

УДК 621.165

ВПЛИВ МАТЕРІАЛУ ЛОПАТОК РОТОРА ПАРОВОЇ ТУРБІНИ НА АЕРОПРУЖНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Ю. А. Биков, канд. техн. наук
bykow@ipmach.kharkov.ua
ORCID: 0000-0001-7089-8993

Л. В. Колодяжна, д-р техн. наук
gnesin@ukr.net
ORCID: 0000-0001-5469-4325

Інститут енергетичних машин і
систем ім. А. М. Підгорного
НАН України,
61046, Україна, м. Харків,
вул. Комунальників, 2/10

Елементи потужних парових турбін, зокрема, лопатки ротора останніх ступенів, зазнають значних нестационарних навантажень, які в деяких випадках можуть викликати вкрай небезпечні самозбудні коливання, що негативно впливають на ефективність і ресурс лопаткового апарату. З огляду на це при розробці нових чи модернізації існуючих ступенів парових турбін рекомендовано досліджувати аеропружні характеристики робочих лопаток. На умови виникнення самозбудних коливань впливають як геометричні характеристики, так і сплав, з якого виготовлено лопатку. Для визначення впливу матеріалу лопаток на аеропружну поведінку було проведено числовий аналіз аеропружних характеристик робочих лопаток останнього ступеня, виготовлених із сталевого й титанового сплаву. Для аналізу використано метод одночасного моделювання нестационарної течії газу через лопаткові вінці й пружних коливань лопаток (зв'язана задача), який дозволяє отримати амплітудно-частотний спектр взаємодії нестационарних навантажень і коливань лопаток. У роботі представлено результати числового аналізу для гармонійних коливань із заданими амплітудою й міжлопатковим фазовим кутом, а також для режиму зв'язаних коливань лопаток під дією нестационарних аеродинамічних сил. Наведено залежності коефіцієнта аеродемпфування від міжлопаткового фазового кута і розподіл коефіцієнта вздовж лопатки. Результати моделювання зв'язаних коливань лопаток для шести перших власних форм представлено у вигляді зміни за часом переміщення периферійного перетину лопатки, а також сил і моментів, що діють на периферійний перетин. Наведено відповідні амплітудно-частотні спектри переміщень і навантажень у периферійному перетині. Аналіз результатів показав суттєву відмінність характеристик від запропонованих матеріалів лопатки. Для першої власної форми коливань лопатки виявлена можливість виникнення самозбудних коливань, для другої форми є умови для появи стійких автоколивань.

Ключові слова: аеропружність, флатер, парова турбіна, модальний метод, числова аеродинаміка, взаємодія рідини зі структурою.

Вступ

Лопатки турбін, незалежно від призначення, зазнають значних нестационарних аеродинамічних навантажень у всьому діапазоні робочих режимів. Ці навантаження можуть бути викликані нерівномірністю вхідного потоку, нестационарністю обтікання в лопаткових каналах, а також взаємодією коливань лопаток і потоку. При деяких умовах можуть виникнути самозбудні коливання лопаток, навіть якщо власні частоти коливань лопаток і потоку не співпадають. Це явище взаємодії потоку й коливань лопаток у турбомашині небезпечно й може викликати пошкодження, значною мірою це стосується останніх ступенів парових турбін [1–4]. Схожі явища аеропружного характеру з'являються в інших лопаткових апаратах, зокрема, у вітрових турбінах [5], вентиляторах [6–10], компресорах [11–14] тощо.

Моделювання аеропружності полягає в розв'язанні задачі взаємодії двох фізичних середовищ (рідкого й пружного), тобто одночасному інтегруванні рівнянь руху рідини й пружного твердого тіла. Найбільш швидким методом є розв'язання проблеми у частотній області [15–17]. Цей метод вимагає лінеаризації нестационарних рівнянь руху рідини, тому є ефективним для випадків малих амплітуд збуджень у течіях, де не проявляється нелінійність (безвідривні, близькі до течії нев'язкої рідини). Для врахування нелінійних ефектів взаємодії рідини й лопатки необхідно одночасне розв'язання повних рівнянь Нав'є-Стокса турбулентного руху рідини й руху лопатки з обміном даними на межах [18–20].

Сучасні задачі дослідження аеропружності потребують розробки методів, що дозволяють моделювати у широкому діапазоні робочих режимів турбомашини. Найбільш перспективним для таких задач методом дослідження аеропружної поведінки лопаток турбомашини є моделювання тривимірної неста-

ціонарної течії й моделювання руху лопатки модальним методом (зв'язана аеропружна задача) [21–22]. Такий метод дозволяє моделювати як вимушені, так і самозбудні коливання лопаток, а також дає змогу виявити умови виникнення зростаючих коливань лопаток, що несе загрозу виникнення флатеру.

У роботі використано математичну модель течії в'язкого газу, описану системою нестационарних рівнянь Нав'є-Стокса, усереднених за Рейнольдсом, що доповнюється моделлю турбулентності SST Ментера [23]. Нестационарний рух лопаток описується системою диференціальних рівнянь, в яких використовується модальний підхід. Чисельне моделювання виконувалося за допомогою пакета програм ANSYS Fluent Academic Edition 19R3 з додатковими програмними модулями власної розробки.

Формулювання проблеми

Описаний числовий метод був використаний для проведення аналізу аеропружної поведінки лопаткового вінця ротора останнього ступеня циліндру низького тиску парової турбіни 1000 МВт. Досліджувалися лопатки ротора після вдосконалення за допомогою новітнього методу [24], довжина вдосконалених лопаток зросла з 1200 до 1650 мм. Вже було частково досліджено аеропружні характеристики цього ротору, яке не виявило загрози виникнення самозбудних коливань [25]. Дане дослідження було проведене за допомогою вже зарекомендованого методу [26], що широко використовується для аналізу аеропружності в турбомашинах.

В описаному методі, як і в методі [26], виконується послідовно, на кожному часовому кроці, інтегрування рівнянь течії в'язкого газу (осереднених по Рейнольдсу рівнянь Нав'є-Стокса) і рівнянь коливань лопаток під дією нестационарних навантажень (модальний метод). Дослідження проведено для номінального режиму експлуатації лопаткового вінця ротору турбіни з частотою обертання $n=1500$ об/хв. Первинним критерієм стійкості лопаток до флатера є результат аналізу характеристик демпфування коливань лопаток при заданих гармонійних коливаннях при різних міжлопаткових фазових кутах.

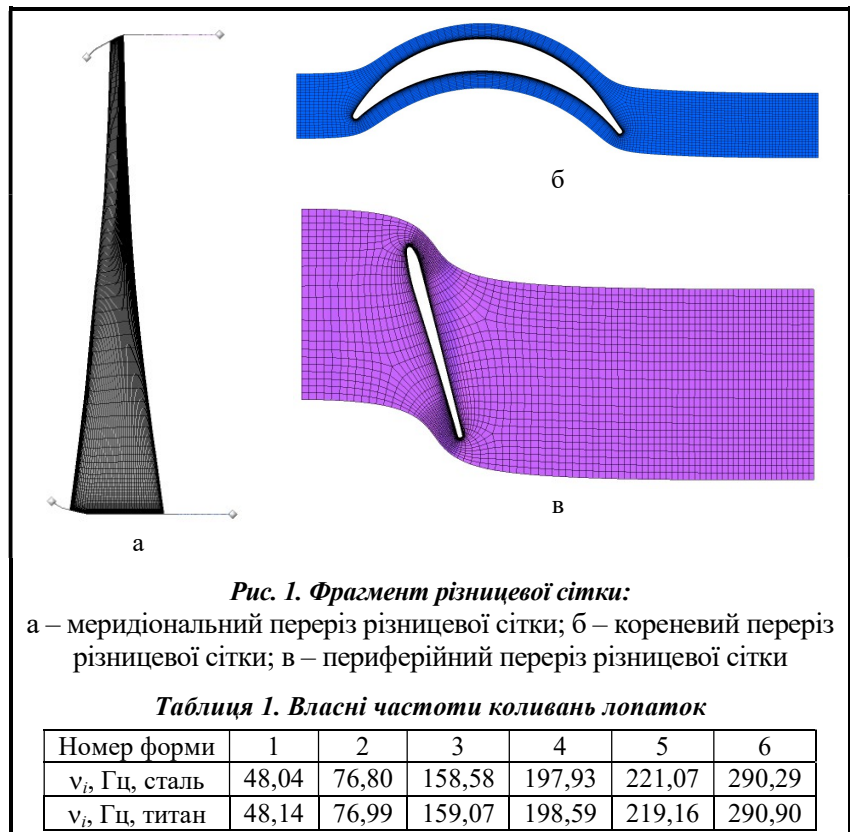
На рис. 1 представлено фрагменти різницевої сітки в меридіональній площині (рис. 1, а), тангенціальній площині (кореневий переріз лопаткового вінця, рис. 1, б), периферійний переріз лопаткового вінця, рис. 1, в). Кожен із сегментів розрахункової області дискретизується з використанням гібридної деформівної Н-О сітки.

Режим роботи турбінного лопаткового вінця характеризується наступним розподілом газодинамічних параметрів:

– змінні за радіусом тиск і температура загальмованого потоку перед вінцем $P_0=14708\dots19101$ Па; $T_0=325\dots333$ К;

– задані кути потоку в колі до центру (α) і радіальному (γ) напрямку;

– змінний за радіусом статичний тиск за вінцем $P_2=3824\dots3826$ Па.



Власні форми коливань лопаток ротора визначалися за допомогою алгоритму Pre-Stress Modal з пакету ANSYS. Розглянуто два варіанти матеріалу лопатки – інструментальна сталь (модуль Юнга $E=2 \times 10^{11}$ Па, коефіцієнт Пуассона $\nu=0,3$ та щільність $\rho=7850$ кг/м³) і титановий сплав (модуль Юнга $E=1,138 \times 10^{11}$ Па, коефіцієнт Пуассона $\nu=0,3399$ і щільність $\rho=4429$ кг/м³). Для моделювання руху ло-

паток модальним методом враховувалися перші шість власних форм коливань. Значення власних частот коливань лопаток наведено в табл. 1. Різниця по власних частотах не перевищує 0,8%, по власних формах – не вище 1% залежно від матеріалу лопатки.

Результати числового аналізу

Першою задачею дослідження було визначення аеропружних характеристик ротора за заданим законом коливань лопаток. При цьому лопатки здійснюють гармонійні коливання по кожній з власних форм окремо із постійним міжлопатковим фазовим кутом (МЛФК) $\delta=0^\circ; 180^\circ; \pm 90^\circ$. Мірою стійкості коливань до флатеру є коефіцієнт аеродемпфування D , який дорівнює роботі аеродинамічних сил із протилежним знаком. Позитивні значення коефіцієнта відповідають демпфуванню коливань, від’ємні – ймовірному збудженню.

На рис. 2 і 3 представлено розподіл за висотою лопатки безрозмірного коефіцієнта аеродемпфування D для чотирьох значень МЛФК для лопаток зі сталі й титану відповідно.

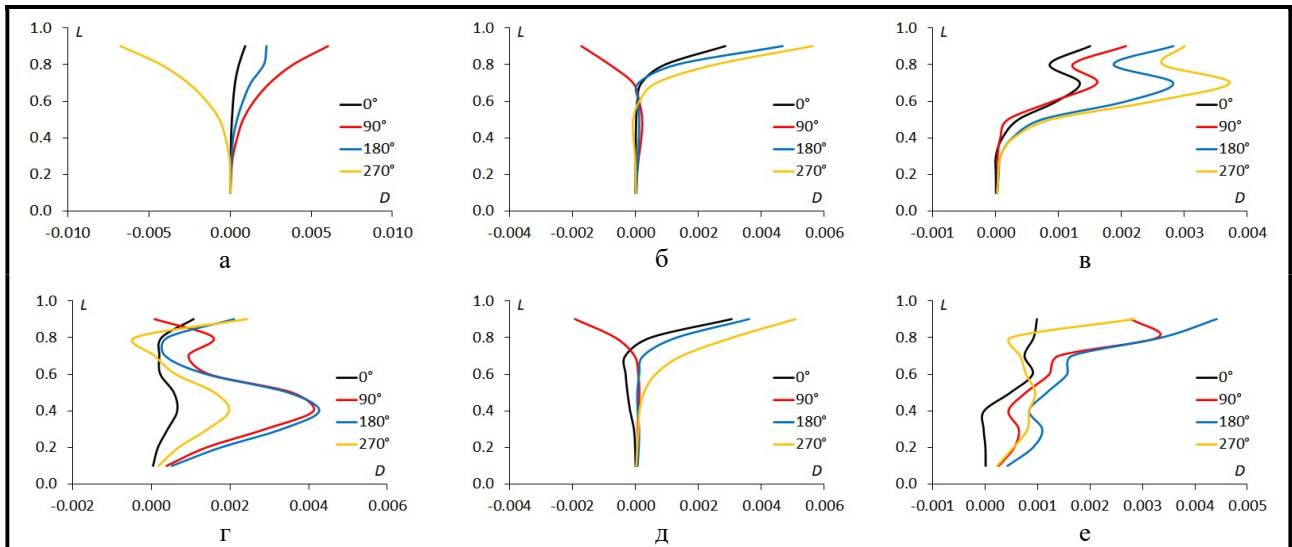


Рис. 2. Зміна коефіцієнта аеродемпфування за висотою лопатки зі сталі для МЛФК=0°, 90°, 180°, 270°: а – 1-а форма; б – 2-а форма; в – 3-я форма; г – 4-а форма; д – 5-а форма; е – 6-а форма

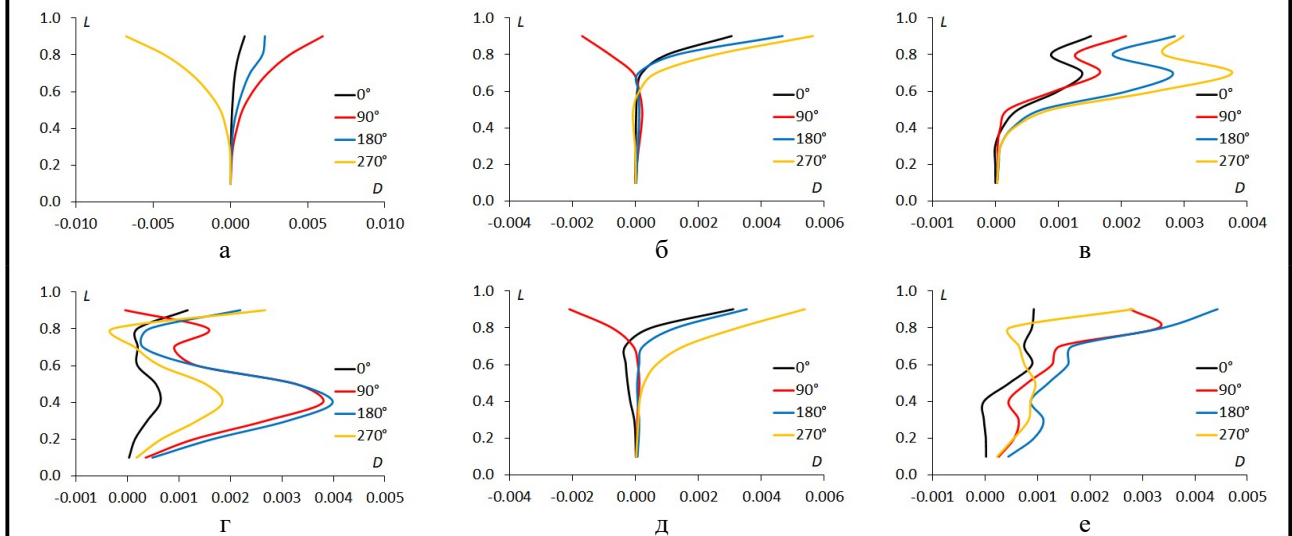
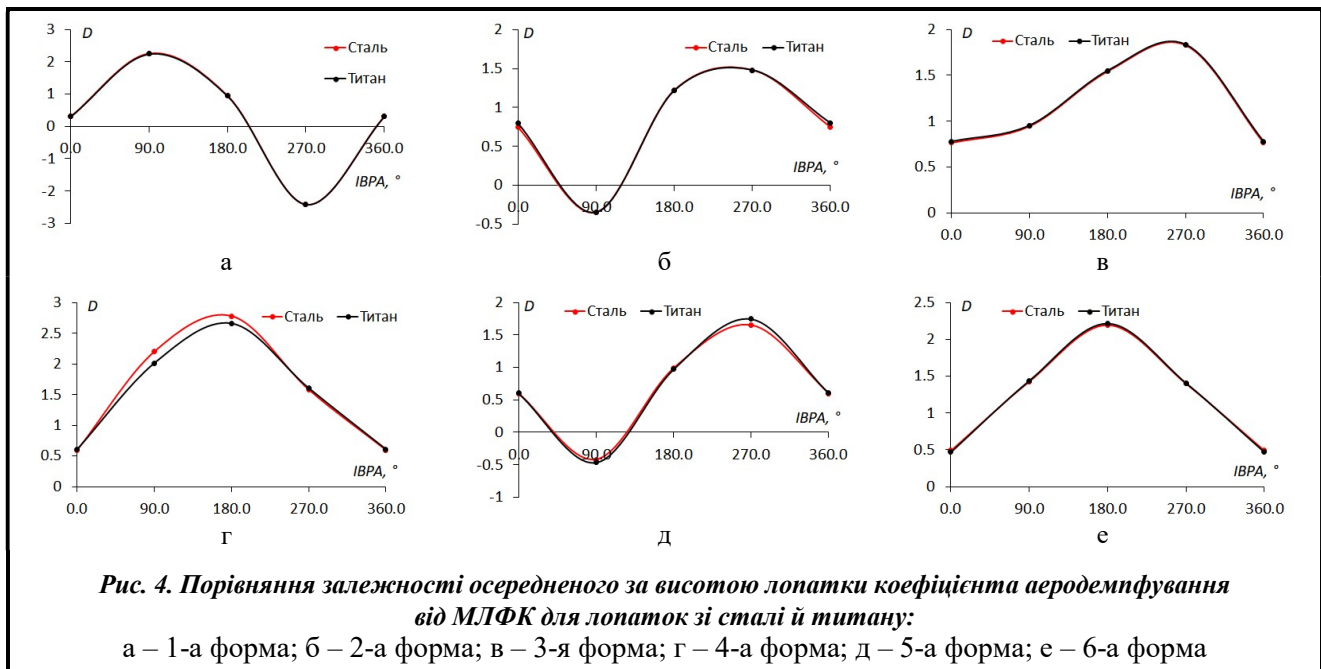


Рис. 3. Зміна коефіцієнта аеродемпфування за висотою лопатки з титану для МЛФК=0°, 90°, 180°, 270°: а – 1-а форма; б – 2-а форма; в – 3-я форма; г – 4-а форма; д – 5-а форма; е – 6-а форма

У більшості випадків спостерігаються позитивні значення коефіцієнта аеродемпфування, за винятком форми 1 і МЛФК=270°, форми 2 і МЛФК=90°, форми 5 і МЛФК=90°. Розподіл роботи за висотою лопатки для сталі й титану майже однаковий, що підтверджується рис. 4, де представлено залежність коефіцієнта аеродемпфування D від МЛФК для двох матеріалів лопатки одночасно. Як видно з графіків, переважно спостерігається демпфування коливань, за винятком форми 1 і МЛФК=270°, форми 2 і МЛФК=90°, форми 5 і МЛФК=90°.

За характером і значеннями коефіцієнти аеродемпфування для сталі і титану майже не відрізняються. Максимальне відхилення не перевищує 7% (4-а власна форма, МЛФК=90°, рис. 4, г).



Наступною задачею дослідження було проведення моделювання зв'язаних коливань лопаток робочого вінця, за якого враховується вплив аеродинамічних сил на коливання і навпаки. Моделювання проводилося за період 0,4 с, що відповідає 10 оборотам ротора, із заданими на самому початку амплітудами й міжлопатковим фазовим кутом, для лопатки з титану. Для демонстрації результатів обрано три режими – для першої власної частоти і кутів 90° і 270° (на цих кутах спостерігається максимальні й мінімальні значення коефіцієнта аеродемпфування), другої власної частоти і кута 90°, на якому є потенційна вірогідність виникнення самозбудних коливань.

На рис. 5 показано рух периферійного перетину лопатки, що коливається за першою формою й фазовим кутом 270°, та його спектри, на рис. 6 – аеродинамічні сили, що діють при русі на периферійний перетин лопатки.

Із графіків чітко видно наявність зростання амплітуди коливань лопатки й аеродинамічних сил, на спектрі коливань домінує перша власна частота, на спектрі сил – перша власна частота та її гармоніки.

На рис. 7 зображено рух периферійного перетину лопатки, що коливається за першою формою і фазовим кутом 90°, та його спектри, на рис. 8 – аеродинамічні сили, що діють при русі на периферійний перетин лопатки.

У цьому режимі видно згасання амплітуди коливань лопатки й аеродинамічних сил, на спектрі коливань домінує перша власна частота, на спектрі сил – перша власна частота та її гармоніки, присутня також друга власна частота.

На рис. 9 показано рух периферійного перетину лопатки, що коливається за другою формою й фазовим кутом 90°, та його спектри, на рис. 10 – аеродинамічні сили, що діють при русі на периферійний перетин лопатки.

Цей режим характеризується наявністю коливань лопатки постійної амплітуди, на спектрах є домінування другої власної частоти, але також видно вплив першої власної частоти та їх гармонік.

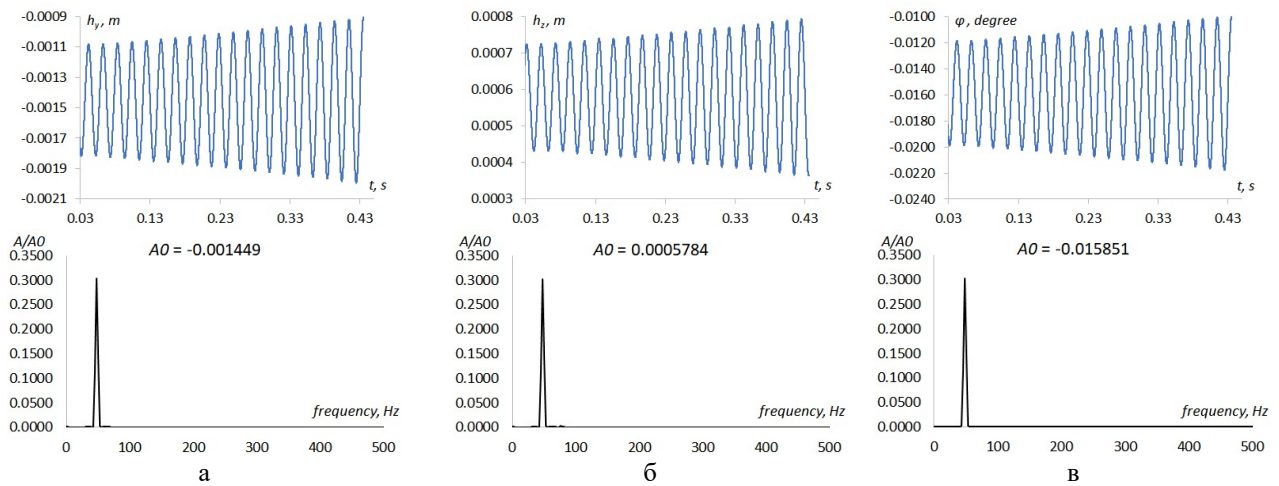


Рис. 5. Переміщення периферійного перерізу лопатки за часом та його спектри (1-а форма, МЛФК=270°):
 а – у коловому напрямку; б – в осьовому напрямку; в – поворот відносно центра тяжіння

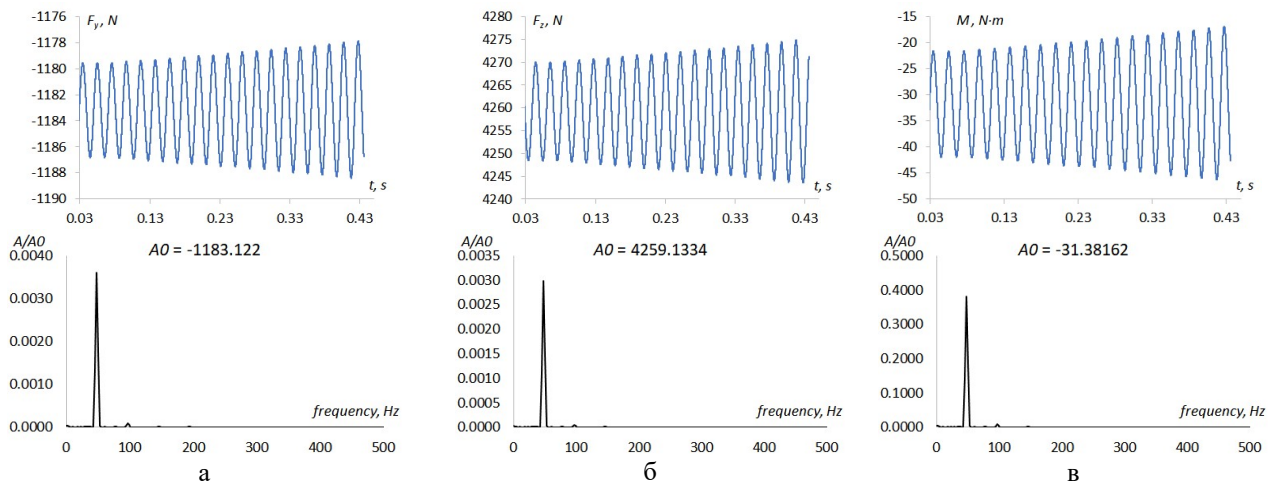


Рис. 6. Сили, що діють на периферійний переріз лопатки за часом, та їх спектри (1-а форма, МЛФК=270°):
 а – у коловому напрямку; б – в осьовому напрямку; в – момент відносно центра тяжіння

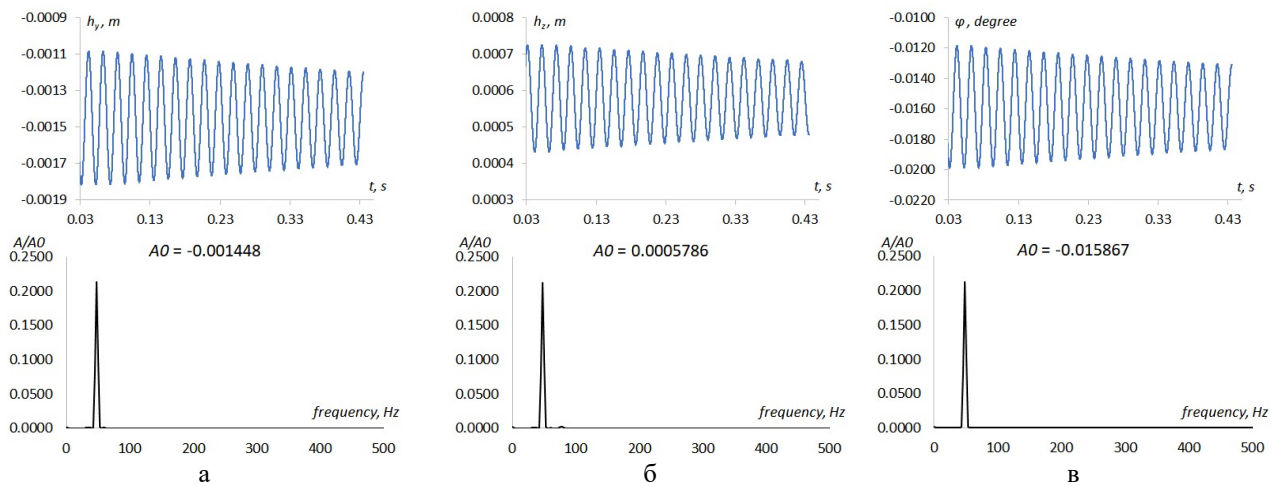


Рис. 7. Переміщення периферійного перерізу лопатки за часом та його спектри (1-а форма, МЛФК=90°):
 а – у коловому напрямку; б – в осьовому напрямку; в – поворот відносно центра тяжіння

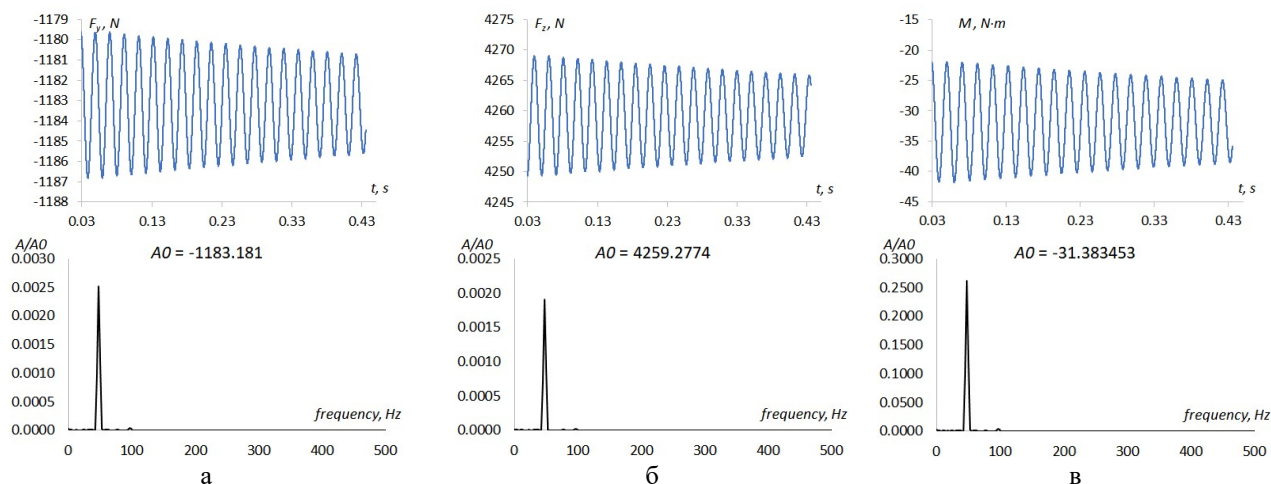


Рис. 8. Сили, що діють на периферійний переріз лопатки за часом, та їх спектри (1-а форма, МЛФК=90°):
 а – у коловому напрямку; б – в осьовому напрямку; в – момент відносно центра тяжіння

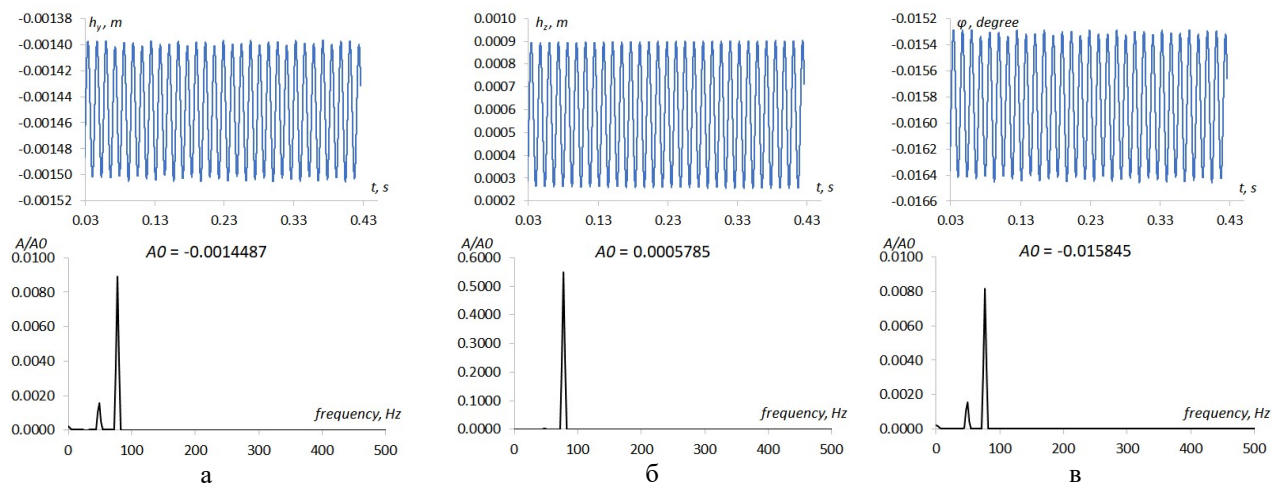


Рис. 9. Переміщення периферійного перерізу лопатки за часом та його спектри (2-а форма, МЛФК=90°):
 а – у коловому напрямку; б – в осьовому напрямку; в – поворот відносно центра тяжіння

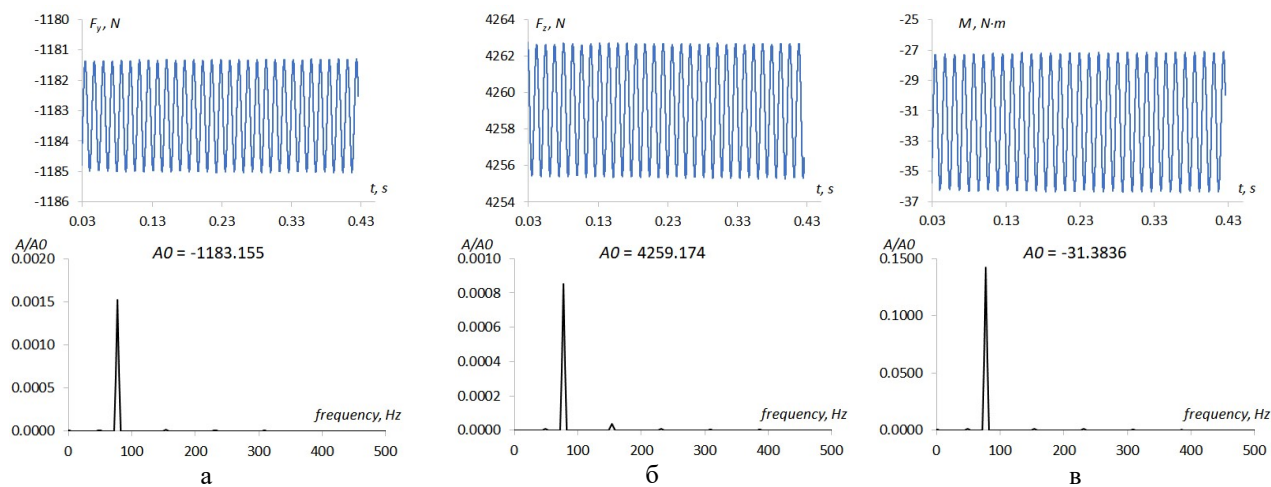


Рис. 10. Сили, що діють на периферійний переріз лопатки за часом, та їх спектри (2-а форма, МЛФК=90°):
 а – у коловому напрямку; б – в осьовому напрямку; в – момент відносно центра тяжіння

Таким чином, майже для всіх режимів коливань лопаток ротора виявлено аеродинамічне демпфування коливань, крім першої власної форми й фазового кута 270° , де спостерігається зростання амплітуди коливань, а також другої форми й фазового кута 90° , де спостерігається автоколивання з незмінною амплітудою. Ці режими потенційно небезпечні при експлуатації турбіни, тому треба вжити додаткових заходів по демпфуванню коливань. Заходи можуть містити встановлення бандажів, відстроювання власних частот лопатки, зміну матеріалу лопатки та інше.

Висновки

Проведено чисельне дослідження впливу матеріалу лопаток на аеропружні характеристики новітнього лопаткового вінця ротора останнього ступеня потужної парової турбіни 1000 МВт. Попередні дослідження для лопаток даної турбіни, виготовлених зі сталі, не виявили загрози виникнення флатеру робочих лопаток. При аналізі використовувався чисельний метод, заснований на одночасному моделюванні в'язкої течії у вінцях турбомашин і моделюванні коливань лопаток модальним методом. Чисельне дослідження виконано за допомогою програмного комплексу ANSYS Fluent. Моделювання виконувалося для заданих і зв'язаних коливань лопаток у потоці в'язкої пари. Результати розрахунків підтвердили демпфування коливань лопаток у більшості режимів, за винятком коливань за першою формою і фазовим кутом 270° , а також другою формою і фазовим кутом 90° . Порівняння результатів для лопаток, виготовлених зі сталі й титанового сплаву, не виявило значних розбіжностей, які можуть вплинути на умови виникнення самозбудних коливань. Для усунення виявлених у результаті аналізу режимів, при яких можливе збудження коливань лопаток, потрібно вдосконалення конструкції лопаток, вибір іншого матеріалу лопаток чи корекція режиму роботи турбіни.

Фінансування

Робота виконана в рамках наукової теми «Удосконалення та розробка основного обладнання турбоагрегатів енергоблоків АЕС, у тому числі з використанням технологій малих модульних реакторів та акумулювання енергії, з метою забезпечення енергетичної безпеки та стійкого розвитку економіки України у воєнний та повоєнний періоди» бюджетної програми «Наукові і науково-технічні (експериментальні) роботи за пріоритетним напрямом «Технології тепло-, електро- та атомної енергетики для забезпечення енергетичної безпеки України» на 2023–2024 рр.», код програмної класифікації видатків (КПКВК) 6541230 (прикладні дослідження).

Література

1. Rzakowski 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, September 8–11, 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, 2015, 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, January 9–13, 2017, Grapevine, Texas, USA. 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, June 25–29, 2018, Atlanta, Georgia, USA. 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., Petric-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. Rzadkowski 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. Rzadkowski 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. Rzadkowski 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. Rzadkowski R., Kubitz L., Gnesin V., Kolodyazhnaya L. Flutter of long blades in a steam turbine. *Journal of Vibration Engineering & Technologies*. 2018. Vol. 6. Iss. 4. 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. ANSYS Fluent Theory Guide. Canonsburg, PA: ANSYS, Inc., 2019. 988 p.
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. Kolodiazhna L. V., Bykov Yu. A. Aeroelastic characteristics of rotor blades of last stage of a powerful steam turbine. *Journal of Mechanical Engineering – Problemy Mashynobuduvannia*. 2023. Vol. 26. No. 1. P. 6–14. <https://doi.org/10.15407/pmach2023.01.006>.
26. Gnesin V. I., Kolodiazhna 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 16.07.2024