

**В. І. ГНЕСІН, Л. В. КОЛОДЯЖНА, Ю. А. БИКОВ, В. В. ДОНЧЕНКО, І. Ф. КРАВЧЕНКО,
О. В. ПЕТРОВ**

ФЛАТЕР ЛОПАТОК ВЕНТИЛЯТОРА АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА У ТРИВИМІРНОМУ ДОЗВУКОВОМУ ПОТОЦІ ГАЗУ

У роботі наведено результати математичного моделювання аеропружних характеристик лопаткового вінця вентилятора авіаційного двигуна для режиму роботи 3520 об/хв з використанням методу розв'язання зв'язаної задачі нестационарної аеродинаміки та пружних коливань лопаток, який дозволяє прогнозувати амплітудно-частотний спектр нестационарних навантажень і коливань лопаток в потоці газу з метою підвищення надійності лопаткових апаратів турбомашин. Результати розрахунків підтвердили виникнення автоколивань на даному режимі роботи вентилятора.

Ключові слова: лопатка вентилятора, самозбудні коливання, модальний метод, аеродинамічна робота.

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

ФЛАТТЕР ЛОПАТОК ВЕНТИЛЯТОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ В ТРЕХМЕРНОМ ДОЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ГАЗА

В работе приведены результаты математического моделирования аэроупругих характеристик лопаточного венца вентилятора авиационного двигателя для режима работы 3520 об/мин с использованием метода решения связанной задачи нестационарной аэродинамики и упругих колебаний лопаток, который позволяет прогнозировать амплитудно-частотный спектр нестационарных нагрузок и колебаний лопаток в потоке газа с целью повышения надежности лопаточных аппаратов турбомашин. Результаты расчетов подтвердили возникновение автоколебаний на данном режиме работы вентилятора.

Ключевые слова: лопатка вентилятора, самовозбуждающиеся колебания, модальный метод, аэродинамическая работа.

**V. GNESIN, L. KOLODYAZHNAYA, Y. BYKOV, V. DONCHENKO, I. KRAVCHENKO,
A. PETROV**

FLUTTER OF FAN BLADES IN THE AIRCRAFT ENGINE IN THE THREE-DIMENSIONAL SUBSONIC GAS FLOW

Aeroelasticity problems arise in the different fields of technology. The accident-free operation of the airborne machines is one of the most important factors that should be taken into account during their designing and upgrading. The solution of this problem involves the implementation of many measures to provide the system reliability on the whole, including its individual elements, in particular aircraft engine, its fan whose wide-chord blades can be exposed to the wreckage due to different reasons including the aeroelastic effects, i.e. self-excited vibrations. As a result, the origination of the aeroelastic phenomenon (flutter) in design and off-design modes should be eliminated at the stage of the design and operational development of the rotor wheel that would result in a considerable increase of the level of reliability of the aircraft engine. Based on the analysis of the available methods used for the flutter prediction we can draw a conclusion that the most promising approach to the analysis of the aeroelastic behavior of the blade ring of fan is the use of the method based on the three-dimensional model of the aerodynamics and dynamics (the method used for the solution of the coupled aeroelastic problem). By solving the coupled aeroelastic problem of the nonstationary aerodynamics and elastic vibrations of the blades we can get the amplitude-frequency vibration spectrum for the three-dimensional gas flow, including forced vibrations and self-excited vibrations in order to increase the reliability of the blade row of turbine machines. The developed numerical method was used for the analysis of the aeroelastic behavior of the blade ring of the fan mounted in the airborne engine for the operation mode of 3520 rpm with appropriate boundary conditions at the inlet and outlet behind the ring. The computation data confirmed the origination of self-vibrations for the given fan operation mode.

Key words: the fan blade, self-exciting vibrations, modal method and aerodynamic operation.

Вступ

При проектуванні ступенів сучасних турбомашин (особливо найбільш навантажених вентиляторних) необхідно враховувати нестационарні аеродинамічні явища. Однією з найважливіших проблем надійності турбомашини є прогнозування виникнення самозбудних коливань (флатер), які можуть призвести до поломки двигуна. Тому конструктору під час створення чи модернізації проточної частини необхідно знати межі «нестійких» режимів роботи двигуна, що значно підвищує рівень надійності авіаційного двигуна. Отримання цих даних експериментальним шляхом пов'язане з величезними матеріальними затратами. Проведен-

ня експериментальних досліджень перехідних аеропружних явищ становить значні труднощі у зв'язку з практичною неможливістю створити вимірвальну апаратуру, яка б не впливала на коливальний процес. У зв'язку з цим особливого значення набувають теоретичні та розрахункові дослідження.

Більшість сучасних досліджень флатеру присвячено проблемі коливань останніх ступенів парових турбін [1–4], лопаток вітрогенераторів [5], та особливо актуальною є проблема аеропружної поведінки вентиляторів і роторів компресорів авіаційних двигунів [6–10]. Надзвучковий потік, зрив потоку, помпаж в компресорах ускладнюють прогноз початку аеропружних коливань лопатей

© **В. І. Гнесін, Л. В. Колодяжна, Ю. А. Биков, В. В. Донченко, І. Ф. Кравченко, О. В. Петров, 2021**

[11–14].

Методи математичного моделювання аеропружності в рядах лопаток можна розділити на два підходи – моделювання коливань у частотній та часовій областях. Для частотного підходу зазвичай використовується лінеаризація рівнянь руху в часі, що ускладнює моделювання коливань з великою амплітудою, але може значно знизити вартість розрахунку [2, 15]. Деякі вдосконалення цього методу та врахування нелінійних залежностей дозволяють отримати задовільний результат [7, 12]; також запропоновано методи розв'язання зв'язаної задачі [16]. Інший підхід – моделювання у часовій області – дає можливість повністю відтворити нестационарні явища в турбомашині, однак вимагає інших спрощень для зниження вартості розрахунку [17]. Найпопулярнішими методами є моделювання нев'язких потоків або обмеження руху лопатей кількома формами, частотами чи фазами коливань [10]. Досить часто використовується енергетичний метод, який полягає у визначенні роботи аеродинамічних сил при заданих коливаннях лопатей [4]. Для спрощення рівнянь руху лопаті також використовується модальний метод [13, 18].

Найбільш перспективним підходом до досліджень є чисельне моделювання аеропружної поведінки лопаток вентилятора при взаємодії з потоком газу в тривимірній нестационарній постановці (зв'язана задача аеродинаміки і динаміки). Чисельне моделювання дає можливість виділити небезпечні форми та частоти коливань лопаток вентилятора, щоб виключити можливість прояву аеропружної нестійкості, такої як флатер [14, 15]. На підставі отриманих результатів визначаються рекомендації з усунення причин можливих поломок лопаток вентилятора авіаційного двигуна.

На підставі верифікованої числової математичної моделі та методу [18] проведено низку досліджень аеропружної поведінки лопаткового вінця вентилятора на режимі 3520 об/хв, визначено амплітудно-частотні характеристики коливань та аеродинамічних навантажень лопаток вентилятора авіаційного двигуна.

Мега роботи

Основна мета – підвищення надійності вентилятора авіаційного двигуна на стадії проектування шляхом прогнозування нестационарних аеропружних характеристик на підставі розв'язання зв'язаної задачі аеродинаміки і пружних коливань лопаток в тривимірному потоці ідеального газу.

Постановка аеропружної задачі

Для виконання чисельних досліджень амплітудно-частотних характеристик лопаткового вінця вентилятора необхідно провести:

- розрахунок стаціонарної течії в лопатковому каналі;
- розрахунок 1-ї ітерації нестационарного потоку через вінець;
- розрахунок періодично нестационарного потоку через вінець з урахуванням гармонійних коливань лопаток із заданою частотою;
- розрахунок зв'язаної аеропружної задачі;
- визначення максимальних напружень в лопатці вентилятора.

Тривимірною нестационарною течією через обертовий вінець вентилятора описується повною системою рівнянь Ейлера [19].

Об'єктом досліджень є лопатковий вінець вентилятора авіаційного двигуна, що містить 24 лопатки. Зовнішній вигляд представлений на рис. 1. Розрахунок нестационарної течії проведено для всіх міжлопаткових каналів.

Для аеропружних досліджень використовувалася рухлива розрахункова $H-H$ сітка, що містить у кожному міжлопатковому каналі 91840 комірок (рис. 2).

Приймаючи, що осьова швидкість у вхідному і вихідному перерізах розрахункової області є дозвуковою, граничні умови визначаються завданням фіксованих значень параметрів потоку, що приходять на межі хвиль, тобто у вхідному перерізі задаються повний тиск P_0 , повна температура T_0 і кути потоку в тангенціальному і меридіональному перерізах β , γ , на вихідній межі – статичний тиск P_2 . Граничні умови доповнюються співвідношеннями на характеристиках у вхідному і вихідному перетинах розрахункової області.

Для чисельної інтеграції рівнянь нестационарної течії застосовується різницева схема Годунова-Колгана 2-го порядку точності за координатами і часом [19]. Динамічна модель лопатки, що коливається, описується з використанням модального підходу [20].

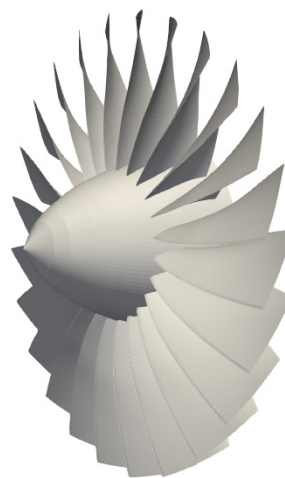


Рис. 1 – Зовнішній вигляд лопаткового вінця вентилятора

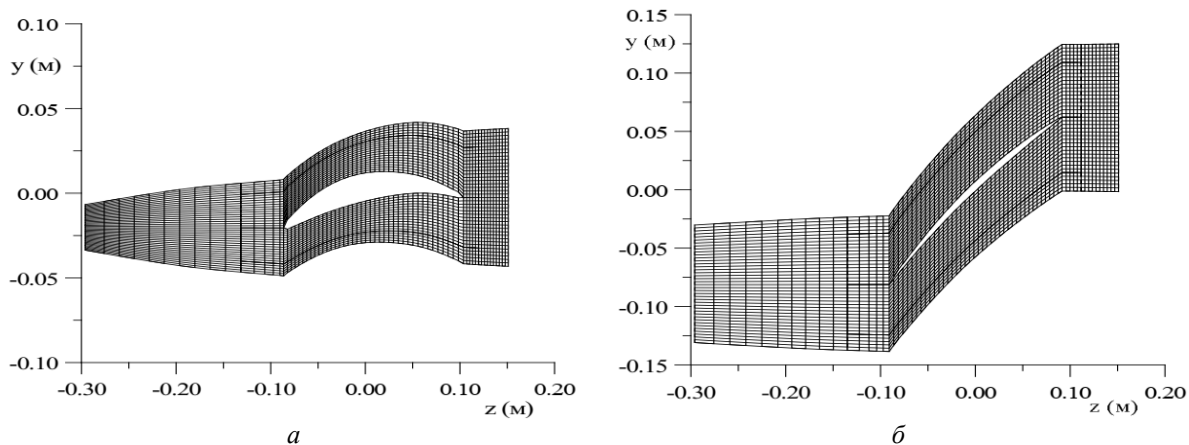


Рис. 2 – Тангенціальна різницева $H-H$ сітка:
 a – в кореновому перетині; b – в периферійному перетині

Розв'язання аеропружної зв'язаної задачі засновано на послідовному інтегруванні за часом рівнянь газодинаміки і рівнянь коливань лопаток з обміном інформацією на кожному кроці ітерації [21].

Числовий аналіз

Числові дослідження аеропружної поведінки лопаткового вінця вентилятора проведено для режиму 3520 об/хв.

Режим роботи вентиляторного вінця характеризується наступними параметрами:

- повний тиск на вході $P_0 = 100860$ Па;
- повна температура на вході $T_0 = 279,06$ К;
- кути потоку в коловому (α) та радіальному (γ) напрямках задані;
- статичний тиск на виході за вентилятором приймався змінним за радіусом;
- швидкість обертання лопаткового вінця $n = 3520$ об/хв.

На рис. 3 показані графіки розподілу за висотою лопатки повного тиску на вході P_0 в абсолютній системі координат, повного тиску P_{0w} у обертовій системі координат і статичного тиску P_2 на виході за лопатковим вінцем.

За результатами розрахунку динамічної задачі визначено перші п'ять власних форм. Власні частоти кожної форми наведені у табл. 1.

Таблиця 1 – Власні частоти коливань лопатки

Номер власної форми	1	2	3	4	5
ν_i , Гц	90	203	404	484	632

За запропонованою методикою було визначено амплітудно-частотні характеристики лопаткового вінця вентилятора авіаційного двигуна.

Аеродинамічний розрахунок ведеться до встановлення періодичної нестационарності потоку з частотою, що дорівнює найбільшому спільному

дільнику власних частот коливань лопаток ($\nu = 12,73$ Гц).

Розрахунки проведено для гармонійних коливань лопаток при міжлопаткових кутах зсуву по фазі коливань лопаток $MLFK = 0^\circ, 180^\circ, \pm 90^\circ$ з урахуванням взаємодії перших п'яти власних форм.

Для прогнозування нестійкості до флатера використовується тривимірний розрахунок коефіцієнта роботи W нестационарних аеродинамічних сил, що діють на коливні лопатки в потоці газу за один період коливань [20]. Даний розрахунок дозволяє визначити знак енергії, що підводиться до лопатки вентилятора або відведеної енергії від лопатки в потік (знак «мінус» сумарної роботи ($W < 0$) відповідає аеродемпфуванню, знак «плюс» – самозбудженню лопатки ($W > 0$)).

Характер обміну енергією між потоком газу та лопатками, що коливаються, показано на рис. 4, на якому наведено графіки зміни коефіцієнта аеродемпфування за висотою лопатки для різних кутів зсуву по фазі коливань сусідніх лопаток $MLFK = 0^\circ, 180^\circ, \pm 90^\circ$ з урахуванням п'яти власних форм коливань. Якісно характер аеродемпфування для різних $MLFK$ однаковий.

На рис. 5 показано вплив міжлопаткового кута зсуву фаз коливань лопаток на коефіцієнт аеродемпфування з урахуванням перших п'яти власних форм коливань.

Максимальне аеродемпфування має місце при коливаннях зі зсувом фаз $MLFK = 180^\circ$, мінімальне значення – при $MLFK = -90^\circ$.

Для всіх режимів коливань коефіцієнт аеродемпфування $D > 0$ ($D = -W$), що відповідає дисипації енергії коливної лопатки в основний потік.

Остаточним критерієм нестійкості лопаткового вінця до флатера є розв'язання зв'язаної задачі аеродинаміки та динаміки. У цьому випадку аеропружна поведінка лопаток залежить не тільки від кінематичної передісторії, але і від аеродинамічної

взаємодії та обміну енергією між основним потоком і коливними лопатками.

Далі проведено розрахунок зв'язаних коливань протягом 8 періодів із частотою 12,73 Гц.

На рис. 6 наведено графіки зміни за часом модальних коефіцієнтів перших п'яти власних форм для МЛФК = -90° (мінімальне значення аеродемпфування).

Протягом 1-го періоду ($t = 0 \dots 0,07853$ с) відбуваються гармонійні коливання, починаючи з $t = 0,07853$ с – зв'язані коливання протягом 7-ми періодів ($t = 0,07853 \dots 0,62824$ с).

На рис. 7 наведено амплітудно-частотні характеристики модальних коефіцієнтів перших п'яти власних форм для МЛФК = -90° . Амплітуда на графіках представлена у безрозмірній формі, де A_0 – осереднене значення параметру.

Як видно з графіків (рис. 6, 7), коливання за першими трьома власними формами переходять у режими автоколивань з малими амплітудами і частотами близькими до частоти обертання ротора ($\sim 58,75$ Гц) і частоти власної форми. Коливання по 4–5 власним формам практично згасають. Найме-

ншим декрементом згасання коливань характеризується 1-а власна форма (рис. 6).

Слід підкреслити, що автоколивання є стійкою формою коливань, що пов'язана з нелінійністю коливального руху і характеризуються рівністю підведеної та відведеної енергії за цикл коливань.

На рис. 8 приведені графіки нестационарних аеродинамічних навантажень (колова, осьова сила і аеродинамічний момент), що діють у периферійному перетині, а також їх спектри (МЛФК = -90°). Амплітуда на графіках представлена у безрозмірній формі, де A_0 – осереднене значення параметру. Як випливає з графіків, нестационарні складові нестационарних навантажень в перехідному процесі зменшуються, і аеродинамічні навантаження сходяться до навантажень, що відповідають стаціонарному режиму.

На рис. 9 приведено графіки коливань периферійного перетину лопатки в коловому, осьовому напрямку, і поворот відносно центру тяжіння для МЛФК = -90° з врахуванням взаємодії п'яти власних форм коливань.

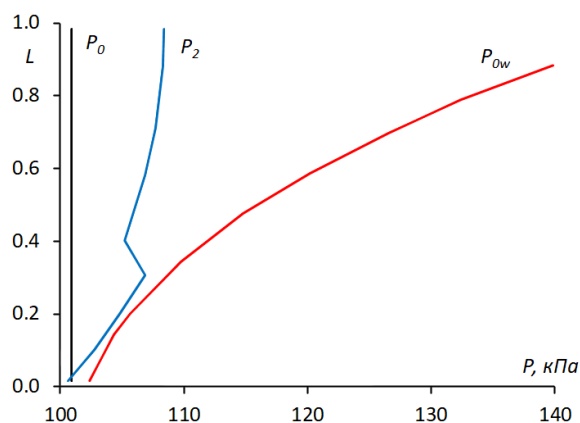


Рис. 3 – Розподіл повного тиску на вході і статичного протитиску за висотою лопатки

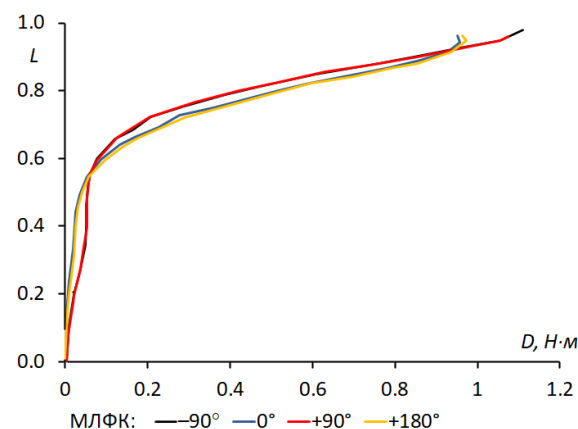


Рис. 4 – Зміна коефіцієнта аеродемпфування за висотою лопатки (1–5 власна форма)

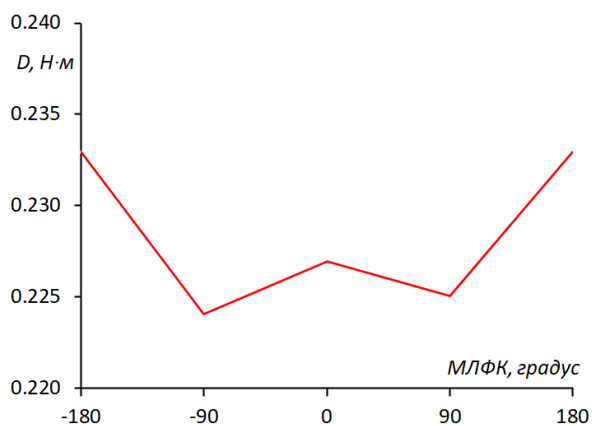


Рис. 5 – Залежність усередненого за висотою лопатки коефіцієнта аеродемпфування від МЛФК для 1–5 власних форм коливань

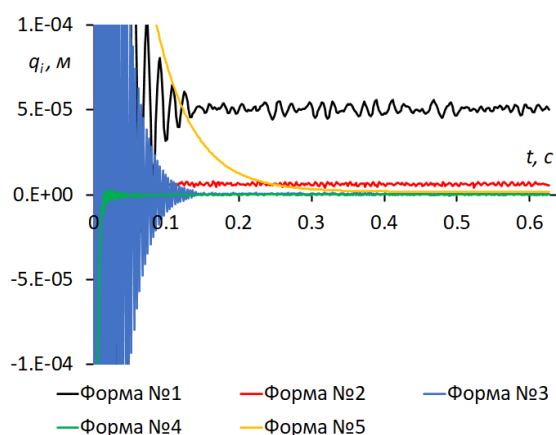


Рис. 6 – Зміна модальних коефіцієнтів за часом (1–5 власна форма)

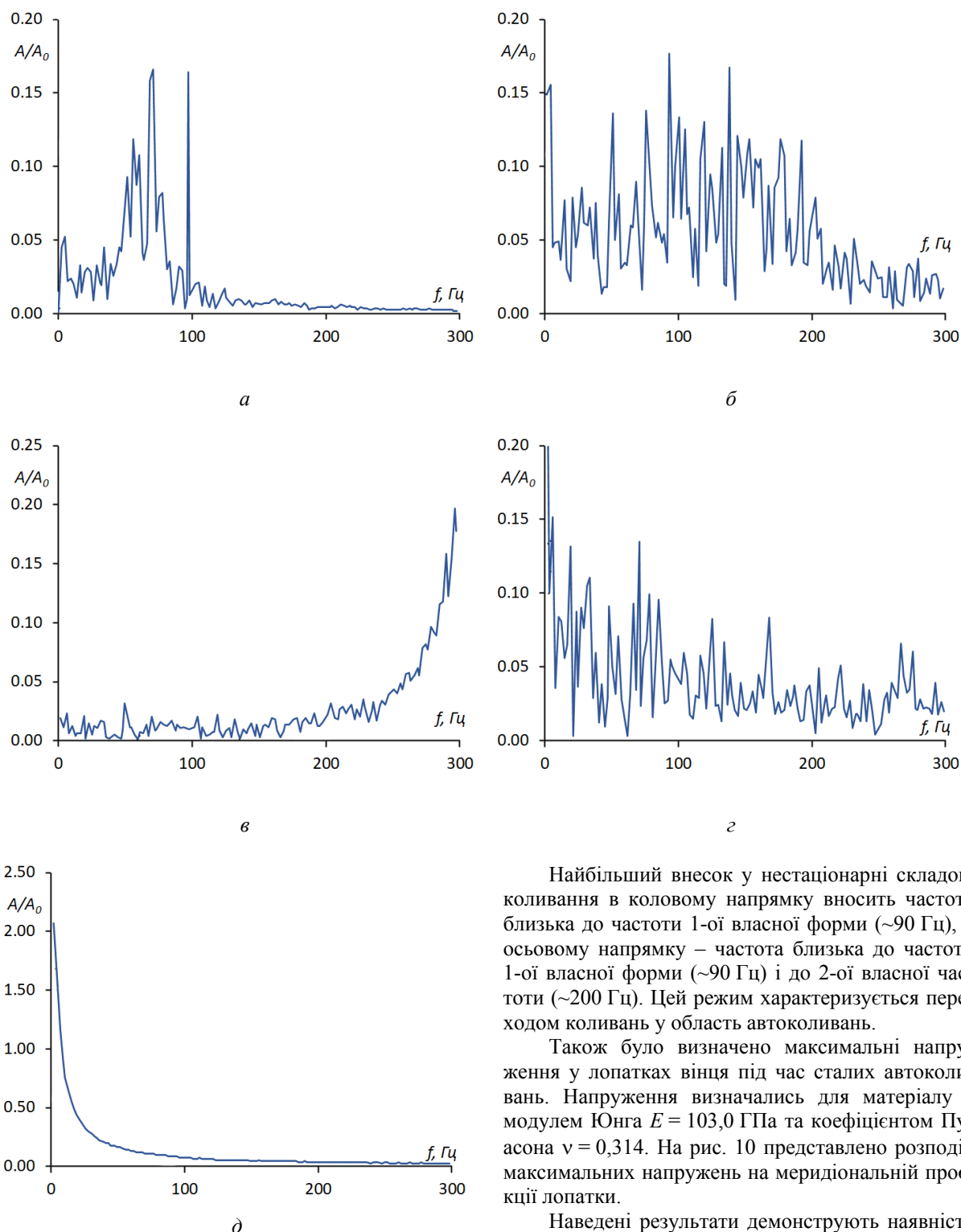


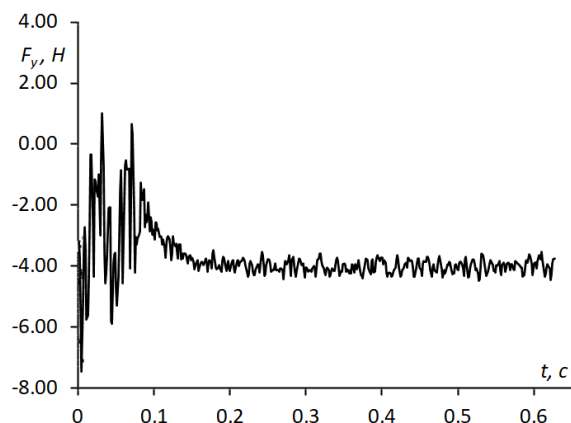
Рис.7 – Амплітудно-частотні характеристики модальних коефіцієнтів:

a – 1-а форма; *б* – 2-а форма; *в* – 3-я форма;
г – 4-а форма; *д* – 5-а форма

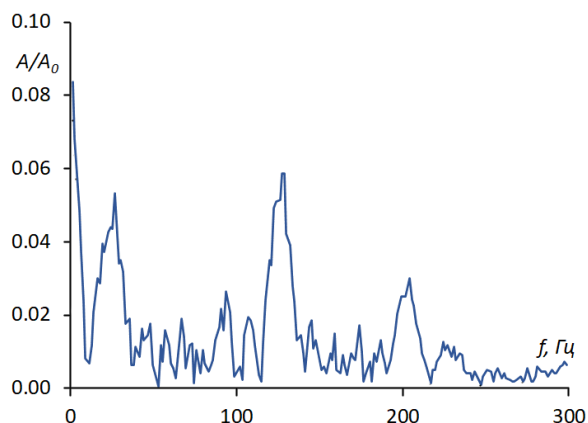
Найбільший внесок у нестационарні складові коливання в коловому напрямку вносить частота близька до частоти 1-ої власної форми (~90 Гц), в осьовому напрямку – частота близька до частоти 1-ої власної форми (~90 Гц) і до 2-ої власної частоти (~200 Гц). Цей режим характеризується переходом коливань у область автоколивань.

Також було визначено максимальні напруження у лопатках вінця під час сталих автоколивань. Напруження визначались для матеріалу з модулем Юнга $E = 103,0$ ГПа та коефіцієнтом Пуассона $\nu = 0,314$. На рис. 10 представлено розподіл максимальних напружень на меридіональній проекції лопатки.

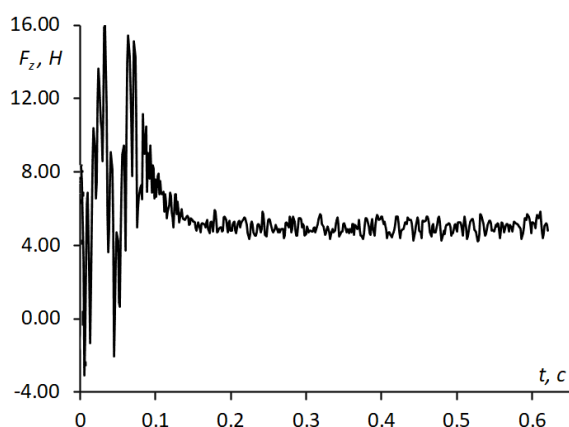
Наведені результати демонструють наявність двох областей концентрації напружень на входній кромці. Максимальні значення в цих областях (240 МПа) не перевищують межу міцності матеріалу $\sigma_b = 300$ МПа, але можуть привести к руйнуванню при тривалій експлуатації.



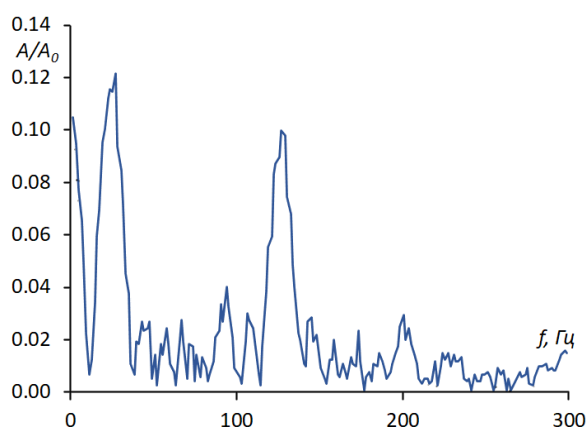
a



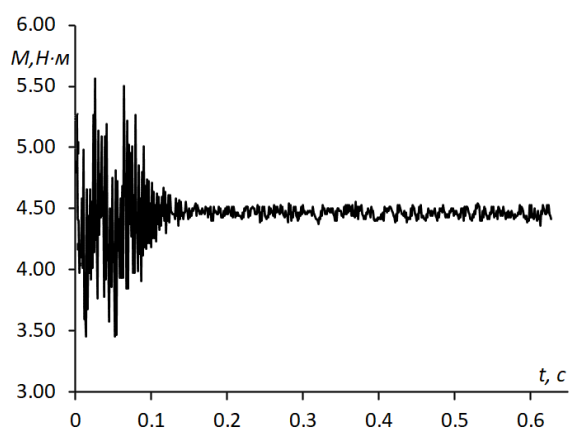
б



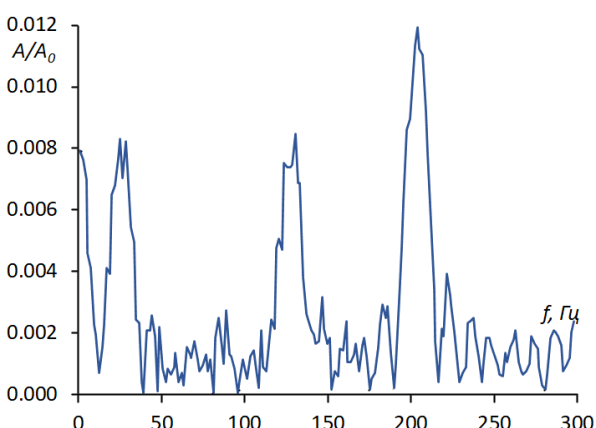
в



г



д



е

Рис. 8 – Аеродинамічні навантаження, що діють на периферійний перетин робочої лопатки (1–5 форми; МЛФК = -90°):

a – в коловому напрямку; в – в осьовому напрямку; д – аеродинамічний момент щодо центру тяжіння;
б, г, е – відповідні спектри навантажень

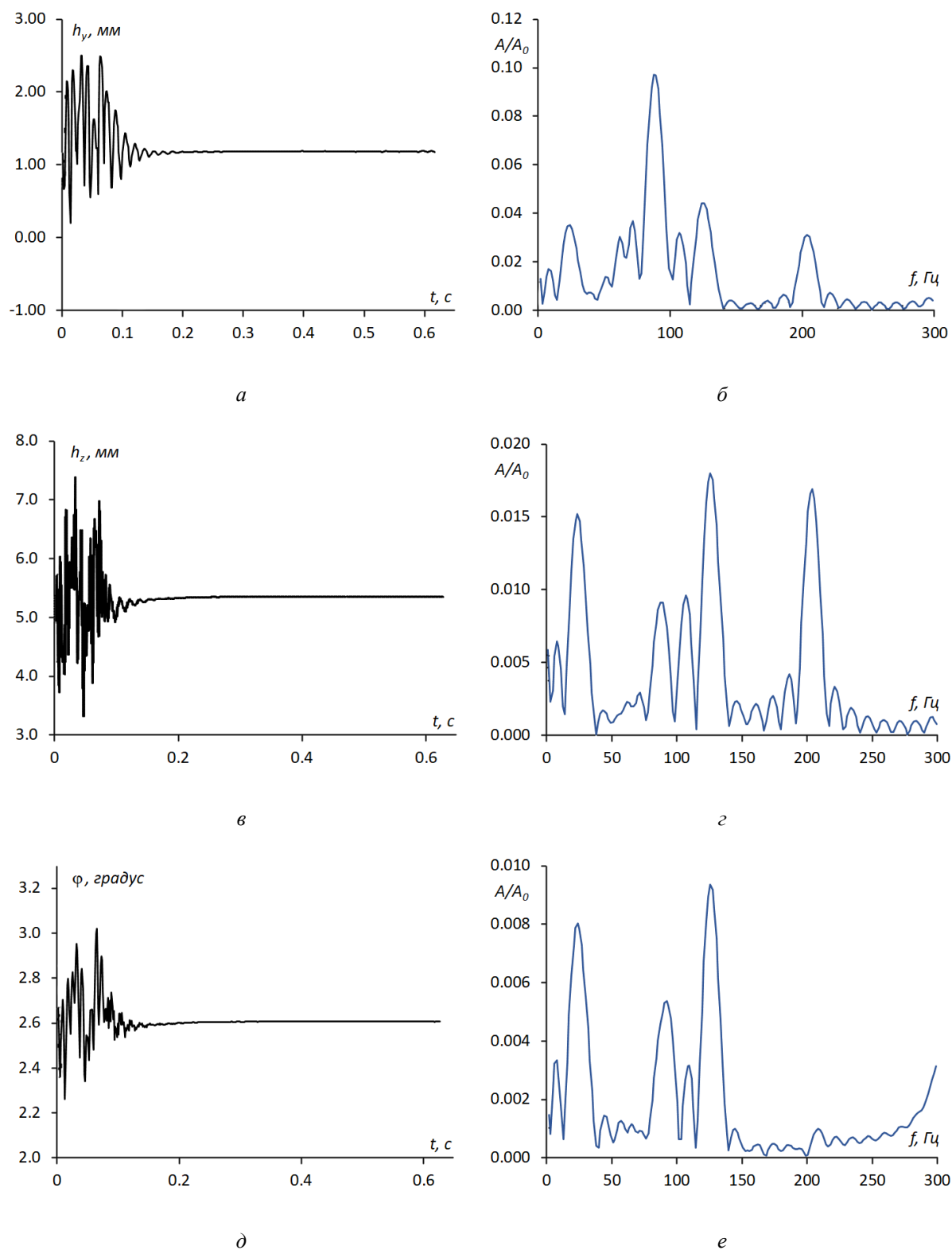


Рис. 9 – Переміщення периферійного перетину робочої лопатки вентилятора (МЛФК = -90°):
 a – в коловому напрямку; $в$ – в осьовому напрямку;
 $д$ – кут повороту відносно центру тяжіння;
 $б, з, е$ – відповідні спектри переміщень

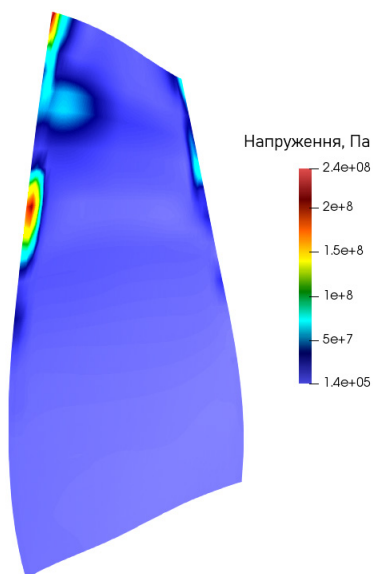


Рис. 10 – Розподіл максимальних напружень на меридіональній проекції лопатки

Висновки

1 Проведено чисельний аналіз аеропружних характеристик лопаткового вінця вентилятора на режимі експлуатації 3520 об/хв з використанням математичної моделі розв'язання зв'язаної задачі нестационарної аеродинаміки та динаміки пружних коливань.

2 При гармонійних коливаннях лопаток за заданим законом з урахуванням взаємодії п'яти власних форм коливань має місце «позитивне аеродемпфування» ($W < 0$, $D > 0$), тобто відведення енергії від коливної лопатки в основний потік.

3 Чисельний аналіз зв'язаних коливань підтвердив автоколивання за всіма власними формами для різних кутів зсуву по фазі коливань лопаток. Найбільший внесок у нестационарні складові коливання в коловому напрямку вносить частота, близька до частоти 1-ої власної форми (~90 Гц), в осьовому напрямку – частота, близька до частоти 1-ої власної форми (~90 Гц), і до другої власної частоти (~200 Гц).

Список літератури

1. Rzakowski R. Unsteady Forces in LP Last Stage 380 MW Steam Turbine Rotating and Non-vibrating Rotor Blades with Exhaust Hood / R. Rzakowski, J. Surwilo, L. Kubitz, M. Szymaniak // Journal of Vibration Engineering & Technologies. – 2018. – No. 6(5). – P. 357–368.
2. Petrie-Repar P. Two-Dimensional Steam Turbine Flutter Test Case P./ Petrie-Repar, C. Fuhrer, M. Grübel, D. Vogt // ISUAAAT2014, The 14th International Symposium on Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines, 8th–11th September 2015, Stockholm, Sweden. – N.Y.: Curran Associates, Inc., 2015. – P. 33–43.
3. Drewczyński M. Free vibration of a mistuned steam turbine last stage Bladed Disc / M. Drewczyński, R. Rzakowski, A. Maurin, P. Marszałek // Proceedings of ASME TURBO EXPO

- 2015, June 15–19, Montreal, Canada, GT 2015-26011. – N.Y.: ASME, 2015. – 10 p.
4. Sun T. Detached-Eddy Simulation Applied to Aeroelastic Stability Analysis in a Last-Stage Steam Turbine Blade / T. Sun, P. Petrie-Repar, D. M. Vogt, A. Hou // ASME. J. Turbomach. – 2019. – No. 141(9). – P. 091002-1–11.
5. Sabale A. K. Nonlinear Aeroelastic Analysis of Large Wind Turbines Under Turbulent Wind Conditions / A. K. Sabale, N. K. V. Gopal // AIAA Journal. – 2019. – No. 57(10). – P. 4416-4432.
6. Vahdati, M. Mechanisms for wide-chord fan blade flutter / M. Vahdati, G. Simpson, M. Imregun // Journal of Turbomachinery. – 2011. – Vol. 133. – P. 041029-1–7.
7. Romera D. Nonlinear Stability Analysis of a Generic Fan with Distorted Inflow Using Passage-Spectral Method / D. Romera, R. Corral // ASME. J. Turbomach. – 2021. – No. 143(6). – P. 061001-1–9.
8. Stapelfeldt S. Improving the Flutter Margin of an Unstable Fan Blade / S. Stapelfeldt, M. Vahdati // ASME. J. Turbomach. – 2019. – No. 141(7). – P. 071006-1–9.
9. Dong X. Effect of Tip Clearance on the Aeroelastic Stability of a Wide-Chord Fan Rotor / X. Dong, Y. Zhang, Z. Zhang, X. Lu // ASME. J. Eng. Gas Turbines Power. – 2020. – No. 142(9). – P. 091010-1–11.
10. Vahdati M. Aeroelastic Instability in Transonic Fans / M. Vahdati, N. Cumpsty // ASME. J. Eng. Gas Turbines Power. – 2018. – No. 138(2). – P. 022604-1–14.
11. Hanschke B. Consequences of Borescope Blending Repairs on Modern High-Pressure Compressor Blisk Aeroelasticity / M. Vahdati, N. Cumpsty // ASME. J. Turbomach. – 2019. – No. 141(2). – P. 021002-1–7.
12. Besem F. M. Influence of the Tip Clearance on a Compressor Blade Aerodynamic Damping / F. M. Besem, R. E. Kielb // Journal of Propulsion and Power. – 2017. – No. 33(1). – P. 227–233.
13. Gan J. Stall Flutter Simulation of a Transonic Axial Compressor Stage Using a Fully Coupled Fluid-Structure Interaction / J. Gan, H. Im, G. Zha // 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. – 2017. – AIAA 2017-0783. – P. 1–28.
14. Vallon A. Numerical investigations of flutter phenomenon in compressor stages of helicopter engines / A. Vallon, M. Herran, V. Ficat-Andrieu, Y. Detandt // 2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. – 2018. – AIAA 2018-4091. – P. 1–9.
15. Corral R. Tip-Shroud Labyrinth Seal Effect on the Flutter Stability of Turbine Rotor Blades / R. Corral, M. Greco, A. Vega // ASME. J. Turbomach. – 2019. – No. 141(10). – P. 101006-1–10.
16. Huang H. An Efficient Aeroelastic Eigenvalue Method for Analyzing Coupled-Mode Flutter in Turbomachinery / H. Huang, W. Liu, P. Petrie-Repar, D. Wang // ASME. J. Turbomach. – 2021. – No. 143(2). – P. 021010-1–12.
17. Ojha V. Adaptive High-Order Fluid-Structure Interaction Simulations with Reduced Mesh-Motion Errors / V. Ojha, K. J. Fidkowski, C. E. S. Cesnik // AIAA Journal. – 2021. – No. 59(6). – P. 2084–2101.
18. Rzakowski R. Aeroelastic behaviour of three and half stage compressor rotor blades with foreign object in engine inlet / R. Rzakowski, V. Gnesin, L. Kolodyazhnaya // Proceedings of the Twelve International Conference on Vibration Engineering and Technology of Machinery (VETOMAC-XII), Warsaw, Poland, 7–9 September, 2016. – Warszawa: Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, 2016. – P. 303–319.
19. Годунов С. К. Численное решение многомерных задач газовой динамики / С. К. Годунов, А. В. Забродин, М. Я. Иванов, А. Н. Крайко, Г. П. Прокопов. – Москва: Наука, 1976. – 400 с.
20. Rzakowski R. Aeroelastic Behaviour of a 3.5 Stage Aircraft Compressor Rotor Blades Following a Bird Strike / R. Rzakowski, V. Gnesin, L. Kolodyazhnaya, L. Kubitz // Journal of Vibration Engineering & Technologies. – 2018. – No. 6. – P. 281–287.
21. Rzakowski R. Flutter of long blades in a steam turbine / R. Rzakowski, L. Kubitz, V. Gnesin, L. Kolodyazhnaya // Jour-

nal of Vibration Engineering & Technologies. – 2018. – No. 6. – P. 289–296.

References (transliterated)

- Rzadkowski R., Surwilo J., Kubitz L. and Szymaniak M. (2018), “Unsteady Forces in LP Last Stage 380 MW Steam Turbine Rotating and Non-vibrating Rotor Blades with Exhaust Hood”, *Journal of Vibration Engineering & Technologies*, No. 6(5), pp. 357–368.
- Petrie-Repar P., Fuhrer C., Grübel M. and Vogt D. (2015) “Two-Dimensional Steam Turbine Flutter Test Case”, *ISUAAAT2014, The 14th International Symposium on Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines, 8th–11th September 2015, Stockholm, Sweden*, Curran Associates, Inc., N.Y., pp. 33–43.
- Drewczyński M., Rzadkowski R., Maurin A. and Marszałek P. (2015), “Free vibration of a mistuned steam turbine last stage Bladed Disc”, *Proceedings of ASME TURBO EXPO 2015, June 15–19, Montreal, Canada, GT 2015-26011*, ASME, N.Y., 10 p.
- Sun T., Petrie-Repar P., Vogt D. M. and Hou A. (2019), “Detached-Eddy Simulation Applied to Aeroelastic Stability Analysis in a Last-Stage Steam Turbine Blade”, *ASME. J. Turbomach.*, No. 141(9), pp. 091002-1–11.
- Sabale A. K. and Gopal, N. K. V. (2019), “Nonlinear Aeroelastic Analysis of Large Wind Turbines Under Turbulent Wind Conditions”, *AIAA Journal*, No. 57(10), pp. 4416-4432.
- Vahdati, M., Simpson G. and Imregun M. (2011), “Mechanisms for wide-chord fan blade flutter”, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 133, pp. 041029-1–7.
- Romera D. and Corral R. (2021), “Nonlinear Stability Analysis of a Generic Fan with Distorted Inflow Using Passage-Spectral Method”, *ASME. J. Turbomach.*, No. 143(6), pp. 061001-1–9.
- Stapelfeldt S. and Vahdati M. (2019), “Improving the Flutter Margin of an Unstable Fan Blade”, *ASME. J. Turbomach.*, No. 141(7), pp. 071006-1–9.
- Dong X., Zhang Y., Zhang Z. and Lu X. (2020), “Effect of Tip Clearance on the Aeroelastic Stability of a Wide-Chord Fan Rotor”, *ASME. J. Eng. Gas Turbines Power*, No. 142(9), pp. 091010-1–11.
- Vahdati M. and Cumpsty N. (2018), “Aeroelastic Instability in Transonic Fans”, *ASME. J. Eng. Gas Turbines Power*, No. 138(2), pp. 022604-1–14.
- Hanschke B., Kühhorn A., Schrape S. and Giersch T. (2019), “Consequences of Borescope Blending Repairs on Modern High-Pressure Compressor Blisk Aeroelasticity”, *ASME. J. Turbomach.*, No. 141(2), pp. 021002-1–7.
- Besem F. M. and Kielb R. E. (2017), “Influence of the Tip Clearance on a Compressor Blade Aerodynamic Damping”, *Journal of Propulsion and Power*, No. 33(1), pp. 227–233.
- Gan J., Im H. and Zha G. (2017), “Stall Flutter Simulation of a Transonic Axial Compressor Stage Using a Fully Coupled Fluid-Structure Interaction”, *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2017-0783, pp. 1–28.
- Vallon A., Herran M., Ficat-Andrieu V. and Detandt Y. (2018), “Numerical investigations of flutter phenomenon in compressor stages of helicopter engines”, *2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, AIAA 2018-4091, pp. 1–9.
- Corral R., Greco M. and Vega A. (2019), “Tip-Shroud Labyrinth Seal Effect on the Flutter Stability of Turbine Rotor Blades”, *ASME. J. Turbomach.*, No. 141(10), pp. 101006-1–10.
- Huang H., Liu W., Petrie-Repar P. and Wang D. (2021), “An Efficient Aeroelastic Eigenvalue Method for Analyzing Coupled-Mode Flutter in Turbomachinery”, *ASME. J. Turbomach.*, No. 143(2), pp. 021010-1–12.
- Ojha V., Fidkowski K. J. and Cesnik C. E. S. (2021), “Adaptive High-Order Fluid-Structure Interaction Simulations with Reduced Mesh-Motion Errors”, *AIAA Journal*, No. 59(6), pp. 2084–2101.
- Rzadkowski R., Gnesin V. and Kolodyazhnaya L. (2016), “Aeroelastic behaviour of three and half stage compressor rotor blades with foreign object in engine inlet”, *Proceedings of the Twelve International Conference on Vibration Engineering and Technology of Machinery (VETOMAC-XII), Warsaw, Poland, 7–9 September, 2016*. Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa, pp. 303–319.
- Godunov, S. K., Zabrodin A. V., Ivanov M. Y., Krayko A. N. and Prokopov G. P. (1976), “The Numerical solution of multi-dimensional tasks of gas dynamics”, Nauka, Moscow, 400 p.
- Rzadkowski R., Gnesin V., Kolodyazhnaya L. and Kubitz L. (2018), “Aeroelastic Behaviour of a 3.5 Stage Aircraft Compressor Rotor Blades Following a Bird Strike”, *Journal of Vibration Engineering & Technologies*, No. 6, pp. 281–287.
- Rzadkowski R., Kubitz L., Gnesin V. and Kolodyazhnaya L. (2018), “Flutter of long blades in a steam turbine”, *Journal of Vibration Engineering & Technologies*, No. 6, pp. 289–296.

Надійшла (received) 30.10.2021

Відомості про авторів / Сведения об авторах / About the Authors

Гнесін Віталій Ісайович (Гнесин Виталий Исаевич, Gnesin Vitaly) – доктор технічних наук, професор, Інститут проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного НАН України, провідний науковий співробітник відділу гідроаеромеханіки енергетичних машин, м. Харків, Україна; тел.: (057) 349-47-27; e-mail: gnesin@ukr.net; ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-6411-6158>.

Колодяжна Любов Володимирівна (Колодяжная Любовь Владимировна, Kolodyazhnaya Lyubov) – доктор технічних наук, старший науковий співробітник, Інститут проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного НАН України, провідний науковий співробітник відділу гідроаеромеханіки енергетичних машин, м. Харків, Україна; тел.: (057) 349-47-27; e-mail: lyubovvladimirovna60@gmail.com; ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-5469-4325>.

Биков Юрій Адольфович (Быков Юрий Адольфович, Bykov Yuriy) – кандидат технічних наук, Інститут проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного НАН України, старший науковий співробітник відділу гідроаеромеханіки енергетичних машин, м. Харків, Україна; тел.: (057) 349-47-76; e-mail: bykow@ipmach.kharkov.ua; ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-7089-8993>.

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

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

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