

УДК 621.165

АЕРОПРУЖНІ ВЛАСТИВОСТІ РОБОЧИХ ЛОПАТОК ОСТАНЬОГО СТУПЕНЯ ПОТУЖНОЇ ПАРОВОЇ ТУРБІНИ

Л. В. Колодяжна, д-р техн. наук

gnesin@ukr.net

ORCID: 0000-0001-5469-4325

Ю. А. Биков, канд. техн. наук

bykow@ipmach.kharkov.ua

ORCID: 0000-0001-7089-8993

Інститут проблем
машинобудування
ім. А. М. Підгорного
НАН України,
61046, Україна, м. Харків,
вул. Пожарського, 2/10

Лопатки потужних парових турбін зазнають значних нестационарних навантажень, які, у деяких випадках, можуть призвести до появи самозбудних коливань або автоколивань. Ці коливання вкрай небезпечні та негативно впливають на ресурс лопаткового апарату. При розробці нових чи модернізації існуючих ступенів турбіни необхідно виконувати дослідження аеропружної поведінки робочих лопаток. В результаті модернізації циліндру низького тиску парової турбіни 1000 МВт довжина робочих лопаток останнього ступеня збільшилась до 1650 мм. У зв'язку з цим було проведено чисельний аналіз аеропружних характеристик робочих лопаток останнього ступеня у номінальному режимі роботи. При аналізі використовувався метод розв'язання зв'язаної задачі нестационарної аеродинаміки та пружних коливань лопаток, який дозволяє прогнозувати амплітудно-частотний спектр нестационарних навантажень і коливань лопаток в потоці в'язкого газу. У роботі представлено результати чисельного аналізу аеропружних характеристик лопаткового вінця ротора останнього ступеня як для режиму вимушених гармонійних коливань з заданою амплітудою та міжлопатковим зсувом фаз, так і для режиму зв'язаних коливань лопаток під дією нестационарних аеродинамічних сил. Результати моделювання зв'язаних коливань лопаток для п'яти перших власних форм представлено у формі розподілу за часом переміщення периферійного перетину лопатки, а також сил та моментів, що діють на периферійний перетин. Наведено також відповідні амплітудно-частотні спектри переміщень та навантажень у периферійному перетині. Результати розрахунків показали позитивне демпфування коливань, відсутність флатеру та автоколивань на перших п'яти власних формах коливань лопатки у номінальному режимі роботи парової турбіни.

Ключові слова: аеропружність, флатер, парова турбіна, модальний метод, чисельна аеродинаміка.

Вступ

Лопаткові апарати турбомашин під час роботи навіть у номінальних режимах зазнають значних нестационарних аеродинамічних навантажень, які викликані не тільки коловою нерівномірністю потоку в лопаткових каналах, а й механічними вібраціями самих лопаток. У деяких випадках це може призвести до виникнення самозбудних коливань, навіть якщо частоти коливань лопаток і потоку не співпадають. Дане явище аеропружності є небезпечним і може викликати пошкодження лопаток, особливо це стосується останніх ступенів парових турбін [1–4]. Однак вивчення явищ аеропружності потрібно і для інших лопаткових машин, зокрема, вітрових турбін [5], вентиляторів [6–10], компресорів [11–14] тощо.

У турбомашині метод моделювання аеропружних явищ полягає у вирішенні проблеми взаємодії двох фізичних середовищ – рідкого й пружного. Одним із малозатратних і швидких методів є вирішення проблеми у частотній області [15–17]. Цей підхід використовує лінеаризацію рівнянь нестационарного руху рідини й дієвий лише для малих коливань у нескладних течіях. Для отримання більш повної картини взаємодії рідини і структури необхідно одночасне розв'язання рівнянь Нав'є-Стокса і руху лопатки з обміном даних на межах зіткнення [18–20].

У результаті огляду сучасного стану проблеми аеропружності турбомашин й існуючих методів прогнозування флатера виявлено, що найбільш перспективним методом дослідження аеропружної поведінки лопаток турбомашини є моделювання тривимірної нестационарної аеродинаміки й модального методу руху лопатки (зв'язана аеропружна задача) [21–22]. Такий метод розв'язання зв'язаної задачі нестационарної аеродинаміки і пружних коливань лопаток дозволяє отримати амплітудно-частотний спектр коливань лопаток у тривимірному потоці газу як для вимушених коливань, так і для самозбудних коливань, а також виявити умови виникнення неконтрольованих коливань лопаток із метою підвищення надійності лопаткових апаратів турбомашин.

Статтю ліцензовано на умовах Ліцензії Creative Commons «Attribution» («Атрибуція») 4.0 Міжнародна.
© Л. В. Колодяжна, Ю. А. Биков, 2023

У роботі використано математичну модель течії в'язкого газу, описану системою нестационарних рівнянь Нав'є-Стокса, усереднених за Рейнольдсом, що доповнюється моделлю турбулентності Болдвіна-Ломакса [23]. Нестационарний рух лопаток описується системою диференціальних рівнянь, в яких використовується модальний підхід.

Формулювання проблеми

Із використанням розробленого чисельного методу проведено аналіз аеропружної поведінки лопаткового вінця останнього ступеня циліндру низького тиску парової турбіни 1000 МВт. Лопатки ротора вдосконалено за допомогою новітнього методу [24], в результаті чого довжина лопатки збільшилася до 1650 мм.

У роботі використовується чисельний метод [25], за допомогою якого виконується послідовно, на кожній ітерації, інтегрування рівнянь течії в'язкого газу (осереднених по Рейнольдсу рівнянь Нав'є-Стокса) і рівнянь коливань лопаток під дією миттєвих нестационарних навантажень (модальний підхід). Розрахункові дослідження проведено для режиму експлуатації лопаткового вінця турбіни з частотою обертання $n=1500$ об/хв. Як критерій стійкості лопаток до флатера застосовується аналіз аеропружних характеристик лопаткового вінця в просторовому потоці пари при заданих гармонійних і зв'язаних коливаннях лопаток з урахуванням власних форм при різних кутах зсуву по фазі коливань лопаток.

На рис. 1 представлено фрагменти різницевої сітки в меридіональній площині (рис. 1, а), тангенціальній площині (кореневий переріз лопаткового вінця, рис. 1, б) і тангенціальні проєкції вихідних перерізів, що формують лопатку вінця (рис. 1, в). Кожен із сегментів розрахункової області дискретизується з використанням гібридної деформованої Н-О сітки.

Режим роботи турбінного лопаткового вінця характеризується наступним розподілом газодинамічних параметрів:

- змінні за радіусом тиск і температура загальмованого потоку перед вінцем $P_0=18843\text{--}20280$ Па; $T_0=331\text{--}333$ К;

- кути потоку в колловому (α) і радіальному (γ) напрямках;

- змінний за радіусом статичний тиск за вінцем $P_2 = 3824\text{...}3826$ Па.

Колівання робочих лопаток визначалися з урахуванням перших п'яти власних форм коливань. Значення власних частот коливань лопаток наведено в табл. 1.

Результати чисельного аналізу

На першому етапі виконано аеропружні розрахунки лопаткового вінця турбіни за заданим законом коливань лопаток. Лопатки здійснюють гармонійні коливання по кожній з власних форм за одним і тим саме законом із постійним міжлопатковим фазовим кутом (МЛФК) $\delta=0^\circ; 180^\circ; \pm 90^\circ$, з врахуванням взаємодії перших п'яти власних форм.

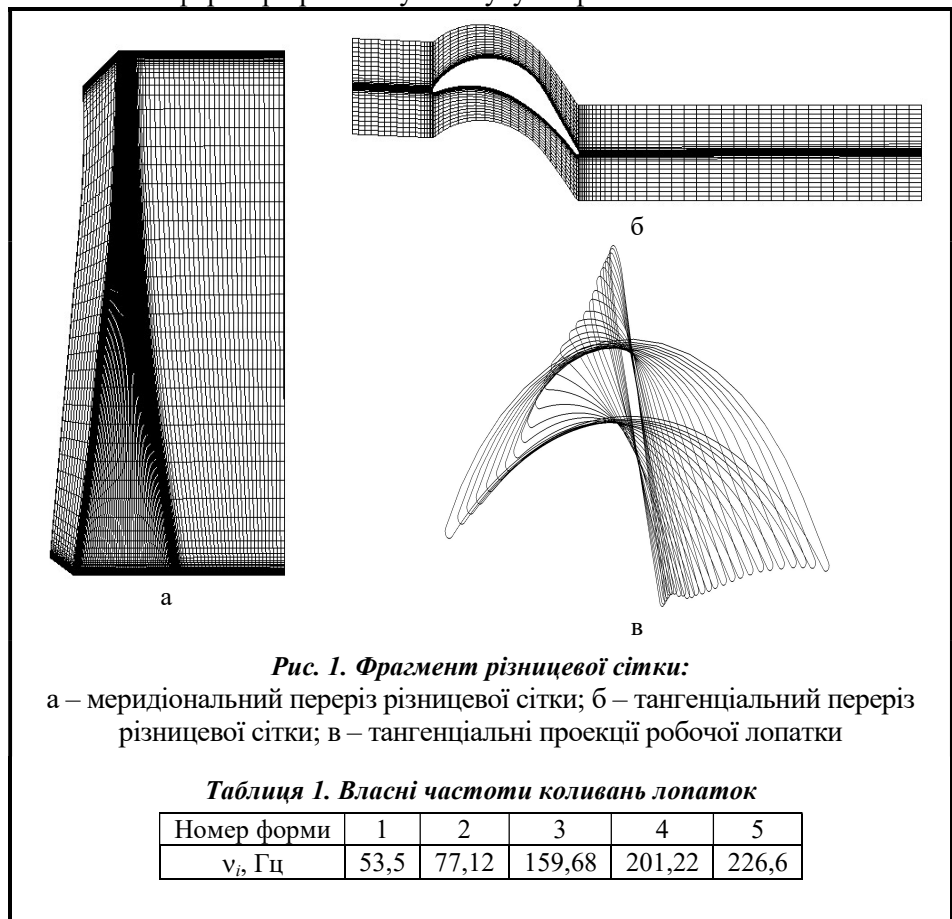
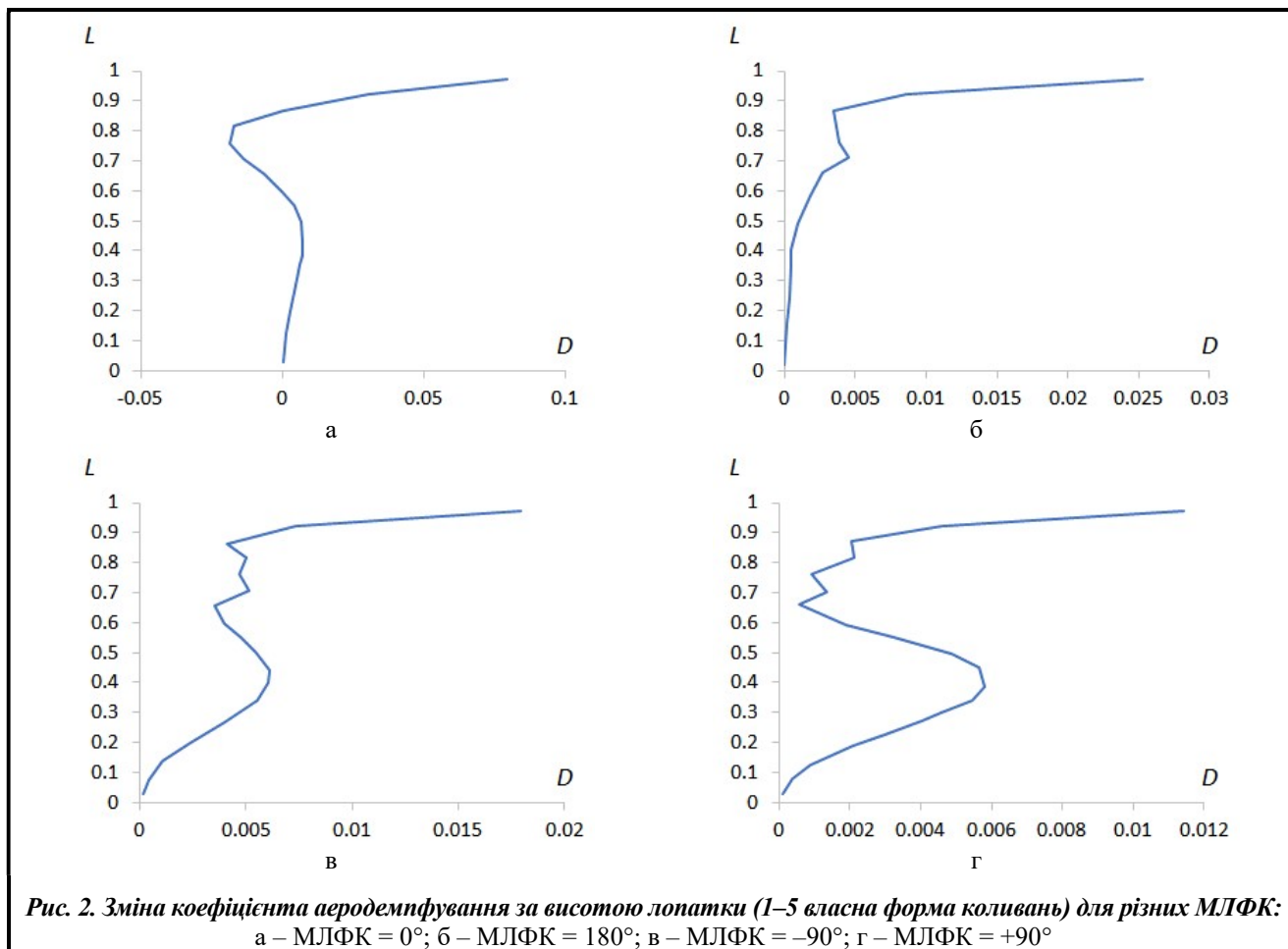


Рис. 1. Фрагмент різницевої сітки:

а – меридіональний переріз різницевої сітки; б – тангенціальний переріз різницевої сітки; в – тангенціальні проєкції робочої лопатки

Таблиця 1. Власні частоти коливань лопаток

Номер форми	1	2	3	4	5
ν_i , Гц	53,5	77,12	159,68	201,22	226,6

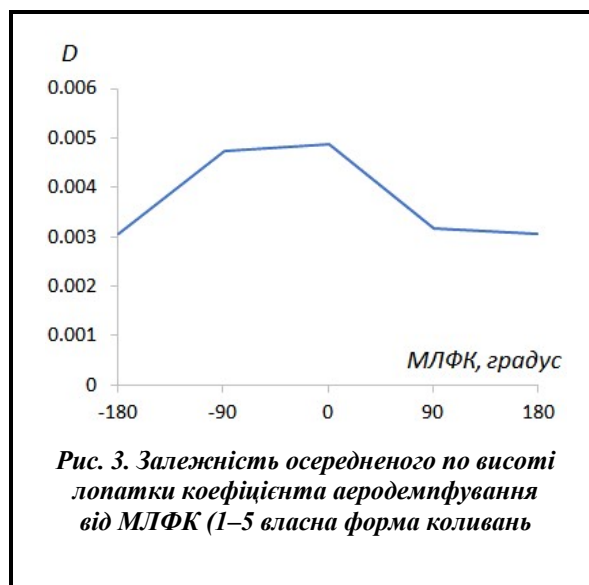


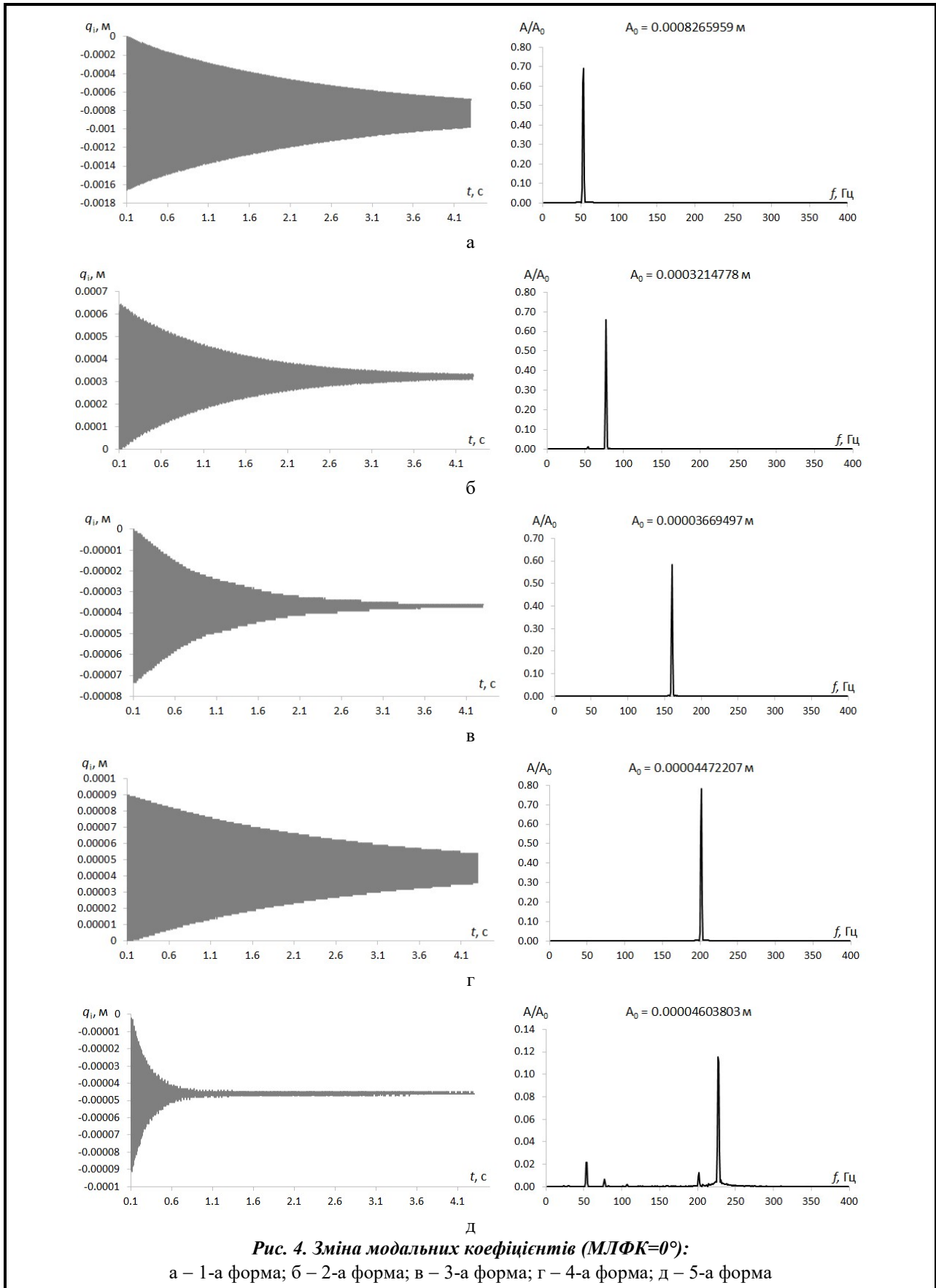
На рис. 2 представлено розподіл за висотою лопатки безрозмірного коефіцієнта аеродемпфування D для різних МЛФК. При гармонійних коливаннях лопаток за заданим законом з урахуванням взаємодії п'яти власних форм коливань має місце «позитивне аеродемпфування», тобто відведення енергії від коливної лопатки в основний потік. На рис. 3 представлено залежність коефіцієнта аеродемпфування D від МЛФК. Максимальні значення коефіцієнта аеродемпфування відповідають МЛФК = 0° і -90° , мінімальні значення (найбільше збудження) – МЛФК = 180° і 90° .

На другому етапі виконано моделювання зв'язаних коливань лопаток робочого вінця, за якого враховується вплив аеродинамічних сил на характер коливань і навпаки. Моделювання проводилося за період 4 с із заданими на самому початку амплітудами й міжлопатковим зсувом фаз для перших п'яти власних форм.

На рис. 4 демонструються зміни модальних коефіцієнтів, що характеризують коливання лопаток за п'ятьма власними формами, та їх амплітудно-частотні спектри.

Коливання лопаток за п'ятьма власними формами є згасаючими з частотами, близькими до власних частот коливань. Інтенсивність згасання коливань зростає із підвищенням номера власної форми коливань. У спектрах коливань за першими п'ятьма власними формами відсутні високочастотні гармоніки.

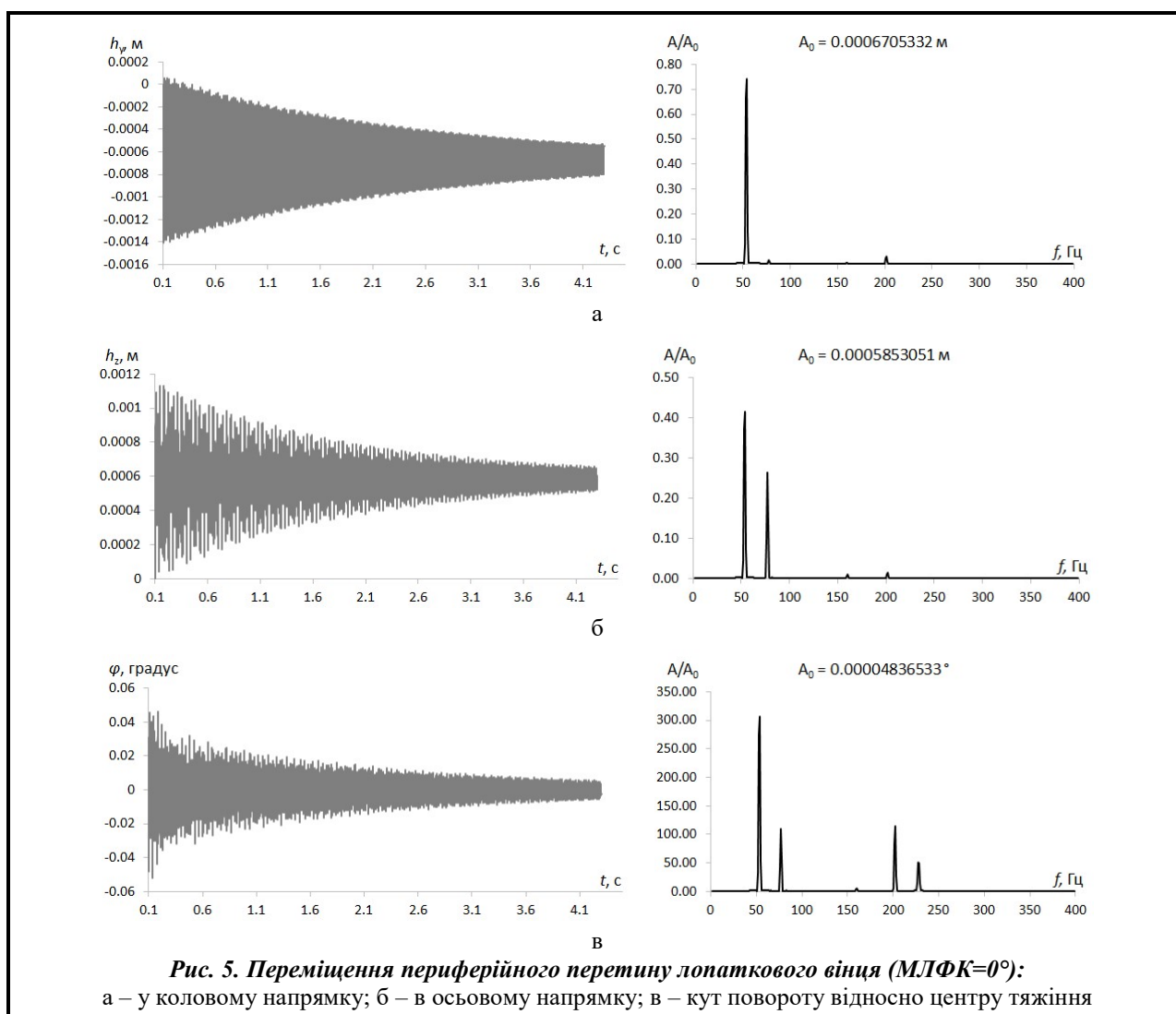


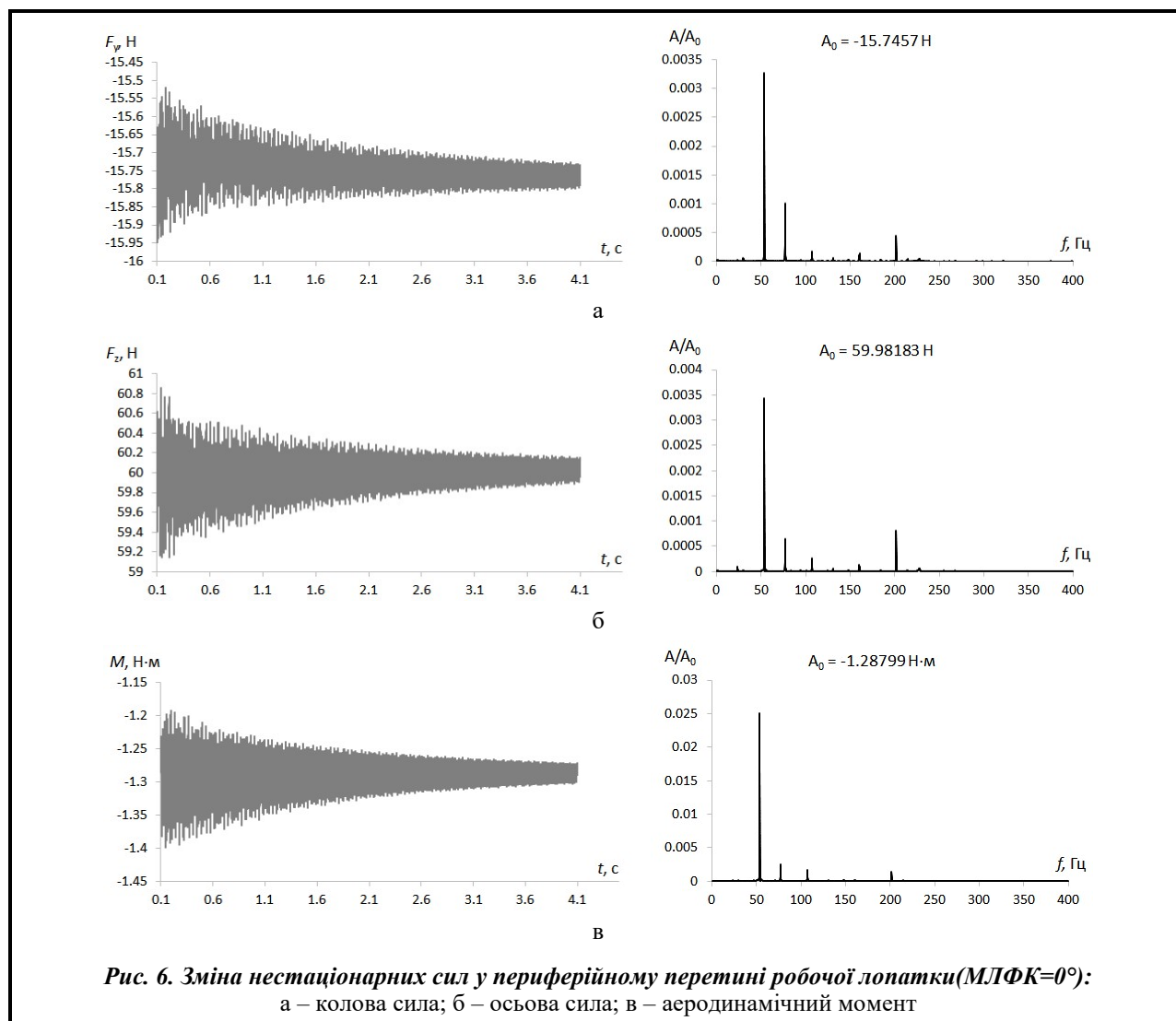


На рис. 5 наведено графіки коливань периферійного перетину лопатки в коловому, осьовому напрямках і повороту відносно центру тяжіння для МЛФК=0° з врахуванням взаємодії п'яти власних форм коливань.

На рис. 6 зображено графіки нестационарних аеродинамічних навантажень (колова сила, осьова сила і аеродинамічний момент), що діють у периферійному перетині, а також їх амплітудно-частотні спектри для МЛФК=0° (кут відповідає найбільшому демпфуванню).

Представлені графіки залежності навантажень за часом демонструють зниження амплітуди сил під час зв'язаних коливань, одночасно зі зменшенням амплітуди коливань лопатки. Частоти навантажень близькі до власних частот і відповідають частотам коливань лопаток. Найбільший внесок у коливання дає перша власна форма, а в нестационарні складові коливань в коловому напрямку – частота, близька до частоти 1-ої власної форми (54 Гц), в осьовому напрямку – частоти, близькі до частот 1-ої та 2-ої власної форми (54 та 77 Гц), у крутильні коливання – частоти, близькі до частот 4-ої та 5-ої власних форм (201 та 227 Гц). Переміщення лопатки по всіх напрямках демпфуються під час вільних коливань.





Висновки

Проведено чисельний аналіз аеропружних характеристик лопаткового вінця ротора останнього ступеня потужної парової турбіни 1000 МВт з підвищеною довжиною лопаток. Потреба в цьому виникла після модернізації робочого вінця ступеня, внаслідок якої довжина лопаток збільшилася до 1650 мм. При аналізі використовується чисельний метод, який дозволяє прогнозувати аеродинамічні й амплітудно-частотні спектри аеродинамічних навантажень і коливань лопаток у в'язкому потоці пари, включаючи вимушені вібрації, коливання, що самозбуджуються або автоколивання. Чисельне моделювання виконувалося для вимушених і зв'язаних коливань лопаток у потоці в'язкої пари. Результати розрахунків підтвердили демпфування коливань лопаток на перших п'яти власних формах, що забезпечує стійкий режим роботи лопаток робочого колеса останнього ступеня турбіни на номінальному режимі.

Література

1. Rzadkowski R., Surwilo J., Kubitz L., Szymaniak M. Unsteady forces in LP last stage 380 MW steam turbine rotating and non-vibrating rotor blades with exhaust hood. *Journal of Vibration Engineering & Technologies*. 2018. Vol. 6. No. 5. P. 357–368. <https://doi.org/10.1007/s42417-018-0055-y>.
2. Petrie-Repar P., Fuhrer C., Grübel M., Vogt D. 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. New York: Curran Associates, Inc. 2015. P. 33–43.

3. Drewczyński M., Rzakowski R., Maurin A., Marszałek P. Free vibration of a mistuned steam turbine last stage bladed disc. Proceedings of ASME TURBO EXPO 2015, June 15–19, Montreal, Canada. New York: ASME. 2015. Article no. GT 2015-26011. <https://doi.org/10.1115/GT2015-42080>.
4. Sun T., Petrie-Repar P., Vogt D. M., Hou A. Detached-eddy simulation applied to aeroelastic stability analysis in a last-stage steam turbine blade. *ASME. Journal of Turbomachinery*. 2019. Vol. 141. Iss. 9. Article no. 091002. <https://doi.org/10.1115/1.4043407>.
5. Sabale A. K., Gopal N. K. V. Nonlinear aeroelastic analysis of large wind turbines under turbulent wind conditions. *AIAA Journal*. 2019. Vol. 57. No. 10. P. 4416–4432. <https://doi.org/10.2514/1.J057404>.
6. Vahdati M., Simpson G., Imregun M. Mechanisms for wide-chord fan blade flutter. *ASME. Journal of Turbomachinery*. 2011. Vol. 133. Iss. 4. Article no. 041029. <https://doi.org/10.1115/1.4001233>.
7. Romera D., Corral R. Nonlinear stability analysis of a generic fan with distorted inflow using passage-spectral method. *ASME. Journal of Turbomachinery*. 2021. Vol. 143. Iss. 6. Article no. 061001. <https://doi.org/10.1115/1.4050144>.
8. Stapelfeldt S., Vahdati M. Improving the flutter margin of an unstable fan blade. *ASME. Journal of Turbomachinery*. 2019. Vol. 141. Iss. 7. Article no. 071006. <https://doi.org/10.1115/1.4042645>.
9. Dong X., Zhang Y., Zhang Z., Lu X. Effect of tip clearance on the aeroelastic stability of a wide-chord fan rotor. *ASME. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2020. Vol. 142. Iss. 9. Article no. 091010. <https://doi.org/10.1115/1.4048020>.
10. Vahdati M., Cumpsty N. Aeroelastic instability in transonic fans. *ASME. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2018. Vol. 138. Iss. 2. Article no. 022604. <https://doi.org/10.1115/1.4031225>.
11. Hanschke B., Kühhorn A., Schrape S., Giersch T. Consequences of borescope blending repairs on modern high-pressure compressor blisk aeroelasticity. *ASME. Journal of Turbomachinery*. 2019. Vol. 141. Iss. 2. Article no. 021002. <https://doi.org/10.1115/1.4041672>.
12. Besem F. M., Kielb R. E. Influence of the tip clearance on a compressor blade aerodynamic damping. *Journal of Propulsion and Power*. 2017. Vol. 33. No. 1. P. 227–233. <https://doi.org/10.2514/1.B36121>.
13. Gan J., Im H., Zha G. Stall flutter simulation of a transonic axial compressor stage using a fully coupled fluid-structure interaction. 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. 2017. Article no. AIAA 2017-0783. <https://doi.org/10.2514/6.2017-0783>.
14. Vallon A., Herran M., Ficat-Andrieu V., Detandt Y. Numerical investigations of flutter phenomenon in compressor stages of helicopter engines. 2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2018. Article no. AIAA 2018-4091. <https://doi.org/10.2514/6.2018-4091>.
15. Corral R., Greco M., Vega A. Tip-shroud labyrinth seal effect on the flutter stability of turbine rotor blades. *ASME. Journal of Turbomachinery*. 2019. Vol. 141. Iss. 10. Article no. 101006. <https://doi.org/10.1115/1.4043962>.
16. Huang H., Liu W., Petrie-Repar P., Wang D. An efficient aeroelastic eigenvalue method for analyzing coupled-mode flutter in turbomachinery. *ASME. Journal of Turbomachinery*. 2021. Vol. 143. Iss. 2. Article no. 021010. <https://doi.org/10.1115/1.4048294>.
17. Ojha V., Fidkowski K. J., Cesnik C. E. S. Adaptive high-order fluid-structure interaction simulations with reduced mesh-motion errors. *AIAA Journal*. 2021. Vol. 59. No. 6. P. 2084–2101. <https://doi.org/10.2514/1.J059730>.
18. Rzakowski R., Gnesin V., Kolodyazhnaya L., Szczepanik R. Unsteady rotor blade forces of 3D transonic flow through steam turbine last stage and exhaust hood with vibrating blades. In: Mathew J., Lim C., Ma L., Sands D., Cholette M., Borghesani P. (eds) *Asset Intelligence through Integration and Interoperability and Contemporary Vibration Engineering Technologies. Lecture Notes in Mechanical Engineering*. Cham: Springer, 2019. P. 523–531. https://doi.org/10.1007/978-3-319-95711-1_52.
19. Rzakowski R., Gnesin V., Kolodyazhnaya L. Aeroelasticity analysis of unsteady rotor blade forces and displacements in LP last stage steam turbine with various pressure distributions the stage exit. *Journal of Vibration Engineering & Technologies*. 2018. Vol. 6. No. 5. P. 333–337. <https://doi.org/10.1007/s42417-018-0049-9>.
20. Rzakowski R., Gnesin V., Kolodyazhnaya L., Kubitz L. Aeroelastic behaviour of a 3.5 stage aircraft compressor rotor blades following a bird strike. *Journal of Vibration Engineering & Technologies*. 2018. Vol. 6. P. 281–287. <https://doi.org/10.1007/s42417-018-0044-1>.
21. Rzakowski R., Kubitz L., Gnesin V., Kolodyazhnaya L. Flutter of long blades in a steam turbine. *Journal of Vibration Engineering & Technologies*. 2018. Vol. 6. P. 289–296. <https://doi.org/10.1007/s42417-018-0040-5>.
22. Донченко В. В., Гнесін В. І., Колодяжна Л. В., Кравченко І. Ф., Петров О. В. Прогнозування флатера лопаткового вінця вентилятора авіаційного двигуна. Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Серія: Енергетичні та теплотехнічні процеси й устаткування. 2020. № 2 (4). С. 11–17. <https://doi.org/10.20998/2078-774X.2020.02.02>.

23. Baldwin B., Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flow. *AIAA. 16th Aerospace Sciences Meeting*. 1978. Paper 78-0257. P. 1-45. <https://doi.org/10.2514/6.1978-257>.
24. Rusanov A. V., Shvetsov V. L., Alyokhina S.V., Pashchenko N. V., Rusanov R. A., Ishchenko M. H., Slaston L. O., Sherfedinov R. B. The efficiency increase of the steam turbine low pressure cylinder last stage by the blades spatial profiling. *Journal of Mechanical Engineering – Problemy Mashynobuduvannia*. 2020. Vol. 23. No. 1. P. 6-14. <https://doi.org/10.15407/pmach2020.01.006>.
25. Gnesin V. I., Kolodiazhnaya L. V., Rzadkowski R. Aeroelastic behaviour of turbine blade row in 3D viscous flow. *Journal of Mechanical Engineering – Problemy Mashynobuduvannia*. 2018. Vol. 21. No. 1. P. 19-30. <https://doi.org/10.15407/pmach2018.01.019>.

Надійшла до редакції 31.01.2023