

В. В. ДОНЧЕНКО, В. И. ГНЕСИН, Л. В. КОЛОДЯЖНАЯ, И. Ф. КРАВЧЕНКО, А. В. ПЕТРОВ

ЧИСЛЕННЫЙ МЕТОД МОДЕЛИРОВАНИЯ САМОВОЗБУЖДАЮЩИХСЯ КОЛЕБАНИЙ ЛОПАТОЧНОГО ВЕНЦА ВЕНТИЛЯТОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

На основании разработанной математической модели и численного метода аэроупругого поведения лопаточного венца в транзвуковом потоке газа (связанная задача нестационарной аэродинамики и упругих колебаний лопаток) представлен численный анализ аэроупругого поведения вентиляторного лопаточного венца в трехмерном потоке идеального газа. Данный метод решения связанной задачи нестационарной аэродинамики и упругих колебаний лопаток позволит прогнозировать амплитудно-частотный спектр колебаний лопаток в трехмерном потоке идеального газа, включая вынужденные, самовозбуждающиеся колебания с целью повышения надежности лопаточных аппаратов турбомашин.

Ключевые слова: численный метод, лопаточный венец вентилятора, аэроупругое поведение, собственная частота, идеальный поток.

В. В. ДОНЧЕНКО, В. І. ГНЕСІН, Л. В. КОЛОДЯЖНА, І. Ф. КРАВЧЕНКО, О. В. ПЕТРОВ
ЧИСЕЛЬНИЙ МЕТОД МОДЕЛЮВАННЯ САМОЗБУДНИХ КОЛИВАНЬ ЛОПАТКОВОГО ВІНЦЯ ВЕНТИЛЯТОРА АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА

На підставі розробленої математичної моделі та чисельного методу аероупругої поведінки лопаткового вінця в транзвуковому потоці газу (зв'язана задача нестационарної аеродинаміки та пружних коливань лопаток) представлено чисельний аналіз аероупругої поведінки вентиляторного лопаткового вінця у тривимірній течії ідеального газу. Цей метод рішення зв'язаної задачі нестационарної аеродинаміки та пружних коливань лопаток дозволяє прогнозувати амплітудно-частотний спектр коливань лопаток в тривимірному потоці газу, включаючи вимушені коливання, самозбуджуючі коливання з метою підвищення надійності лопаткових апаратів турбомашин.

Ключові слова: чисельний метод, лопатковий вінець вентилятора, аероупруга поведінка, власна частота, ідеальна течія.

V. DONCHENKO, V. GNESIN, L. KOLODYAZHNAYA, I. KRAVCHENKO, A. PETROV
A NUMERICAL METHOD USED FOR THE SIMULATION OF SELF-EXCITED VIBRATIONS THAT ARISE IN THE AIRCRAFT ENGINE FAN BLADE RING

Aeroelastic effects that are caused by blade vibrations under the action of perturbation forces are characterized by the energy exchange between the gas flow and the vibrating blades and form the basis of the physical mechanism of self-excited vibrations that can either decay (aerodamping) or be in unstable flutter mode that can result in the structure failure in a short period of time. Based on the developed mathematical model and the numerical method of aeroelastic behavior of the blade ring in the transonic gas flow (the coupled problem of nonstationary dynamics and elastic blade vibrations) the numerical analysis of aeroelastic behavior shown by the fan blade ring in the three-dimensional ideal gas flow was performed. The three-dimensional transonic ideal gas flow is described by the complete system of Euler equations represented in the integral form of the laws of conservation of mass, pulse and energy in the relative system of Cartesian coordinates. Using a modal approach, the dynamic model of a vibrating blade was reduced to the system of ordinary differential equations in terms of the modal coefficients of eigenmodes. The values of blade displacements and its speed were derived from the solution of a dynamic problem and these values are used as boundary conditions for aerodynamic problem during each of the iteration. This method of the solution of the coupled aeroelastic problem enables the prediction of the amplitude and frequency spectra for blade vibrations in the three-dimensional ideal gas flow, including forced and self-excited vibrations in order to increase the reliability of the blade systems of turbine machines. The investigations carried out provided the data on the nonstationary loads (peripheral and axial loads and the aerodynamic moment) that have an effect on the blades and also the amplitude and frequency spectra of blade vibrations.

Key words: numerical method, fan blade ring, aeroelastic behavior, eigenfrequency and ideal flow.

Введение

Исследование аэроупругого поведения лопаток компрессоров, вентиляторов в нестационарном потоке газа является одной из наиболее важных проблем, возникающих при проектировании ГТД.

Для обеспечения надежности эксплуатации газотурбинного двигателя необходимо прогнозирование аэроупругого поведения лопаточного венца, чтобы исключить возможность проявления аэроупругой неустойчивости, такой как флаттер.

Прогнозирование самовозбуждающихся колебаний (аэродемпфирование, флаттер) – одна из наиболее сложных задач в области аэродинамики и динамики. Сложность прогнозирования данного явления обусловлена нелинейностью протекаю-

щих процессов [1].

В настоящее время развиты новые подходы к моделированию аэроупругих явлений, основанные на маршевой по времени схеме, включающей интегрирование уравнений аэродинамики и динамики упругих колебаний [2–3].

В статье рассматривается моделирование аэроупругого поведения лопаточного венца на основе разработанного численного метода и алгоритма решения связанной задачи аэродинамики нестационарного потока идеального газа и динамики колеблющихся лопаток. Данный метод решения связанной аэроупругой задачи позволяет прогнозировать амплитудно-частотный спектр колебаний лопаток в трехмерном потоке идеального газа, включая вынужденные, самовозбуждающиеся колеба-

© В. В. Донченко, В. И. Гнесин, Л. В. Колодяжная, И. Ф. Кравченко, А. В. Петров, 2019

ния с целью повышения надежности лопаточных аппаратов турбомашин [4].

Цель работы

Основная цель – повышение надежности и продление ресурса лопаточных аппаратов ГТД путем прогнозирования нестационарных аэроупругих характеристик, уменьшения нестационарных нагрузок и амплитуд колебаний лопаточных аппаратов на основе разработки нового эффективного метода решения связанной задачи аэродинамики и упругих колебаний лопаток в трехмерном потоке идеального газа [5–6].

Постановка аэроупругой задачи

Трехмерный трансзвуковой поток идеального нетеплопроводного газа через вращающийся венец вентилятора ГТД с 24 колеблющимися лопатками рассматривается в физической области (рис. 1а).

Тангенциальные проекции исходных сечений, формирующие лопатку вентилятора, приведены на рис. 1б.

На рис. 2 показаны разностные $H-H$ сетки для межлопаточного канала вентилятора в тангенциальной плоскости для корневого, среднего и периферийного сечений.

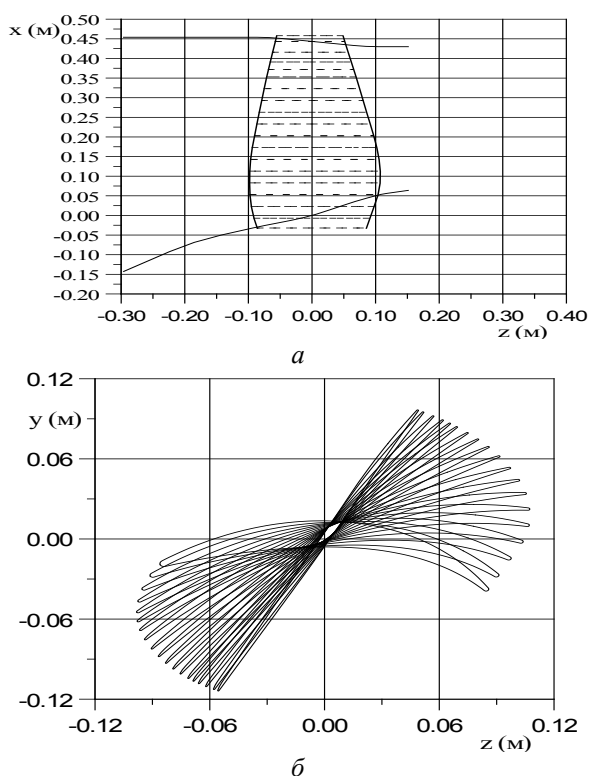


Рис. 1 – Лопаточный венец вентилятора: а – меридиональная проекция лопатки вентилятора; б – тангенциальные проекции исходных сечений рабочей лопатки

Количество тангенциальных сечений (вдоль радиуса) – 32. Количество узлов в каждом тангенциальном сечении в окружном направлении – 41, осевом направлении – 70. Таким образом, количество сеточных узлов в каждом межлопаточном канале – $32 \times 41 \times 70 = 91840$.

Постановка граничных условий на входе и выходе основана на одномерной теории характеристик [5, 6]. В общем случае, когда осевая

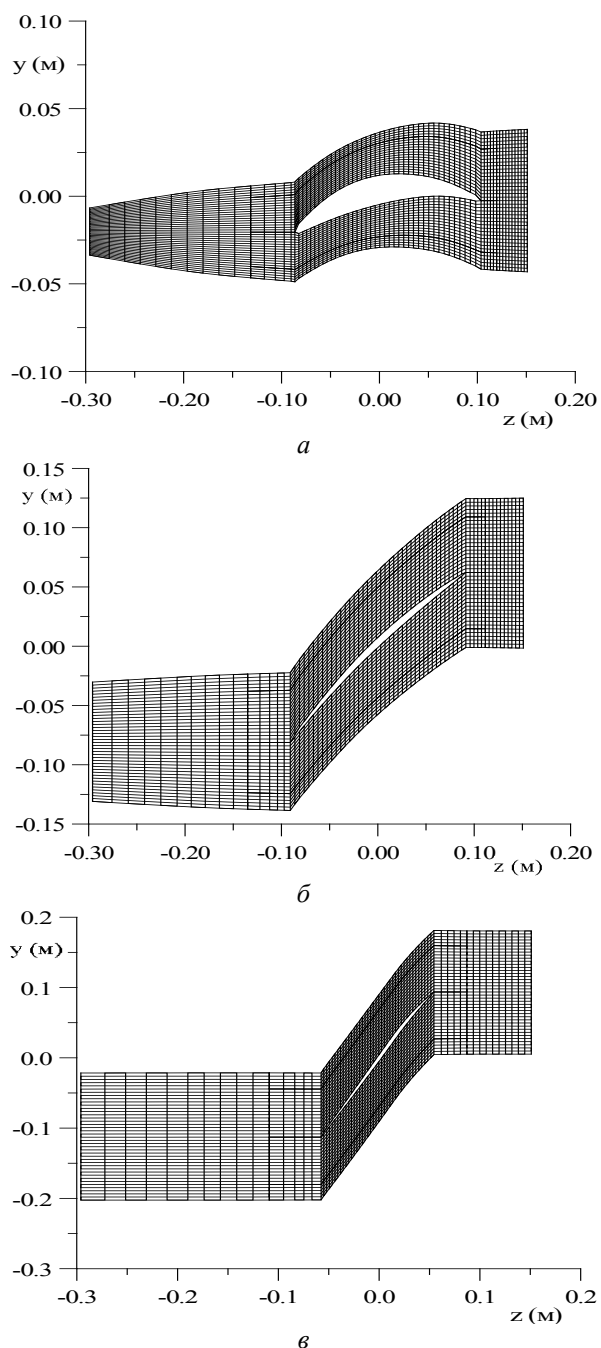


Рис. 2 – Тангенциальная разностная $H-H$ сетка а – корневое сечение; б – среднее сечение; в – периферийное сечение

скорость является дозвуковой, полная система граничных условий может быть представлена в виде:

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

– на выходе – статическое давление за лопаточным венцом.

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

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 [3].

Динамическая модель колеблющейся лопатки описывается с использованием модального подхода [4–6].

Алгоритм решения аэроупругой связанной задачи основан на последовательном по времени интегрировании уравнений газодинамики и уравнений колебаний лопаток с обменом информацией на каждой итерации [4–6].

Численный анализ

Численное исследование проведено для лопаточного венца вентилятора для режима $n = 4800$ об/мин при различных значениях МЛФУ (межлопаточный фазовый угол).

В качестве граничных условий приняты:

– переменное по радиусу давление и температура заторможенного потока перед вентилятором $P_0 = 100470$ – 100230 Па; $T_0 = 279,9$ К;

– углы потока в окружном (α) и радиальном (γ) направлениях заданы;

– переменное по радиусу статическое давление за вентилятором $P_2 = 99574$ – 120500 Па;

– число оборотов ротора $n = 4800$ об/мин.

В расчетах учитывались пять собственных форм, собственные частоты каждой из форм приведены в табл. 1.

Таблица 1 – Собственные частоты каждой из форм

Номер собственной формы	1	2	3	4	5
Частота, ν_i , Гц	106	236	411	494	640

В работе приведены результаты численного анализа нестационарных аэродинамических характеристик вентилятора ГТД. Проведены расчеты обтекания лопаточного венца при гармонических колебаниях при межлопаточных углах сдвига по фазе колебаний лопаток МЛФУ = 0° , 180° , $\pm 90^\circ$ с учетом взаимодействия пяти собственных форм.

Аэроупругая устойчивость системы «поток воздуха – лопаточный венец» без учета механического демпфирования определяется аэродинамическим коэффициентом демпфирования D , равным взятому со знаком «минус» коэффициенту работы W , совершаемой аэродинамической нагрузкой за один период колебаний [4–6]. Знак «минус» суммарной работы ($D > 0$) соответствует аэродемпфированию, знак «плюс» – самовозбуждению лопатки ($D < 0$).

Характер обмена энергией между потоком воздуха и колеблющимися лопатками показан на рис. 3, 4. На рис. 3 приведены графики изменения коэффициента аэродемпфирования по высоте лопатки для различных углов сдвига по фазе колебаний соседних лопаток МЛФУ = 0° , 180° , $\pm 90^\circ$. Как видно из графика (рис. 3) гармонические колебания по высоте лопатки характеризуются подводом энергии к лопатке.

На рис. 4 показано влияние межлопаточного угла сдвига по фазе колебаний лопаток на осредненный по длине коэффициент аэродемпфирования.

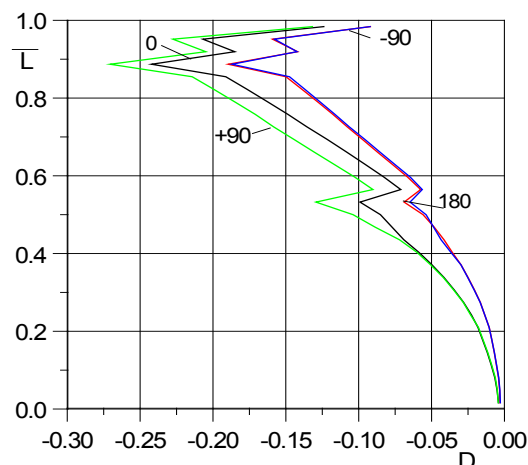


Рис. 3 – Изменение коэффициента аэродемпфирования по высоте лопатки (L –5 собственная форма)

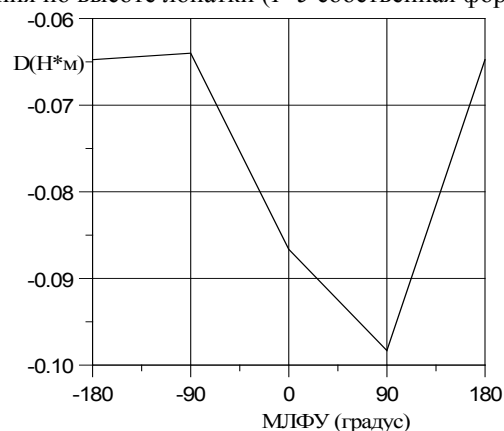


Рис. 4 – Зависимость осредненного по высоте лопатки коэффициента аэродемпфирования от МЛФУ для 1–5 собственных форм колебаний

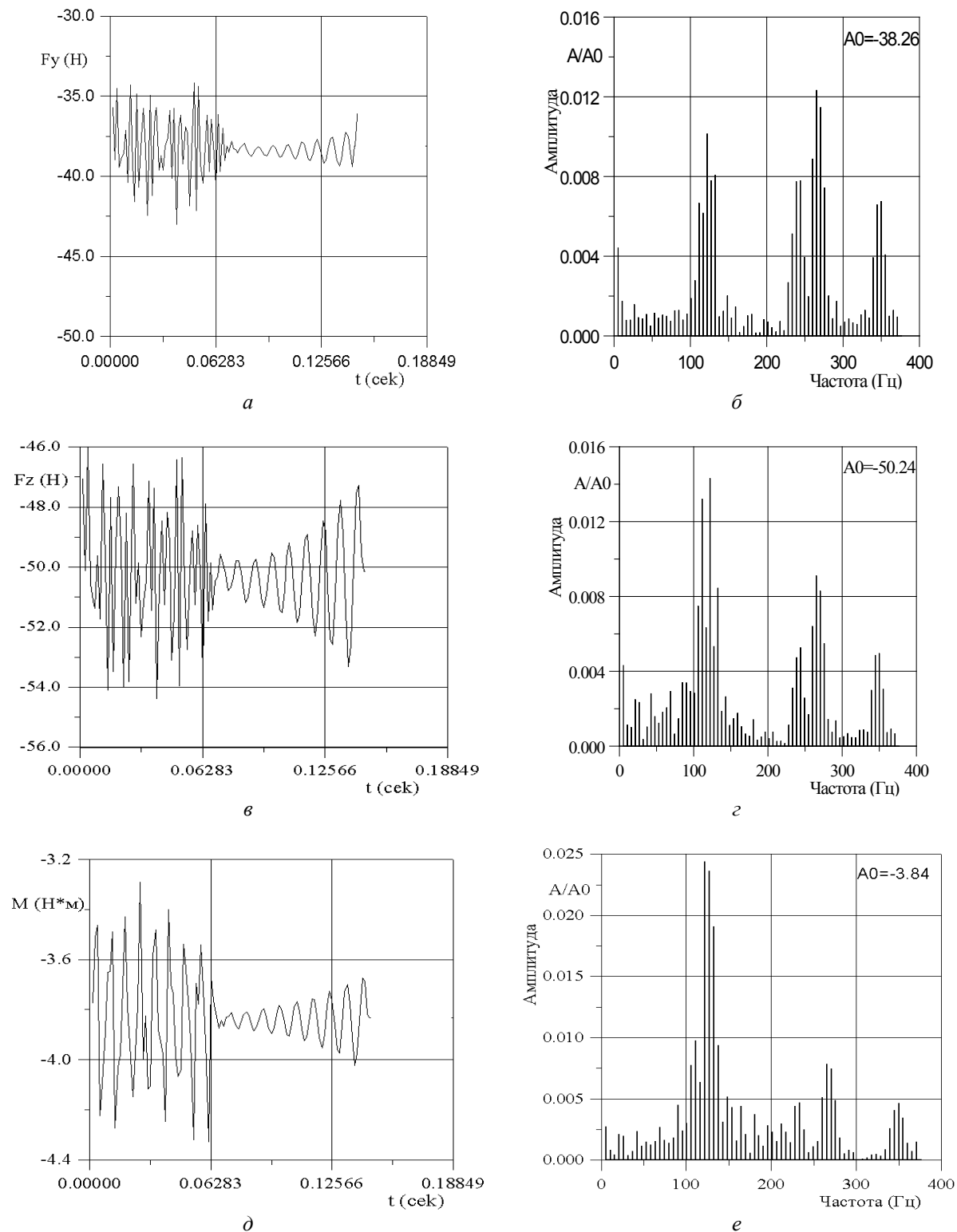


Рис. 5 – Изменение нестационарной аэродинамической силы, действующей на периферийный слой лопатки вентилятора ($MЛФУ = 90^\circ$):
 а – в окружном направлении; б – амплитудно-частотный спектр;
 в – в осевом направлении; г – амплитудно-частотный спектр;
 д – момент относительно центра тяжести; е – амплитудно-частотный спектр

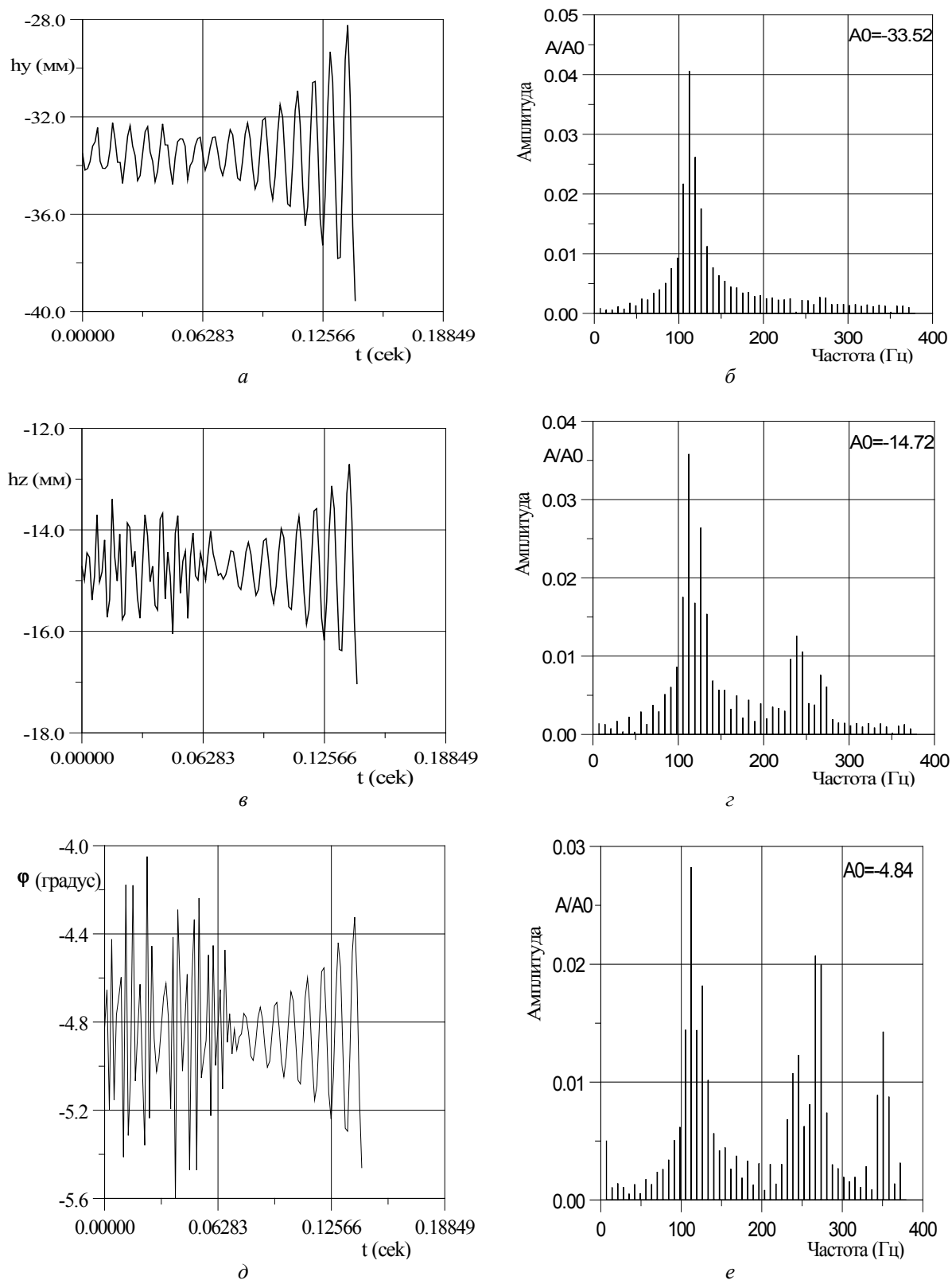


Рис. 6 – Перемещение периферийного сечения рабочей лопатки вентилятора (МЛФУ = 90°)
 а – в окружном направлении; б – амплитудно-частотный спектр;
 в – в осевом направлении; з – амплитудно-частотный спектр;
 д – угол поворота относительно центра тяжести; е – амплитудно-частотный спектр

Как видно из графиков, коэффициент аэродемпфирования $D < 0$ ($W > 0$) для всех значений МЛФУ, что соответствует подводу энергии к лопатке (возбуждение колебаний). Минимальные значения коэффициента аэродемпфирования соответствуют МЛФУ = -90° , 180° , максимальное значение (наибольшее возбуждение) соответствует МЛФУ = 90° .

На рис. 5 представлены графики нестационарных аэродинамических нагрузок (окружная, осевая и аэродинамический момент), действующих на периферийный слой рабочей лопатки в течение трех периодов, а также их амплитудно-частотные спектры (для МЛФУ = 90° , соответствующего наибольшему возбуждению).

На рис. 6 приведены графики перемещения центра тяжести периферийного сечения в окружном направлении $h\varphi$ (рис. 6a), осевом направлении hz (рис. 6b) и угол поворота относительно центра тяжести φ (рис. 6d) за 1,5 периода связанных колебаний и их амплитудно-частотные спектры для МЛФУ = $+90^\circ$.

На графиках представлены один период гармонических колебаний и связанные самовозбуждающиеся колебания. Как следует из графиков, по 1-ой собственной форме происходит возбуждение колебаний (флаттер), что приводит к росту амплитуд колебаний по всем собственным формам с частотой близкой к собственной частоте 1-ой формы.

Проведен численный анализ влияния частоты 1-ой собственной формы на режим колебаний лопаток при МЛФУ = 0° с учетом взаимодействия пяти собственных форм (собственные частоты 2-ой, 3-ей, 4-ой и 5-ой форм не изменялись).

На рис. 7 приведены графики изменения модального коэффициента 1-ой собственной формы при собственных частотах соответственно равных 106 Гц, 126 Гц и 142 Гц.

Как следует из графиков, с увеличением собственной частоты увеличивается логарифмический декремент колебаний, определяемый как

$$\Delta = \frac{1}{n} \ln \frac{A_1}{A_n},$$

где n – число циклов;

A_1 , A_n – амплитуды 1-го и n -го циклов.

При частоте 126 Гц происходит возбуждение колебаний с амплитудой ниже, чем при частоте 106 Гц. При частоте 142 Гц происходит аэродемпфирование. Таким образом, повышение аэродинамической устойчивости колебаний лопаточного венца вентилятора по отношению к флаттеру связано с повышением собственной частоты колебаний, т.е. жесткости лопаток.

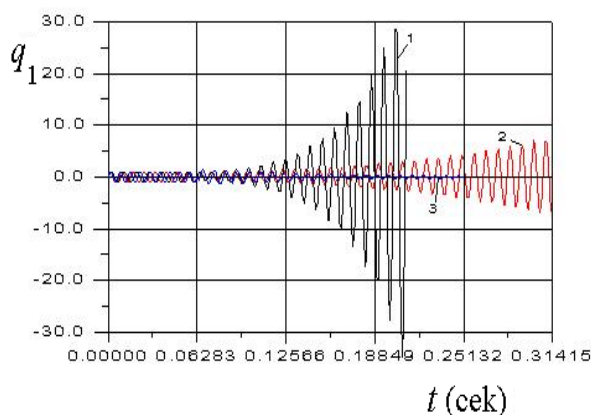


Рис. 7 – Изменение модального коэффициента 1-ой собственной формы при различных собственных частотах: 1 – соответствует частоте $\nu = 106$ Гц; 2 – $\nu = 126$ Гц; 3 – $\nu = 142$ Гц

Выводы

1 Разработанный метод решения связанной задачи нестационарной газодинамики и упругих колебаний лопаток позволяет рассчитывать самовозбуждающиеся колебания, включая вынужденные колебания, вызванные взаимным обменом энергией между нестационарным потоком газа и колеблющимися лопатками.

2 Проведен численный анализ аэроупругих характеристик лопаточного венца вентилятора для режима эксплуатации ($n = 4800$ об/мин). Для данного режима происходит самовозбуждение колебаний лопаток вентилятора (флаттер) по 1-й собственной форме, что приводит к росту амплитуд колебаний по всем собственным формам с частотой, близкой к собственной частоте 1-й формы.

3 Даны рекомендации по повышению аэроупругой устойчивости для заданного режима, связанные с повышением жесткости лопаток.

Список литературы

1. Гнесин В. И., Колодяжная Л. В. Аэроупругие явления в турбомашине. *Аэродинамика и Аэроакустика: Проблемы и перспективы: сб. научных трудов*. Харьков: ХАИ, 2009. № 3. С. 53–62.
2. Cinnella P., Palma De, Pascazio G., Napolitano M. A Numerical Method for Turbomachinery Aeroelasticity. *Journal of Turbomachinery*. Vol. 126. April, 2004. pp. 310–316.
3. Годунов С. К., Забродин А. В., Иванов М. Я., Крайко А. Н., Прокопов Г. П. *Численное решение многомерных задач газовой динамики*. Москва: Наука, 1976. 400 с.
4. Gnesin V. I., Kolodyazhnaya L. V. Numerical Modelling of Aeroelastic Behaviour for Oscillating Turbine Blade Row in 3D Transonic Ideal Flow. *J. Problems in Mash. Eng.* 1999. Vol. 1, No. 2. pp. 65–76.
5. Гнесин В. И., Колодяжная Л. В. Аэроупругий анализ лопаточного венца турбомашин на основе численного решения связанной задачи аэродинамики и упругих колебаний. *Проблемы машиностроения*, 1998. Т. 1, № 3–4, С. 29–40.
6. Gnesin V. I., Kolodyazhnaya L.V., Rzakowski R. A Coupled Fluid-Structure Analysis for 3D Flutter in Turbomachines.

ASME 2000-GT-380, Intern. Gas Turbine and Aeroengine Congress, Munich, Germany, 8–11 May, 2000, pp. 1–8.

References (transliterated)

1. Gnesin, V. I. and Kolodyazhnaya, L. V. (2009), “The aeroelastic phenomena in the turbomachines”, *Aerogidrodynamical and Aeroacoustics: Problems and prospects*, no. 3, pp. 53–62.
2. Cinnella, P., Palma De, Pascazio G., Napolitano M. (2004), “A Numerical Method for Turbomachinery Aeroelasticity”, *Journal of Turbomachinery*, vol. 126, April, pp. 310–316.
3. Godunov, S. K., Zabrodin A. V., Ivanov M. Y., Krayko A. N., Prokopov G. P. (1976), *The Numerical solution of multidimensional tasks of gas dynamics*, Nauka, Moscow, 400 p.
4. Gnesin, V. I. and Kolodyazhnaya, L. V. (1999), “Numerical Modelling of Aeroelastic Behaviour for Oscillating Turbine Blade Row in 3D Transonic Ideal Flow”, *J. Problems in Mash. Eng.*, vol. 1, no. 2, pp. 65–76.
5. Gnesin, V., Kolodyazhnaya, L. (1998), “Aeroelastic analysis of turbine blade row on the base of numerical solution for coupled problem of aerodynamics and elastic oscillations”, *J. Problems in Mash. Eng.*, vol. 1, no 3–4, pp. 29–40.
6. Gnesin V.I., Kolodyazhnaya L.V., Rzadkowski R. (2000), “A Coupled Fluid- Structure Analysis for 3D Flutter in Turbomachines”, *ASME 2000-GT-380, Intern. Gas Turbine and Aeroengine Congress, Munich, Germany, 8–11 May, pp. 1–8.*

Поступила (received) 05.04.2019

Відомості про авторів / Сведения об авторах / About the Authors

Донченко В'ячеслав Володимирович (Донченко Вячеслав Владимирович, Donchenko Viacheslav) – Інженер - конструктор 1-ї категорії ДП «Івченко-Прогрес», м. Запоріжжя, Україна; e-mail: 03530@ivchenko-progress.com, ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-9585-2991>.

Гнесін Віталій Ісайович (Гнесин Виталий Исаевич, Gnesin Vitaliy) – доктор технічних наук, професор, провідний науковий співробітник відділу гідроаеромеханіки енергетичних машин, Інститут проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного НАН України; м. Харків, Україна; e-mail: gnesin@ukr.net, ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-6411-6158>, Scopus 56448940100.

Колодяжна Любов Володимирівна (Колодяжная Любовь Владимировна, Kolodyazhnaya Lyubov) – доктор технічних наук, старший науковий співробітник, провідний науковий співробітник відділу гідроаеромеханіки енергетичних машин, Інститут проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного НАН України; м. Харків, Україна; e-mail: lyubovvladimirovna60@gmail.com, ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-5469-4325>, Scopus 56636361700.

Кравченко Ігор Федорович (Кравченко Игорь Федорович, Kravchenko Igor) – доктор технічних наук, директор підприємства, генеральний конструктор ДП «Івченко-Прогрес», м. Запоріжжя, Україна; e-mail: progress@ivchenko-progress.com.

Петров Олексій Володимирович (Петров Алексей Владимирович, Petrov Oleksii) – кандидат технічних наук, керівник групи статичної та динамічної міцності роторів компресорів ДП «Івченко-Прогрес», м. Запоріжжя, Україна; e-mail: 03530@ivchenko-progress.com, ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-8819-0125>.