

УДК 621.165

В.И. ГНЕСИН, д-р техн. наук; проф. ИПМаш НАНУ, г. Харьков
Л.В. КОЛОДЯЖНАЯ, канд. техн. наук; с.н.с. ИПМаш НАНУ, г. Харьков

АЭРОУПРУГОЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ЛОПАТОЧНЫХ ВЕНЦОВ В ПЯТИСТУПЕНЧАТОМ ОСЕВОМ КОМПРЕССОРЕ В ТРЕХМЕРНОМ ПОТОКЕ ИДЕАЛЬНОГО ГАЗА

Подано результати чисельного аналізу аеропружної взаємодії лопатевих вінців п'ятиступінчатого осевого компресора у тривимірному потоці ідеального газу. Показано, що основний внесок в нестационарні навантаження вносять гармоніки з частотами, які дорівнюють добутку частоти обертання на числа лопаток сусідніх вінців, а основний внесок в коливання лопаток вносять автоколивання з частотою близькою до частоти першої власної форми.

The numerical results for aeroelastic interaction of the blade rows of five stage axial compressor in 3D ideal gas flow have been presented. There shown that the principal contribution in unsteady loads is brought by the harmonics with frequencies which are equal to the product of rotation frequency on the stator blades numbers, but principal contribution in blades oscillations is brought by autooscillations with frequency closed to the first natural frequency.

При проектировании или модернизации современных турбомашин с повышенной удельной мощностью и, соответственно, высокими аэродинамическими нагрузками чрезвычайно актуальной является проблема прогнозирования аэроупругого поведения лопаток (автоколебания, резонансные колебания, флаттер). Особую важность эта проблема приобретает при разработке высоконагруженных компрессорных и вентиляторных венцов, а также ступеней паровых и газовых турбин, работающих в нерасчетных условиях.

В настоящее время развиты подходы в исследовании аэроупругого поведения лопаточного венца турбомашин, основанные на одновременном интегрировании уравнений движения газа и колебаний лопаток [1–5].

Целью настоящей работы является численный анализ аэроупругих колебаний лопаточных венцов осевого компрессора в трехмерном потоке с учетом взаимодействия смежных ступеней.

Трехмерный трансзвуковой поток невязкого нетеплопроводного газа через отсек осевого компрессора рассматривается в физической области, включающей направляющий аппарат С0 и пять ступеней. Меридиональная проекция проточной части показана на рис. 1.

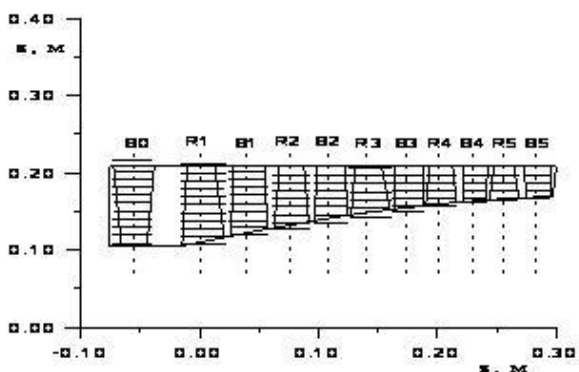


Рис. 1. Меридиональная проекция осевого компрессора

Расчетная область разделяется на 11 подобластей, каждая из которых включает один лопаточный венец, и имеющих общие зоны пересечения в осевых зазорах.

В каждый момент времени структура потока характеризуется периодичностью на минимальном угловом шаге

$$T_{\text{мин}} = \frac{2\pi (k_{C0} + k_{P1} + k_{C1} + k_{P2} + k_{C2} + k_{P3} + k_{C3} + k_{P4} + k_{C4} + k_{P5} + k_{C5})}{(z_{C0} + z_{P1} + z_{C1} + z_{P2} + z_{C2} + z_{P3} + z_{C3} + z_{P4} + z_{C4} + z_{P5} + z_{C5})},$$

где z_{C0} , z_{Pi} , z_{Ci} – числа лопаток статорных и роторных венцов ($i = 1-5$), k_{C0} , k_{Pi} , k_{Ci} – взаимно простые числа пропорциональные числам лопаток. В каждой из подобластей геометрические и аэродинамические характеристики лопаточных венцов описываются в относительной или абсолютной системах координат, жестко связанных с вращающимся или неподвижным лопаточным венцом соответственно. В этом случае расчетная область содержит $k_{C0} + k_{P1} + k_{C1} + k_{P2} + k_{C2} + k_{P3} + k_{C3} + k_{P4} + k_{C4} + k_{P5} + k_{C5}$ – сегментов, каждый из которых включает одну лопатку и имеет протяженность в окружном направлении равную шагу соответствующего лопаточного венца. Каждый из сегментов расчетной области дискретизируется с использованием гибридной $H-H$ разностной сетки. Разностные сетки в тангенциальной плоскости для периферийных сечений ротора и статора 1-ой ступени показаны на рис. 2. Следует отметить, что H -сетка для статорных сегментов и внешняя H -сетка для роторных сегментов остаются недеформируемыми в течение всего расчета, в то время как внутренняя H -сетка для роторных сегментов деформируется на каждой итерации в соответствии с колебаниями лопатки.

Трехмерный трансзвуковой поток идеального газа описывается в относительной декартовой системе координат полной нестационарной системой уравнений Эйлера, представленной в интегральной форме законов сохранения массы, импульса и энергии [4]. Принимая, что нестационарные возмущения вызваны вращением ротора в неравномерном потоке, а поток на входе и выходе расчетной области содержит лишь малые отклонения, постановка граничных условий основана на одномерной теории характеристик.

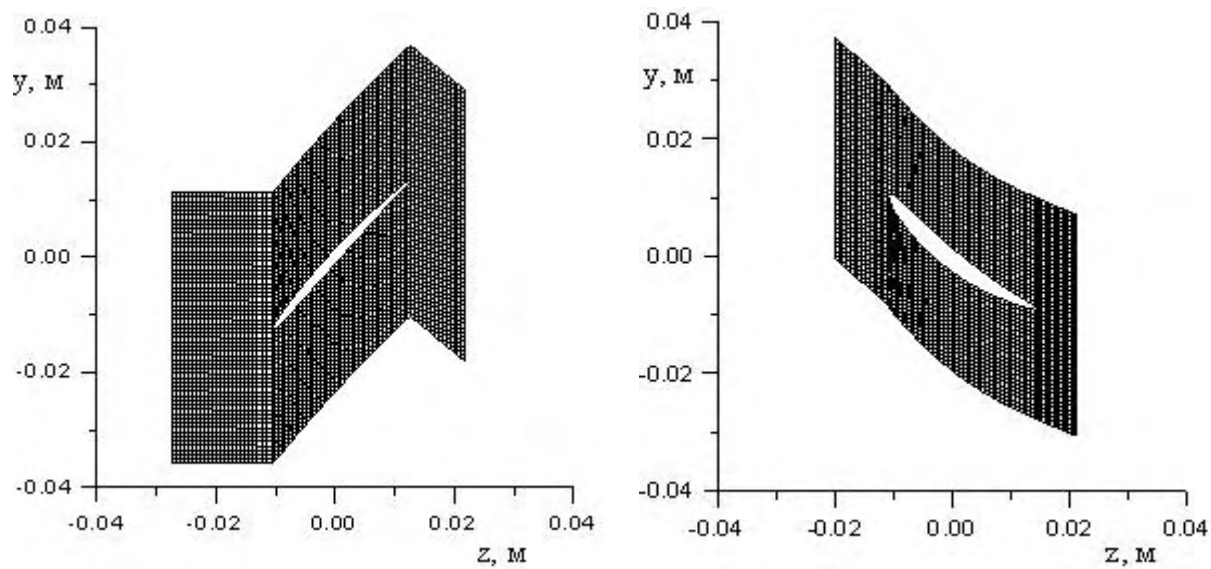
Дискретная форма уравнений Эйлера получена для произвольной пространственной деформируемой сетки с использованием разностной схемы Годунова-Колгана со 2-м порядком аппроксимации по координатам и времени [4].

Динамическая модель колеблющейся лопатки с использованием модального подхода приведена к системе обыкновенных дифференциальных уравнений относительно модальных коэффициентов собственных форм [4]. Перемещения и скорость лопатки, полученные из решения динамической задачи, на каждой итерации используются в качестве граничных условий в аэродинамической задаче.

Численное исследование выполнено для осевого компрессора, включающего направляющий аппарат и пять ступеней при номинальном режиме работы:

- число оборотов ротора $n = 15360$ об/мин;
- полное давление в абсолютной системе координат на входе в компрессор $p_0 = 101000$ Па;
- полная температура в абсолютной системе координат на входе $T_0 = 288$ °К;
- углы потока на входе в радиальном и окружном направлениях заданы;
- статическое давление на выходе за 5-ым статором $p_2 = 260000$ Па.

Числа лопаток статорных и роторных венцов: $z_{C0} = 42$, $z_{P1} = 28$, $z_{C1} = 35$, $z_{P2} = 42$, $z_{C2} = 42$, $z_{P3} = 42$, $z_{C3} = 56$, $z_{P4} = 42$, $z_{C4} = 56$, $z_{P5} = 56$, $z_{C5} = 56$. Таким образом, разностная сетка содержит $k_{C0} + k_{P1} + k_{C1} + k_{P2} + k_{C2} + k_{P3} + k_{C3} + k_{P4} + k_{C4} + k_{P5} + k_{C5} = 6 + 4 + 5 + 6 + 6 + 6 + 8 + 6 + 8 + 8 + 8 = 71$ сегмент, а угловая протяженность зоны периодичности (расчетной области) равна $T = 2\pi/7$.



а) – в канале ротора (P1); б) – в канале статора (C1)
Рис. 2. Разностная сетка

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 , Гц ротор 1	540	1620	2160	3240	4320
ν , Гц ротор 2	670	2010	2680	4020	6030
ν , Гц ротор 3	1200	3600	4800	7200	8400
ν , Гц ротор 4	1150	3450	4600	8050	9200
ν , Гц ротор 5	1380	4140	5520	9660	11040

На первом этапе выполнен расчет 3-х мерного нестационарного потока через компрессор без учета колебаний лопаток в течение одного оборота ротора, на втором этапе – с учетом колебаний лопаток под действием мгновенных аэродинамических нагрузок в течение восьми оборотов ротора.

На рис. 3 представлены графики осредненных по времени распределений статического давления по радиусу в осевых зазорах за роторными венцами (штриховые линии) и за статорными венцами (сплошные линии).

Ниже представлены результаты численного исследования нестационарных аэродинамических нагрузок, действующих на рабочие лопатки, и колебаний лопаток для режима, характеризующегося массовым расходом 20,1 кг/сек и степенью повышения давления $\pi_k = 2,2$.

Анализ нестационарных характеристик проведен с использованием разложения в ряды Фурье

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

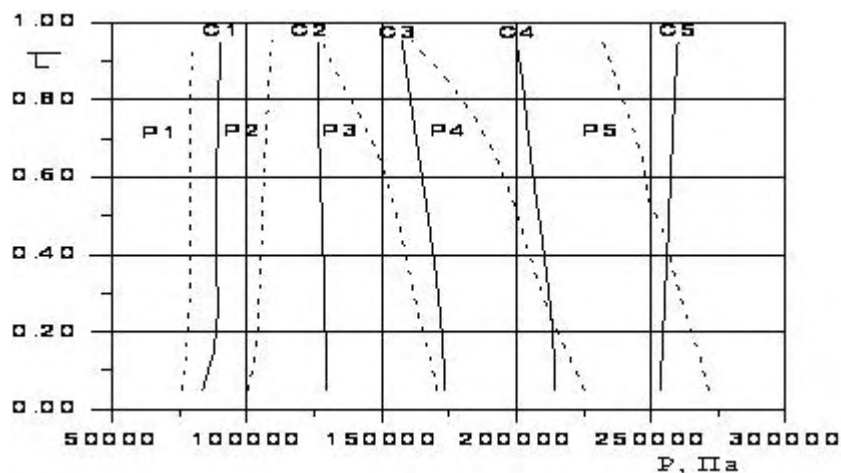


Рис. 3. Распределение статического давления по радиусу в осевых зазорах за роторными и статорными венцами

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

Так как частота вращения ротора равна $\nu_{\text{рот}} = 256$ Гц (время одного оборота $t = 0,0039$ сек), а время расчета соответствует времени поворота ротора на 8 оборотов, первая гармоническая частота равна $\nu = \frac{\nu_{\text{рот}}}{8} = 32$ Гц.

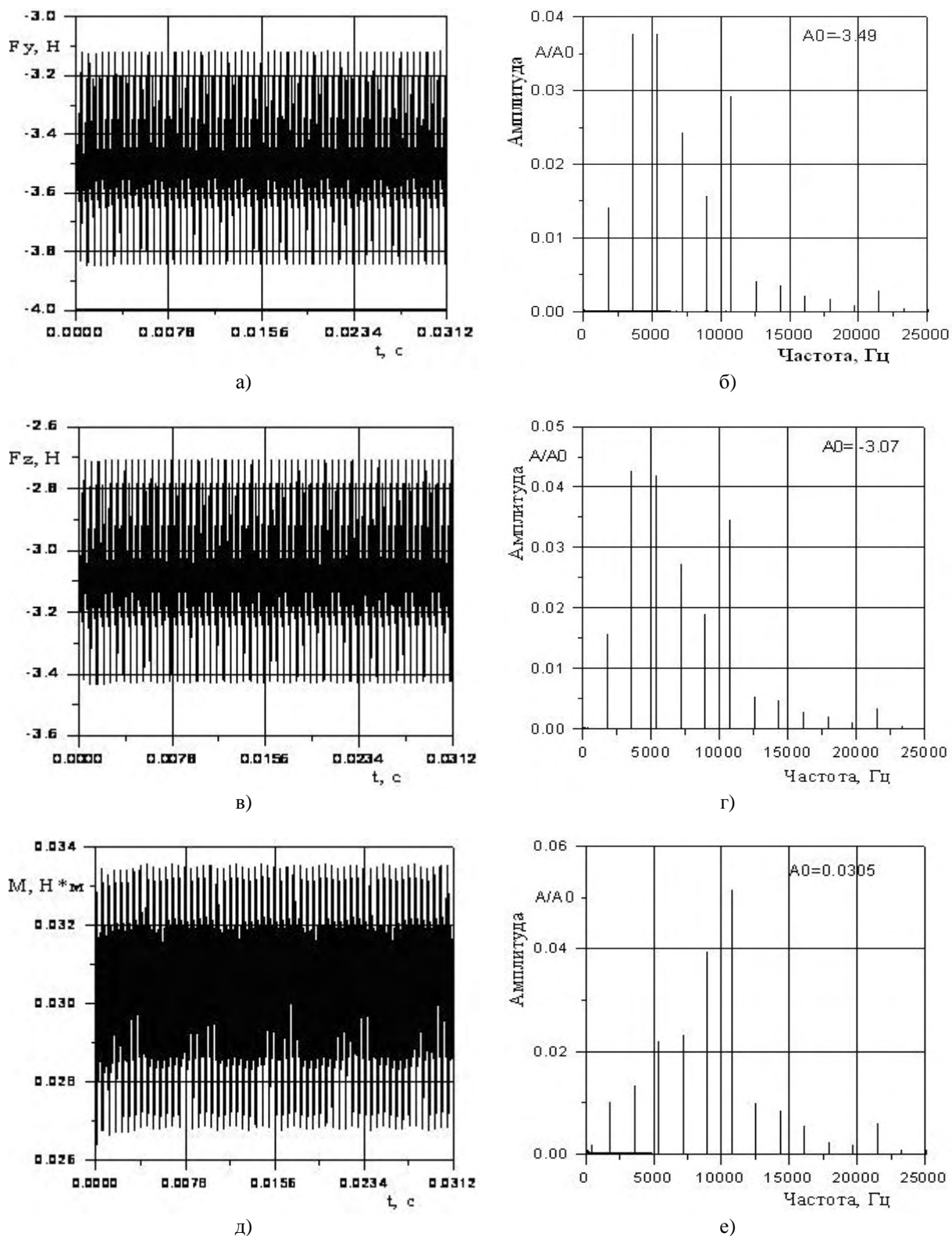
Максимальные значения нестационарных нагрузок имеют место для окружной силы в корневом сечении, для осевой силы и аэродинамического момента – в периферийном слое. Максимальные значения амплитуд нестационарных гармоник составляют $\sim (4,5-5,5)$ % для окружной и осевой нагрузок и $(20-30)$ % для аэродинамического момента.

На рисунках 4–6 приведены графики нестационарных аэродинамических нагрузок (окружная сила F_y , осевая сила F_z , аэродинамический момент M относительно центра тяжести), действующих в периферийных слоях рабочих лопаток 1-го, 3-го и 5-го роторных венцов, и их амплитудно-частотные спектры.

Как видно из графиков, нестационарные аэродинамические нагрузки включают высокочастотные гармоники, с частотами кратными частотам следования $\nu_{\text{рот}} \cdot z_{\text{стат}}$, соответствующим соседним статорным венцам (для лопаток 1-го лопаточного венца – 10752 Гц и 8960 Гц, для лопаток 3-го венца – 10750 Гц и 14336 Гц, для лопаток 5-го венца – 14356 Гц).

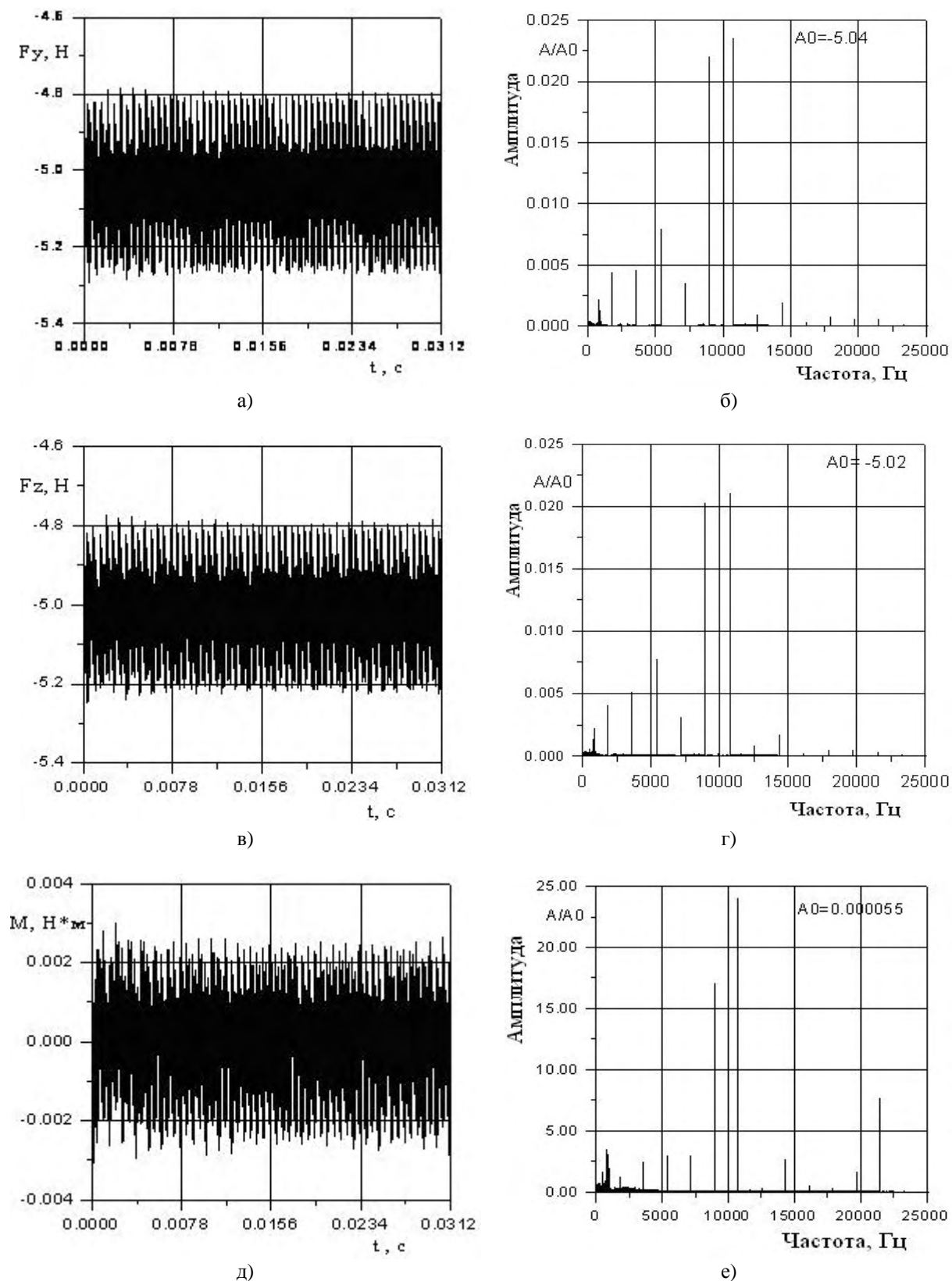
Наряду с высокочастотными возмущениями нестационарные нагрузки включают гармоники с частотами кратными частоте следования зоны периодичности (3584 Гц, 5376 Гц, 7168 Гц) и низкочастотные гармоники, вызванные колебаниями лопаток.

Колебания лопаток под действием переменных аэродинамических сил представлены в форме перемещений периферийных сечений рабочих лопаток 1-го, 3-го и 5-го лопаточных венцов. На рисунках 7–9 приведены графики перемещений периферийных сечений в окружном направлении (h_y), осевом направлении (h_z) и угол поворота вокруг центра тяжести (φ).



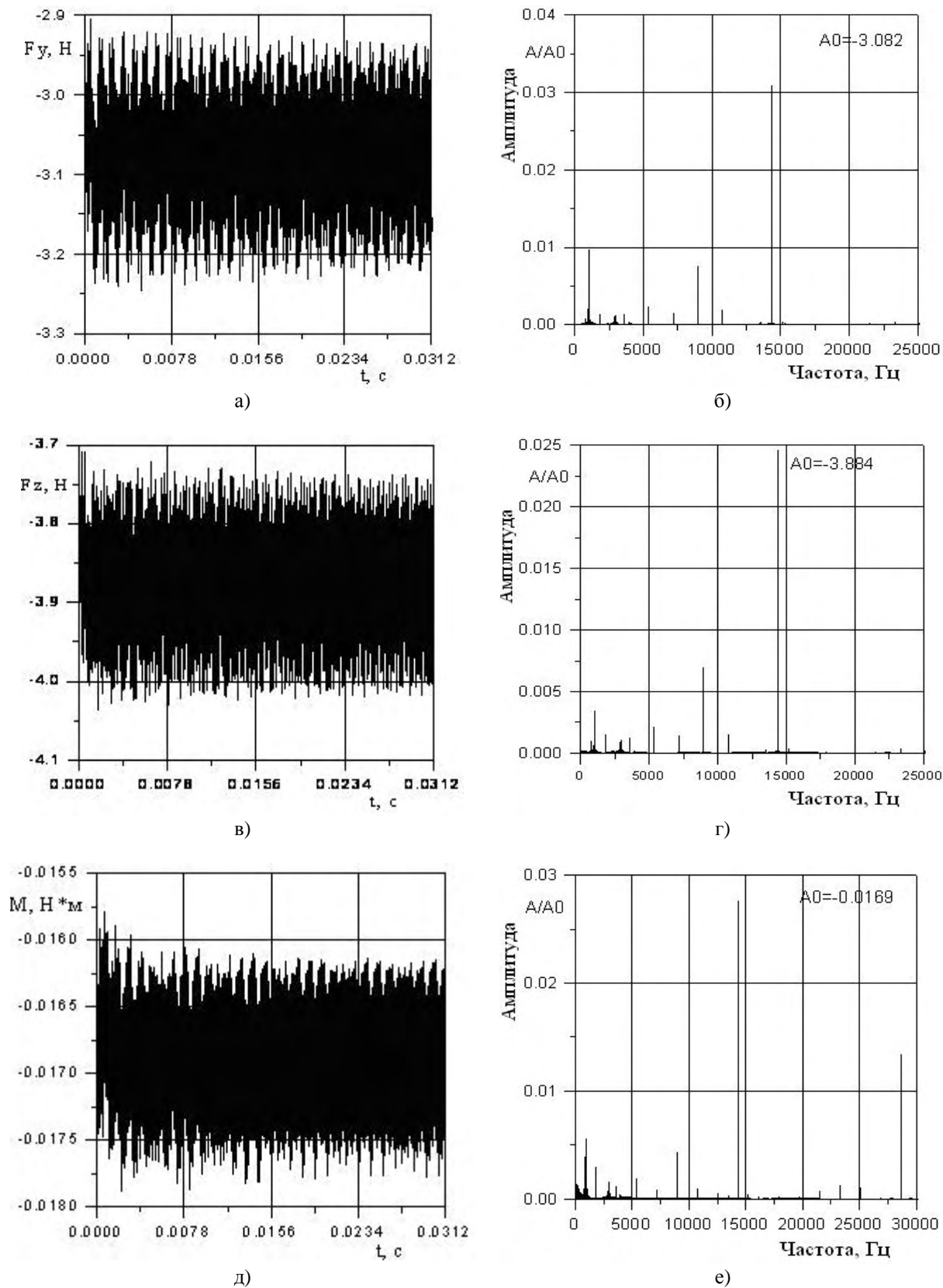
a – окружная сила; b – осевая сила; d – момент относительно центра тяжести;
 b, g, e – амплитудно-частотный спектр

Рис. 4. Изменение нестационарной силы, действующей на периферийный слой рабочей лопатки 1-го лопаточного венца



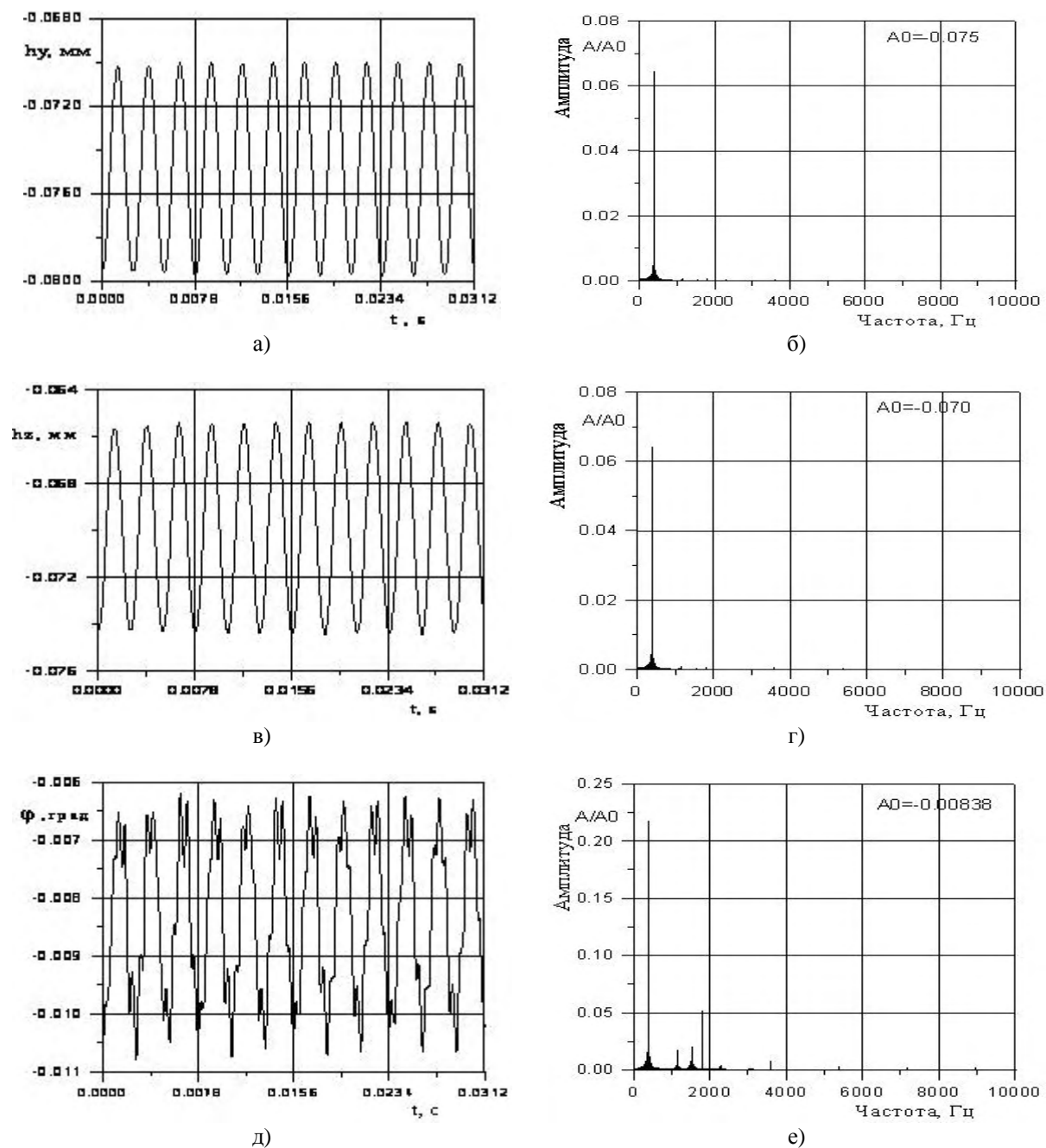
а – окружная сила; в – осевая сила; д – момент относительно центра тяжести;
б, г, е – амплитудно-частотный спектр

Рис. 5. Изменение нестационарной силы, действующей на периферийный слой рабочей лопатки 3-го лопаточного венца



а – окружная сила; в – осевая сила; д – момент относительно центра тяжести;
 б, г, е – амплитудно-частотный спектр

Рис. 6. Изменение нестационарной силы, действующей на периферийный слой рабочей лопатки 5-го лопаточного венца



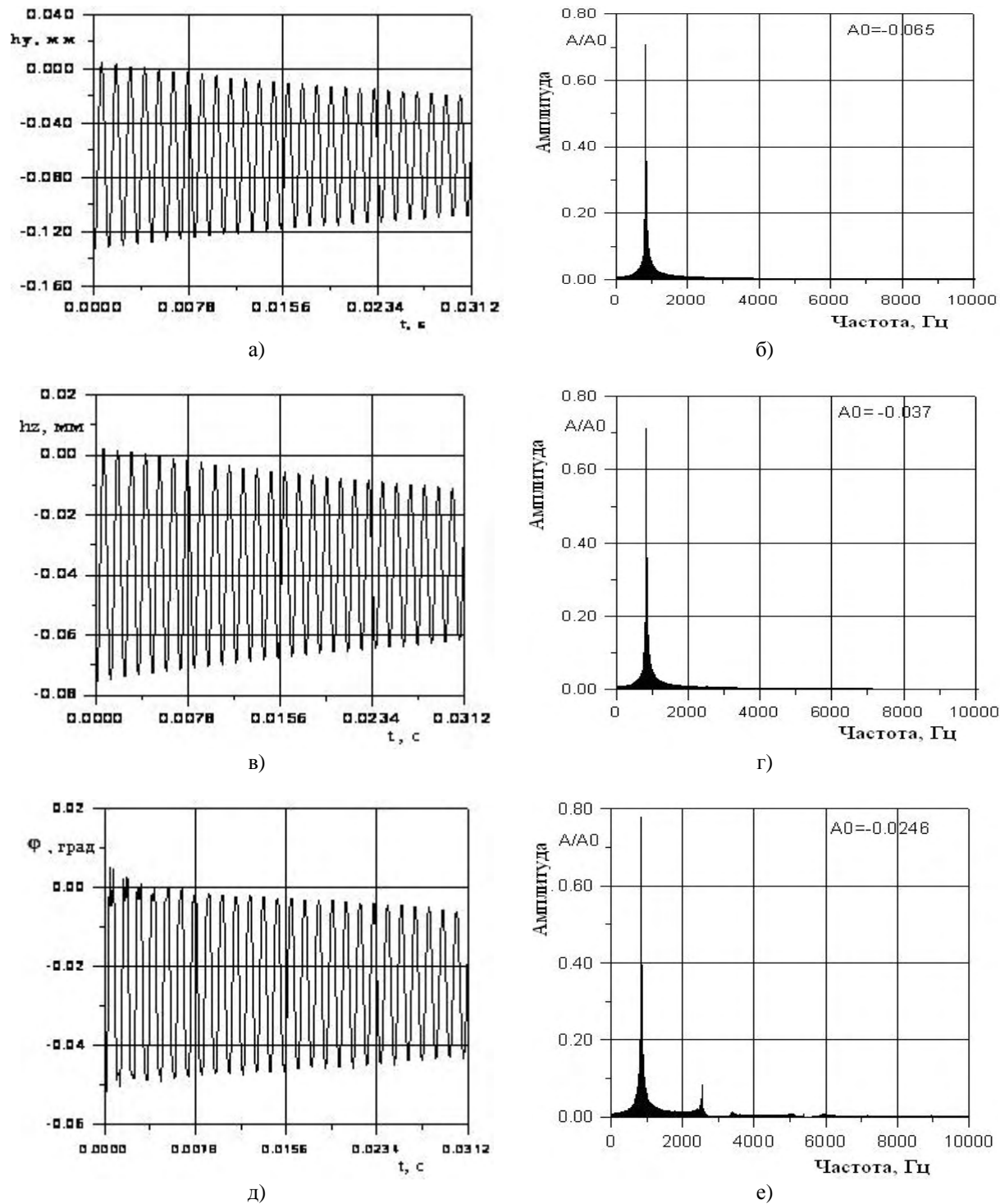
a – в окружном направлении; v – в осевом направлении; d – угол поворота вокруг центра тяжести; b, z, e – амплитудно-частотный спектр

Рис. 7. Перемещение периферийного сечения рабочей лопатки 1-го лопаточного венца

Как следует из графиков, рабочие лопатки 1-го лопаточного венца совершают устойчивые изгибные автоколебания (рис. 7а, в) с частотой близкой к собственной частоте 1-й моды (~500 Гц) и крутильные автоколебания (рис. 7д) с частотами 1-й и 3-й мод (~ 500 Гц, 1900 Гц). Низкочастотные колебания рабочих лопаток 3-го и 5-го венцов характеризуются аэродемпфированием, причем логарифмический декремент затухания колебаний $\delta = \frac{1}{n} \ln \frac{A_1}{A_n}$ (n – число циклов колебаний, A_1 и A_n – амплитуды 1-го и n -го

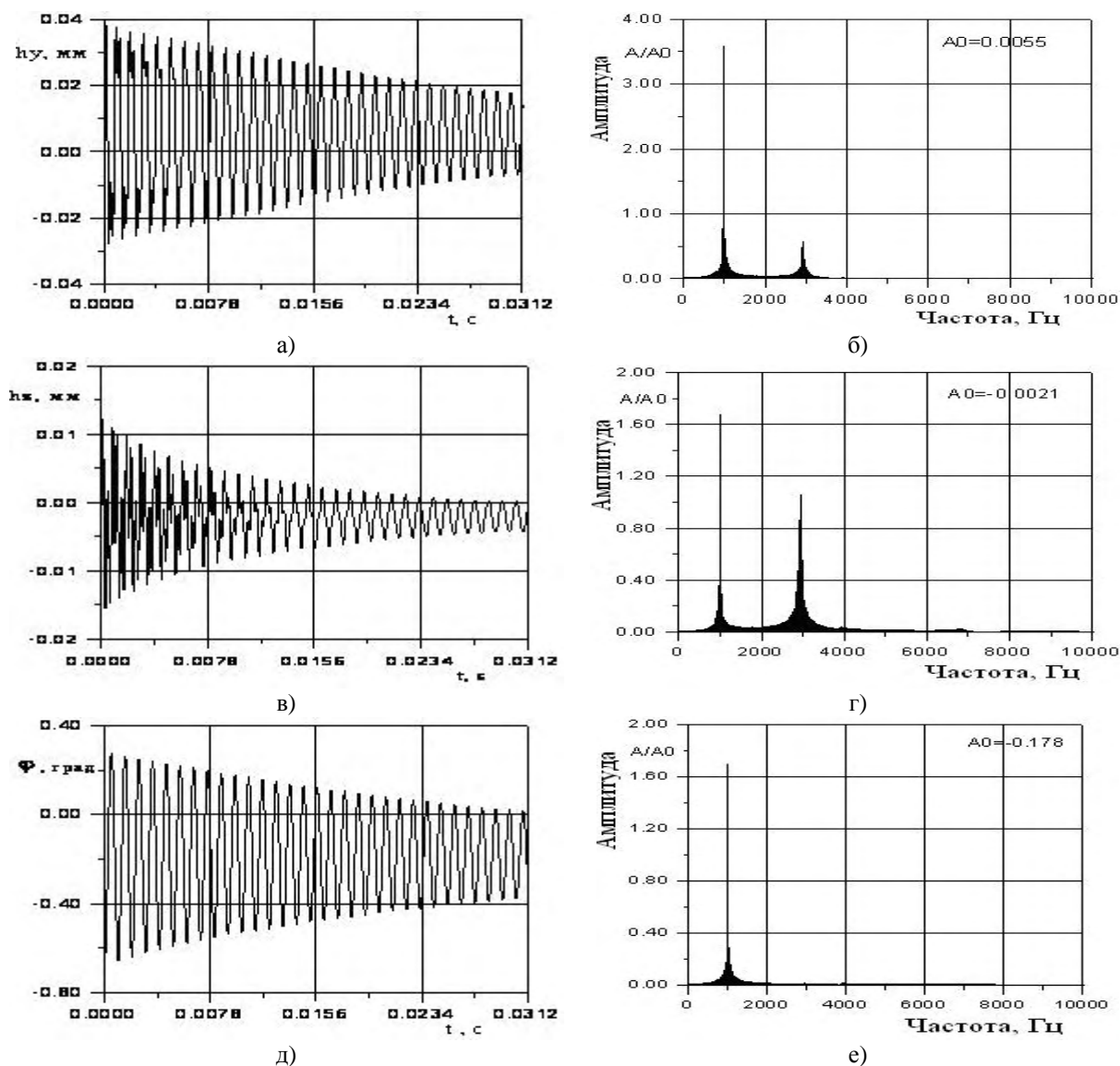
циклов) возрастает с увеличением жесткости лопатки и составляет $\delta = 0,016$ для лопаток 3-го венца и $\delta = 0,03$ для лопаток 5-го венца.

Следует отметить, что амплитуды вынужденных колебаний с высокими частотами пренебрежимо малы по сравнению с амплитудами автоколебаний.



a – в окружном направлении; *в* – в осевом направлении; *д* – угол поворота вокруг центра тяжести;
б, г, е – амплитудно-частотный спектр

Рис. 8. Перемещение периферийного сечения рабочей лопатки 3-го лопаточного венца



a – в окружном направлении; *б* – в осевом направлении; *д* – угол поворота вокруг центра тяжести;
б, г, е – амплитудно-частотный спектр

Рис. 9. Перемещение периферийного сечения рабочей лопатки 5-го лопаточного венца

Список литературы: 1. *Moyroud F.* A Modal Coupling for Fluid and Structure Analysis of Turbomachine Flutter. Application to a Fan Stage / F. Moyroud, G. Jacquet-Richardet, T.H. Fransson // ASME Paper 96-GT-335. – 1996. – P. 1-19. 2. *Chew J.W.* Part-speed flutter analysis of a wide-chord fan blade / J.W. Chew, J.G. Marshall, M. Vandati, M. Imregun // Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines. Kluwer Academic Publishers, Dordrecht. – 1998. – P. 707-724. 3. *Gnesin V.I.* A coupled fluid-structure analysis for 3-D flutter in turbomachines / V.I. Gnesin, R. Rzakowski, L. Kolodyazhnaya // ASME J. 2000-GT-380, International Gas Turbine and Aeroengine Congress, Munich, Germany. – 2000. – P. 8. 4. *Gnesin V.I.* A numerical modeling of stator-rotor interaction in turbine stage with oscillating blades / V.I. Gnesin, R. Rzakowski, L. Kolodyazhnaya. – 2004. – P. 1141-1153. 5. *Гнесин В.И.* Численное исследование аэроупругого поведения компрессорной ступени в трехмерном потоке вязкого газа / В.И. Гнесин, Л.В. Колодяжная // Энергетические и теплотехнические процессы и оборудование. Вестник НТУ «ХПИ»: Сб. науч. трудов. – Харьков: НТУ «ХПИ», 2010. – № 2. – С. 39-48.

© Гнесин В.И., Колодяжная Л.В., 2011
 Поступила в редколлегию 25.02.11