

УДК 621.165

АНАЛИЗ АЭРОУПРУГОГО ПОВЕДЕНИЯ ЛОПАТОЧНОГО ВЕНЦА В ПОЛУТОРНОЙ СТУПЕНИ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА

В. И. Гнесин

Доктор технических наук, профессор, заведующий
отделом

Отдел нестационарной газодинамики и аэроупругости*

Контактный тел.: (057) 94-18-67

E-mail: gnesin@ipmach.kharkov.ua

Л. В. Колодяжная

Кандидат технических наук, старший научный сотрудник*

Контактный тел.: (057) 94-18-67

E-mail: lubov.kolodyazhnaya@gmail.com

К. В. Огурцов

Аспирант*

*Институт проблем машиностроения

им. А.Н. Подгорного Национальной академии наук

Украины

ул. Дм. Пожарского, 2/10, г. Харьков, Украина, 61046

Частково-інтегральний метод використано для чисельного моделювання нестационарних навантажень та аероупругих коливань компресорного лопаткового вінця у тривимірному потоці ідеального газу з урахуванням аеродинамічної взаємодії направляючого апарату, робочого колеса і статора

Ключові слова: тривимірний потік ідеального газу, лопатковий вінець

Частично-интегральный метод использован для численного моделирования нестационарных нагрузок и аэроупругих колебаний компресорного лопаточного венца в трехмерном потоке идеального газа с учетом аэродинамического взаимодействия направляющего аппарата), рабочего колеса и статора)

Ключевые слова: трехмерный поток идеального газа, лопаточный венец

The partial integration method has been used to numerical modelling of the unsteady loads and aeroelastic oscillations of the compressor blade row in 3D ideal gas flow with taking into account the stator – rotor – stator 2 aerodynamic interaction

Key words: 3D ideal flow, blade row

Введение

При проектировании или модернизации современных турбомашин повышенной удельной мощности и соответственно высокими аэродинамическими нагрузками чрезвычайно актуальной является проблема аэроупругого поведения лопаток и прогнозирования аэроупругой неустойчивости (флаттер, резонансные колебания). Особую важность эта проблема приобретает при разработке высоконагруженных компресорных и вентиляторных венцов, а также последних ступеней паровых и газовых турбин.

Традиционный подход к расчету флаттера облопаченных дисков основан на частотном анализе [1,2], в котором колебания лопатки представляются гармонической функцией во времени с постоянным сдвигом по фазе угла колебаний между соседними лопатками. Однако этот подход игнорирует эффект обратной связи воздействия колеблющихся лопаток на поток газа.

В настоящее время развиты новые подходы для исследования взаимодействия основного потока с колеблющимися лопатками, основанные на одновременном интегрировании во времени уравнений движения газа и колебаний лопаток с обменом информацией на каждой итерации [3-5].

Целью данной работы является численный анализ аэроупругого поведения вибрирующего лопаточного венца в полуторной ступени осевого компрессора в 3-х мерном потоке идеального газа с учетом колебаний лопаток и взаимного аэродинамического взаимодействия смежных статорных венцов.

В работе представлены амплитудно-частотные характеристики нестационарных аэродинамических нагрузок на рабочих лопатках и упругих колебаний лопаток.

1. Постановка связанной аэроупругой задачи

Трехмерный трансзвуковой поток идеального не-теплопроводного газа через полуторную ступень осевого компрессора рассматривается в физической области (рис.1), включающей статор0 (C0), рабочее колесо (РК), вращающееся с постоянной угловой скоростью, статор1 (C1).

Учитывая непериодичность потока в окружном направлении, расчетная область включает все лопатки C0, РК и C1. Расчетная область в осевом направлении состоит из трех подобластей, содержащих по одному лопаточному венцу и имеющих пересечения в осевых зазорах. В каждой из подобластей геометрические и

аэродинамические характеристики ротора и статоров описываются в относительной или абсолютной системах координат, жестко связанных с вращающимся рабочим колесом или неподвижным статором соответственно.

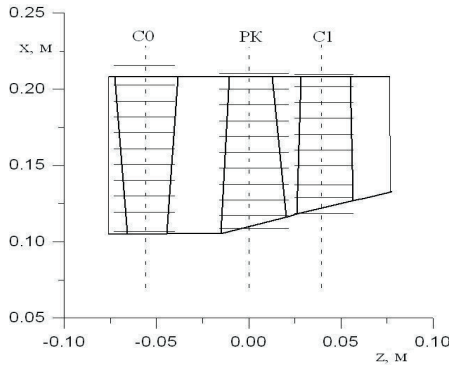


Рис. 1. Расчетная область

В каждый момент времени структура потока характеризуется периодичностью на угловом шаге 2π (на одном обороте ротора).

Расчетная область содержит $z_{C0} + z_{PK} + z_{C1}$ - сегментов (z_{C0}, z_{PK}, z_{C1} - числа лопаток лопаточных венцов), каждый из которых включает одну лопатку и имеет протяженность в окружном направлении, равную шагу статора или ротора. Каждый из сегментов расчетной области дискретизируется с использованием гибридной Н-Н разностной сетки. Разностные сетки в периферийных сечениях межлопаточных каналов ротора и статоров показаны на рис. 2.

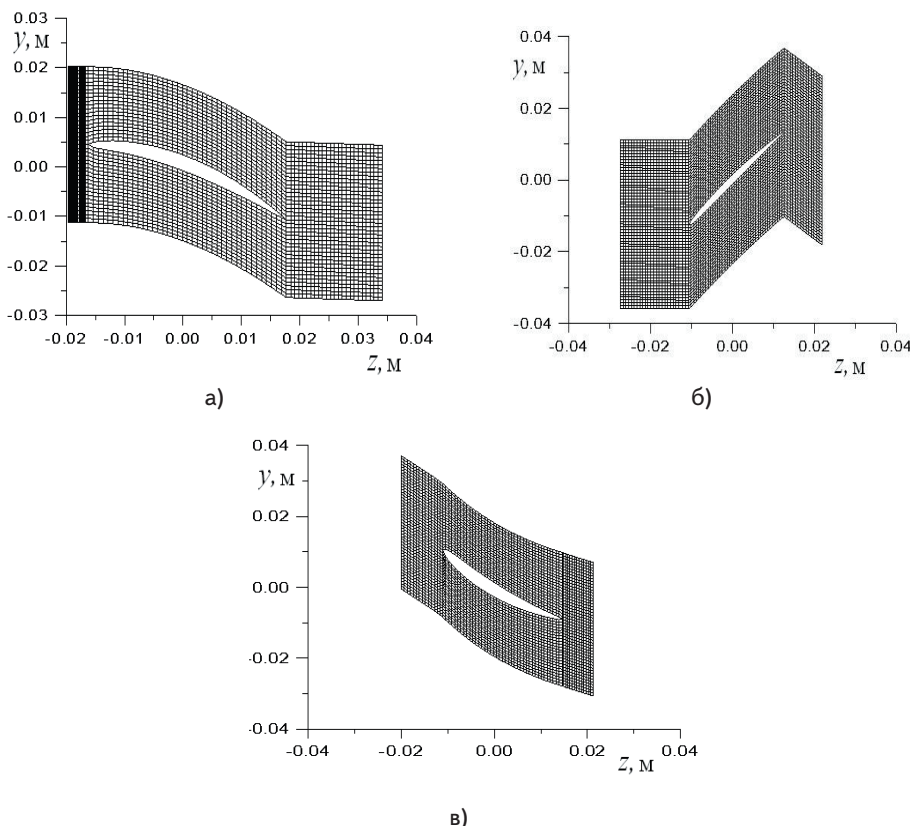


Рис. 2. Разностная сетка ротора и статоров: а) - C0; б) - PK; в) - C1

Трехмерный трансзвуковой поток идеального газа описывается в относительной вращающейся с постоянной угловой скоростью декартовой системе координат полной системой нестационарных уравнений Эйлера, представленной в интегральной форме законов сохранения массы, импульса и энергии [6].

Дискретная форма уравнений Эйлера получена с использованием разностной схемы Годунова-Колгана со 2-м порядком аппроксимации по координатам и времени, обобщенной для произвольной деформируемой пространственной разностной сетки.

Принимая, что нестационарные возмущения вызваны вращением ротора в неравномерном потоке, а поток на входе в компрессор и на выходе содержит лишь малые отклонения от основного потока, постановка граничных условий основана на одномерной теории характеристик [6].

Динамическая модель колеблющейся лопатки с использованием модального подхода приводится к системе независимых обыкновенных дифференциальных уравнений относительно модальных коэффициентов собственных форм [7]:

$$\ddot{q}_i(t) + 2h_i \dot{q}_i(t) + \omega_i^2 q_i(t) = \lambda_i(t), \quad (1)$$

где q_i – модальный коэффициент i -й формы; h_i – коэффициент механического демпфирования i -й формы; ω_i – собственная частота i -й формы; λ_i – модальная сила, соответствующая перемещению по i -й форме, которая рассчитывается на каждой итерации по мгновенному распределению давления на поверхности лопатки

$$\lambda_i = \frac{\iint p \bar{U}_i \cdot \bar{n}^\circ d\sigma}{\iiint \rho \bar{U}_i^2 dv},$$

где p , ρ – давление и плотность на поверхности лопатки; $U_i(x,y,z)$ – вектор перемещения лопатки по i -й форме.

Определив модальные коэффициенты q_i из системы дифференциальных уравнений (1), найдем перемещение и скорость лопатки на каждой итерации

$$u(x,y,z,t) = \sum_i U_i(x,y,z) q_i(t),$$

$$\dot{u}(x,y,z,t) = \sum_i U_i(x,y,z) \dot{q}_i(t),$$

которые используются в качестве граничных условий на стенке в аэродинамической задаче.

Для подтверждения достоверности предложенного метода проведено сопоставление численных результатов с экспериментальными данными для 11-ой стандартной конфигурации [2], которое

показало удовлетворительное соответствие как по осредненным характеристикам, так и по нестационарным [7].

2. Численные результаты

Численное исследование выполнено для полуторной ступени осевого компрессора с учетом аэродинамического взаимодействия лопаточных венцов и колебаний лопаток. Соотношение чисел лопаток ротора и двух статоров $z_{C0} : z_{PK} : z_{C1} = 44:28:33$.

Разностная сетка в каждом межлопаточном канале содержит $11 \times 43 \times 85$, $11 \times 67 \times 79$ и $11 \times 57 \times 69$ сеточных узлов в радиальном, окружном и осевом направлениях для статора C0, ротора PK и статора C1 соответственно (рис. 2).

Расчет проведен для номинального режима работы компрессорной ступени:

- число оборотов ротора $n = 12000$ об/мин;
- полное давление в абсолютной системе координат на входе в ротор $p_0 = 100000$ Па;
- полная температура в абсолютной системе координат на входе $T_0 = 288^\circ\text{K}$;
- углы потока на входе в ступень в радиальном и окружном направлениях заданы;
- статическое давление на выходе за статором $p_2 = 102000$ Па.

Колебания рабочих лопаток определялись с учетом первых пяти собственных форм, собственные частоты которых приведены в таблице.

Таблица

Собственные частоты					
Номер моды	1	2	3	4	5
ν_b , Гц	450	1350	1800	3150	4050

На первом этапе выполнен расчет нестационарного потока в компрессорной ступени с учетом окружной неравномерности потока, но без учета колебаний лопаток. Этот режим характеризуется массовым расходом 17.8 кг/сек и степенью повышения давления $\pi_k = 1.2$.

На рис. 3 приведены изолинии числа Маха для корневого, среднего и периферийного сечений рабочей лопатки. Как видно из рисунков, течение характеризуется дозвуковыми скоростями на входе ($M_{из} \approx 0.62 \div 0.68$) и на выходе ($M_{из} \approx 0.56 \div 0.58$).

С некоторого момента времени начинается решение связанной задачи, в которой учитываются деформации рабочих лопаток под действием мгновенных

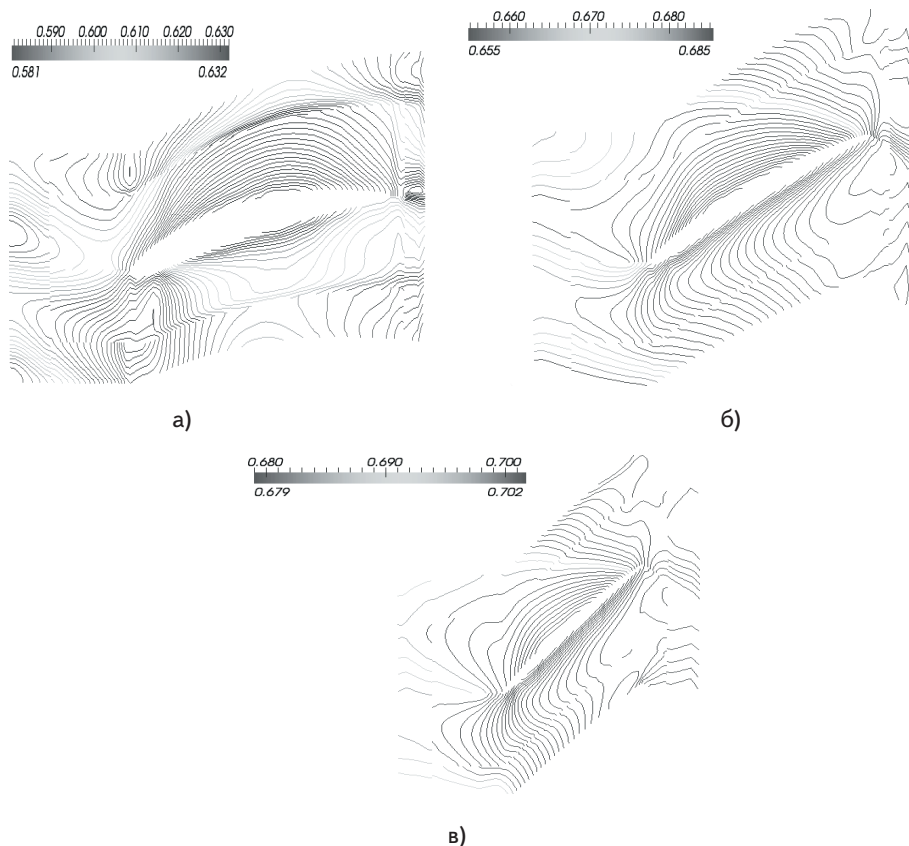


Рис. 3. Распределение изолиний чисел Маха: а) – корневое сечение; б) – среднее сечение; в) – периферийное сечение

нагрузок. Ниже представлены результаты численного расчета аэродинамических нагрузок, действующих на рабочую лопатку, и колебаний лопатки в течение 12 оборотов ротора.

Анализ нестационарных характеристик проведен с использованием разложения в ряды Фурье исследуемых величин:

$$F(t) = F_0 + \sum_{i=1}^{\infty} F_{1i} \cdot \cos(2\pi \nu_i t) + F_{2i} \sin(2\pi \nu_i t),$$

где $F(t)$ - физическая нестационарная характеристика; F_0 - среднее значение; F_{1i} и F_{2i} - коэффициенты Фурье; i - номер гармоники; ν - 1-я гармоническая частота.

Так как угловая частота вращения ротора $\nu_{рот} = 200$ Гц, а время расчета соответствует времени 12 оборотов ротора ($t = 0.06$ сек), первая гармоническая частота равна $\nu = \frac{1}{12} \nu_{рот} = 16.7$ Гц.

На рис. 4 приведены графики нестационарных нагрузок (окружная сила, осевая сила и момент относительно центра тяжести лопатки), действующих на периферийный слой рабочей лопатки в течение 12 оборотов ротора (рис. 4 а, в, д) и их амплитудно-частотные спектры (рис. 4 б, г, е).

Как видно из графиков, основной вклад в нестационарные составляющие аэродинамических нагрузок вносят гармоники, с частотами кратными числам лопаток статора C0 $\nu_{рот} \times z_{C0} = 200 \times 44 = 8800$ Гц и статора C1 $\nu_{рот} \times z_{C1} = 200 \times 33 = 6600$ Гц.

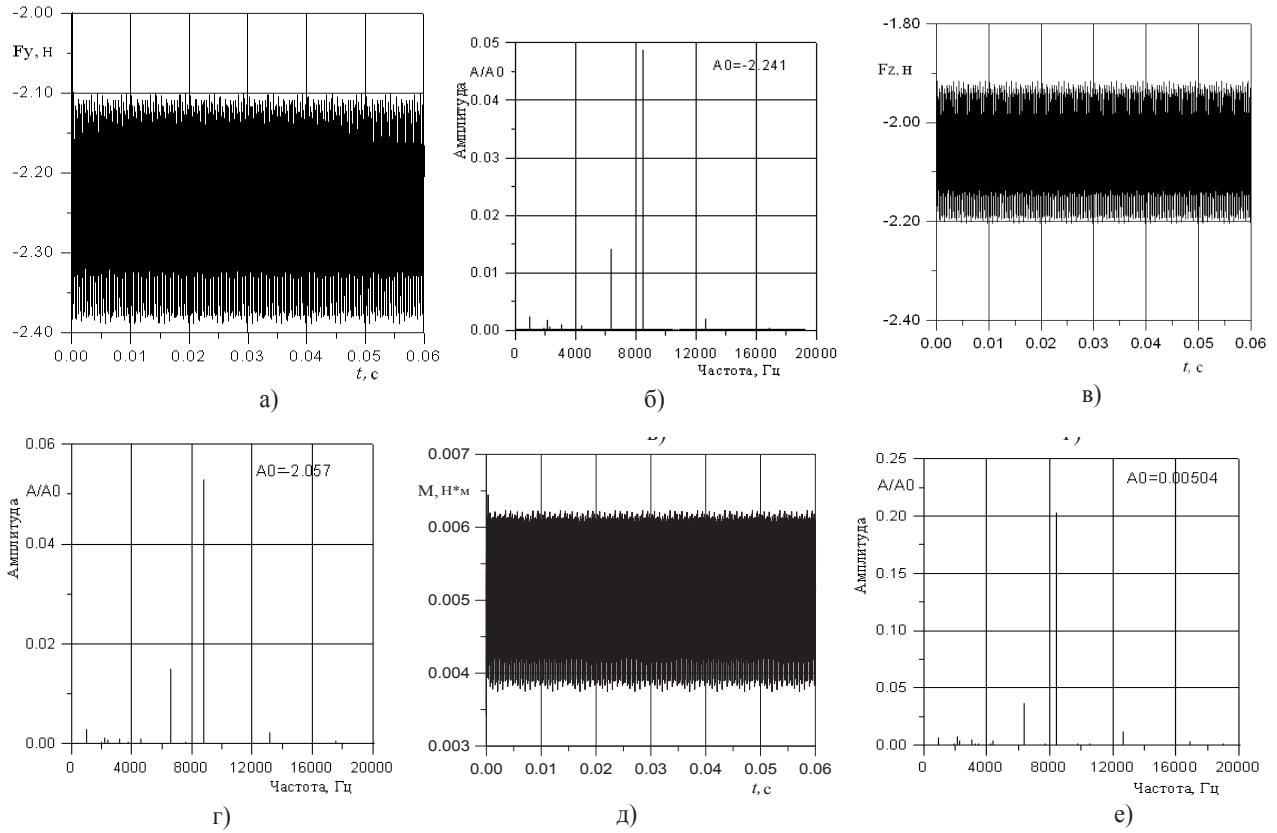


Рис. 4. Аэродинамическая нагрузка в периферийном слое рабочей лопатки а)-б) - окружная сила; в)-г) - осевая сила; д)-е) - аэродинамический момент

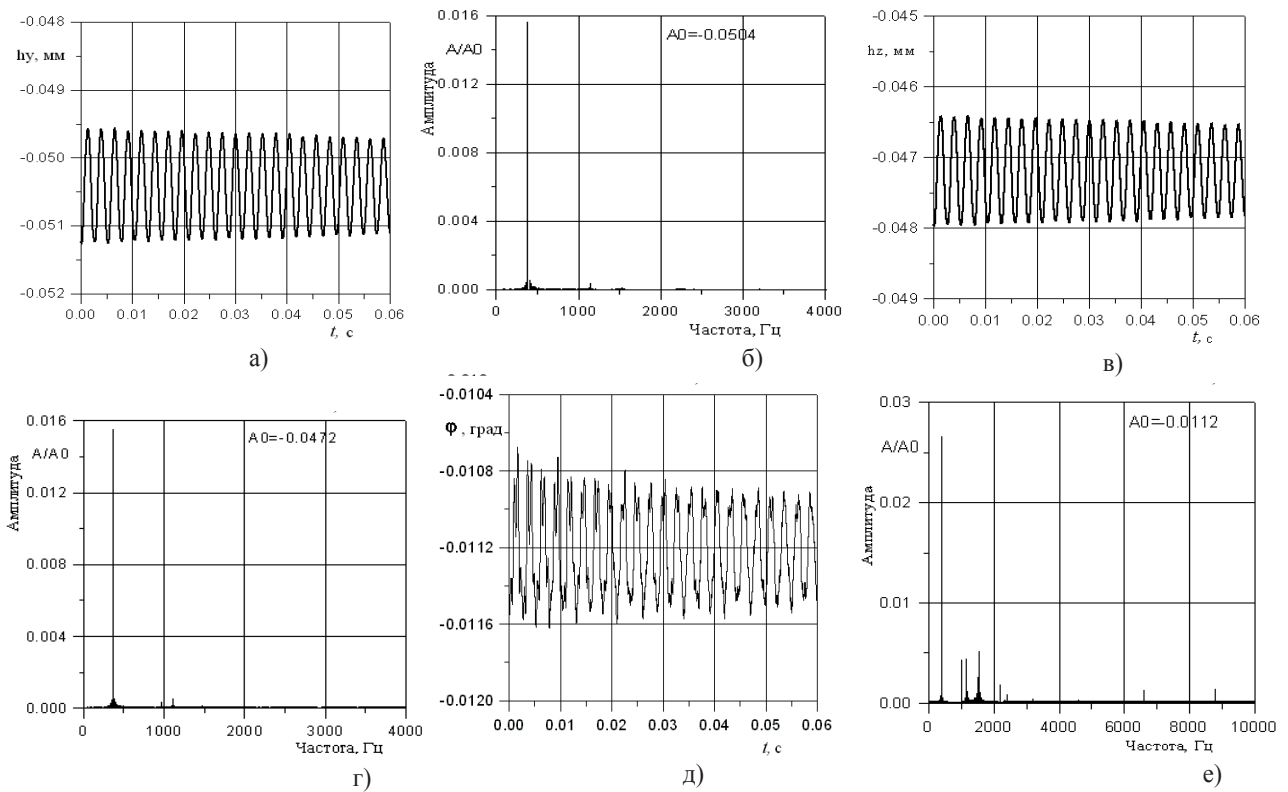


Рис. 5. Колебания периферийного сечения рабочей лопатки: а)-б) - в окружном направлении; в)-г) - в осевом направлении; д)-е) - угол поворота

Максимальные значения амплитуд нестационарных сил имеют место в периферийном слое и составляют 2.1+2.3% от средних значений окружной и осевой сил, и ~20% для аэродинамического момента. Следует обратить внимание на присутствие в спектре низкочастотных возмущений, вызванных колебаниями лопаток.

Колебания лопатки представлены графиками перемещения периферийного сечения рабочей лопатки (в окружном направлении (рис. 5а), осевом направлении (рис. 5 в) и угол поворота (рис. 5 д), а также их амплитудно-частотными спектрами в течение 12 оборотов ротора. Мы наблюдаем устойчивые автоколебания. Основной вклад в изгибные колебания вносит гармоника с частотой близкой к частоте 1-ой собственной формы (~400 Гц), в то время как крутильные колебания включают гармоники с частотами ~400 Гц (1-я собственная форма) и ~1800 Гц (3-я собственная форма).

Следует подчеркнуть, что вынужденные высокочастотные колебания (6600 Гц, 8800 Гц) пренебре-

жимо малы по сравнению с амплитудами автоколебаний.

Выводы

Проведены численные исследования для полуторной ступени осевого компрессора (статор+ротор+статор) с учетом взаимного аэродинамического взаимодействия лопаточных венцов и колебания лопаток.

Показано влияние относительного окружного расположения двух статоров на нестационарные аэродинамические нагрузки и режимы колебаний лопаток.

Колебания лопаток ротора по всем формам являются устойчивыми.

Предложенный метод позволяет прогнозировать амплитудно-частотный спектр колебаний лопаток осевого компрессора, включая вынужденные и самовозбуждающиеся вибрации (флаттер, автоколебания).

Литература

1. Bakhle, M.A. Time domain flutter analysis of cascades using a full - potential solver [Текст] / M.A. Bakhle, T.S.R. Reddy and T.G. Keith // J. AIAA.- 1992.-30, N1.- P.163-172.
2. Bolcs A. Aeroelasticity in Turbomachines - Comparison of Theoretical and Experimental Cascade Results [Текст] / A. Bolcs, T.H. Fransson// Communication du LTAT-EPFL, Lausanne, Switzerland. - 1986. - 13. - 174p.
3. Moyroud F. A Modal Coupling for Fluid and Structure Analysis of Turbomachine Flutter. Application to a Fan Stage [Текст] / F. Moyroud, G. Jacquet-Richardet and T.H. Fransson // ASME Paper 96-GT-335.- 1996.-P. 1-19.
4. Chew, J.W. Part-speed flutter analysis of a wide - chord fan blade [Текст] / J.W. Chew, J.G. Marshall, M. Vandati and M. Imregun// In: Fransson T.H. (Ed.). Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines. Kluwer Academic Publishers, Dordrecht.- 1998.-P.707-724.
5. Gnesin V.I. A coupled fluid-structure analysis for 3-D flutter in turbomachines [Текст] / V.I. Gnesin, R. Rzakowski, and L. Kolodyazhnaya // ASME J. 2000- GT-380, International Gas Turbine and Aeroengine Congress, Munich, Germany.- 2000.- 8p.
6. Гнесин В.И. Численный анализ влияния статора и ротора на нестационарные нагрузки и режимы колебаний лопаток [Текст] / В.И. Гнесин, Л.В. Колодяжная // Вестник НТУ ХПИ, Энергетические и теплотехнические процессы и оборудование.- 2009.- No3.- С. 23-32.
7. Gnesin V.I. A numerical modelling of stator- rotor interaction in a turbine stage with oscillating blades [Текст] / V.I. Gnesin, L.V. Kolodyazhnaya and R. Rzakowski // J. of Fluid and Structure.-2004.- No 19, P. 1141-1153.