦЕНКИ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ К ДОЗВУКОВОМУ РЕШЕТОЧНОМУ ФЛАТТЕРУ ЛОПАТОЧНЫХ ВЕНЦОВ КОМПРЕССОРОВ

*На основе сформированной базы данных критических значений приведенной частоты колебаний разработан алгоритм реализации метода экспресс-оценки прогнозирования устойчивости консольных лопаток компрессорных ступеней авиационных газотурбинных двигателей к дозвуковому решеточному флаттеру. Приведены результаты применения алгоритма для изгибаемой формы колебаний рабочих лопаток осевых компрессоров авиационных газотурбинных двигателей в виде уравнения множественной регрессии, на основе которого разработана программа оценки их аэродинамической устойчивости к дозвуковому решеточному флаттеру.*

**Ключевые слова:** дозвуковой решеточный флаттер, лопатка, профиль, форма колебаний, осевой компрессор, авиационный газотурбинный двигатель, граница динамической устойчивости.

#### Постановка задачи

Характерной особенностью современных авиационных газотурбинных двигателей (АГТД) является большая вероятность возникновения дозвукового решеточного флаттера их компрессорных, в том числе и вентиляторных, лопаточных венцов. Из практики эксплуатации АГТД [1] известно, что он реализуется преимущественно на низших (первых изгибаемой и крутильной) формах колебаний лопаток при повышенных углах атаки и полностью определяется аэродинамическим взаимодействием лопаток, которое зависит от приведенной их частоты и угла сдвига фаз колебаний, геометрии профиля и решетки, угла атаки.

В настоящее время существует три подхода к оценке устойчивости лопаточного аппарата АГТД к дозвуковому решеточному флаттеру:

1) статистический [2-4], базирующийся на анализе результатов стендовых испытаний двигателей и их эксплуатации;

2) расчетный [5-11], основанный на аналитических и численных решениях уравнений Эйлера и Навье - Стокса с использованием различных моделей турбулентности;

3) расчетно-экспериментальный [12-14], когда для расчета границ динамической устойчивости используются экспериментально определенные нестационарные аэродинамические характеристики прямой решетки лопаточных профилей.

Каждый из указанных подходов, базируясь на выбранных предположениях и принятых допущениях, имеет определенные границы применимости и, соответственно, точность в прогнозировании возникновения дозвукового решеточного флаттера ло-

патов конкретного АГТД. Однако актуальной задачей является прогнозирование границы устойчивости лопаточного аппарата компрессорных и вентиляторных ступеней к дозвуковому решеточному флаттеру на возможных режимах работы двигателя уже на этапе его проектирования. Для решения этой задачи в Институте проблем прочности им. Г. С. Писаренко НАН Украины, используя данные выполненных экспериментальных исследований аэродемпфирования и аэровозбуждения прямых решеток лопаточных профилей, которые проводились в широком диапазоне изменения угла атаки, приведенной частоты колебаний профилей, угла сдвига фаз их изгибных, крутильных и изгибно-крутильных колебаний, геометрии решетки, определены основные закономерности зарождения решеточного флаттера и установлены критические условия его возникновения, что дало возможность предложить методику экспресс-оценки динамической устойчивости лопаток рассматриваемых ступеней АГТД [15]. Её математическая реализация возможна при знании накопленной базы критических значений приведенной частоты колебаний лопаток, определяющих границу их динамической устойчивости к решеточному флаттеру, полученных как расчетными, так и экспериментальными методами. Поэтому целью данной работы является формирование базы критических значений приведенной частоты колебаний лопаток, на основании систематизации существующих данных их определения, разработка её математической модели и адаптирование для прогнозирования динамической устойчивости к дозвуковому решеточному флаттеру венцов консольных лопаток компрессорных ступеней АГТД на различных режимах их эксплуатации.

## 1. Формирование базы данных критических значений приведенной частоты колебаний лопаток

В соответствии с поставленной задачи, такая база данных необходима для прогнозирования динамической устойчивости к решеточному флаттеру перспективных или разработанных лопаточных венцов. Поэтому в дальнейшем будем называть её адаптированной. Исходными данными для её создания являются критические значения  $K_{кр}$  приведенной частоты колебаний лопаток  $K = \omega b / W_1$  ( $\omega$  - круговая частота колебаний,  $b$  - хорда профиля,  $W_1$  - относительная скорость потока в передней кромке лопаток), полученных на основе данных испытаний прямых решеток компрессорных лопаточных профилей компрессорных ступеней (рис. 1) с разными значениями относительного шага  $\bar{t} = t/b$ , угла выноса  $\beta$  и угла атаки  $i$ , а также коэффициента изгибно – крутильной связности лопатки  $\psi = (a_1 - a_2) / (a_1 + a_2)$  ( $a_1$  и  $a_2$  - амплитуды колебаний, соответственно, передней и задней кромок лопаточного профиля). При определении значений  $K_{кр}$  использовались как данные графической интерполяции экспериментальных зависимостей минимальных значений аэродинамического декремента от приведенной частоты колебаний  $\delta_{a\min} = f(K)$  для различных углов атаки [16], так и результаты расчетов энергетическим методом [17] на основе экспериментально полученных аэродинамических коэффициентов влияния лопаток прямых решеток.

По результатам выполненных исследований, а также имеющихся данных испытаний осевых компрессоров натуральных двигателей, сформирована адаптированная база данных критических значений

приведенной частоты колебаний для прямых решеток лопаточных профилей с относительным шагом  $\bar{t} = 0,7; 1,0; 1,3$  и углом выноса  $\beta = 0; 15; 30; 45; 60^\circ$  при углах атаки  $i = -10, -5, 0, 3, 6, 10, 13, 17, 20^\circ$  и коэффициенте изгибно – крутильной связности лопатки  $\psi = 0; 0,09; 0,26; 0,48$ . Пример такой базы данных для первой изгибной формы колебаний лопаток, при коэффициенте их изгибно – крутильной связности лопатки  $\psi = 0$ , приведен в табл. 1.

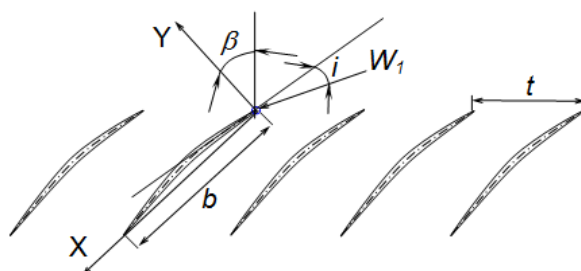


Рис. 1. Модель прямой решетки лопаточных профилей

## 2. Математическая модель базы данных критических значений приведенной частоты колебаний лопаток

Учитывая предложенную схему формирования указанной базы данных в виде, представленном в табл. 1, разработано уравнение множественной регрессии, зависящее от четырех ( $n = 4$ ) параметров: относительного шага и угла выноса решетки, угла атаки и коэффициента изгибно – крутильной связности лопатки, которое находилось из системы нормальных уравнений [18]

$$[K_{кр}] = [F][S]. \quad (1)$$

Таблица 1

Адаптированная база критических значений  $K_{кр}$  приведенной частоты колебаний прямых компрессорных решеток лопаточных профилей для коэффициента изгибно – крутильной связности  $\psi = 0$

$\beta$	$\bar{t} \backslash i$	$-10^\circ$	$-5^\circ$	$0^\circ$	$3^\circ$	$6^\circ$	$10^\circ$	$13^\circ$	$15^\circ$	$17^\circ$	$20^\circ$
$60^\circ$	0,7	0,412	0,265	0,245	0,3	0,362	0,448	0,527	0,585	0,644	0,745
	1,0	0,338	0,2	0,174	0,23	0,284	0,367	0,446	0,51	0,581	0,691
	1,3	0,262	0,152	0,122	0,16	0,218	0,305	0,384	0,448	0,521	0,645
$45^\circ$	0,7	0,346	0,244	0,217	0,27	0,317	0,398	0,465	0,506	0,558	0,648
	1,0	0,275	0,186	0,146	0,19	0,244	0,315	0,383	0,438	0,486	0,584
	1,3	0,202	0,129	0,088	0,12	0,177	0,250	0,322	0,372	0,431	0,525
$30^\circ$	0,7	0,293	0,215	0,182	0,23	0,282	0,35	0,41		0,48	0,557
	1,0	0,223	0,161	0,117	0,16	0,209	0,271	0,320	0,360	0,405	0,488
	1,3	0,167	0,10	0,073	0,11	0,153	0,212	0,268		0,353	0,428
$15^\circ$	0,7	0,244	0,186	0,152	0,2	0,244	0,302	0,358	0,380	0,417	0,478
	1,0	0,174	0,131	0,091	0,13	0,174	0,229	0,270	0,30	0,337	0,405
	1,3	0,128	0,079	0,056	0,09	0,128	0,180	0,225	0,258	0,290	0,350
$0^\circ$	0,7	0,198	0,146	0,128	0,16	0,208	0,260	0,311		0,362	0,405
	1,0	0,150	0,096	0,074	0,11	0,150	0,195	0,235	0,255	0,285	0,334
	1,3	0,102	0,058	0,042	0,07	0,110	0,155	0,188		0,245	0,280

$$\text{Здесь } [F] = \begin{pmatrix} f_{01} & f_{11} & \dots & f_{k1} \\ f_{02} & f_{12} & \dots & f_{k2} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ f_{0N} & f_{1N} & \dots & f_{kN} \end{pmatrix}; [S] = \begin{pmatrix} s_0 \\ s_1 \\ \dots \\ s_k \end{pmatrix}; [K_{кр}] = \begin{pmatrix} K_{кр1} \\ K_{кр2} \\ \dots \\ K_{крN} \end{pmatrix},$$

где  $[F]$  – регрессионная матрица,  $f_{pq}$  ( $p=0\dots k$ ;  $q=1\dots N$ ) – регрессоры, выбранные на основе ортогональных полиномов Чебышева;  $[S]$  – вектор–столбец  $k$  определяемых коэффициентов регрессии  $s_p$ ;  $[K_{кр}]$  – вектор–столбец, построенный на основе базы данных используемых  $N$  критических значений приведенной частоты колебаний  $K_{кр}$ .

Из уравнения (1) получаем выражение для определения вектор–столбца  $[S]$  неизвестных коэффициентов регрессии

$$[S] = ([F^T][F])^{-1}[F^T][K_{кр}], \quad (2)$$

где верхние индексы  $(T)$  и  $(-1)$  означают транспонированные и обратные матрицы.

Для составления регрессионной матрицы  $[F]$  использованы ортогональные полиномы Чебышева. Их линейные  $X_{jq}$ , квадратичные  $Z_{jq}$  и кубичные  $V_{jq}$  контрасты записываются как функции варьирования факторов  $x_{jq}$  [17]

$$\begin{aligned} X_{jq} &= a_{11j}(x_{jq} + a_{10j}); \\ Z_{jq} &= a_{22j}(X_{jq}^2 + a_{21j}X_{jq} + a_{20j}); \\ V_{jq} &= a_{33j}(X_{jq}^3 + a_{32j}X_{jq}^2 + a_{31j}X_{jq} + a_{30j}); \\ j &= 1, \dots, n; q = 1, \dots, N, \end{aligned} \quad (3)$$

где

$$a_{10j} = -\frac{\sum_{q=1}^N x_{jq}}{N}, \quad a_{20j} = -\frac{\sum_{q=1}^N X_{jq}^2}{N}, \quad a_{21i} = -\frac{\sum_{q=1}^N X_{jq}^3}{\sum_{q=1}^N X_{jq}^2}.$$

Коэффициенты  $a_{11j}$ ,  $a_{22j}$ ,  $a_{33j}$  выбираются таким образом, чтобы после определения значений контрастов  $X_{jq}$ ,  $Z_{jq}$ ,  $V_{jq}$  их конечные значения были минимальными за абсолютной величиной целых чисел.

Для определения коэффициентов  $a_{30j}$ ,  $a_{31j}$  и  $a_{32j}$  кубического контраста необходимо решить систему из трех уравнений:

$$\begin{cases} \sum_{q=1}^N V_{jq} = \sum_{u=0}^N X_{jq}^3 + a_{32j} \sum_{u=0}^N X_{jq}^2 + \\ + a_{31j} \sum_{u=0}^N X_{jq} + a_{30j}N = 0; \end{cases}$$

$$\begin{cases} \sum_{u=0}^N V_{jq} \cdot X_{jq} = \sum_{u=0}^N X_{jq}^4 + a_{32j} \sum_{u=0}^N X_{jq}^3 + \\ + a_{31j} \sum_{u=0}^N X_{jq}^2 + a_{30j} \sum_{u=0}^N X_{jq} = 0; \end{cases} \quad (4)$$

$$\begin{cases} \sum_{u=0}^N V_{jq} \cdot Z_{jq} = \sum_{u=0}^N (X_{jq}^3 + a_{32j}X_{jq}^2 + a_{31j}X_{jq} + a_{30j}) \cdot \\ \cdot (X_{jq}^2 + a_{21j}X_{jq} + a_{20j}) = 0. \end{cases}$$

Уравнение множественной регрессии может быть представлено как

$$K_{кр} = s_0 + s_1^{(1)}f_1^{(1)}(x_1) + \dots + s_1^{(A_1-1)}f_1^{(A_1-1)}(x_1) + s_j^{(1)}f_j^{(1)}(x_j) + \dots + s_j^{(A_j-1)}f_j^{(A_j-1)}(x_j) + \Pi, \quad (5)$$

где  $s_1^{(1)}f_1^{(1)}(x_1), \dots, s_j^{(1)}f_j^{(1)}(x_j)$  – полином первого порядка при варьировании факторов  $x_{jq}$ ;  $s_j^{(A_j-1)}f_j^{(A_j-1)}(x_j)$  – полином  $(A_j-1)$  порядка при варьировании факторов  $x_{jq}$ ;  $\Pi$  – условное обозначение перемножений функций  $f_l$  на  $f_g$ , где  $l=1\dots j$ ,  $g=1\dots j$ ,  $l \neq g$ .

Для упрощения вида уравнения (6) используется  $t$ -критерий Стьюдента [17].

Определение параметров Стьюдента проводилось по формуле

$$T_q = \frac{s_q h(h-1) \sum_{q=1}^N (x_{jq})^2}{\sum_{q=1}^N (K_{крq} - \bar{K}_{кр})^2}, \quad (6)$$

где  $\bar{K}_{кр} = \sum_{q=1}^N \frac{K_{крq}}{N}$ ,  $h$  – количество полученных данных исследований при одних и тех же параметрах решетки.

При параметрах Стьюдента  $T_q < T_{табл.}$  коэффициенты  $s_q$  являются статистически незначимыми и ими можно пренебречь.

Качество полученного уравнения множественной регрессии можно оценить с помощью коэффициента корреляции

$$R = \sqrt{\frac{\sum_{q=1}^N (\hat{K}_{крq} - \bar{K}_{кр})^2}{\sum_{q=1}^N (\bar{K}_{крq} - \bar{K}_{кр})^2}}, \quad (7)$$

где  $\bar{K}_{крq}$  – среднее арифметическое значение критической приведенной частоты колебаний для  $h$  данных;  $\hat{K}_{крq}$  – значение  $q$ -й критической приведенной частоты колебаний, полученное с помощью уравнения множественной регрессии.

### 3. Реализация алгоритма для изгибной формы колебаний лопаток

Для составления уравнения множественной регрессии, отображающего границу устойчивости лопаточного венца к дозвуковому решеточному флаттеру для первой изгибной формы колебаний лопаток, использовались следующие факторы: относительный шаг  $\bar{t}_q = x_{1q}$  и угол выноса решетки  $\beta_q = x_{2q}$ , угол атаки  $i_q = x_{3q}$ , коэффициент изгибно-крутильной связанности лопаток  $\psi_q = x_{4q}$ .

На основе сформированной базы данных критических значений приведенной частоты колебаний (см. табл. 1) получены ортогональные полиномы Чебышева в виде:

$$\begin{aligned} X_1(\bar{t}) &= (\bar{t}-1)/0,3; & X_2(\beta) &= (\beta-30)/15; \\ X_3(i) &= (i-5)/5; & X_4(\psi) &= -1+3,4673\psi+1,4568\psi^2; \\ Z_1(\bar{t}) &= 3(X_1^2-2/3); & Z_2(\beta) &= X_2^2-2; \\ Z_3(i) &= X_3^2-4; & Z_4(\psi) &= 3(X_4^2-2/3); \\ V_1(\bar{t}) &= 0; & V_2(\beta) &= (5X_2^3-3,4X_2)/6; \\ V_3(i) &= (X_3^3-7X_3)/6; & V_4(\psi) &= 0. \end{aligned} \quad (8)$$

В данном случае в уравнение множественной регрессии (5), учитывая все возможные перестановки, вошло 144 неизвестных коэффициента. Статистическая значимость выбранных факторов находилась с помощью  $t$ -критерия Стьюдента. Определив по формуле (6) параметры Стьюдента и сравнив их с  $T_{табл}$  (при уровне значимости  $\alpha=0,05$  и степени свободы  $\nu=N(h-1)=315$  имеем, что  $T_{табл}=1,65$ ), оказалось, что 106 коэффициентов из уравнения множественной регрессии являются статистически незначимыми и ими можно пренебречь. Таким образом, в конечном итоге, в него вошло только 38 коэффициентов.

На рис. 2 показан пример сопоставления зависимости критической приведенной частоты колебаний от угла атаки, получаемой с помощью уравнения множественной регрессии, с результатами испытаний прямой решетки компрессорных лопаточных профилей с углом выноса  $\beta=45^\circ$  и относительным шагом  $\bar{t}=1,0$  для коэффициента изгибно-крутильной связанности лопаток  $\psi=0$ . Видно, что расхождения между регрессионной зависимостью и экспериментальными данными минимальны.

Аналогичные зависимости были получены с помощью уравнения множественной регрессии от

угла выноса решетки, относительного шага решетки и коэффициента изгибно-крутильной связанности лопаток, которые представлены на рис. 3-5, соответственно.

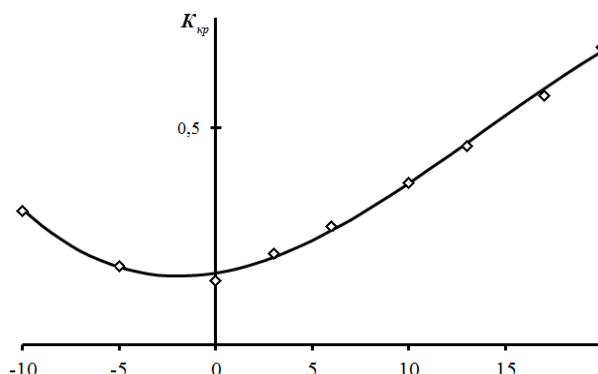


Рис. 2. Зависимость критической приведенной частоты колебаний от угла атаки, полученная с помощью уравнения множественной регрессии (сплошная линия), и её экспериментальные значения ( $\diamond$ ) для решетки с параметрами:  $\bar{t}=1,0$ ;  $\beta=45^\circ$  и  $\psi=0$

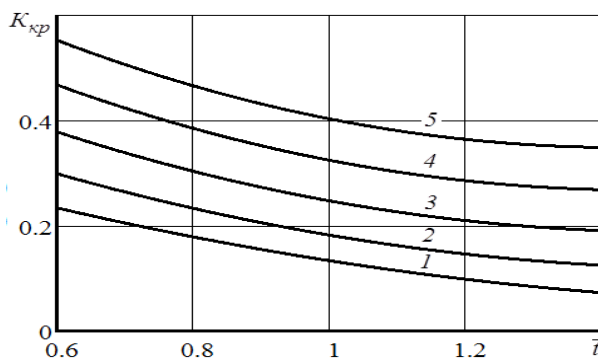


Рис. 3. Зависимость критических значений приведенной частоты колебаний от относительного шага решетки для решетки с углом выноса  $\beta=15^\circ$  и коэффициенте изгибно-крутильной связанности лопаток  $\psi=0,15$  при различных углах атаки  $i$ , равных  $0^\circ$  (1),  $5^\circ$  (2),  $9^\circ$  (3),  $13^\circ$  (4),  $17^\circ$  (5)

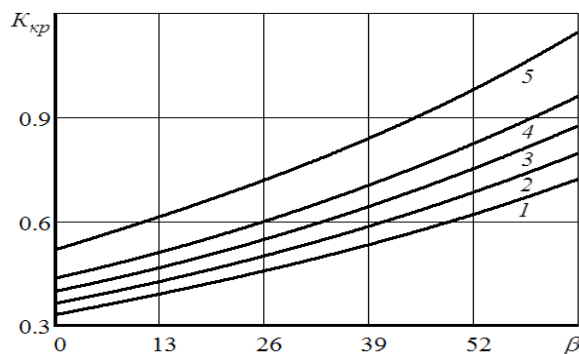


Рис. 4. Зависимость значений  $K_{кр}$  от угла выноса решетки  $\beta$  для решетки с относительным шагом решетки  $\bar{t}=1,0$  при угле атаки  $i=20^\circ$  для коэффициента изгибно-крутильной связности лопаток  $\psi$ , равного 0 (1); 0,1 (2); 0,2 (3); 0,3 (4); 0,5 (5)

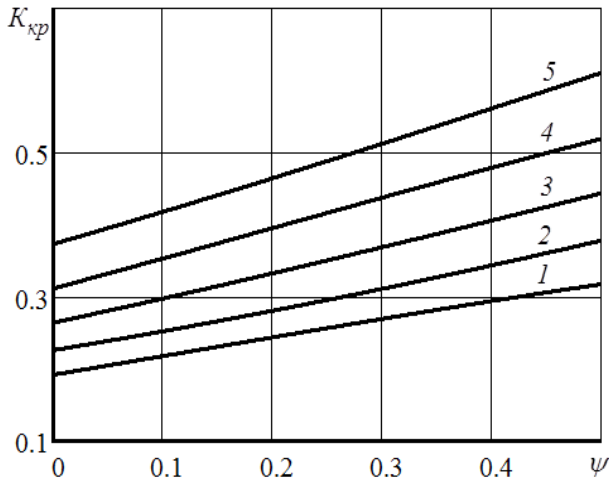


Рис. 5. Зависимость значений  $K_{кр}$  от коэффициента изгибно-крутильной связанности лопаток  $\psi$  для решетки с относительным шагом решетки  $\bar{t}=1.0$  при угле атаки  $i=10^\circ$  для углов выноса решетки  $\beta$ , равных  $0^\circ$  (1),  $15^\circ$  (2),  $30^\circ$  (3),  $45^\circ$  (4),  $60^\circ$  (5)

Анализ представленных данных показал, что коэффициент корреляции  $R$  находится в диапазоне 0,92-0,98, в диапазоне изменения рассмотренных параметров, что свидетельствует об адекватности уравнения множественной регрессии. При этом наибольшее расхождение с экспериментальными данными имеет место при углах атаки, близких к нулевым, что не является принципиальным при оценке

устойчивости лопаточных венцов компрессорных и вентиляторных ступеней к дозвуковому (срывному) флаттеру.

#### 4. Программа оценки устойчивости первой изгибной формы колебаний лопаточных венцов к дозвуковому решеточному флаттеру

На основании разработанного уравнения множественной регрессии, разработана программа, позволяющая определять границу устойчивости лопаточного венца к дозвуковому решеточному флаттеру для первой изгибной формы колебаний лопаток. Программа записана в приложении Microsoft Office Excel, общий вид которой показан на рис. 6.

Так как зависимость  $K_{кр}$  от рассмотренных параметров носит монотонно изменяющийся характер, то программа может использоваться при оценке устойчивости первой изгибной формы колебаний лопаток компрессоров и вентиляторных ступеней в более широком диапазоне значений относительного шага  $\bar{t} = t/b = 0,6 \dots 1,4$ , угла выноса решетки  $\beta = 0 \dots 65^\circ$  и коэффициента изгибно-крутильной связанности  $\psi = 0 \dots 0,5$  для углов атаки  $i = -10 \dots 20^\circ$ .

Для построения границы устойчивости рассматриваемого лопаточного венца в окно I вводятся

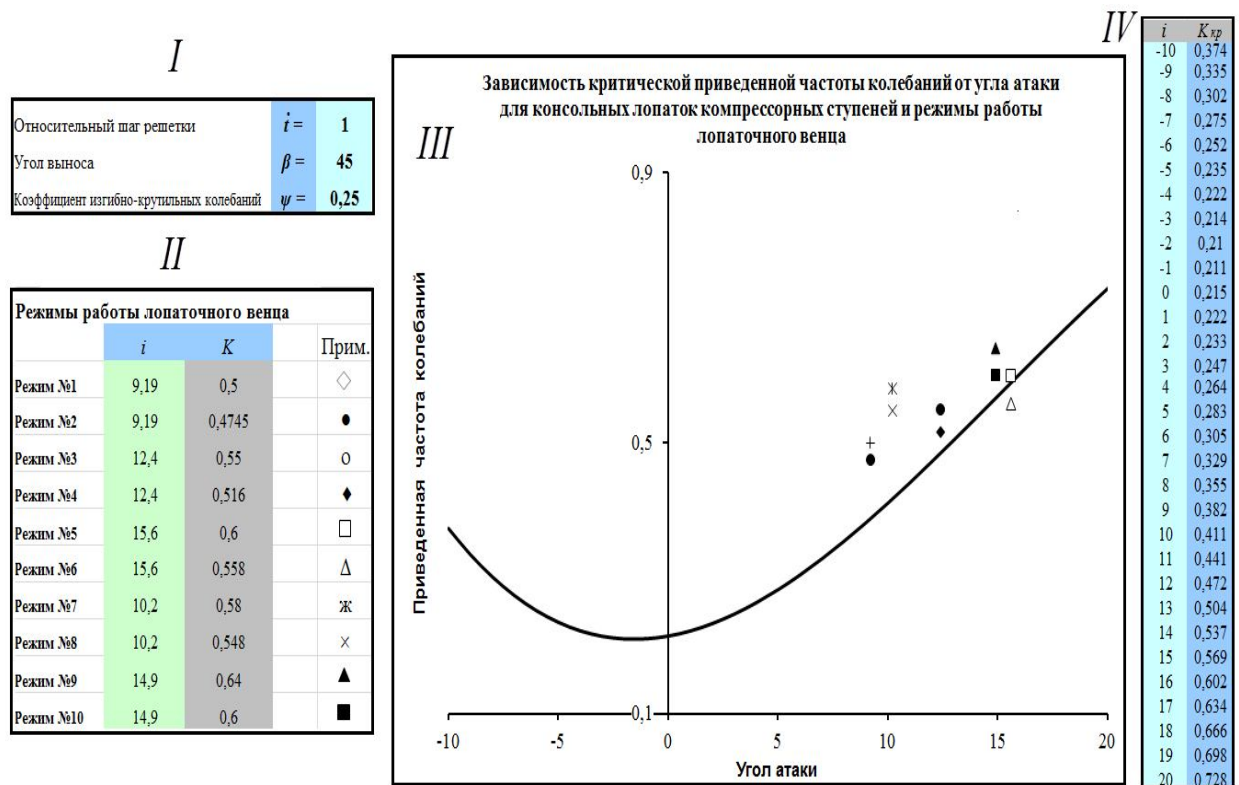


Рис. 6. Общий вид программы

значения относительного шага  $\bar{t}$  и угла выноса  $\beta$  решетки в периферийном его сечении, а также значение коэффициента изгибно-крутильной связанности лопаток  $\psi$ . Программа устанавливает зависимость приведенной частоты колебаний венца от угла атаки, отражающей границу его устойчивости (окно III). Известные режимы работы рассматриваемого лопаточного венца, определяемые как приведенная частота колебаний для данного угла атаки, задаются в окне II и отображаются в окне III в виде маркеров. Кроме графического изображения границы устойчивости, в окне IV выводятся численные значения критических значений приведенной частоты колебаний для данного лопаточного венца при различных углах атаки.

### Выводы

1. На основе сформированной базы данных критических значений приведенной частоты колебаний разработан алгоритм реализации метода экспресс-оценки прогнозирования устойчивости консольных лопаток компрессорных ступеней авиационных газотурбинных двигателей к дозвуковому решеточному флаттеру.

2. Проведена реализация алгоритма для первой изгибной формы колебаний рабочих лопаток осевых компрессоров авиационных ГТД в виде уравнения множественной регрессии, на основе которого разработана программа оценки их аэродинамической устойчивости к дозвуковому решеточному флаттеру.

### Литература

1. Васильев, Ю. Н. Экспериментальное исследование влияния разночастотности лопаток на режимы самовозбуждения автоколебаний [Текст] / Ю. Н. Васильев, В. В. Окулов, Е. И. Умнов // Лопаточ. машины и струйн. аппараты. – М.: Машиностроение, 1969. – Вып. 4 - С. 128-145.

2. Armstrong, E. K. Some practical aspects of compressor blade vibration [Text] / E. K. Armstrong, R. E. Stevenson // J. of the Royal Aeronautical Society. – 1960. – Vol. 64, No 591. – P. 117-130.

3. Srinivasan, A. V. Flutter and Resonant Vibrations Characteristics of Engine Blades [Text] / A. V. Srinivasan // J. of Eng. for Gas Turbines and Power. – 1997. – Vol. 119, No 10. – P. 742-775.

4. Локитанов, Е. А. Статистическое прогнозирование флаттера лопаток турбомашин [Текст] / Е. А. Локитанов, В. М. Михайлов, А. А. Хориков // Аэроупругость турбомашин. – К.: Наук. думка, 1980. – С. 73-81.

5. Marshall, J. G. A review of aeroelasticity methods with emphasis on turbomachinery applications

[Text] / J. G. Marshall, M. Imregun // J. Fluids & Structures. – 1996. – Vol. 10. – P. 237-267.

6. Sbardella, L. Semi-structured meshes for axial turbomachinery blades [Text] / L. Sbardella, A. I. Sayma, M. Imregun // Int. J. for Numerical Methods in Fluids. – 2000. – № 32(5). – P. 569-584.

7. Imregun, M. Aeroelasticity analysis of a bird-damaged fan assembly using a large numerical model [Text] / M. Imregun, M. Vahdati // The Aeronautical Journal – 1999. – № 103(1030) – P. 569-578.

8. Ranking of numerical methods for fan flutter prediction [Text] / M. Vahdati, A. I. Sayma, L. Sbardella, J. G. Marshall, M. Imregun // Unsteady aerodynamics, aeroacoustics and aeroelasticity of turbomachines. – 2000. – P. 695-708.

9. Sisto, F. Computational Prediction of Stall Flutter in Cascaded Airfoils [Text] / F. Sisto, S. Thanagam, A. Abdel-Rahimi // AIAA J. - 1991. – Vol. 29, No 7. - P. 1161-1167.

10. Гнесин, В. И. Численное исследование аэроупругих характеристик лопаточного венца турбомашин, работающей на нерасчетном режиме [Текст] / В. И. Гнесин, Ю. А. Быков // Пробл. машиностроения. – 2004. – Т. 7, №1. – С. 31-40.

11. Гнесин, В. И. Численное моделирование аэроупругого состояния вибрирующего лопаточного венца турбомашин в трехмерном трансзвуковом потоке невязкого газа [Текст] / В. И. Гнесин, Л. В. Колодяжная // Пробл. машиностроения. – 1998. – Т. 1, № 2. – С. 65-76.

12. Carta, F. O. Coupled blade-disk-shroud flutter instabilities in turbojet engine rotors [Text] / F. O. Carta // J. of Eng. for Power. – 1967. – Vol. 89, No 3. – P. 419-426.

13. Сринивасан, Цзи. Некоторые последние достижения в изучении природы срывного флаттера в турбомашинных [Текст] / Цзи Сринивасан // Тр. америк. общ. инж. мех. Сер Энергет. машины и установок. – 1985. – Т. 107, № 2. – С. 113-124.

14. Цимбалюк, В. А. Экспериментально - расчетная оценка динамической устойчивости лопаточных венцов рабочих колес компрессоров газотурбинных двигателей [Текст] / В. А. Цимбалюк, А. П. Зиньковский, А. В. Побережников // Пробл. прочности. – 2001. – № 6. – С. 15-28.

15. Стельмах, А. Л. Методика экспресс - оценки динамической устойчивости компрессорных лопаток газотурбинного двигателя к дозвуковому решеточному флаттеру [Текст] / А. Л. Стельмах, Я. А. Стельмах, А. П. Зиньковский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2003. – № 5(40). – С. 71-75.

16. Стельмах, А. Л. Влияние геометрических параметров компрессорной решетки на границу изгибных автоколебаний лопаток, обусловленных решеточным флаттером [Текст] / А. Л. Стельмах, А. А. Каминер // Пробл. прочности. – 1983. – № 1. – С. 84-86.

17. Стельмах, А. Л. Экспериментально-расчетное исследование динамической устойчивости из-

гибно-крутильных колебаний компрессорных лопаток при их безотрывном и срывном обтекании. Сообщение 3. Взаимные аэродинамические связи [Текст] / А. Л. Стельмах, А. П. Зиньковский, Я. А. Стельмах // Пробл. прочности. – 2010. – № 3. – С. 89-99.

18. Ахназарова, С. Л. Методы оптимизации эксперимента в химической технологии [Текст]: учеб. пособие / С. Л. Ахназарова, В. В. Кафаров. – М.: Высш. шк., 1985. – 327 с.

Поступила в редакцию 12.05.2014, рассмотрена на редколлегии 14.06.2014

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. Ю. М. Терещенко, Национальный авиационный университет, Киев.

### АЛГОРИТМ РЕАЛІЗАЦІЇ МЕТОДУ ЕКСПРЕС-ОЦІНКИ ПРОГНОЗУВАННЯ СТІЙКОСТІ ДО ДОЗВУКОВОГО РЕШІТКОВОГО ФЛАТЕРУ ЛОПАТКОВИХ ВІНЦІВ КОМПРЕСОРІВ

*С. М. Кабанник, А. Л. Стельмах, А. П. Зіньковський*

На основі сформованої бази даних критичних значень приведеної частоти коливань розроблено алгоритм реалізації методу експрес-оцінки прогнозування стійкості консольних лопаток компрессорних ступенів авіаційних газотурбінних двигунів до дозвукового решіткового флатеру. Приведено результати застосування алгоритму для згинальної форми коливань робочих лопаток осьових компрессорів авіаційних газотурбінних двигунів у вигляді рівняння множинної регресії, на основі якого розроблена програма оцінки їх аеродинамічної стійкості до дозвукового решіткового флатеру.

**Ключові слова:** дозвуковий решітковий флатер, лопатка, профіль, форма коливань, осьовий компрессор, авіаційний газотурбінний двигун, границя динамічної стійкості.

### ALGORITHM FOR IMPLEMENTING THE EXPRESS-EVALUATION METHOD TO PREDICT THE STABILITY OF COMPRESSOR BLADING AGAINST SUBSONIC FLUTTER

*S. M. Kabannik, A. L. Stel'makh, A. P. Zinkovskii*

Based on the created database of critical values for the reduced vibration frequency, the algorithm for implementing the express-evaluation method to predict the stability of the cantilever compressor blades in aircraft gas turbine engines against subsonic cascade flutter is developed. The results for the algorithm applicability to the flexural vibration mode of rotor blades in axial flow compressors of aircraft gas turbine engines are presented in the form of a multiple regression equation, on the basis of which the program is developed to assess their aerodynamic stability against subsonic cascade flutter.

**Key words:** subsonic cascade flutter, blade, airfoil, vibration mode, axial flow compressor, aircraft gas turbine engine, aerodynamic stability boundary.

**Кабанник Сергей Николаевич** – аспирант отдела колебаний и вибрационной надежности, институт проблем прочности им. Г. С. Писаренко НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: kabannyuk@ukr.net.

**Стельмах Анатолий Леонидович** – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., ст. науч. сотр. отдела колебаний и вибрационной надежности, институт проблем прочности им. Г. С. Писаренко НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: stel'makh@ipp.kiev.ua.

**Зиньковский Анатолий Павлович** – д-р техн. наук, проф., зав. отделом колебаний и вибрационной надежности, институт проблем прочности им. Г. С. Писаренко НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: zinkovskii@ipp.kiev.ua.