

О. В. ЛАПУЗИН, В. П. СУБОТОВИЧ, Ю. О. ЮДИН, С. П. НАУМЕНКО, І. І. МАЛИМОН

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ТАНГЕНЦІАЛЬНОЇ НЕРІВНОМІРНОСТІ ПАРАМЕТРІВ ПОТОКУ НА ГАЗОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ СОПЛОВИХ РЕШІТОК ТУРБОМАШИН

Аеродинамічна ефективність соплових решіток парових і газових турбін визначається багатьма факторами, одним з яких є степінь нерівномірності у тангенціальному і радіальному напрямках параметрів просторового потоку за решітками. В процесі усереднення цих параметрів визначаються інтегральні характеристик решіток: два кути потоку, коефіцієнт швидкості або коефіцієнт втрат кінетичної енергії. Кут, що враховує рівень усередненої радіальної складової швидкості, визначає рівень кінематичних втрат у решітці. Навіть за циліндричних меж решітки цей кут відрізняється від нуля, а кінематичні втрати зменшують ефективність решітки на 30 %–50 %. У статті наведені результати експериментального дослідження впливу тангенціальної нерівномірності швидкості та кутів просторового потоку на кінематичні втрати на різних радіусах соплової решітки останнього ступеня парової турбіни і соплової решітки першого ступеня газової турбіни.

Ключові слова: соплова решітка, коефіцієнти втрат, структура потоку, параметри тангенціальної нерівномірності.

A. LAPUZIN, V. SUBOTOVICH, YU. YUDIN, S. NAUMENKO, I. MALYMON STUDYING THE EFFECT OF THE TANGENTIAL NONUNIFORMITY OF FLOW PARAMETERS ON GAS DYNAMIC PERFORMANCES OF THE NOZZLE CASCADES OF TURBINE MACHINES

Aerodynamic efficiency of the nozzle cascades of steam and gas turbines is defined by many factors and one of them is the tangential and radial nonuniformity degree of the parameters of a spatial flow behind the cascades. The averaging of these parameters enables the determination of the integral parameters of the cascades, in particular two flow angles and the velocity angle or the kinetic energy loss coefficient. The angle that takes into account the level of the averaged radial component of the velocity defines the level of kinematic losses in the cascade. Even in the case of the cylindrical boundaries of the cascade this angle differs from zero and kinematic losses decrease the cascade efficiency by 30 to 50 percent. This scientific paper gives the results of experimental investigations of the effect of the circumferential nonuniformity of the velocity and the angles of the spatial flow on kinematic losses at different radii of the nozzle cascade of the last stage of the steam turbine and the nozzle cascade of the first stage of the gas turbine. The kinetic energy loss coefficient and the coefficient of total losses were suggested as the integral characteristics of the cascades. In the case of cylindrical boundaries of the stage the total loss-to-kinetic energy loss ratio is noticeably decreased during the transition from the average zone to the zone of end losses. However, in the peripheral zone of the nozzle cascade of the last stage of steam turbine total losses are three times higher than kinetic energy losses due to the fact that the radial component of the velocity behind the cascade is much higher than the flow rate component and the level of the losses of kinetic energy is not high.

Key words: nozzle cascade, loss coefficients, flow structure, tangential nonuniformity parameters.

Вступ

Під час визначення аеродинамічних характеристик прямих пакетів профілів [1, 2] використовується метод травсування потоку за решітками. Тиск гальмування вимірюється трубкою Піто, кут потоку – двоканальним зондом, а тиск вважається незмінним уздовж кроку решітки. Питання усереднення нерівномірних уздовж кроку параметрів потоку за решітками докладно розглянуті в [3], де запропоновані нові методи усереднення, які дозволяють врахувати вплив крокової нерівномірності як кута α , так і будь-якого іншого параметра на аеродинамічну досконалість прямого пакета профілів.

Окрім крокової нерівномірності кута α бажано врахувати, якщо є така можливість, крокову нерівномірність тиску і кута γ , які визначають віяловість вектора швидкості та її тангенціальну нерівномірність C_{\max}/C_{\min} . Запропоновані в [3] методи усереднення дозволяють знайти параметр $\cos\bar{\gamma}$, який оцінює сумарний вплив крокової нерівномірності усіх параметрів потоку на якість роботи решітки. Треба відзначити, що за відсут-

ності крокової нерівномірності тиску та за відсутності радіальної складової швидкості параметр $\cos\bar{\gamma} < 1$, оскільки крокові нерівномірності швидкості і кута α завжди присутні. У старих методах дослідження прямих пакетів профілів коефіцієнт $\cos\bar{\gamma}$, на жаль, не визначався.

Окремо слід відзначити вплив на коефіцієнт корисної дії (ККД) ступеня рівня радіальної складової швидкості навіть за умови відсутності крокової нерівномірності кута γ [4]. Для постійного у тангенціальному напрямку кута γ колова складова швидкості потоку перед робочим колесом зменшується у $\cos\gamma$ разів, що за відсутності закрутки потоку за робочими лопатками у стільки ж разів зменшує ККД ступеня. На жаль, у науково-технічній літературі і наукових статтях майже відсутня інформація про тангенціальну нерівномірність параметрів потоку за сопловими решітками турбомашин, що не дозволяє оцінити їх якість за допомогою запропонованих у [3] нових методів усереднення параметрів просторового потоку.

Мета роботи

1 Виконати аналіз результатів газодинамічних досліджень структури потоку перегрітої пари за сопловою решіткою останнього ступеня частини низького тиску тихохідних парових турбін виробництва АТ «Турбоатом», а також структуру потоку повітря за сопловою решіткою ступеня високого тиску газової турбіни.

2 Визначити тангенціальну нерівномірність швидкості C , кута α , кута γ та оцінити загальний вплив нерівномірностей цих параметрів на $\cos\bar{\gamma}$, який характеризує рівень кінематичних втрат у сопловій решітці.

3 Визначити сумісний вплив форми меридіональних окреслень соплової решітки і відносної довжини соплових лопаток на рівень тангенціальної нерівномірності усіх параметрів потоку та рівень кінематичних втрат.

Геометричні характеристики решіток та методи їх дослідження

Решітка 1 – це соплова решітка виконаного у масштабі 1:2 останнього ступеня низького тиску тихохідної парової турбіни (рис. 1). Конструкцію цього ступеня розроблено на Харківському турбінному заводі у 70-х роках минулого століття для серії турбін потужністю 500 МВт і 1000 МВт атомних електричних станцій. У 1974–1975 роках на Придніпровський ТЕС модель останнього ступеня була досліджена на різних режимах при фіксованій частоті обертання 3000 об/хв. Для забезпечення можливості газодинамічних вимірювань за допомогою пневмометричних зондів та термопар на всіх режимах випробувань водяна пара була перегрітою. У міжвінцевому зазорі ступеня параметри просторового потоку вимірювалися п'ятиканальними зондами, які мали конічну форму приймальної частини. Зонд закріплювався у координатному пристрої з трьома степенями свободи і дистанційно переміщувався уздовж радіуса і у тангенціальному напрямку, маючи також можливість обертатися навкруги державки, що забезпечувало високу точність вимірювання кута α . Тарировочні характеристики зондів наведені у статі [5] і дозволяють використовувати зонди для вимірювань у дозвуковому та надзвуковому потоках.

Коренева межа решітки 1 має від'ємний кут нахилу (-6°) на меридіональній площині. Периферійна межа сформована двома конусами, такими що кут біля вершини першого конуса дорівнює 90° , а кут біля вершини другого конуса – 40° (рис. 1).

Таким чином, більша частина соплової решітки обтикається потоком, який умовно можна

вважати конічним. Високий рівень радіальної складової швидкості, тобто високий рівень кута $\gamma = \arcsin(C_r/C)$, суттєво зменшує, як вже відзначалося, колову складову швидкості та ККД верхньої половини ступеня. Наявність за сопловою решіткою кільцевої щілини для відведення великодисперсної вологої пари також сприяє ще більшому підвищенню рівня радіальної складової швидкості (яка тут майже у два рази перевищує витратну складову) і зменшенню рівня ККД периферійної ділянки ступеня [6]. Негативний вплив периферійної ділянки на ККД ступеня вдається знизити за рахунок використання оберненого закону закрутки: ефективний кут решітки зменшується з $16^\circ 24'$ на кореневому радіусі до $13^\circ 20'$ на середньому радіусі і продовжує зменшуватися до $11^\circ 40'$ на периферійному радіусі. Контрольний переріз, в якому за решіткою знаходиться зонд, перетинає кореневу межу ступеня, тобто тіло діафрагми, на радіусі 675 мм, а периферійну межу – на радіусі 1385 мм. Таким чином висота контрольного перерізу складає 710 мм, а його середній радіус дорівнює 1030 мм. Відношення середнього діаметра до висоти кільцевого перерізу дорівнює $\Theta = 2,9$ та характеризує його відносну довжину. Зрозуміло, що Θ соплової решітки є більшим за 2,9, а Θ робочої решітки – меншим за 2,9.

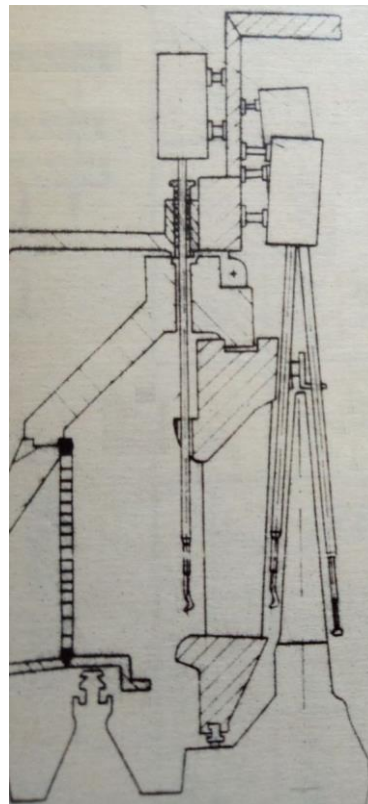


Рис. 1 – Модель останнього ступеня парової турбіни

Решітка 2 – це соплова решітка турбіни високого тиску малорозмірної газотурбінної установки з відношенням $\Theta = 172,5/20 = 8,76$ (рис. 2). Решітка має циліндричну кореневу і циліндричну периферійну межі за винятком вхідної частини, яка є продовженням вільного радіально-осьового каналу.

Ефективний кут решітки майже не змінюється уздовж її висоти і дорівнює на середньому радіусі $18,64^\circ$. Параметри потоку за решіткою вимірювалися одноканальною трубкою Піто, трьохканальним, а також п'ятиканальним зондами. Лише п'ятиканальний зонд дозволяє отримати вичерпну інформацію про структуру просторового потоку в турбінному ступеню. Решітка 2 випробувалася на аеродинамічному стенді НТУ «ХПІ» як у складі ступеня (з робочим колесом), так і з радіальним дифузorzом за нею.

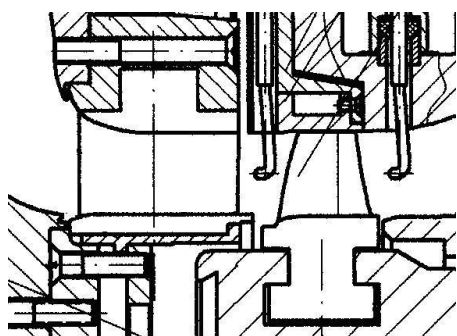


Рис. 2 – Ступінь високого тиску газової турбіни

Структура потоку за решіткою 1

З рис. 3 видно, що крокова нерівномірність усіх параметрів потоку збільшується під час переходу від периферійних струминок течії до корневих. Усереднені вздовж кроку решітки параметри потоку знайдені за умови збереження у вихідному нерівномірному та усередненому потоках п'яти інтегральних характеристик: ентальпії гальмування, ентропії, витрати, радіальної складової кількості руху, осьової складової кількості руху [5]. Цей метод усереднення має свої недоліки, але для аналізу рівня тангенціальної нерівномірності тиску гальмування та тиску можна використовувати будь-який метод усереднення. Позначимо K_p^* та K_p безрозмірні параметри тангенціальної нерівномірності тиску гальмування і тиску на тому чи іншому радіусах контрольного перерізу, а саме:

$$K_p^* = \frac{P_{\max}^* - P_{\min}^*}{\bar{P}^* - \bar{P}^*} \quad \text{та} \quad K_p = \frac{P_{\max} - P_{\min}}{\bar{P} - \bar{P}}$$

Індексом \max і \min відмічені максимальні і мінімальні величини параметрів, а верхня риска вказує на усереднені параметри потоку.

Коефіцієнт K_p^* збільшується з 0,22 до 0,96 при переході з периферійної зони решітки до кореневої. Усереднений тиск гальмування

відрізняється від тиску P_{\max}^* набагато менше ніж від тиску P_{\min}^* . Звертає на себе увагу також нетиповий характер розподілу уздовж радіусу тиску \bar{P}^* , що пов'язано з розташуванням перед ступенем дросельних сіток (див. рис. 1). На поверхнях течії, розташованих на достатній відстані від меж решітки, є так зване ядро потоку, для якого тиск гальмування P_{\max}^* співпадає з тиском гальмування перед решіткою P_0^* .

Тангенціальна нерівномірність тиску набагато менша за тангенціальну нерівномірність тиску гальмування: коефіцієнт K_p збільшується від 0,18 до 0,43 при переході від периферійних ділянок до корневих. Достатньо високий рівень K_p обумовлено малою відстанню між пневмометричним зондом і вихідними кромками соплової решітки. Обернений закон закрутки забезпечив зменшення радіального градієнту тиску, що є принциповою особливістю останнього ступеня парової турбіни. Незважаючи на велику відносну довжину лопаток ($\Theta = 2,9$), радіальна нерівномірність тиску не перевищує тангенціальну нерівномірність

$$\Delta P = P_{\max} - P_{\min}$$

у кореневій зоні за решіткою.

У верхній частині міжвінцевого зазору тангенціальна нерівномірність кута α , тобто

$$\Delta \alpha = \alpha_{\max} - \alpha_{\min},$$

знаходиться на рівні 6° і збільшується у декілька разів за умови наближення до кореневої межі.

Тангенціальна нерівномірність кута γ максимальна у кореневій зоні, де вона досягає на радіусі 695мм

$$\Delta \gamma = \gamma_{\max} - \gamma_{\min} = 25^\circ.$$

Від'ємні величини кута γ співпадають за місцезнаходженням з так званим кромковим слідом, де тиск гальмування за сопловими лопатками мінімальний. Слід відзначити достатньо високу нерівномірність кута γ у середній частині решітки: $\Delta \gamma = 8^\circ$. Однак основним фактором, що негативно впливає на ККД ступеня, є не $\Delta \gamma = 8^\circ$, а високий рівень на середньому радіусі усередненого кута $\bar{\gamma}_5 = 13^\circ$, який вказує на зменшення на 2,6 % колової і витратної складових швидкості у порівнянні з циліндричним потоком. Збільшити витрату робочого тіла крізь решітку дуже просто, але позбутися кута $\bar{\gamma}_5 = 13^\circ$ неможливо. З рис. 3 бачимо, що тільки у кореневій зоні потоку усереднений кут потоку $\bar{\gamma}_5 \approx 0^\circ$, Кут $\bar{\gamma}_5$ відповідає усередненню параметрів потоку методом [5] і мало відрізняється від середньоарифметичного кута $\bar{\gamma}_{c.a.}$. Але в кореневій зоні за решіткою тангенціальна нерівномірність усіх параметрів потоку обумовлює високий рівень кінематичних втрат, якому відповідають $\cos \bar{\gamma} = 0,972$, $\bar{\gamma} = 13,66^\circ$, що визначені за методом 1 [3].

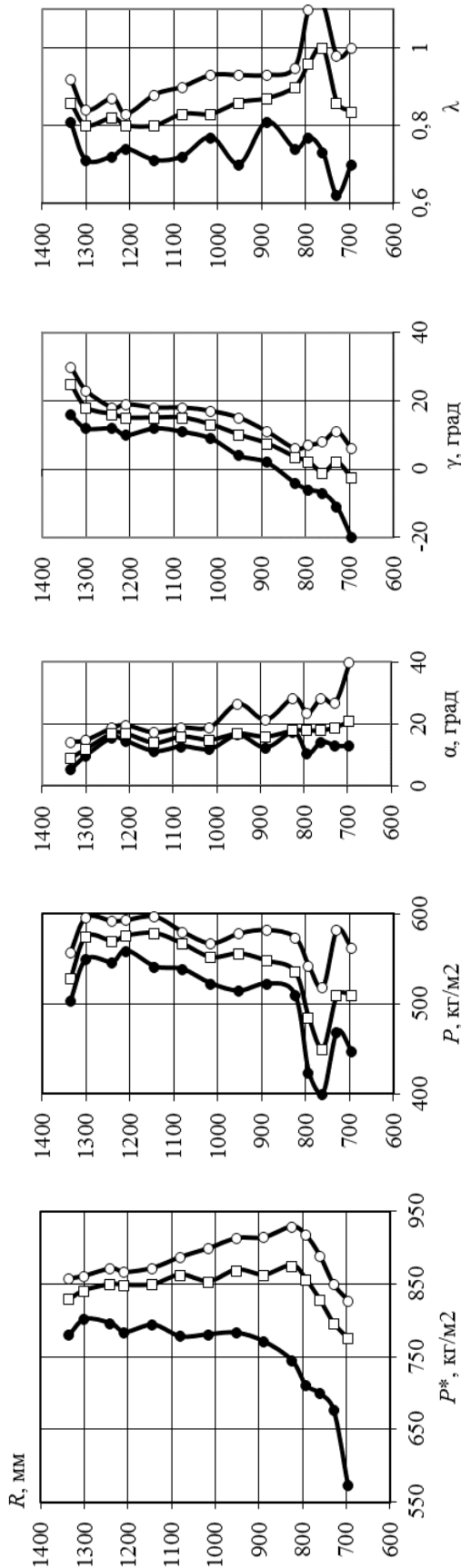


Рис. 3 – Поле параметрів потоку за сопловою решіткою 1: ●, ○ – мінімальні і максимальні значення параметрів; □ – усереднене значення

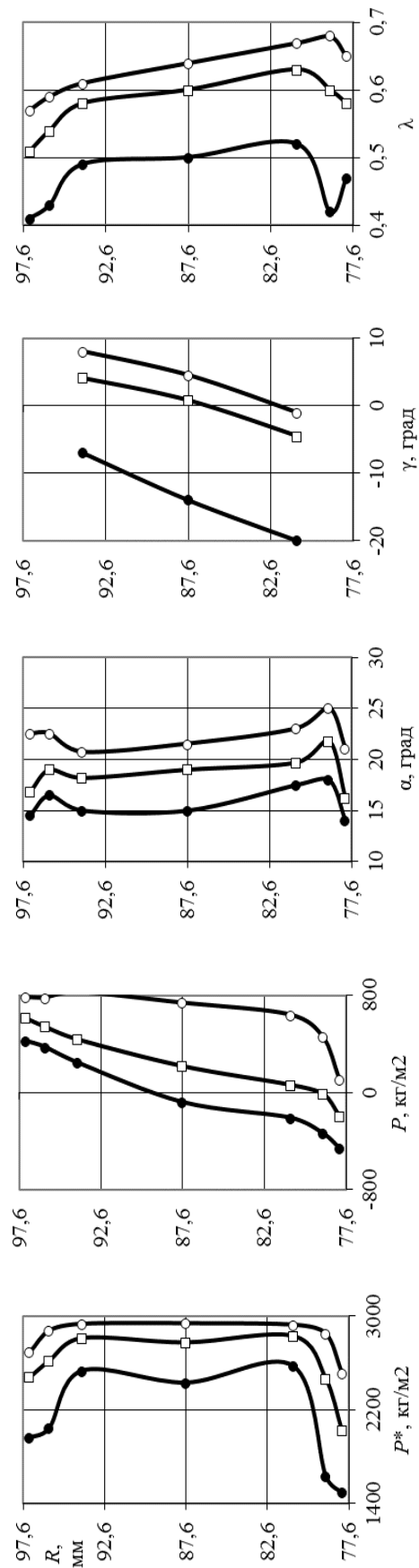


Рис. 4 – Поле параметрів потоку за сопловою решіткою 2: ●, ○ – мінімальні і максимальні значення параметрів; □ – усереднене значення

Канальні вихори у периферійній частині решітки 1 не такі інтенсивні, як у кореневій зоні. Тому на периферії решітки крокова нерівномірність усіх параметрів потоку набагато нижче, ніж у кореневій зоні.

Усереднена зведена швидкість потоку $\bar{\lambda} = \frac{\bar{C}}{a_{кр}}$ зменшується від 1,0 у кореневій зоні

решітки до 0,8 у периферійній. Різде зменшення $\bar{\lambda}$ з 1,0 до 0,82 від радіуса решітки $R \approx 760$ мм до радіуса решітки $R \approx 695$ мм свідчить про дуже складний характер течії саме у кореневій зоні решітки, де крокова нерівномірність швидкості максимальна: $C_{max}/C_{min} = 1,4-1,6$. Треба відзначити, що на C_{max}/C_{min} у приблизно однаковій мірі впливають нерівномірність тиску та нерівномірність тиску гальмування.

Структура потоку за решіткою 2

На відмінність від рис. 3, де P^* і P – абсолютні значення тиску гальмування і тиску, на рис. 4 P^* і P – надмірні значення тиску гальмування і тиску. Але це ніяк не впливає на величини безрозмірних коефіцієнтів K_p^* і K_p , за допомогою яких ми оцінюємо нерівномірність цих параметрів.

За решіткою 2, яка має циліндричні межі та середню відносну довжину лопаток $\Theta = 8,76$, коефіцієнт K_p^* майже однаковий біля меж решітки та зменшується від 0,4–0,5 до 0,2 при переміщенні від цих меж у середню частину міжвінцевого зазору, де коефіцієнт $K_p > K_p^*$. Усереднений тиск \bar{P} монотонно зростає при переході від кореневої межі периферійної. Звертає на себе увагу нелінійність епюри $\bar{P} = f(R)$.

Крокова нерівномірність кута α практично не змінюється вздовж радіуса і знаходиться на рівні $\Delta\alpha = 6^\circ-8^\circ$. Незважаючи на незмінність уздовж висоти решітки ефективного кута $\alpha_{эф}$, усереднений кут потоку $\bar{\alpha}$ на декілька градусів зменшується від кореневої межі до периферійної.

Крокова нерівномірність кута γ майже незмінна на більшій частині міжвінцевого зазору і знаходиться на рівні $\Delta\gamma = 15^\circ-19^\circ$. На більшій частині кроку решітки кут γ майже не змінюється, однак у зоні кромкового сліду він має від'ємні значення, які свідчать про перетікання потоку з верхніх радіусів решітки до нижніх. У зонах кінцевих втрат кут γ не вимірювався, оскільки похибки його вимірювання п'ятиканальним зондом, що має мідель 2,4 мм, суттєво зростають за умови наближення до меж решітки, яка має висоту 20 мм.

Вплив крокової нерівномірності параметрів потоку та рівня кута $\bar{\gamma}_{с.а.}$ на кінематичні втрати соплової решітки

Аеродинамічна ефективність перетворення у ступені турбіни теплової енергії у механічну визначається характером розподілу уздовж кроку соплової решітки швидкості потоку C та кутів α і γ . Має значення не тільки рівень колової нерівномірності цих параметрів, але і співвідношення швидкості C до теоретичної швидкості C_t у кожній точці потоку, а також рівень середньоарифметичного кута $\bar{\gamma}_{с.а.}$.

Якщо потік за решіткою є вісесиметричним, наявність радіальної складової швидкості $C_r = C \sin \gamma$ зменшує колову складову швидкості $C_u = C \cos \gamma \cos \alpha$ і відносний лопатковий ККД ступеня $\eta_{ол} = \frac{C_u U - C_{2u} U_2}{C_\phi^2 / 2}$. За відсутності закрутки

потоку за ступенем ($C_{2u} = 0$) та нульовій ступені реактивності фіктивна швидкість C_ϕ дорівнює теоретичній швидкості потоку за сопловою решіткою C_t , а відносний лопатковий ККД дорівнює $\eta_{ол} = 2 \frac{U}{C_\phi} \phi \cos \gamma \cos \alpha$. Добуток $\phi \cos \gamma$ у формулі

для визначення ККД можна вважати комплексним критерієм якості соплової решітки [3]. Перехід від циліндричного потоку до потоку з $\gamma = 13^\circ$ зменшує ККД активного ступеня на 2,6 % відносно, якщо $C_{2u} = 0$.

При усередненні потоку на радіусі 94 мм методом 3 [3] було визначено усереднений коефіцієнт швидкості $\bar{\phi} = 0,979$, усереднений кут $\bar{\gamma} = 6,89^\circ$ та комплексний критерій якості $\bar{\phi} \cos \bar{\gamma} = 0,972$. Більш зручним є метод 1 [3], в якому замість коефіцієнта швидкості знаходиться коефіцієнт втрат кінетичної енергії $\bar{\zeta} = 0,036$, інший кут $\bar{\gamma} = 7,95^\circ$, але той же самий комплексний критерій якості $\sqrt{1 - \bar{\zeta}} \cos \bar{\gamma} = 0,972$. Повні втрати $\bar{\zeta}_п = 1 - (1 - \bar{\zeta}) \cos^2 \bar{\gamma} = 0,0552$ складаються з втрат кінетичної енергії 0,036 і кінематичних втрат 0,0192.

Величина кінематичних втрат залежить від рівня кута γ за сопловою решіткою, характеру розподілення кутів α і γ , а також від відношення C_{max}/C_{min} , яке в свою чергу залежить від крокової нерівномірності P^* та P . Якщо відкинути крокову нерівномірність P^* і P та вважати, що тиск гальмування за решіткою дорівнює тиску гальмування перед нею, тоді ми отримаємо ідеальний потік з нульовими втратами кінетичної енергії. Кінематичні втрати цього потоку залежать тільки від полів величин кутів α , γ та визначаються коефіцієнтом кінематичних втрат ідеального потоку

$$\bar{\Phi}_{\text{кр}} = \frac{\sqrt{\left(\frac{\rho}{\bar{\rho}}\right)^2 (\sum \sin \alpha \cos \gamma)^4 + m^2 (\sum \sin \alpha \cos \alpha \cos^2 \gamma)^2}}{m (\sum \sin \alpha \cos \gamma)},$$

де m – кількість точок уздовж кроку решітки;

ρ – однакова для всіх точок густина ідеального потоку;

$\bar{\rho}$ – густина усередненого потоку.

Якщо усереднювати ідеальний потік за умови постійних у всіх точках швидкості та тиску, тоді ентропія усередненого потоку збільшується, що призводить до зменшення усередненої швидкості \bar{C} і густини $\bar{\rho}$. Відношення густин визначається так:

$$\frac{\rho}{\bar{\rho}} = \frac{T^* - \frac{\bar{C}_t^2 \bar{\Phi}_{\text{кр}}^2}{2c_p}}{T^* - \frac{\bar{C}_t^2}{2c_p}}.$$

Для решітки 1 питома масова теплоємність $c_p = 1816$ Дж/(кг·К), а для решітки 2 маємо $c_p = 1004,5$ Дж/(кг·К). Теоретична швидкість \bar{C}_t ідеального потоку дорівнює швидкості C .

За решіткою 2 на радіусі 94 мм кут α змінюється на $5,8^\circ$, кут γ – на 15° , а середньоарифметичний кут $\bar{\gamma}_{\text{с.а.}} = 3,6^\circ$. За формулами для ідеального потоку з $C_{\text{max}}/C_{\text{min}} = 1$ маємо коефіцієнт $\bar{\Phi}_{\text{кр}} = 0,9934$, якому відповідає величина кута $\bar{\gamma} = 6,6^\circ$. Якщо окрім впливу полів величин кутів врахувати за допомогою метода 1 [3] крокову нерівномірність тиску, тоді отримуємо інший ідеальний потік з $C_{\text{max}}/C_{\text{min}} = 1,14$, $\cos \bar{\gamma} = 0,9919$, $\bar{\gamma} = 7,3^\circ$. Урахування додатково і крокової нерівномірності тиску гальмування збільшує $C_{\text{max}}/C_{\text{min}}$ до 1,25 і кут $\bar{\gamma}$ до $7,95^\circ$, зменшує коефіцієнт кінематичних втрат $\cos \bar{\gamma}$ до 0,9904.

У кореневій зоні решітки 1 ($R = 728$ мм, $\bar{\ell} = 0,07$) середньоарифметичний кут $\bar{\gamma}_{\text{с.а.}} \approx \bar{\gamma}_5$ також мало відрізняється від нуля (рис. 3). Але суттєво більший рівень крокової нерівномірності обох кутів ($\Delta\alpha = 14^\circ$, $\Delta\gamma = 22^\circ$) зменшує коефіцієнт $\bar{\Phi}_{\text{кр}}$ до 0,98. Урахування за допомогою метода 1 [3] крокової нерівномірності швидкості $C_{\text{max}}/C_{\text{min}} = 1,58$ збільшує кінематичні втрати, які визначає $\cos \bar{\gamma} = 0,972$.

При переході від кореневої зони решітки 1 до її середнього радіуса величини $\Delta\alpha \approx \Delta\gamma$ та зменшуються до 7° , але зростання до 13° кута $\bar{\gamma}_5$ зменшує коефіцієнт $\bar{\Phi}_{\text{кр}}$ з 0,98 до 0,972. Тобто ідеальний потік з постійними уздовж кроку решітки швидкістю і тиском буде мати кінематичні втрати $(1 - \bar{\Phi}_{\text{кр}}^2) 100\% = 5,5\%$.

На периферії решітки 1, де кут $\bar{\gamma}_5$ досягає величини 18° , а крокова нерівномірність кутів $\Delta\alpha$ і $\Delta\gamma$ така ж, як у середній частині решітки, коефіцієнт кінематичних втрат ідеального потоку отримує свого мінімуму $\bar{\Phi}_{\text{кр}} = 0,95$.

Таки чином, у решітці 1 коефіцієнт кінематичних втрат ідеального потоку суттєво зменшується при переході від корневих струминок до периферійних.

Вплив відношення Θ і форми меж решітки на рівень кінематичних втрат

Незалежно від відношення Θ , яке характеризує відносну довжину лопаток, і форми меридіональних окреслень решітки показники крокової нерівномірності тиску гальмування $\Delta P^* = P_{\text{max}}^* - P_{\text{min}}^*$ і K_p^* , а також тиску ΔP та K_p збільшуються при переході від периферійного радіуса до кореневого. Невелика осьова ширина міжвінцевого зазору обумовлює високий рівень крокової нерівномірності тиску, яка в окремих випадках може перевищувати крокову нерівномірність тиску гальмування. З величинами показників K_p^* і K_p тісно пов'язана крокова нерівномірність швидкості $C_{\text{max}}/C_{\text{min}}$, яка також збільшується з приблизно 1,25 до 1,6 при переході від периферійної зони решітки до кореневої зони.

Розглянемо більш детально параметри потоку за решітками 1 і 2 на відстані $\bar{\ell} = 0,07$ від кореневої межі. Вибраній відносній відстані $\bar{\ell} = \frac{R - R_{\text{к}}}{R_{\text{п}} - R_{\text{к}}} = 0,07$ відповідає радіус 728 мм у

решітці 1 та радіус 79 мм у решітці 2 ($R_{\text{к}}$ і $R_{\text{п}}$ – кореневий та периферійний радіуси міжвінцевого зазору). На відстані 7% від кореневої межі крокові нерівномірності швидкості, тиску і тиску гальмування майже однакові для обох решіток, а саме:

$$C_{\text{max}}/C_{\text{min}} = 1,6; K_p^* = 0,5-0,6; K_p = 0,3-0,4.$$

Але дуже помітне зростання крокової нерівномірності кутів потоку ($\Delta\alpha$ з 7° до 14° , $\Delta\gamma$ з 0° до 22°) призвело до зменшення $\cos \bar{\gamma}$ з 0,992 до 0,972 при переході від решітки 2 до решітки 1. Оскільки в кореневій зоні решіток коефіцієнт втрат кінетичної енергії є великим, тому кінематичні втрати відносно слабо впливають на коефіцієнт повних втрат $\bar{\zeta}_{\text{п}} = 1 - (1 - \bar{\zeta}) \cos^2 \bar{\gamma}$.

На рис. 5 показаний вплив коефіцієнта втрат кінетичної енергії $\bar{\zeta}$ і коефіцієнта кінематичних втрат $\cos \bar{\gamma}$ на відношення повних втрат до втрат

кінетичної енергії, тобто на $\bar{\zeta}_n/\bar{\zeta}$. Точкою 1 відмічені втрати решітки 1, а точкою 2 – втрати решітки 2 для $\bar{\ell} = 0,07$. Для точки 1 маємо

$\bar{\zeta} = 0,142$, $\bar{\zeta}_n = 0,19$, $\bar{\zeta}_n/\bar{\zeta} = 1,34$, а для точки 2 – $\bar{\zeta} = 0,132$, $\bar{\zeta}_n = 0,145$, $\bar{\zeta}_n/\bar{\zeta} = 1,1$.

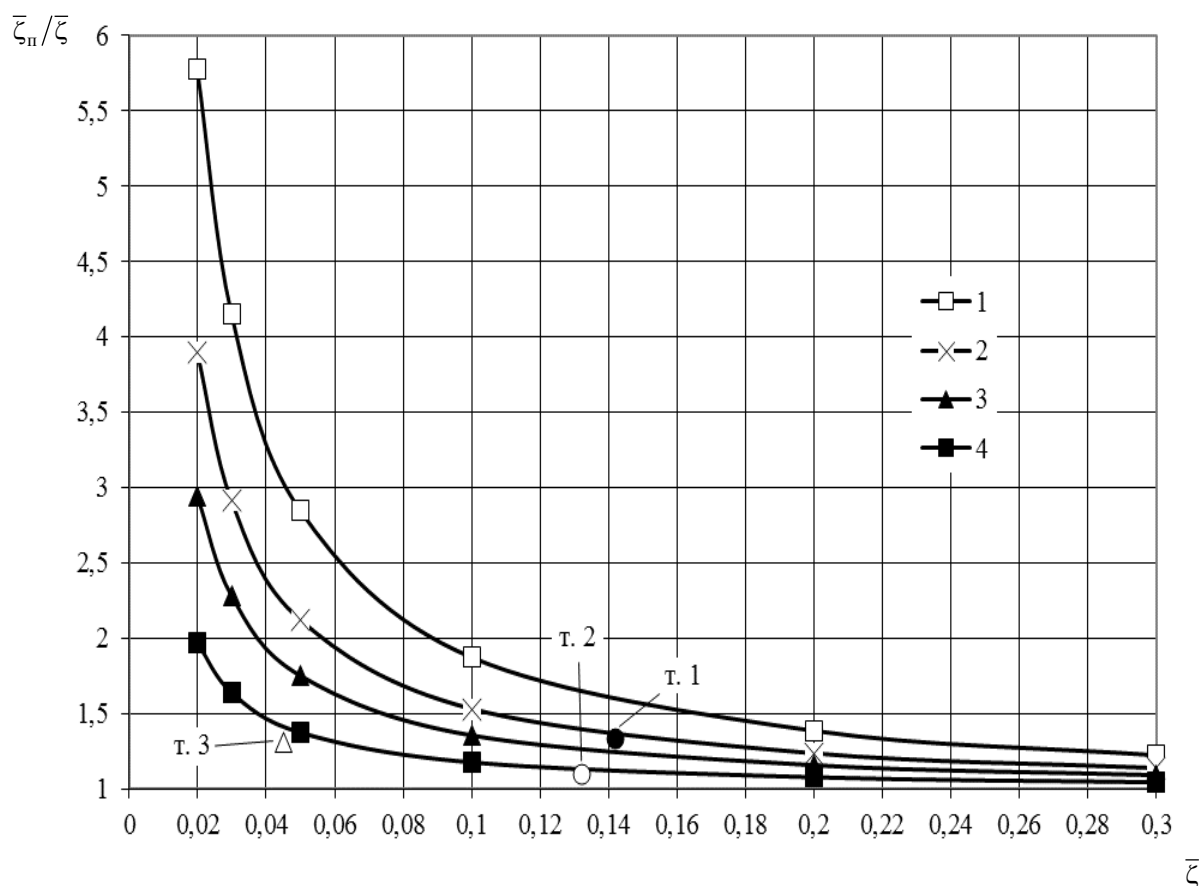


Рис. 5 – Вплив $\bar{\zeta}$ і $\cos \bar{\gamma}$ на відношення втрат $\bar{\zeta}_n/\bar{\zeta}$:
1 – $\cos \bar{\gamma} = 0,95$; 2 – $\cos \bar{\gamma} = 0,97$; 3 – $\cos \bar{\gamma} = 0,98$; 4 – $\cos \bar{\gamma} = 0,99$

Нижня чверть решітки 1 має багато спільного з решіткою 2, а саме: однакове відношення $\Theta = 2,9$, однаковий кут $\bar{\alpha} \approx 19^\circ$, однаковий середньоарифметичний кут $\bar{\gamma}_{с.а.} \approx 0^\circ$. Зауважимо, що розрахунковим режимом роботи решітки 2 є не режим $\bar{\lambda} = 0,6$ на рис. 4, а трансзвуковий режим $\bar{\lambda} \approx 0,9$. Відрізняються лише аеродинамічні характеристики решіток лопаток та форма меридіональних окреслень. Решітка 2 має циліндричні межі, а решітка 1' (тобто нижня чверть решітки 1) – конічні. У меридіональній площині коренева межа решітки 1' має від'ємний кут нахилу -6° , а умовна периферійна межа – кут

$$\delta = \arctg\left(\frac{\text{tg}\bar{\gamma}}{\sin\bar{\alpha}}\right) = 16^\circ.$$

Кут 16° підраховано за кутами $\bar{\alpha} = 17^\circ$; $\bar{\gamma} = 5^\circ$ на умовній верхній межі решітки 1', що розташована на радіусі 850 мм решітки 1.

Проаналізуємо роботу решіток 2 і 1' на їх середніх радіусах. На середньому радіусі решітки 2, де $K_p^* = 0,2$, $K_p = 0,32$, $C_{\max}/C_{\min} = 1,28$, $\Delta\alpha = 6,5^\circ$, $\Delta\gamma = 18^\circ$, отримуємо згідно методу 1 [3] наступні характеристики: $\cos \bar{\gamma} = 0,992$, $\bar{\zeta} = 0,045$, $\bar{\zeta}_n = 0,060$, $\bar{\zeta}_n/\bar{\zeta} = 1,34$ (точка 3 на рис. 5). Оскільки у кореневій зоні цієї решітки коефіцієнт кінематичних втрат також дорівнює 0,992, робимо висновок, що зменшення коефіцієнта втрат кінетичної енергії з 0,132 до 0,045 при переході від кореневої зони решітки 2 до її середнього радіуса збільшує відношення втрат $\bar{\zeta}_n/\bar{\zeta}$ з 1,1 до 1,34.

Перехід від середнього радіуса решітки 2 до середнього радіуса $R = 762$ мм решітки 1' збільшує коефіцієнт K_p^* до 0,7, збільшує відношення C_{\max}/C_{\min} до 1,5, збільшує $\Delta\alpha$ до 14° , але не впливає на K_p та $\Delta\gamma$. В результаті цих змін коефіцієнт кінематичних втрат $\cos \bar{\gamma}$ зменшується з 0,992 до

0,981, $\bar{\zeta}$ збільшується з 0,045 до 0,078, $\bar{\zeta}_{\text{п}}$ – з 0,06 до 0,113, $\bar{\zeta}_{\text{п}}/\bar{\zeta}$ – з 1,34 до 1,45.

Основним критерієм якості соплових решіток є коефіцієнт повних втрат $\bar{\zeta}_{\text{п}}$. На відстані 7 % від кореневих меж решіток цей коефіцієнт майже однаковий у решітках 1 і 2, які суттєво відрізняються багатьма геометричними параметрами. Оскільки на середніх радіусах решіток 1' і 2 повні втрати відрізняються у 2 рази, нижня чверть решітки 1 працює набагато гірше ніж решітка 2 з циліндричними окресленнями [7].

Висновки

1 Для оцінки якості газодинамічних процесів в решітках лопаток запропоновано використовувати коефіцієнт повних втрат, який складається з втрат кінетичної енергії та кінематичних втрат, обумовлених нерівномірністю швидкості потоку, кутів α і γ , а також рівнем радіальної складової швидкості.

2 В ідеальному вісесиметричному потоці кінематичні втрати визначає $\cos\gamma$, який враховує рівень радіальної складової швидкості за сопловою решіткою.

3 В ідеальному невісесиметричному потоці з постійною у всіх точках швидкістю робочого тіла коефіцієнт кінематичних втрат $\bar{\varphi}_{\text{к}}$ визначається рівнем відхилення вектора швидкості від усередненого напрямку, тобто вیاловістю вектора швидкості, яка обумовлена тангенціальною нерівномірністю кутів α та γ .

4 Коефіцієнт кінематичних втрат реального невісесиметричного потоку $\cos\gamma$ залежить від вیاловості вектора швидкості, а також від тангенціальної нерівномірності швидкості $C_{\text{max}}/C_{\text{min}}$, яка в свою чергу визначається рівнем крокової нерівномірності тиску та тиску гальмування.

5 Коефіцієнт кінематичних втрат будь-якого потоку залежить від методів усереднення нерівномірних за решіткою параметрів потоку. Вважаємо найбільш доцільним для усереднення використовувати метод 1 [3], в якому енергетичними втратами вважаються втрати кінетичної енергії. Перехід від метода 1 [3] до метода 3 [3], в якому замість коефіцієнта втрат кінетичної енергії визначається коефіцієнт швидкості, призводить до збільшення коефіцієнта кінематичних втрат, але не впливає на величину повних втрат.

6 За умови фіксованого коефіцієнта кінематичних втрат $\cos\gamma$ відношення коефіцієнта повних втрат $\bar{\zeta}_{\text{п}}$ до коефіцієнта втрат кінетичної енергії $\bar{\zeta}$ суттєво зростає при переході від зон кінцевих втрат до центральної частини решітки.

Список літератури

1. Венедиктов В. Д. Атлас экспериментальных характеристик плоских решёток охлаждаемых газовых турбин / В. Д. Венедиктов, А. В. Грановский, А. М. Карелин, А. Н. Колесов, М. Х. Мухтаров. – Москва: ЦИАМ, 1990. – 393 с.
2. ОСТ 108.260.01. Профили направляющих лопаток постоянного сечения паровых стационарных турбин: типы, основные параметры и размеры. – Введён 01.07.84.
3. Лапузин О. В. Нові методи усереднення параметрів просторового потоку за сопловою решіткою турбомашини / О. В. Лапузин, В. П. Суботович, Ю. О. Юдін // Вісник НТУ «ХП». Серія: Енергетичні та теплотехнічні процеси й устаткування. – 2021. – № 1(5). – С. 38–46. – Бібліогр.: 8 назв. – ISSN 2078-774X (print), ISSN 2707-7543 (on-line). – <https://doi.org/10.20998/2078-774X.2021.01.07>.
4. Лапузин А. В. Исследование влияния регенеративного отбора на работу турбинного отсека : дис. ... канд. техн. наук ; 05.04.01 «Парогенераторостроение, гидротурбостроение, парогазотурбостроение» / Александр Викторович Лапузин. – Харьков: Харьковский политехнический институт, 1981. – 216 с.
5. Дронник Ю. М. Методика зондовых измерений пространственного потока пара в моделях сопловых аппаратов последних ступеней турбин / Ю. М. Дронник, Б. Б. Винарский, З. Д. Богуславская // Энергетическое машиностроение. – 1978. – Вып. 25. – С. 72–85.
6. Лапузин А. В. Особенности структуры парового потока в периферийной зоне современной последней ступени ЦНД / А. В. Лапузин, В. П. Суботович, Ю. А. Юдин // Вісник НТУ «ХП». Серія: Енергетичні та теплотехнічні процеси й устаткування. – 2011. – № 5. – С. 55–59. – Бібліогр.: 4 назв. – ISSN 2078-774X (print), ISSN 2707-7543 (on-line).
7. Лапузин О. В. Особенности структуры потока в корневой зоне сопловой решетки / О. В. Лапузин, Ю. О. Юдін, В. П. Суботович // Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я: тези доповідей XXIX міжнародної науково-практичної конференції MicroCAD-2021, 18-20 травня 2021 р.: у 5 ч. Ч. I. / за ред. проф. Сокола Є. І. – Харків: НТУ «ХП». 2021. – С. 197. – ISSN 2222-2944.

References (transliterated)

1. Venediktov V. D., Granovskiy A. V., Karelin A. M., Kolesov A. N., Mukhtarov M. Kh. (1990), *Atlas eksperimental'nykh kharakteristik ploskikh reshotok okhlazhdayemykh gazovykh turbin* [Atlas of experimental characteristics of flat cascades of cooled gas turbines], TSIAM, Moscow, 393 p.
2. (1984), OST 108.260.01. *Profily napravljajushih lopatok postojannogo sechenija parovykh stacionarnykh turbin: tipy, osnovnye parametry i razmery* [Guide vane profiles of fixed section steam stationary turbines: types, main parameters and dimensions], Moscow.
3. Lapuzin A., Subotovich V., Yudin Yu. (2021), “New Methods Used for the Smoothing of the Three-Dimensional Flow Behind the Turbine Nozzle Cascade”, *Bulletin of NTU “KhPI”. Series: Power and heat engineering processes and equipment*, no. 1(5), pp. 38–46, ISSN 2078-774X (print), ISSN 2707-7543 (on-line). <https://doi.org/10.20998/2078-774X.2021.01.07>.
4. Lapuzin A. V. (1981), *Issledovaniye vliyaniya regenerativnogo otbora na rabotu turbinnogo otseka* [Research of the influence of regenerative selection on the work of the turbine compartment], Ph.D. Thesis, Kharkiv Polytechnic Institute, Kharkov, 216 p.
5. Dronnik Yu. M., Vinarskiy B. B., Boguslavskaya Z. D. (1978), “Metodika zondovykh izmereniy prostranstvennogo potoka para v modelyakh soplovykh apparatov poslednykh stupeney turbin [Technique of probe measurements of three-dimensional steam flow in models of nozzle devices of the last stages of turbines]”, *Yenergeticheskoye mashinostroyeniye* [Power engineering], Issue 25, pp. 72–85.

6. Lapuzin A., Subotovych V., Yudin Yu. (2011), "Specific Character Structure of Steam Flow at Peripheral Zone of Modern Last Stage LPC", *Bulletin of NTU "KhPI". Series: Power and heat engineering processes and equipment*, no. 5, pp. 55–59, ISSN 2078-774X (print), ISSN 2707-7543 (on-line).
7. Lapuzin A., Subotovych V., Yudin Yu. (2021), "Osoblyvosti struktury potoku v koreneviy zoni soplovoi"[Features of the flow structure in the root zone of the nozzle cascades]", *Information Technologies: Science, Engineering, Technology, Education, Health: Abstracts XXIX International Scientific-Practical Conference MicroCAD-2021: In five parts*, P. I., pp. 197, ISSN 2222-2944.

Надійшла (received) 18.04.2022

Відомості про авторів / About the Authors

Лапузін Олександр Вікторович (Lapuzin Alexander) – кандидат технічних наук, доцент; доцент кафедри турбінобудування, Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», м. Харків, Україна; e-mail: alexlapuzin14@gmail.com, ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-6445-3979>.

Суботович Валерій Петрович (Subotovych Valery) – доктор технічних наук, старший науковий співробітник; професор кафедри турбінобудування, Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», м. Харків, Україна; e-mail: subotovych@ukr.net, ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-7051-4758>.

Юдін Юрій Олексійович (Yudin Yuriy) – кандидат технічних наук, доцент; професор кафедри турбінобудування, Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», м. Харків, Україна; e-mail: yury55yudin@ukr.net, ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-9770-2273>.

Науменко Світлана Петрівна (Naumenko Svetlana) – старший викладач кафедри турбінобудування, Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», м. Харків, Україна; e-mail: naumenkos@outlook.com; ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-2825-8199>.

Малимон Іван Іванович (Malymon Ivan) – аспірант кафедри турбінобудування, Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», м. Харків, Україна; e-mail: sevcrimea13@gmail.com; ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-3162-4137>.