

УДК 621.165

В.И. ГНЕСИН, д-р техн. наук; проф. ИПМаш НАН Украины; Харьков;
Л.В. КОЛОДЯЖНАЯ, д-р техн. наук; проф. ИПМаш НАН Украины; Харьков;
А.А. КОЛЕСНИК, вед. инженер ИПМаш НАНУ; Харьков

ВЛИЯНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ОКРУЖНОГО РАСПОЛОЖЕНИЯ СТАТОРОВ НА АЭРОУПРУГОЕ ПОВЕДЕНИЕ ЛОПАТОЧНОГО ВЕНЦА В ПОЛУТОРНОЙ КОМПРЕССОРНОЙ СТУПЕНИ

Представлены результаты численного анализа аэроупругого поведения вибрирующего лопаточного венца компрессорной ступени в трехмерном потоке идеального газа с учетом аэродинамического взаимодействия статор0 – ротор – статор1. Численный метод основан на решении связанной задачи нестационарной аэродинамики и упругих колебаний лопаток для нестационарного пространственного потока газа через взаимно движущиеся лопаточные венцы полуторной ступени осевого компрессора. Показано, что относительное окружное расположение двух статоров влияет на нестационарные нагрузки и режимы колебаний лопаток.

Ключевые слова: лопаточный венец, компрессорная ступень, идеальный газ, численный анализ, аэродинамическая сила.

Введение

Аэродинамическое взаимодействие лопаточных венцов в многоступенчатой турбомашине приводит к возникновению высоких нестационарных аэродинамических нагрузок, которые, в свою очередь, существенно влияют на аэроупругое поведение лопаток. Проблема прогнозирования аэроупругого поведения лопаток и аэроупругой неустойчивости (флаттер, резонансные колебания) приобретает особую важность при разработке высоконагруженных компрессорных и вентиляторных венцов.

На нестационарность аэродинамических полей в многоступенчатой турбомашине существенное влияние оказывает взаимодействие волн возмущений, распространяющихся вверх и вниз по потоку относительно вращающегося лопаточного венца. Очевидно, что одним из способов влияния на взаимодействие волн и соответственно на уровень нестационарных явлений является изменение относительного окружного расположения статоров смежных ступеней.

Экспериментальному и расчетному исследованию влияния относительного окружного расположения статоров смежных ступеней на интегральные аэродинамические характеристики турбин высокого и низкого давления посвящены работы [1÷6]. Эта проблема является также актуальной для осевых компрессоров. Подробный обзор влияния относительного расположения двух статоров на аэродинамические характеристики осевых компрессоров приведен в работах [7, 8].

Следует отметить, что практически все работы посвящены исследованию аэродинамических эффектов в полуторной ступени без учета обратной связи колеблющихся лопаток на поток, за исключением [9], в которой рассматривались аэромеханические аспекты полуторной ступени трансзвуковой турбины. Однако при таком подходе не могут быть исследованы самовозбуждающиеся колебания лопаток (автоколебания, флаттер), которые характеризуются непрерывным обменом энергией между потоком и лопатками и поэтому не могут быть изучены в рамках раздельно рассматриваемых физических сред.

В последнее время развиты новые подходы для исследования

самовозбуджаючихся колибаний ізолированного лопаточного венца [10] или лопаточного венца ступени осевой турбины [11], основанные на последовательном интегрировании во времени уравнений движения газа и колибаний лопаток с обменом информацией на каждой итерации.

Целью данной работы является численный анализ аэроупругого поведения вибрирующего лопаточного венца осевой компрессорной ступени в трехмерном потоке идеального газа с учетом аэродинамического взаимодействия.

Постановка задачи

Трехмерный трансзвуковой поток невязкого нетеплопроводного газа через полуторную ступень осевого компрессора рассматривается в физической области (рис. 1), включающей статор 0 (СТ0), рабочее колесо (ротор), вращающееся с постоянной угловой скоростью, статор 1 (СТ1) и описывается полной системой нестационарных уравнений Эйлера, представленной в интегральной форме законов сохранения [11]. Цифрами на рис. 1 обозначены исходные сечения, формирующие лопатки ротора и двух статоров (рис. 2).

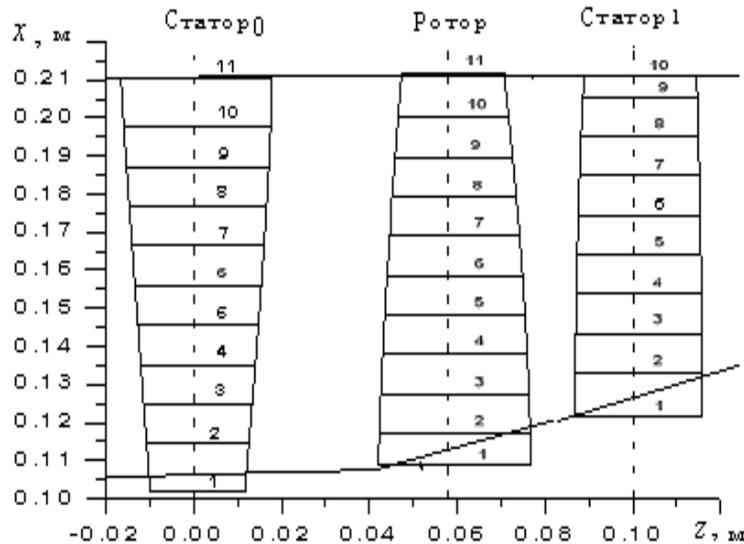


Рис. 1 – Расчетная область

Учитывая неперпериодичность потока в окружном направлении, следует в расчетную область включать все лопатки СТ0, ротора и СТ1. Расчетная область содержит три подобласти, имеющие общие зоны в осевых зазорах. В каждой из подобластей геометрические и аэродинамические характеристики ротора и статоров описываются в относительной или абсолютной системах координат, жестко связанных с ротором или статором соответственно.

Разностная сетка разбивается на $(k_1 + k_2 + k_3)$ – сегментов, где k_1, k_2, k_3 – взаимно простые натуральные числа, пропорциональные числам лопаток СТ0, ротора и СТ1 ($k_1 : k_2 : k_3 = z_{СТ0} : z_{рот} : z_{СТ1}$). Каждый сегмент включает одну лопатку и имеет протяженность в окружном направлении, равную шагу статора или ротора. Вся расчетная область имеет угловую протяженность в окружном направлении:

$$T = \frac{2\pi}{(z_{CT0} + z_{рот} + z_{CT1})} \cdot (k_1 + k_2 + k_3).$$

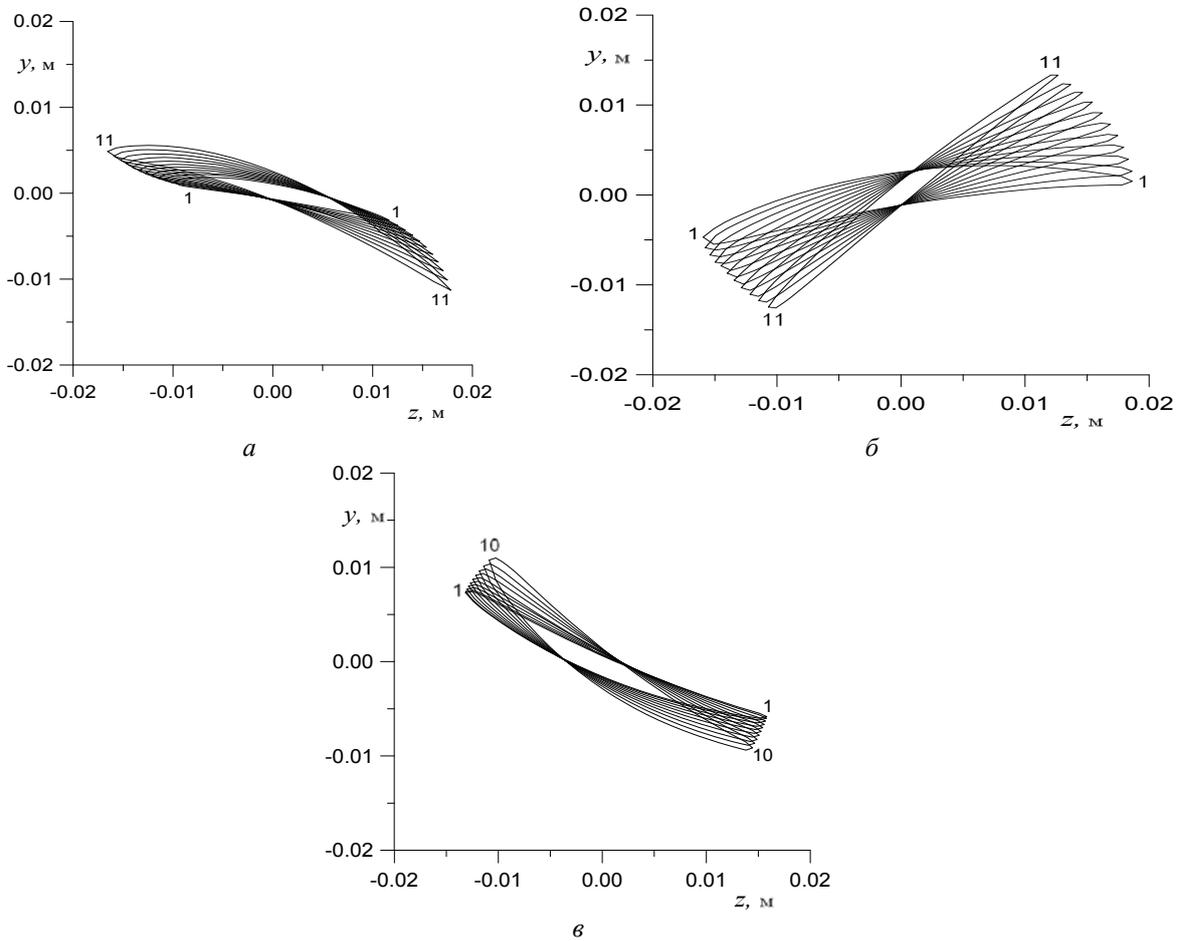


Рис. 2 – Тангенциальные сечения: а – СТ0; б – ротор; в – СТ1

Очевидно, что в каждый момент времени структура потока в компрессорной ступени характеризуется периодичностью на угловом шаге T .

Каждый из сегментов расчетной области дискретизируется с использованием гибридной H - O разностной сетки для каждого из каналов ротора или статора. На рис. 3 показаны фрагменты разностной сетки в тангенциальной плоскости на среднем радиусе. При этом разностная сетка в каналах статора и внешняя H -сетка в канале ротора остаются недеформированными в течение всего расчета, а внутренняя O -сетка в канале ротора перестраивается на каждой итерации по заданному алгоритму в соответствии с перемещением колеблющейся лопатки.

Для численного интегрирования исходных уравнений применяется разностная схема Годунова-Колгана 2-го порядка точности по координатам и времени, обобщенная на случай произвольной пространственной деформируемой разностной сетки [11].

Постановка граничных условий основана на одномерной теории характеристик. В общем случае, когда осевая скорость потока является дозвуковой, в качестве граничных условий принимаются:

– на входе – давление и температура заторможенного потока, меридиональный и тангенциальный углы потока;

– на выходе – статическое давление.

Граничные условия дополняются соотношениями на характеристиках во входном и выходном сечениях расчетной области [11].

Динамическая модель колеблющейся лопатки описывается с использованием модального подхода [10, 11].

Численный анализ

Численный анализ проведен для полуторной компрессорной ступени, состоящей из 42 лопаток СТ0, 28 лопаток ротора и 35 лопаток СТ1. Таким образом, расчетная область (зона периодичности) включает 6×4×5 лопаток СТ0, ротора и СТ1 соответственно. Плотность разностной сетки в межлопаточных каналах каждого из лопаточных венцов равна 10×40×84, 10×60×78 и 10×48×74 расчетных ячеек в радиальном, окружном и осевом направлениях в каналах СТ0, ротора и СТ1 (рис. 3).

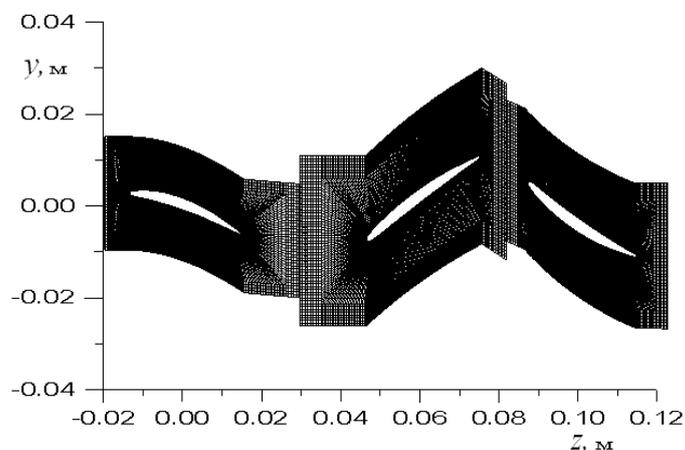


Рис.3 – Разностная Н-О сетка (тангенциальное сечение)

При расчете колебаний лопаток ротора учитывались первые 5 собственных форм колебаний. Собственные частоты для каждой из собственных форм приведены в таблице 1.

Таблица 1

Собственная форма	Собственные частоты				
	1	2	3	4	5
Частота ν , Гц	540	1620	2160	3240	4320

В данной работе приведены результаты численного анализа нестационарных аэродинамических характеристик полуторной компрессорной ступени для двух вариантов при различных относительных окружных расположениях СТ0 и СТ1:

- вариант А – исходное расположение, как показано на рис. 3;
- вариант Б – СТ0 сдвинут в направлении вращения ротора на $\frac{1}{3}$ шага СТ1.

Граничные условия для всех вариантов приняты:

- на входе в статор СТ1: $p_0 = 101000$ Па ; $T_0 = 288$ К ;

– на выходе за статором СТ1 – статическое давление меняется вдоль радиуса $p_2 = 93000 \div 96000$ Па ;

– число оборотов ротора $n = 15400$ мин⁻¹.

Осредненные по времени значения нестационарных аэродинамических нагрузок (окружная сила F_y , осевая сила F_z и момент M относительно центра тяжести лопатки), действующих на периферийный слой рабочей лопатки ($\frac{1}{10}$ длины лопатки), и деформации периферийного сечения (перемещения: в окружном направлении h_y , в осевом h_z и угол поворота ϕ) представлены в таблице 2.

Таблица 2

Осредненные значения аэродинамических нагрузок и перемещений в периферийном сечении

Вариант	Аэродинамические нагрузки			Перемещения		
	F_y , Н	F_z , Н	M , Нм	h_y , мм	h_z , мм	ϕ , градус
А	-7,21	-7,47	-0,051	-0,135	-0,127	-0,070
Б	-7,57	-7,89	-0,057	-0,139	-0,131	-0,073

Как видно из табл. 2, осредненные значения аэродинамических нагрузок и деформаций рабочей лопатки практически не зависят от относительного расположения двух статоров.

На рис.4÷5 представлены графики нестационарных аэродинамических нагрузок, действующих на периферийный слой рабочей лопатки в течение шести полных оборотов ротора, а также их амплитудно-частотные спектры.

Для анализа нестационарных характеристик использовано преобразование Фурье [10].

В данном расчете частота вращения ротора $\nu_{\text{рот}} = 256$ Гц ($n = 15400$ мин⁻¹); время шести оборотов ротора 0,0234 с; частота 1-й гармоники в преобразовании Фурье 42,67 Гц.

Как видно из графиков, основной вклад в нестационарные составляющие аэродинамических нагрузок вносят две гармоники, соответствующие двум бегущим волнам, распространяющимся вверх по потоку с частотой $\nu_{\text{рот}} \times z_{\text{СТ1}} = 256 \times 35 = 8960$ Гц и вниз по потоку с частотой $\nu_{\text{рот}} \times z_{\text{СТ0}} = 256 \times 42 = 10752$ Гц, где $z_{\text{СТ0}}$ и $z_{\text{СТ1}}$ – числа лопаток первого и второго статоров. Амплитуды основных гармоник для окружной силы составляют 1÷3 % от средних значений, для осевой силы 2÷3 %, для аэродинамического момента 5÷20 %. Максимальные значения амплитуды нестационарных нагрузок для осевой и окружной сил имеют место в периферийном слое и уменьшаются к корню лопатки, в то время как амплитуды нестационарного момента принимают максимальные значения в среднем сечении и уменьшаются к корню и периферии.

Наряду с амплитудами основных гармоник ($\nu = 8460$ Гц и $\nu = 10752$ Гц) наблюдаем присутствие гармоник с кратными частотами $\nu = 16920$ Гц и $\nu = 21500$ Гц.

На рис. 6÷7 представлены колебания периферийного сечения рабочей лопатки (в окружном и осевом направлениях и угол поворота) в течение шести оборотов ротора и амплитудно-частотные спектры колебаний лопатки. Как видно из графиков, основной вклад в изгибные колебания вносят автоколебания с частотой ~380 Гц, в то время как крутильные колебания включают гармоники с частотами 380, 1080 и 1510 Гц.

Следует обратить внимание, что вынужденные колебания с частотами 8460 и 10752 Гц являются пренебрежимо малыми.

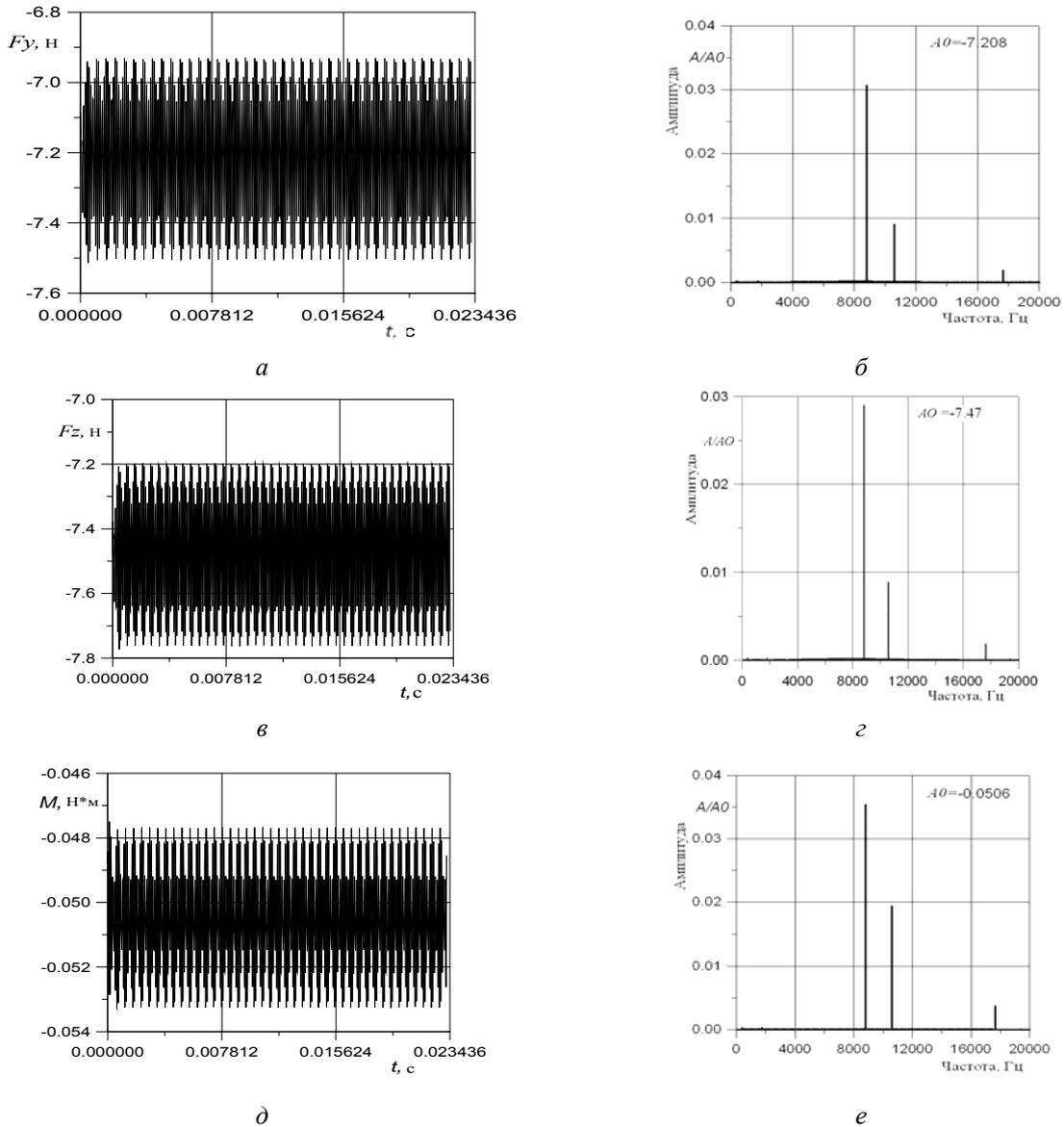


Рис. 4 – Аэродинамическая нагрузка в периферийном слое рабочей лопатки (вариант А):
a и *б* – окружная сила; *в* и *з* – осевая сила; *д* и *е* – аэродинамический момент

Как показал численный анализ, нестационарные аэродинамические нагрузки и колебания лопаток незначительно изменяются при относительном сдвиге двух статоров. Минимальный уровень амплитуд колебаний лопаток соответствует варианту А, максимальный – варианту Б.

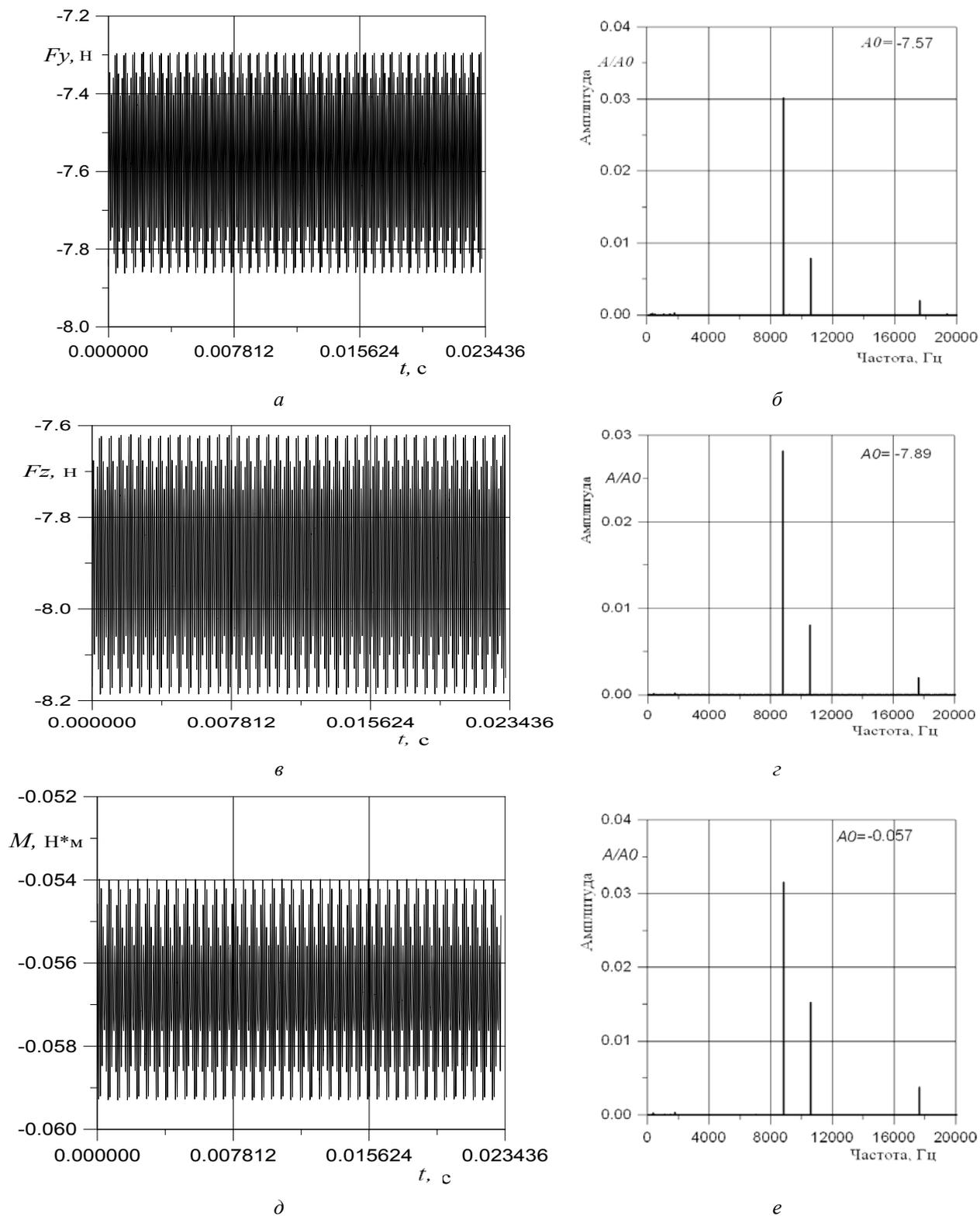
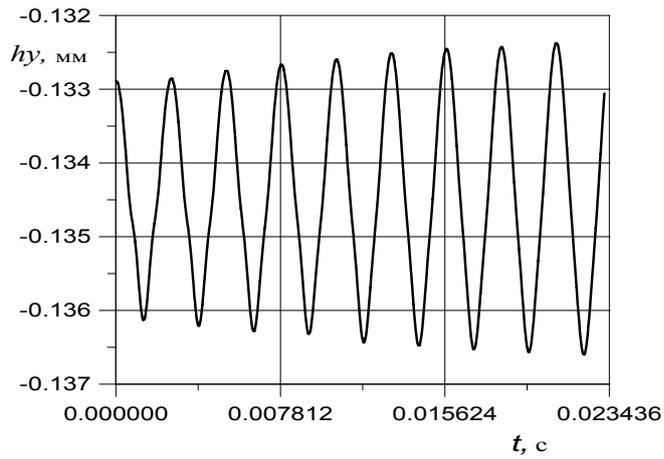
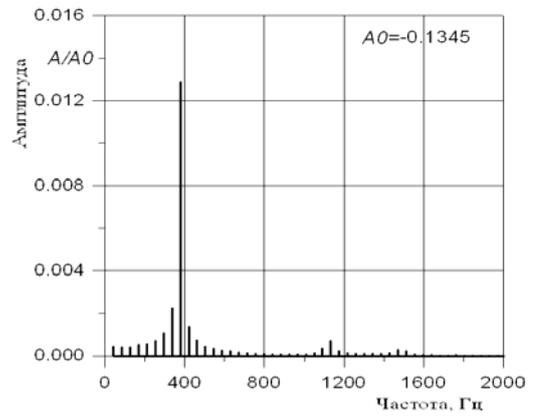


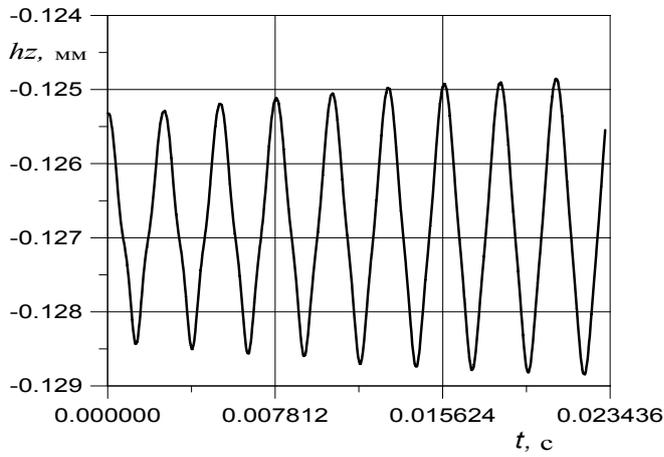
Рис.5 – Аэродинамическая нагрузка в периферийном слое рабочей лопатки (вариант Б):
a и *б* – окружная сила; *в* и *г* – осевая сила; *д* и *е* – аэродинамический момент



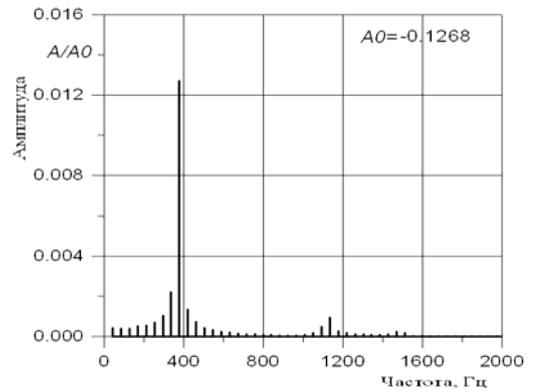
a



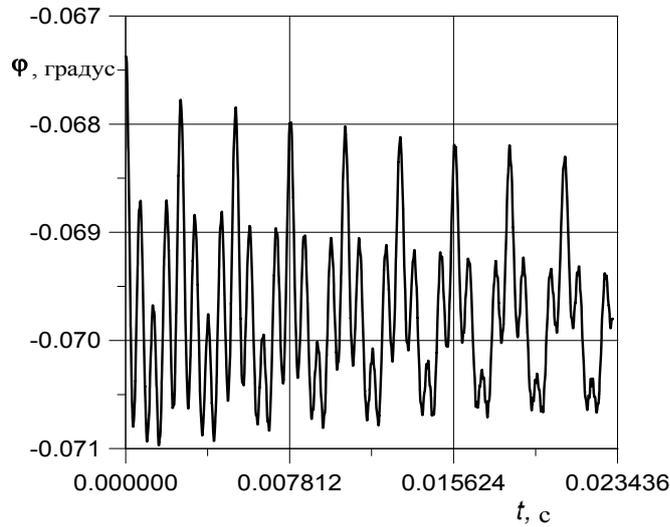
б



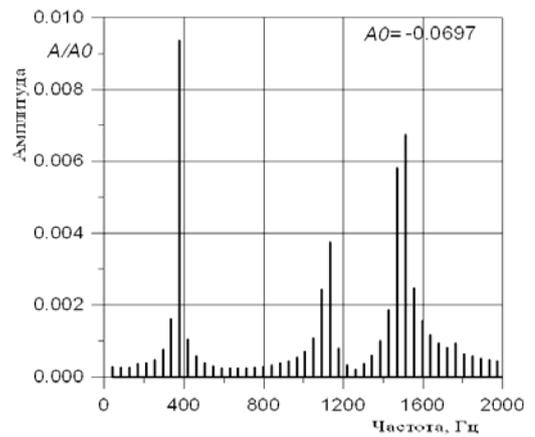
в



г

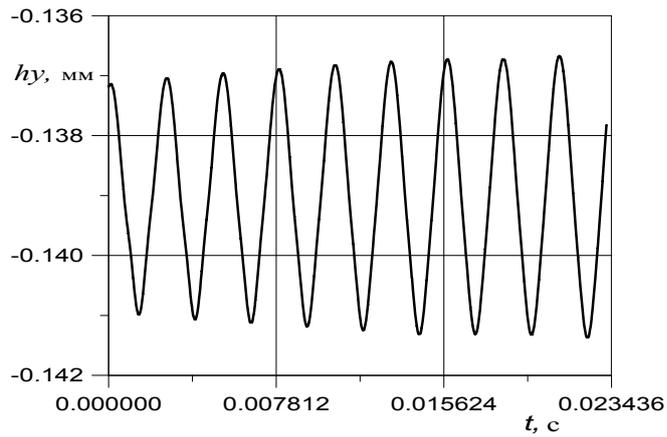


д

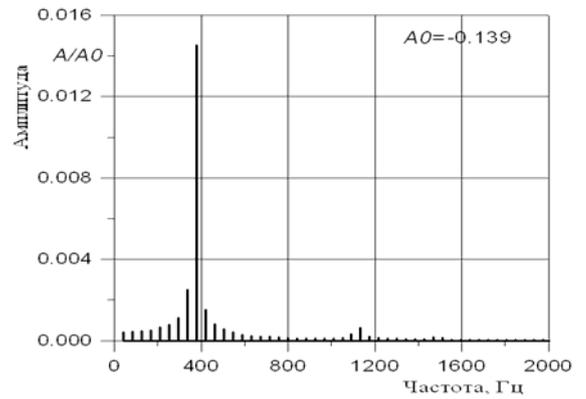


е

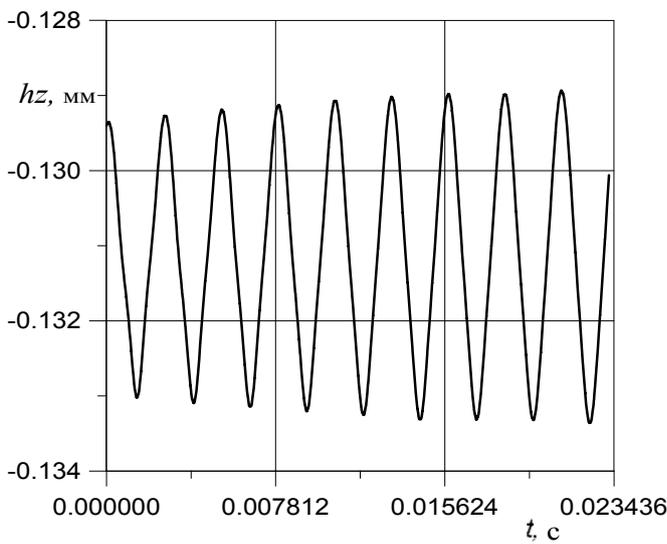
Рис. 6 – Колебания периферийного сечения рабочей лопатки (вариант А):
a и *б* – в окружном направлении; *в* и *г* – в осевом направлении; *д* и *е* – угол поворота



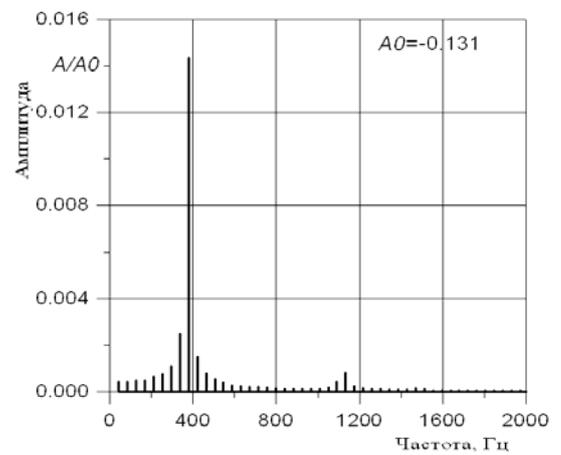
a



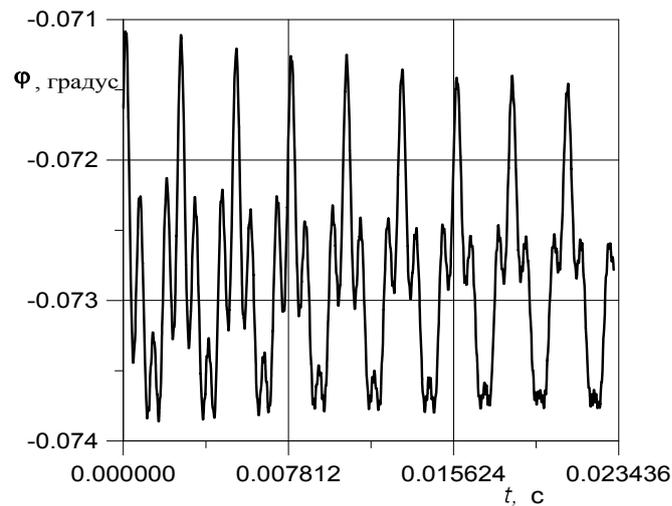
б



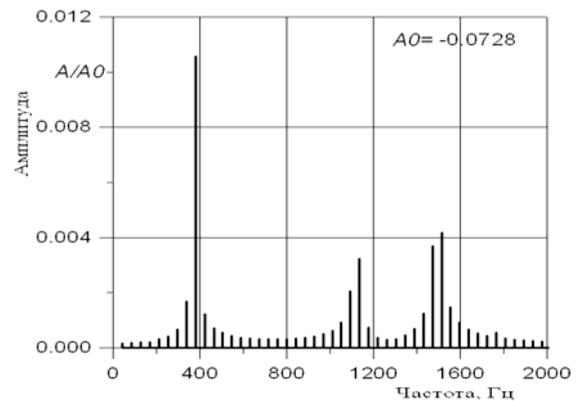
в



г



д



е

Рис.7 – Колебания периферийного сечения рабочей лопатки (вариант Б):
a и *б* – в окружном направлении; *в* и *г* – в осевом направлении; *д* и *е* – угол поворота

Выводы. Выполнен численный анализ аэроупругого поведения лопаточного венца ротора осевого компрессора в составе полуторной ступени (СТ0+ротор+СТ1).

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

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

Список литературы: 1. Huber, F. W. Performance Improvement Through Indexing of Turbine Airfoils; Part 1 – Experimental Investigation [Text] / F. W. Huber, P. D. Johnson, O. P. Sharma, J. B. Staubach and S. W. Gaddis // *ASME J. Turbomachines*. – 1996. – 118. – P. 630–635. 2. Griffin, L. W. Performance Improvement Through Indexing of Turbine Airfoils; Part 2 – Numerical Simulation [Text] / L. W. Griffin, F. W. Huber and O. P. Sharma // *ASME J. Turbomachines*. – 1996. – 118. – P. 636–642. 3. Reinmoller, U. Clocking Effects in a 1.5 – Stage Axial Turbine Steady and Unsteady Experimental Investigations Supported by Numerical Simulations [Text] / U. Reinmoller and R. Niehuis // *ASME J. Turbomachines*. – 2002. – 124. – P. 52–58. 4. Haldemann, C. W. Experimental Investigation of Vane Clocking in a One and ½ Stage High Pressure Turbine [Text] / C. W. Haldemann // *ASME J. Turbomachines*. – 2005. – 127. – P. 512–521. 5. Konig, S. Experimental Investigation of the Clocking Effect in a 1.5 – Stage Axial Turbine – Part 1: Time Averaged Results [Text] / S. Konig, B. Stoffel, M. T. Schobeiri // *ASME J. Turbomachines*. – 2009. – 131. – P. 021003-1-12. 6. Konig, S. Experimental Investigation of the Clocking Effect in a 1.5 – Stage Axial Turbine – Part 2: Unsteady Results and Boundary Layer Behaviour [Text] / S. Konig, B. Stoffel, M. T. Schobeiri // *ASME J. Turbomachines*. – 2009. – 131. – P. 021004-1-8. 7. Walker, G. J. Periodic Transition on an Axial Compressor Stator-Incidence and Clocking Effects, Part 1 and Part 2 [Text] / G. J. Walker, J. D. Hughes and W. J. Solomon // *ASME Paper No 98-GT-363 and 98-GT-364*. – 1998. 8. Dorney, D. J. Full Annulus Simulations of Airfoil Clocking in a 1.5 – Stage Axial Compressor [Text] / D. J. Dorney // *Intern. J. Turbo Jet Engines*. – 1999. – 16. – P. 149–160. 9. Li, H. D. Blade Count and Clocking Effects on Three – Bladerow Interaction in a Transonic Turbine [Text] / H. D. Li and L. He // *ASME J. Turbomachines*. – 2003. – 125. – P. 632–640. 10. Gnesin, V. I. Numerical Modelling of Aeroelastic Behaviour for Oscillating Turbine Blade Row in 3D Transonic Ideal Flow [Text] / V. I. Gnesin and L. V. Kolodyazhnaya // *J. Problems in Mash. Eng.* – 1999. – 1. – N 2. – P. 65–76. 11. Гнесин, В. И. Аэроупругое поведение последней ступени турбомашин на номинальном и частичном режимах [Текст] / В. И. Гнесин, Л. В. Колодяжная // *Пробл. машиностроения*. – 2003. – 6. – № 1. – С. 48–57.

Bibliography (transliterated): 1. Huber, F. W., et al. "Performance Improvement Through Indexing of Turbine Airfoils: Part 1 – Experimental Investigation." *ASME J. Turbomachinery* 118 (4) (1996): 630–635. Print. 2. Griffin, L. W., F. W. Huber and O. P. Sharma. "Performance Improvement Through Indexing of Turbine Airfoils: Part 2 – Numerical Simulation." *ASME J. Turbomachinery* 118 (4) (1996): 636–642. Print. 3. Reinmoller, U., and R. Niehuis. "Clocking Effects in a 1.5 – Stage Axial Turbine Steady and Unsteady Experimental Investigations Supported by Numerical Simulations." *ASME J. Turbomachinery* 124 (2002): 52–58. Print. 4. Haldemann, C. W. "Experimental Investigation of Vane Clocking in a One and ½ Stage High Pressure Turbine." *ASME J. Turbomachinery* 127 (2005): 512–521. Print. 5. Konig, S., B. Stoffel and M. T. Schobeiri. "Experimental Investigation of the Clocking Effect in a 1.5 – Stage Axial Turbine: Part 1 – Time Averaged Results." *ASME J. Turbomachinery* 131 (2009): 021003-1-12. Print. 6. Konig, S., B. Stoffel and M. T. Schobeiri. "Experimental Investigation of the Clocking Effect in a 1.5 – Stage Axial Turbine: Part 2 – Unsteady Results and Boundary Layer Behaviour." *ASME J. Turbomachinery* 131 (2009): 021004-1-8. Print. 7. Walker, G. J., J. D. Hughes and W. J. Solomon. "Periodic Transition on an Axial Compressor Stator-Incidence and Clocking Effects: Part 1 and Part 2." *ASME Paper 98-GT-363 and 98-GT-364* (1998). Print. 8. Dorney, D. J. "Full Annulus Simulations of Airfoil Clocking in a 1.5 – Stage Axial Compressor." *Intern. J. Turbo Jet Engines* 16 (1999): 149–160. Print. 9. Li, H. D., and L. He. "Blade Count and Clocking Effects on Three – Bladerow Interaction in a Transonic Turbine." *ASME J. Turbomachinery* 125 (2003): 632–640. Print. 10. Gnesin, V. I., and L. V. Kolodyazhnaya. "Numerical Modelling of Aeroelastic Behaviour for Oscillating Turbine Blade Row in 3D Transonic Ideal Flow." *J. Problems in Mash. Eng.* 1.2 (1999): 65–76. Print. 11. Gnesin, V. I., and L. V. Kolodjazhnaja "Ajerouprugoe povedenie poslednej stupeni turbomashiny na nominal'nom i chastichnom rezhimah." *Probl. Mashinostroeniya* 6.1 (2003): 48–57. Print.

Поступила (received) 12.12.2014