

**О. В. ШЕВЧУК, О. І. ТАРАСОВ**

## ОГЛЯД СУЧАСНОГО СТАНУ ПРОБЛЕМИ ПЛІВКОВОГО ОХОЛОДЖЕННЯ ЛОПАТОК ГАЗОВИХ ТУРБІН

Створення й розвиток газотурбінних двигунів іде шляхом підвищення ККД вузлів і параметрів циклу, зокрема підвищення температури газу на вході в турбіну. Високі температури газу вимагають впровадження в конструкцію охолоджуваних деталей і вузлів турбіни. В першу чергу це стосується соплових і робочих лопаток газових турбін, сучасні зразки яких працюють при надвисоких температурах газу, а саме до 2000 К і вище. Для забезпечення надійної роботи лопаток поряд з конвективним (внутрішнім) охолодженням застосовується плівкове (зовнішнє або загороджувальне) охолодження, яке полягає у випуску охолоджувача на поверхні лопатки, що захищаються, з метою відтискування від них гарячого газу. Робочі лопатки з плівковим охолодженням почали свій розвиток у 1970-х роках, але є актуальними і в наш час, маючи місце в новітніх системах охолодження як, наприклад, лопатки з подвійною стінкою, або лопатки, що можуть бути вироблені за допомогою технологій 3D друку. На ефективність плівкового охолодження впливає ряд факторів, таких як розташування отворів перфорації щодо газового потоку (кути нахилу вісі отвору до стінки і до напрямку основного потоку), форма й щільність отворів перфорації плівкового охолодження, число рядів і відстань між рядами отворів, відносна довжина отворів, кривизна й шорсткість поверхні, наявність теплозахисного покриття, а також параметр вдуву отвору плівкового охолодження. Підвищення ефективності систем плівкового охолодження не тільки підвищує ресурс лопатки, але і зменшує відбори охолоджуючого повітря із-за компресора ГТД, що покращує характеристики двигуна. В області плівкового охолодження проведено великий обсяг робіт. В даній оглядовій публікації були розглянуті переважно найновіші (2020 – 2025 роки) статті, що стосуються систем плівкового охолодження лопаток газових турбін. Метою даної роботи є аналіз сучасних тенденцій в області плівкового охолодження: перспективні типи систем плівкового охолодження лопаток, вплив геометричних і режимних параметрів на ефективність охолодження, проблеми що вирішуються при проектуванні і розрахунку плівкового охолодження.

**Ключові слова:** плівкове охолодження, система охолодження лопатки, ефективність охолодження, отвір перфорації, траншея, газова турбіна.

**O. SHEVCHUK, O. TARASOV**

## REVIEW OF THE CURRENT STATE OF PROBLEM OF FILM COOLING FOR GAS TURBINE BLADES

The creation and development of gas turbine engines is driven by increasing the efficiency of components and cycle parameters, in particular by increasing the gas temperature at the turbine inlet. High gas temperatures require the introduction of cooled turbine parts and components into the design. First of all, this relates to the stator vanes and rotor blades of gas turbines, modern models of which operate at ultra-high gas temperatures, namely up to 2000 K and above. To ensure reliable operation of the blades, along with convective (internal) cooling, film (external or barrier) cooling is used, which consists in the injection of a coolant on the protected blade surface to push hot gas away from them. Film-cooled blades began their development in the 1970s, but are still relevant today, being used in the latest cooling systems, such as double-walled blades or blades that can be produced using 3D printing technologies. The efficiency of film cooling is influenced by a number of factors, such as the location of the perforation holes relative to the gas flow (angles of the hole axis to the wall and to the main flow direction), the shape and density of the film cooling perforation holes, the number of rows and spacing between rows of holes, the relative length of the holes, the curvature and roughness of the surface, the presence of thermal barrier coating and the blowing ratio factor of the film cooling hole. Increasing the efficiency of film cooling systems not only increases the blade service life but also reduces cooling air consumption from GTE compressor, which improves engine performance. A great deal of work has been done in the field of film cooling. In this review publication, we have considered mainly the most recent (2020-2025) articles related to film cooling systems for gas turbine blades. The purpose of this paper is to analyze current trends in film cooling: promising types of film cooling systems for blades, the impact of geometric and operating parameters on cooling efficiency, and the problems to be solved in the design and calculation of film cooling.

**Key words:** film cooling, blade cooling system, cooling efficiency, perforation hole, trench, gas turbine.

### Вступ

Створення й розвиток газотурбінних двигунів іде шляхом підвищення ККД вузлів і параметрів циклу, зокрема підвищення температури газу на вході в турбіну. Високі температури газу вимагають впровадження в конструкцію охолоджуваних деталей і вузлів турбіни. В першу чергу це стосується соплових і робочих лопаток газових турбін, сучасні зразки яких працюють при надвисоких температурах газу, а саме до 2000 К і вище. Для забезпечення надійної роботи лопаток поряд з конвективним (внутрішнім) охолодженням застосовується плівкове (зовнішнє або загороджувальне) охолодження, яке полягає у випуску охолоджувача на поверхні лопатки, що захищаються, з метою відтискування від них гарячого газу. Тим

самим зменшується тепловий потік від газу до лопатки.

Робочі лопатки з плівковим охолодженням почали свій розвиток у 1970-х роках, але є актуальними і в наш час, маючи місце в новітніх системах охолодження як, наприклад, лопатки з подвійною стінкою, або лопатки, що можуть бути вироблені за допомогою технологій 3D друку. Аналіз рис. 1 [1] вказує на те, що максимальні температури газу на вході в турбіну, що є досяжними для робочої лопатки з повітряним охолодженням становлять біля 2300 К і досягнути їх можна за допомогою надсучасного транспіраційного (проникаючого) охолодження, що полягає в проходженні повітря через перфоровану стінку перед тим як утворюється захисна плівка. Дослідження в області транспіраційного охолодження активно

© О. В. Шевчук, О. І. Тарасов, 2025

ведуться до сьогодні.

В області плівкового охолодження проведено великий обсяг робіт, серед яких можна виділити Goldstein R. J. [2], [3], Bunker R. S. [4], [5], Ligrani P.M [6], [7], Colban W.F. [8], [9], Bogard D.G. [10], Baldauf S., Schulz A. [11], Lutum E. [12] та інші.

В Україні роботи в області плівкового охолодження велись на двигунобудівних підприємствах АТ «Івченко-Прогрес» і ДП «Зоря»-«Машпроект», а також в «Харківському Політехнічному Інституті». Але основні наукові роботи у цій сфері в Україні належать Інституту Технічної Теплофізики

(ІТТФ) НАН України. Так, треба виділити монографію [13] 2016 року Халатова А. А. (у співавторстві), яка стосується питань впливу тих чи інших параметрів на плівкове охолодження, профільованих отворів плівкового охолодження, експериментальним установкам, подачі охолоджувача у кратери, траншеї і поглиблення, комп'ютерному моделюванню систем плівкового охолодження. Розглянутий великий обсяг літератури з цих питань.

В даній оглядовій публікації були розглянуті переважно найновіші статті за останні 5 років, що стосуються систем плівкового охолодження лопаток газових турбін.

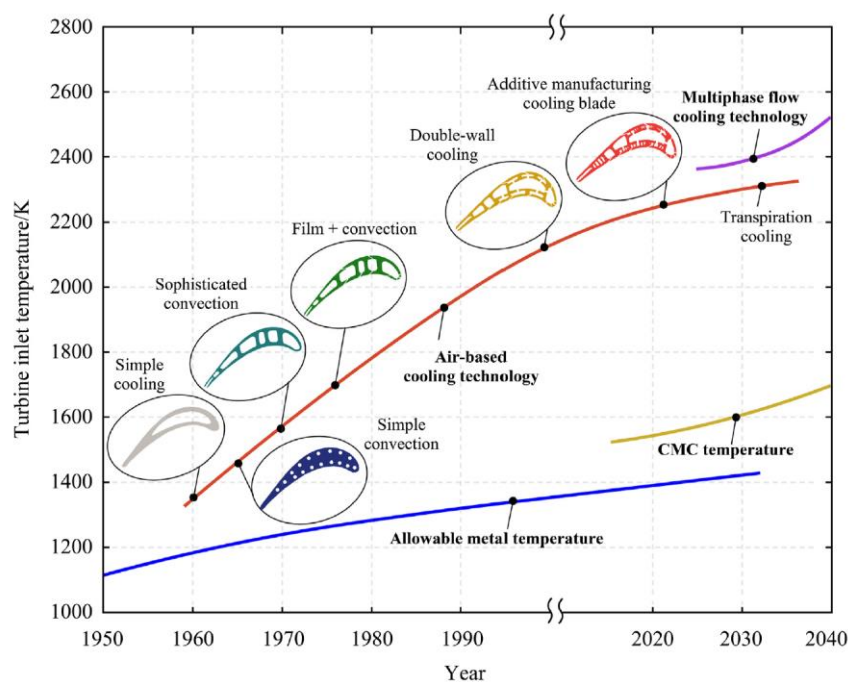


Рис. 1 – Еволюція технологій охолодження робочих лопаток газових турбін [1]

Зазвичай теплове навантаження на поверхню лопатки без плівкового охолодження представляється як тепловий потік:

$$q_0 = \alpha_0 (T_g - T_w), \quad (1)$$

де  $\alpha_0$  – коефіцієнт теплопередачі на поверхні з урахуванням температури стінки  $T_w$  та температури газу, що набігає ( $T_g$ ). Коли плівка впорскується на поверхню, визначальною температурою є температура плівки  $T_f$ , яка є сумішню газу та охолоджувальної рідини, тобто повітря з температурою  $T_c$ :

$$q = \alpha (T_f - T_w), \quad (2)$$

де  $\alpha$  – коефіцієнт теплопередачі на поверхні з плівковим упорскуванням.

Якщо застосувати термін ефективність плівкового охолодження як

$$\eta = \frac{T_g - T_f}{T_g - T_c}, \quad (3)$$

то користь від плівкового охолодження може бути визначена залежністю

$$\frac{q}{q_0} = \frac{\alpha}{\alpha_0} \frac{T_f - T_w}{T_g - T_w} = \frac{\alpha}{\alpha_0} \left( 1 - \eta \frac{T_f - T_c}{T_g - T_w} \right). \quad (4)$$

Очевидно, що коефіцієнт теплового навантаження  $q/q_0$  має бути меншим за 1,0.

Існує два підходи для визначення зниження теплового навантаження на поверхні з плівковим охолодженням. Ці підходи називаються методом суперпозиції та методом адіабатичного охолодження стінки. Обидва підходи концептуально еквівалентні.

У методі суперпозиції фактичні температури поверхні та температури газу визначаються для розрахунку теплопередачі. Вплив упорскування повітря враховується значенням коефіцієнта теплопередачі. Коефіцієнт теплопередачі з плівковим охолодженням, отриманий для цього підходу, ни-

жчий, ніж коефіцієнт теплопередачі без плівкового охолодження.

Найбільш часто застосовують метод адіабатичної стінки, у якому ефективність плівкового охолодження  $\eta$  та коефіцієнт теплопередачі визначаються з окремих експериментів. Причому коефіцієнт теплопередачі збільшується завдяки турбулентному змішуванню струменів з основним потоком.

На ефективність плівкового охолодження впливає ряд факторів, таких як розташування отворів перфорації щодо газового потоку (кути нахилу вісі отвору до стінки  $\alpha$  і до напрямку основного потоку  $\beta$ ), форма й щільність отворів перфорації плівкового охолодження, число рядів і відстань між рядами отворів, відносна довжина отворів, кривизна й шорсткість поверхні, наявність ТЗП (теплозахисне покриття), а також параметр вдуву  $m$  отвору плівкового охолодження:

$$m = \frac{\rho_c w_c}{\rho_g w_g}, \quad (5)$$

де  $\rho_c, \rho_g$  – густина повітря і газу;

$w_c, w_g$  – швидкості повітря і газу.

Параметр вдуву є найголовнішим фактором при узагальненні експериментальних і чисельних робіт з дослідження ефективності плівкового охолодження і використовується у всіх без виключення статтях з цієї теми.

### Мета роботи

Метою даної публікації є проведення огляду і критичного аналізу сучасних тенденцій в області плівкового охолодження, а саме: перспективних типів систем плівкового охолодження лопаток, вплив геометричних і режимних параметрів на ефективність охолодження  $\eta$ , проблем що вирішуються при проектуванні і розрахунку плівкового охолодження.

### Отвори перфорації різної форми

Стійкість загороджувальної плівки на поверхнях газових турбін, схильних до впливу високих температур газу, є результатом взаємодії газового потоку зі струменями повітря, що впливають з отворів перфорації. Враховуючи те, що характер обтікання газом цих поверхонь є зумовлений завданням проектування плівкового охолодження, то оптимальне рішення знаходиться в зміні форми і орієнтації отворів по відношенню до напрямку руху газу.

Поряд із традиційними циліндричними отворами перфорації плівкового охолодження все частіше застосовують на лопатках знаходять інші, перспективні форми отворів, що мають кращу

ефективність охолодження. До недоліків таких систем перфорації можна віднести складність і більш високу вартість виготовлення, однак цей недолік може бути нівельований збільшенням ресурсу лопатки.

Профільовані отвори є, мабуть, одним із успішних методів підвищення ефективності плівкового охолодження за рахунок зниження швидкості охолоджуючого повітря на виході з отвору при розширенні вихідного перерізу. Розширення перерізу одночасно також дозволяє струму повітря покривати більшу площу за отворами.

На сьогоднішній день самими популярними профільованими отворами є “віялові” (“fan-shaped”, рис. 2), які можуть розширюватися як у горизонтальній, так і у вертикальній площині. У ряді досліджень встановлено, що в діапазоні  $0,5 \leq m \leq 2,5$  значення ефективності охолодження у випадку застосування віялових отворів набагато вище, ніж при використанні циліндричних отворів. Сьогодні найбільше зустрічається у статтях віяловий отвір типу 7–7–7 (рис. 3). Два кути розширення в бічному і один в передньому напрямках дорівнюють  $7^\circ$  кожен, що пояснює його назву. У низці сучасних статей даний тип отвору все частіше називається стандартним.

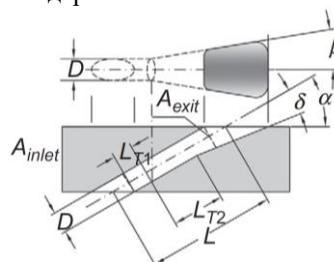


Рис. 2 – Віяловий отвір (*laidback fan-shaped hole*) з розширенням у горизонтальній і вертикальній площинах, (рисунок взято з [14])

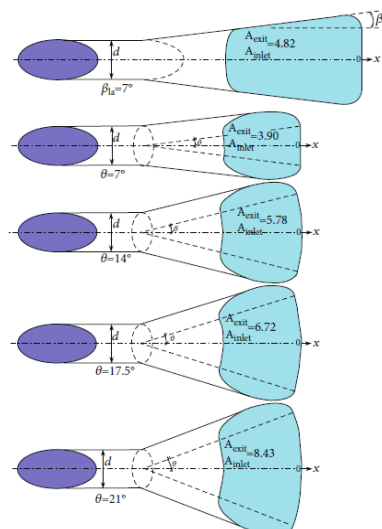


Рис. 3 – Форми профільованих отворів на базі отвору 7–7–7 (зверху), досліджених в [15]

У публікації Yoji Okita з *Japan Aerospace Exploration Agency* [16] представлена робота з оптимізації стріловидної форми профільованих отворів плівкового охолодження (рис. 4). Були обрані 15 геометричних параметрів, що змінювалися (довжини сторін отвору, радіуси закруглення, кути виходу в радіальному й тангенціальному напрямках), нижні й верхні межі варіювання, а також накладені на них обмеження. Причому обмеження були накладені з урахуванням можливості виготовлення отвору звичайними конвенційними методами. У ході проведення оптимізації на режимі роботи реального двигуна обрана оптимальна геометрія плівкового охолодження окремо для спинки і окремо для корита лопатки.

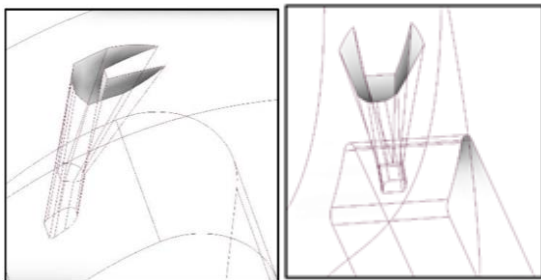


Рис. 4 – отримані в результаті оптимізації профілі стріловидного отвору для спинки лопатки (зліва) і для коритця лопатки (праворуч) [16]

На відміну від отвору на коритці профілі, що були отримані в результаті оптимізації для спинки не показали поліпшення ефективності охолодження порівняно з базовим стріловидним отвором і тому вибір був зроблений по критерію найменшого коефіцієнта тепловіддачі зі сторони газу.

Цікаво, що в обох випадках (як для спинки лопатки, так і для коритця) автори отримали в серцевині отвору (біля його осі) маленькі кути нахилу  $\delta$  (відомі як “*laidback angles*”), у той час як кути  $\delta$  по краях отвору є значно більшими.

Відомо, що кут розширення типових профільованих отворів становить біля  $10^\circ$ , що може бути недостатнім для максимального покриття стінки охолоджувачем. У роботі V. Odemondo та ін. [17] досліджуються досить рідкісні V-образні отвори. Автори досліджують бічну ефективність охолодження для отворів з двома виходами, з трьома виходами, з п'ятью виходами при однаковій геометрії входу (рис. 5).

Автори зазначають, що V-образні отвори мають досить широкий кут бічного розкриття для отримання високого значення коефіцієнту покриття  $CR$  (*coverage ratio*) без одночасного підвищення площі каналу на виході у порівнянні з типовими профільованими отворами. Завдяки цьому ефективність охолодження при  $0 < x/D < 20$  такого отвору вища.

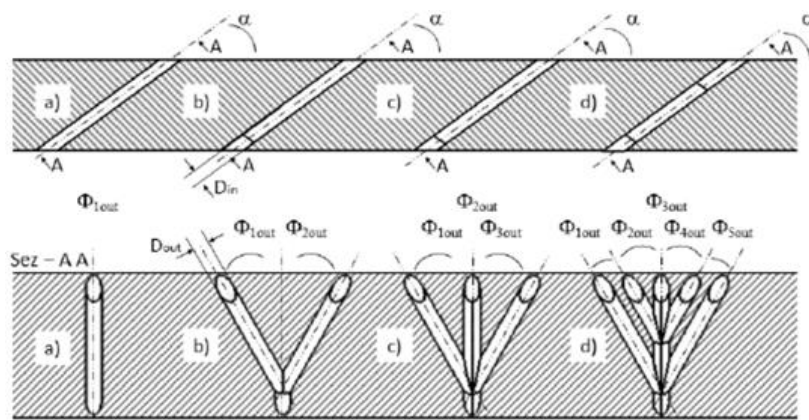


Рис. 5 – Форми V-образного отвору, досліджені в [17]

Треба відзначити, що особливу роль у застосуванні перспективних типів отворів плівкового охолодження відіграє розвиток адитивних технологій 3D друку, який дозволяє розглядати інноваційні системи плівкового охолодження. Дані отвори не можуть бути отримані звичайним пропалом у тілі лопатки.

У статті Mohammad A. Hossain [18] з *The Ohio State University* розглядається тип отворів “струменеве коливання” ( $SJ$  – “*sweeping jet*”) плівкового охолодження (рис. 6). Це нова нестационарна технологія охолодження, яка використовує періодичні

коливання струменя охолоджувача з боку в бік завдяки двом періодичним вихорам, що створюються всередині каналу і обертаються в протилежному напрямку. Коливання струменя покращує покриття поверхні плівкою. Автори порівнюють ефективність  $SJ$  отвору й отвору типу 7–7–7 і роблять висновок, що при майже однаковому коефіцієнті витрати для двох ( $SJ$  і 7–7–7) отворів, середня ефективність охолодження вище в  $SJ$  отвору на 14,2 %.

$SJ$  отвори ще не знайшли свого застосування у охолодженні лопаток. Розміщення такого над-

складного отвору в стінці лопатки виглядає важко реалізованим. Проте, патент № CN113944516A 2022 року Китайського Інституту Інженерної Теплофізики захищає винахід застосування *SJ* отвору для охолодження периферійного наконечника лопатки.

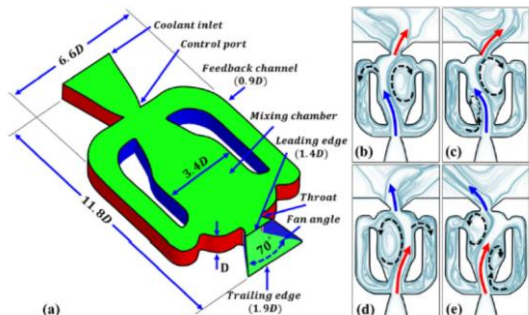


Рис. 6 – Форма *SJ* образного отвору, досліджена в [18] і принцип дії

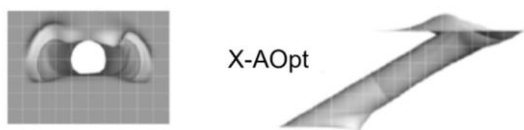


Рис. 7 – Отвір плівкового охолодження *X-AOpt*



Рис. 8 – Оптимізований під реальні розміри отвір плівкового охолодження *FC-OPT* [23]

У роботах [19] – [21] представниками університету Техасу (м. Остін, США) розглядається “нестандартний” отвір перфорації, отриманий шляхом тривимірної сполученої параметричної оптимізації (*X-AOpt*). Процес оптимізації привів до одержання асиметричного отвору із двома поглибленнями (рис. 7) у місці зустрічі охолодного повітря з потоком газу.

Згідно [21] експериментально була отримана висока сумарна ефективність охолодження  $\Theta = 0.58$  для лопатки з петльовою схемою охолодження й отворами *X-AOpt*, що на 45 % вище отриманої з отворами 7–7–7. Але невідомо, наскільки цей отвір є універсальним для його застосування у інших лопатках.

У роботі [22] на Європейській конференції по турбомашинам 2025 р. представниками *ToffeeX* (Лондон, Великобританія) представлена так звана чисельна оптимізація топології рідини (*FTO* – “*Fluid Topology Optimization*”), при вирішенні якої з’являються конструкції, що можуть бути виробленими за допомогою адитивних технологій, а їх ефективність вища за стандартні конструкції. У цій роботі дослідженню підлягали два домени:

– домен 1 – віялоподібний профіль отвору перфорації, в якому програма може змінювати лише деякі геометричні дані для зменшення втрат тиску;

– домен 2, де код може генерувати будь-яку можливу геометрію.

Конструкції плівкового охолодження, що були представлені в цій роботі, були отримані з використанням фізичної платформи для проектування *ToffeeX*. Автори прийшли до варіанту “*Wide 4*” з кращим бічним покриттям плівкою.

Автори зазначають, що для отримання найвищої ефективності плівкового охолодження оптимізатор приходив до рішень з генераціями декількох отворів і конструкцій, де є траншея і невеликий пандус перед отвором.

У [23] представлений оптимізований дифузійний отвір плівкового охолодження *FC-OPT*, що був також отриманий за допомогою оптимізації і показав вищу ефективність ніж отвір 7–7–7. На рис. 8 показаний отвір, що був отриманий на останньому етапі оптимізації, який виконувався при реальних розмірах отвору (як на двигуні) задля подолання проблем, що викликані особливостями 3D друку.

Особливістю отворів, що виготовлені за допомогою адитивних технологій є висока шорсткість внутрішніх поверхонь отвору [24].

У роботі [25] оцінюється вплив шорсткості поверхні віялового отвору типу 7–7–7 за допомогою *LES* (“*Large Eddy Simulation*”) підходу. Комп’ютерний аналіз виявив, що шорсткість отвору призводить до збільшення товщини граничного шару, що веде до більш високого розташування ядра струменя (мабуть, як у отворі, так і над лопаткою) і зменшення ефективності охолодження порівняно з гладким отвором. Автори зазначають, що при параметрі вдуву  $m = 1.5$  ефективність охолодження віялового отвору з бічною шорсткістю нижча за ефективність охолодження гладкого отвору на 44 %.

Пошук нових ефективних форм отворів не втрачає актуальності і сьогодні. На рис. 9 представлені отвори надскладної форми, що мали місце у патентах Китайських організацій і університетів в останні 6 років з оригінальними назвами.

### Змінення форми отвору в результаті його часткового блокування

Деякі роботи присвячені дослідженню незапланованої зміни форми отвору. Це може статись в результаті блокування отвору в процесі експлуатації двигуна або при нанесенні ТЗП на тільки виготовленій лопатці. Наведемо два вищевказані приклади, в яких проводилось комп’ютерне моделювання блокування циліндричних отворів.

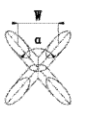
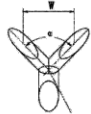
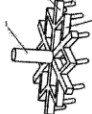
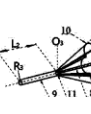
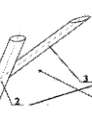


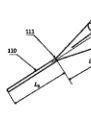
			
отвір типу X № CN109469512A 2019-03-15	отвір типу Y № CN109736897A 2019-05-10	у формі сніжинки № CN112879104A 2021-06-01	цвітіння сливи № CN112983561A 2021-06-18
			
отвір з розділенням № CN113090334A 2021-07-09	котячий кіготь № CN115234314A 2022-10-25	комбінований отвір № CN115288810A 2022-11-04	ластівчин хвост № CN115749970A 2023-03-07

Рис. 9 – Деякі сучасні патенти форм отворів надскладної форми

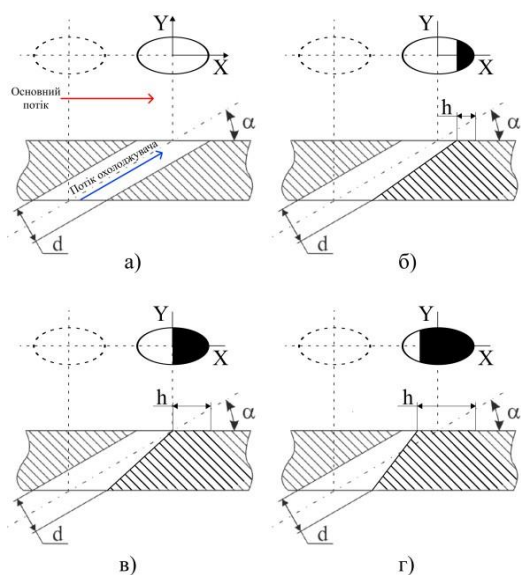


Рис. 10 – Геометрична модель блокування отвору згідно з [26]

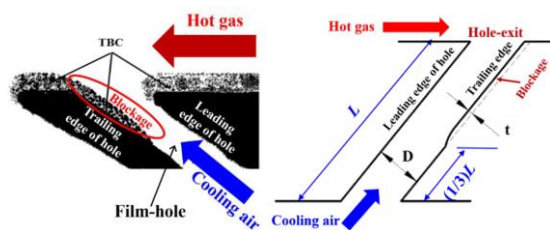


Рис. 11 – Блокування отвору при нанесенні ТЗП [27]

У статті [26] наведені результати чисельного моделювання похилого отвору під кутом  $30^\circ$  при його частковому блокуванні продуктами згоряння (рис. 10). Автори використовують величину блокування  $h/d = 0,5 - 1,5$ , тобто відношення поперечного розміру блокування отворів до діаметру отвору.

У своїх дослідженнях автори використовували не тільки усереднену по ширині пластини ефек-

тивність плівкового охолодження, а й усереднену ефективність по всій площі. Саме по останньому критерію робиться висновок щодо зниження ефективності охолодження внаслідок блокування.

Автори спостерігали погіршення ефективності плівкового охолодження. Це пов'язано з відривом потоку охолоджувача при його виході під більшим кутом, що призводить до змішування струменя охолоджувача з основним потоком. Ефективність плівкового охолодження, як зазначають автори, зменшилась на 3,1 % при  $h/d = 0,5$ , на 6,7% при  $h/d = 0,5$ , на 10,6 % при  $h/d = 1,5$ .

У статті [27] наведене чисельне дослідження ефекту блокування перфораційного отвору плівкового охолодження при нанесенні теплозахисного покриття (ТЗП) вже після виконання перфораційних отворів з величинами блокування площі з вихідного перетину  $B = 10\%$  і  $B = 20\%$  і порівняння з вихідним варіантом ("по кресленню"). Тут коефіцієнтом блокування отвору  $B$  є відношення товщини шару ТЗП на вихідній частині отвору до діаметру отвору, що виражене у відсотках. Блокування отворів (рис. 11) може сприяти зміні форми вихідної частини отвору (нахил отвору) і, як наслідок, прониканню плівки в газовий потік, у результаті чого ефективність охолодження й площа покриття охолоджуваною плівкою значно знижуються.

При параметрі вдуву  $m = 0,5$  зниження осередненої по площі ефективності охолодження при блокуванні склало 15,2 % ( $B = 10\%$ ) і 33,9 % ( $B = 20\%$ ). При параметрі вдуву  $m = 1,0$  зниження ефективності охолодження при блокуванні склало 31,9 % ( $B = 10\%$ ) і 70,1 % ( $B = 20\%$ ). При параметрі вдуву  $m = 1,5$  зниження ефективності охолодження при блокуванні склало 34,7 % ( $B = 10\%$ ) і 69,4 % ( $B = 20\%$ ). Тобто при більш високих значеннях блокування отвору спостерігається більше зниження ефективності охолодження, що особливо видно при високих параметрах вдуву.

Автори роблять висновок, що збільшення діаметру отвору до нанесення ТЗП може розв'язати проблему зниження ефективності плівкового охолодження, викликаного блокадою отвору. Мабуть, збільшення діаметру повинно бути виконано на етапі креслення як мінімум на задалегідь очікувану товщину блокування.

### Вдування у поглиблення різної форми

Отвір плівкового охолодження, що виходить у поглиблення, в теорії створює тонке і рівномірне покриття охолоджувача над поверхнею, що охолоджується. Для досягнення найкращої ефективності охолодження різні геометрії поглиблень є об'єктами досліджень. Можливо, недоліками наявності цих поглиблень можуть бути зниження

ККД лопаткового вінця і підвищення коефіцієнтів тепловіддачі зі сторони гарячого газу.

Зазвичай, спільне для усього ряду отворів поглиблення, в яке виконується вдування охолоджувача, називається траншеєю, а персональні поглиблення для кожного отвору називаються кратерами (рис. 12). Хоча іноді можна побачити варіативність цих термінів у різних авторів. Так, у роботі [28] експериментально досліджуються і порівнюються два варіанти геометрії отвору плівкового охолодження із вдуванням у персональні для кожного отвору поглиблення – траншеї (базова геометрія з вдуванням по потоку і геометрія з кутом  $\beta = 30^\circ$ ) і отвір типу 7–7–7. Траншея мала глибину  $0,75D$ . Автори роблять висновок, що базові геометрії демонструють кращу ефективність, ніж отвір 7–7–7 і їхня найкраща ефективність при параметрі вдуву  $m = 1$ .

В роботі [29] експериментально досліджуються і порівнюються традиційні циліндричні отвори перфорації без траншеї і з вдуванням у траншею при прямому і зворотньому (на зустріч газу) напрямках. Траншея мала глибину  $0,75D$ , а ширина траншеї коливалась від  $1D$  до  $2D$ . Автори зазначають, що вузька траншея показала вищу ефективність при прямому впорскуванні ніж широка траншея, особливо при  $m > 0,5$ .

Також автори підтверджують, що для простого циліндричного отвору (без траншеї) адиабатична ефективність вища при високих параметрах вдуву ( $m > 0,5$ ), якщо воно повернуто на зустріч потоку.

Вплив кривизни поверхні лопатки (корито, спинка) на плівкове охолодження з вдуванням у зубчасту траншею (рис. 13) досліджується у [30]. Вдув у хвилеподібну траншею (рис. 14) досліджується у [31]. Чисельне дослідження плівкового охолодження сім варіантів форм траншей наведено у порівнянні зі звичайною траншеєю [32]. Глибина траншеї у вищенаведених роботах була рівною  $0,75D$ . Вплив числа Рейнольдса на ефективність профільованого отвору з траншеєю представлений у [33]. Глибина траншеї була рівною  $1,6D$ .

При високих температурах газу на вході в охолоджуваний лопатковий вінець часто застосовують теплозахисне покриття (ТЗП) для зменшення підведення тепла від гарячого газу. Існуючі ТЗП з коефіцієнтом теплопровідності  $\lambda \approx 1,5 - 2,5 \text{ Вт / (м·К)}$  значно поліпшують температурний стан лопатки. За допомогою ТЗП можна формувати траншеї різної форми для системи плівкового охолодження, що не потребує поглиблюватись у метал лопатки і не впливати на її міцнісні характеристики. Мабуть, основними недоліками траншей із ТЗП є їхня обмеженість і нестабільність по товщині і відносна недовговічність.

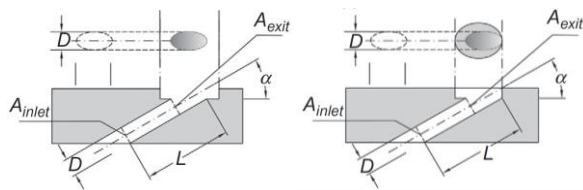


Рис. 12 – Вдування у траншею (зліва) і вдування у кратер (праворуч), (рисунки взяті з [14])

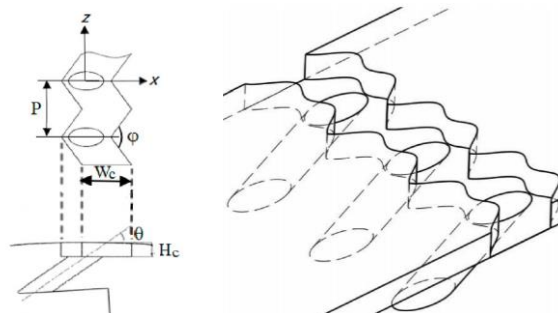


Рис. 13 – Вдування у зубчасту траншею [30] (зліва) і вдування у хвилеподібну траншею [31] (праворуч)

У [34] представлено експериментальне й розрахункове дослідження впливу кривизни поверхні (плоска поверхня, увігнута сторона й опукла сторона) на чотири різні конфігурації пари отвір-ТЗП:

- a – SC – вдування крізь ТЗП;
- b – TT – вдування в пряму траншею, утворену ТЗП;
- c – ST;
- d – SWT – вдування у криволінійні траншеї, утворені ТЗП.

Автори настійно рекомендують до використання схему TT на лопатках турбіни, однак для практично плоскої поверхні перехід від варіанту TT до варіанту SWT може збільшити загальну ефективність охолодження ще на 5 %.

У [35] наведено чисельне дослідження плівкового охолодження з вдуванням у траншею, яка вбудована в ТЗП, за допомогою машинного навчання RANS моделі. Три аспекти були розглянуті: середня по площині ефективність плівкового охолодження, просторове відхилення ефективності плівкового охолодження і потраплення гарячого газу у траншею. Дев'ять геометричних параметрів тривимірної форми траншеї варіювались для знаходження оптимального рішення. Одним з цих параметрів була глибина траншеї, що варіювалась у діапазоні  $0,5D - 0,75D$ . Біля 4000 комбінацій геометрії траншей було розглянуто, з яких 71 конструкція виявилася близькою до оптимальної.

В Україні великий обсяг робіт по дослідженню плівкового охолодження з вдуванням у різного роду поглиблення на лопатці належить Інституту Технічної Теплофізики ІТТФ, м. Київ, Україна ([36] – [38] та ін.). В роботі [39], що представлена А. Халатовим (ІТТФ) у співавторстві з Zhejiang

*Normal University* (Китай) чисельно досліджуються дві форми трикутних кратерів (з прямою і опуклою вхідними крайками), в які видувається повітря з традиційних круглих отворів. Глибина кратерів дорівнювала  $0,75D$ , а крок отворів  $t/d = 3$ . Автори зазначають, що отвори в трикутних кратерах демонструють значне покращення ефективності охолодження, а увігнутий передній край трикутного кратера дещо покращує ефективність плівкового охолодження.

В завершенні розділу треба відзначити, що в останній час стає популярним прийом, який дещо схожий на вдування у траншею, який полягає у введенні своєрідного трампліну уверх по потоку відносно отвору. Таким чином охолоджувач немов знаходиться у односторонній траншеї, а гарячий газ завдяки трампліну відтісняється від охолоджуваної поверхні, що збільшує ефективність охолодження. Так, згідно розрахункам [40] введення такого трампліну підвищило ефективність плівкового охолодження від круглого отвору на 8%. А запропонована авторами схема *HPR* (“hole-pair in ramp”), яка полягає у введенні двох додаткових отворів в тіло трампліна підвищує ефективність охолодження на 18%.

### Вдування під різними кутами $\beta$

Складний кут вдування (не по потоку газу) може покращити розподіл плівки і підвищити ефективність охолодження за рахунок зменшення відриву охолоджуючого струменя.

В 2024 році авторами з інституту Оттави представлено експериментальне дослідження [41] густо розташованих отворів ефузійного охолодження при різних тангенціальних кутах  $\beta$  ( $0, 30, 60, 90^\circ$ ) вдування до потоку газу, а також представлений комбінований варіант із різними кутами в одній конфігурації. У результаті запропонована конфігурація комбінованого ефузійного охолодження, яка має кути розташування отворів  $\beta = 90^\circ$  на початку сектору перфорації по потоці, далі отвори розташовані під кутом  $\beta = 60^\circ$ , а у кінці сектору перфорації кут  $\beta$  отворів дорівнює  $30^\circ$ .

У роботі [42] за допомогою *LES* методу досліджуються чотири варіанти однорядного отвору 7–7, орієнтованих під кутом  $\beta = 0^\circ$  і  $\beta = 30^\circ$  до потоку газу при параметрах вдуву  $m = 1$  і  $m = 3$ . При куті  $\beta = 30^\circ$  бічний розподіл плівки більш рівномірний при всіх параметрах вдуву, однак автори наголошують на зростанні локальних коефіцієнтів тепловіддачі при ненульових кутах  $\beta$ , що може нівелювати вигравш від кращого покриття плівкою.

У роботі [43] проводиться чисельне дослідження ефективності циліндричних отворів у порівнянні з вияловими отворами типу *FDH* (“Forward diffuse hole”) з переднім кутом розширення  $15^\circ$ , орієнтованих під кутом  $\beta = 0^\circ, 45^\circ, 90^\circ$ ,

$135^\circ$  і  $180^\circ$  до потоку газу при різних параметрах вдуву  $m$ . Кути нахилу  $\alpha$  в усіх випадках були рівними  $35^\circ$ . Дослідження велись для двох параметрів вдуву:  $m = 0,6$  і  $m = 1,25$ . Отвори *FDH* продемонстрували найвищу осереднену по площині ефективність охолодження при розташуванні їх під кутом  $\beta = 90^\circ$ , а саме  $0,377$  при  $m = 0,6$  і  $0,483$  при  $m = 1,25$ . Циліндричні отвори показали найвищу осереднену по площині ефективність охолодження при розташуванні їх під кутом  $\beta = 180^\circ$ , а саме  $0,382$  при  $m = 0,6$  і  $0,252$  при  $m = 1,25$ .

Іноді, як в вищевказаному прикладі, кут  $\beta$  може бути вищим за  $90^\circ$ , тобто отвір розташовується на зустріч потоку газу. Таким роботам в останні роки наділяється все більше уваги. Причиною є можливість отримання більш рівномірного покриття охолоджувачем поверхні за отвором з одночасним зменшенням відриву струменя охолоджувача від поверхні.

Експериментальне дослідження циліндричних отворів зі зворотнім вдуванням повітря у порівнянні з прямим вдуванням представлено у [44]. У даній роботі досліджуються також циліндричні отвори зі зворотнім вдуванням у траншею. Серед кутів зворотнього вдування  $\beta = 90^\circ, 120^\circ, 135^\circ$  і  $180^\circ$  і прямого вдування  $\beta = 0^\circ, 45^\circ, 60^\circ$  і  $90^\circ$  найкращим з точки зору ефективності охолодження і максимального покриття плівкою є отвір у траншеї, що розташований під кутом  $\beta = 135^\circ$ . Більш того, згідно з авторами, отвори під кутом  $\beta = 135^\circ$ , що розташовані у траншеї, призводять до несуттєвого збільшення втрат основного потоку.

Чисельний 3D аналіз зворотнього циліндричного отвору у порівнянні з прямим представлений у [45]. Автори роблять висновки, що при низьких параметрах вдуву ( $m = 0,25$  і  $0,5$ ) ефективність охолодження зворотнього охолодження гірша ніж у прямого, але при більших параметрах вдуву зворотнє вдування демонструє більшу ефективність. При  $m = 1,5$  сумарна середня ефективність для зворотнього вдування на 677% вища ніж у прямого традиційного вдування.

В статтях [46], [47] автори наводять порівняльні результати розрахунків чотирьох систем парних отворів залежно від їхнього розташування щодо основного потоку:

- a* – отвори впорскування “forward + forward”;
- b* – отвори впорскування “backward + backward”;
- v* – отвори впорскування “forward and backward”;
- z* – отвори впорскування “backward + forward”.

Тут “forward” – вдування повітря по потоку, а “backward” – проти потоку. Робиться висновок, що бічна ефективність охолодження варіантів *b*, *v* і *z* вища ніж у традиційного варіанту *a* (“forward + forward”), у якому найкраща ефективність охоло-



дження спостерігається лише виключно за рядами перфорації. Варіант *б* показує найменшу нерівномірність, але має відносно низьку ефективність охолодження, у той час як змішані системи *в* і *г* мають високі місцеві ефективності охолодження при відносно середній нерівномірності.

### Багаторядне плівкове охолодження

Перемішування повітря, що видувається, з газом викликає ріст температури захисного прошарку уздовж лопатки, що найчастіше приводить до необхідності застосування декількох рядів перфорації плівкового охолодження уздовж профілю лопатки. Sellers [48] представив, мабуть, найбільш широко використовувану модель суперпозиції плівкового охолодження. Передбачається, що охолодне повітря з верхнього ряду отворів утворює шар, що перекриває, у який згодом впорскується охолодне повітря з наступного ряду отворів, як показано на рис. 14.

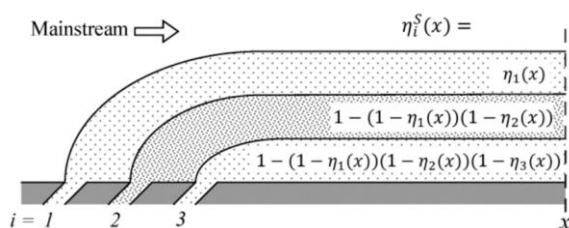


Рис. 14 – Схема багаторядного плівкового охолодження

У кожній позиції нижче по потоці адиабатична ефективність для двох рядів отворів може бути розрахована індивідуально, згідно (6) і (7):

$$\eta_1(x) = \frac{T_{gas,1}^* - T_{film,1}^*}{T_{gas,1}^* - T_{air}^*}, \quad (6)$$

$$\eta_2(x) = \frac{T_{gas,2}^* - T_{film,2}^*}{T_{gas,2}^* - T_{air}^*}, \quad (7)$$

Це можна продовжити для довільної кількості додаткових рядів отворів для охолодного повітря. Для декількох рядів отворів ефективність буде записана як:

$$\eta_i(x) = \frac{T_{gas,i}^* - T_{film,i}^*}{T_{gas,i}^* - T_{air}^*}. \quad (8)$$

Модель припускає, що охолодна рідина, що витісняє, з попереднього ряду отворів утворює основний потік газу, у який впорскується наступний ряд, тобто  $T_{gas,i}^* - T_{film,i-1}^*$ .

Комбіную рівняння разом, отримаємо ефективність після обох рядів отворів:

$$\eta(x) = (1 - \eta_1(x))\eta_2(x) + \eta_1(x). \quad (9)$$

Згідно з аналізом літератури, рівняння (9) більш надійно при малих параметрах вдуву. Аналіз точності результатів моделі суперпозиції плівкового охолодження Селлєрса для багаторядного плівкового охолодження проводився, крім інших, у роботі [49]. Пропонувалась 2D модель Селлєрса, яка, на відміну від популярної 1D моделі здатна підвищити точність при моделюванні отворів з розбіжностями рядів по кроку. В цій роботі було розглянуто чотири варіанти компоновки дворядних віялових отворів перфорації типу 7-7-7, як у “шаховому”, “пів-шаховому” порядку, так і в лінійно один за одним.

В [50] досліджена суперпозиція дворядної конфігурації, в якій першим рядом є суцільна щільна лінійка, а другим рядом є ряд отворів типу 7-7-7. Особливістю даної роботи було те, що температура охолоджувача була різною для двох рядів. Авторами запропонована модифікована теорія суперпозиції, де адиабатична ефективність є функцією нового безрозмірного параметра  $\xi$ , який характеризує дві охолоджуючі температури відносно базової. При цьому автори виявили, що можливі ситуації, при яких більш тепле повітря з нижнього ряду може згубно впливати на ефективність охолодження дворядної конфігурації, роблячи її нижчою за ефективність охолодження від одного верхнього ряду.

В [51] експериментально досліджується суперпозиція трирядних конфігурацій з рядами циліндричних отворів (1-й ряд), отворів типу 7-7-7 (2-й і 3-й ряди) і отворів X-Opt (2-й і 3-й ряди), які підтверджують більш високу ефективність охолодження конфігурацій з отворами X-Opt, отриманими завдяки тривимірній оптимізації.

### Високо-пористе плівкове охолодження

Високо-пористі системи плівкового охолодження, до яких можна віднести і транспіраційне чи ефузійне охолодження, демонструють винятково високу ефективність плівки. Ці щільно розташовані отвори з відношенням кроку до діаметра близько 2, можуть досягати величин місцевої поверхневої пористості (у межах безлічі отворів, визначеної як частка від зовнішньої поверхні лопатки) близько 20%. Як правило, кожний отвір перфорації працює з маленьким параметром вдуву, мінімізуючи відхід струменя в потік газу, що дає високу ефективність охолодження. Однак, традиційні методи визначення ефективності показують недостатню точність для даного нового класу плівкового охолодження [52].

Треба відмітити, що згідно з рис. 15 ефективність такого плівкового охолодження в регіоні отворів становить майже 1, тобто згідно (3)  $T_f = T_c$ .

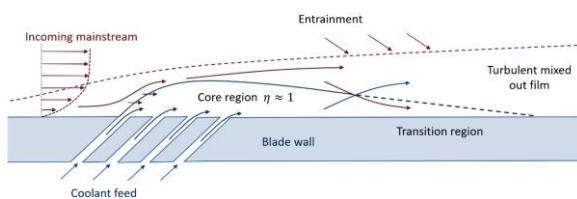


Рис. 15 – Концептуальна модель високо-пористого плівкового охолодження [52]

У роботах [52] – [54] представників Оксфордського університету А. Wambersie і Р. Т. Ireland, опублікованих на 15-й конференції *ETC* в 2023 році, присвяченим транспіраційному плівковому охолодженню:

- проведений порівняльний аналіз оцінки ефективності транспіраційного охолодження для  $1D$  і  $2D$  моделей, наведені кореляційні залежності транспіраційного охолодження для лопатки турбіни [52];

- представлені результати випробувань ряду конфігурацій транспіраційного плівкового охолодження з однаковим відносним кроком  $P/D = 2,1$  (варіювалася кількість рядів, діаметри отвору, радіальний кут отворів і поверхня лопатки: корито або спинка), отримані значення ефективності охолодження для даних конфігурацій [53];

- представлений аналіз взаємодії близько розташованих отворів транспіраційного охолодження для чотирьох конфігурацій (у лінію, у шаховому порядку, у пів-шаховому порядку № 1 і у пів-шаховому порядку № 2) і порівняння *CFD* розрахунків з експериментальними даними [54].

У статті [55] автори з Тайваньського Університету в 2023 році представили експериментальне дослідження ефузійного плівкового охолодження. Випробування були проведені на спеціальному стенді для трьох варіантів вхідної крайки (півциліндричної й еліпсоїдної форми) з отворами ефузійного охолодження при параметрах вдуву 0,4; 0,8; 1,2, використовуючи технологію фарб, чутливих до тиску (*PSP*). Автори відзначають більшу ефективність ефузійного плівкового охолодження у порівнянні із традиційним, при цьому найвища ефективність ефузійного охолодження спостерігається у варіанті з пів-циліндричною вхідною крайкою.

У оглядовій статті 2023 р. [56] представники *State Key Laboratory for Manufacturing Systems Engineering* університету Xi'an Jiaotong (Китай) розглядають тренди розвитку технологій охолодження для робочих лопаток турбін, що дозволять працювати при надвисоких температурах газу, а саме понад 2000 К. Серед багатьох інших аспектів, як то інноваційні конфігурації охолодження, оптимізований дизайн на основі штучного інтелекту і *3D* друку, нові технології теплозахисного покриття та ін., автори торкаються питання транспіраційного охолодження, яке знаходиться ще в початковій

стадії вивчення, що може забезпечити роботу лопатки при температурі газу до 2200 К.

У статті [57] представлено комбіноване, так зване “*Aero-Thermal-Mechanical*” дослідження конструкції передової монокристалічної лопатки з подвійною стінкою з транспіраційним охолодженням (*DWTC* – “*Double Wall Transpiration Cooling*”). У статті запропоновано обчислювальну методологію для аеротермічного та міцнісного проектування лопаток з *DWTC*. Показано, що системи з високою щільністю отворів у плівці (високою пористістю стінок) забезпечують кращу ефективність охолодження та стійкість до термічних напружень порівняно з раніше дослідженими системами *DWTC* з помірною пористістю зовнішньої стінки. Однак, залежно від розташування отворів у плівці, вони можуть призводити до підвищення механічних напружень, що виникають при відцентрових навантаженнях через зменшення чистого перерізу стінки.

#### Спрощені підходи до проектування і аналітичні залежності у плівковому охолодженні

У рамках інженерної роботи при проектуванні охолоджуваного вінця на етапі ескізного проектування потрібен інструмент для швидких і досить точних розрахунків температурного стану ряду передбачуваних варіантів охолодження для вибору оптимальної конструкції. Використання повної тривимірної *CFD* моделі є дорогокоштуючими і затратними по часу. На ранніх стадіях (концептуальний або ескізний проекти) є сенс проводити десятки розрахунків на спрощених моделях.

Переважає більшість статей стосується експериментального або чисельного дослідження ефективності нових типів плівкового охолодження і впливу тих чи інших факторів на ефективність охолодження. Але при цьому майже не пропонуються нові надійні аналітичні залежності для спрощених  $1D-2D$  розрахунків плівкового охолодження для перспективних систем отворів, які були б отримані на базі експерименту. Часто наводяться посилання на класичні роботи з визначення ефективності плівкового охолодження згідно Baldauf [11] для циліндричних отворів при широкому діапазоні геометричних і режимних параметрів, а також згідно Colban [9] для профільованих отворів.

Також треба відзначити роботи Bunker і Goldstein. Однак, перша з них згідно звіту А. Bradley з Снчепінгського Інституту Технологій (Швеція) “*Prediction of vane film cooling in gas turbines. Correlations and Parameters*” потребує перевірки у зв’язку з не співпадінням з експериментом, особливо в діапазоні при малих значеннях  $x/d$  (біля області впорскування), а остання не під-

ходить для розрахунку ефективності від ряду отворів, а лише від відокремленого отвору.

Також майже відсутні сучасні аналітичні залежності щодо коефіцієнту витрати  $\zeta$  нових отворів плівкового охолодження, розрахунок якого є необхідним для виконання 1D гідрравлічних задач.

У цьому аспекті можна відзначити роботу D.A. Rowbury [58] 2001 року, де представлені кореляції із зовнішнім поперечним потоком, які потребують перевірки.

До сьогодні також є актуальним питання надійних аналітичних залежностей щодо впливу кривизни поверхні і впливу обертання на ефективність плівкового охолодження.

Актуальність спрощених підходів до проектування підтверджує робота [59] 2024 року, в якій на конференції *ASME Turbo Expo* представники компанії *ANSYS* презентували метод, у якому внутрішні порожнини лопатки розраховуються в 1D постановці, однак зовнішнє обтікання розраховується за допомогою 3D CFD методу. Заміна постановки розрахунків внутрішніх порожнин лопатки з 3D на 1D дозволяє спростити завдання й прискорити час розрахунків, не втрачаючи в точності (рис. 16).

Поєднання тривимірного розрахунку гарячого газу навколо лопатки і одновимірного розрахунку охолоджуючого повітря всередині лопатки, тобто застосування «гібридного» моделювання, робиться за допомогою так званого «регіону впорскування» (*IRM – “Injection Region Model”*) на границі між одновимірною і тривимірною задачами (тобто на отворах плівкового охолодження).

У роботі наведені класичні підходи при моделюванні плівкового охолодження лопаток, від найпростішого точкового джерела до найбільш точної і найбільш важкої високо роздільної сітки усїєї лопатки.

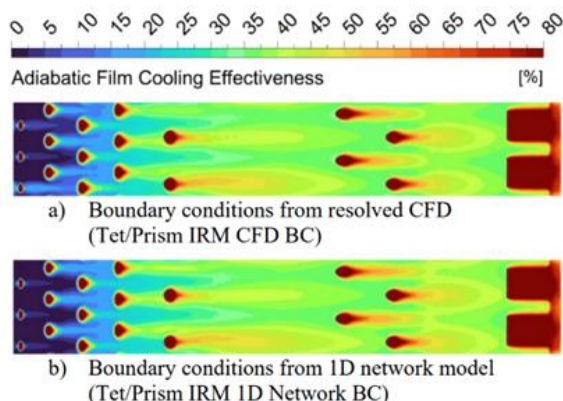


Рис. 16 – Порівняння ефективності плівкового охолодження на коритці соплового апарату при використанні високо роздільної сітки (зверху) і спрощеного 1D–3D підходу (знизу) [59]

Одна і та ж геометрія соплового апарату турбіни була описана двома моделями: базовою «високо роздільною» моделлю (повністю тривимірною), яка є еталоном і спрощеною гібридною, що поєднує 1D і 3D домени.

Порівняння демонструє хороше узгодження результатів з граничними умовами охолоджуючого потоку, взятими з еталонної моделі та результатами умов притоку охолоджуючого потоку, отриманими за допомогою 1D сіткової моделі.

## Висновки

Виконаний огляд сучасної літератури стосовно проблем плівкового охолодження лопаток газових турбін. Можна зробити наступні висновки:

1 Огляд сучасних статей і деяких патентів вказує на світову тенденцію до нових отворів плівкового охолодження, котрі не можна отримати звичайним пропалом у тілі лопатки. Вже з'являються зразки лопаток, що вироблені за допомогою 3D друку. Дана технологія дає можливість отримати конфігурації отворів будь-якої форми. Тому і технології тривимірної оптимізації при проектуванні систем плівкового охолодження будуть залишатися актуальними. Проте, шорсткість поверхонь каналів, що отримані за допомогою адитивних технологій вища за шорсткість звичайних отворів, що може призводити до збільшення товщини граничного шару, що веде до більш високого розташування ядра струменя (мабуть, як у отворі, так і над лопаткою) і зменшення ефективності охолодження порівняно з гладким отвором.

2 Огляд сучасних статей вказує на те, що більшість траншей, що використовуються у дослідженнях мають відносну глибину  $0,75D$ . Це вважається оптимальною глибиною траншеї. При стандартному отворі плівкового охолодження діаметром 0,5 мм, глибина траншеї дорівнюватиме значні 0,375 мм. Це безумовно матиме негативний вплив на міцнісні характеристики лопатки. Більш того, така значна глибина траншеї може підвищити коефіцієнт тепловіддачі зі сторони газу і одночасно знизити ККД лопаткового вінця. Тому альтернативою є траншеї, що вироблені не в металі лопатки, а в теплозахисному покритті. Але при товщині шару ТЗП біля 0,1 мм (робоча лопатка ТВТ) відношення  $h/d$  при стандартному отворі плівкового охолодження діаметром 0,5 мм дорівнюватиме 0,2 (без урахування технологічного підшару). У статтях не знайшлося досліджень з глибиною траншеї, меншою ніж  $0,4D$ .

3 Переважна більшість статей стосується експериментального або чисельного дослідження ефективності нових типів плівкового охолодження і впливу тих чи інших факторів на ефективність охолодження. Але при цьому майже не пропонуються нові надійні аналітичні залежності для

спрощених  $1D-2D$  розрахунків плівкового охолодження для перспективних систем отворів, які були б отримані на базі експерименту. Також майже відсутні сучасні аналітичні залежності щодо коефіцієнту витрати  $\zeta$  нових отворів плівкового охолодження, розрахунок якого є необхідним для виконання  $1D$  гідравлічних задач. До сьогодні також є актуальним питання надійних аналітичних залежностей щодо впливу кривизни поверхні і впливу обертання на ефективність плівкового охолодження.

4 Транспіраційне охолодження знаходиться ще в початковій стадії вивчення, але при проектуванні робочих лопаток, що працюють при температурі газу понад 2000 – 2100 К схема з комбінацією подвійної стінки і транспіраційного охолодження (*DWTC*) є найбільш багатообіцяючою. Максимальний рівень температур газу що можна досягти при такій схемі в різних джерелах знаходиться в діапазоні 2200 – 2300 К.

#### Список літератури

- Unnikrishnan U. A review of cooling technologies for high temperature rotating components in gas turbine / U. Unnikrishnan, V. Yang // *Propulsion and Power Research*. – 2022. – Vol. 11, Is. 3. – PP. 293–310. – DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jprr.2022.07.001>.
- Goldstein R. J. Film Cooling / R. J. Goldstein // *Advances in Heat Transfer*. – 1971. – Vol. 7. – PP. 321–379. – DOI: [https://doi.org/10.1016/s0065-2717\(08\)70020-0](https://doi.org/10.1016/s0065-2717(08)70020-0).
- Goldstein R. J. Effects of hole geometry and density on three-dimensional film cooling / R. J. Goldstein, E. R. G. Eckert, F. Burggraf // *International Journal of Heat and Mass Transfer*. – 1974. – Vol. 17, Is. 5. – PP. 595–607. – DOI: [https://doi.org/10.1016/0017-9310\(74\)90007-6](https://doi.org/10.1016/0017-9310(74)90007-6).
- Bunker R. S. A Review of Shaped Hole Turbine Film-Cooling Technology / R. S. Bunker // *ASME Journal of Heat and Mass Transfer*. – 2005. – Vol. 127, Is. 4. – PP. 441–453. – DOI: <https://doi.org/10.1115/1.1860562>.
- Bunker R. S. Film Cooling: Breaking the Limits of Diffusion Shaped Holes / R. S. Bunker // *ASME Journal of Heat and Mass Transfer*. – 2010. – Vol. 41, Is. 6. – PP. 627–650. – DOI: <https://doi.org/10.1615/heattransres.v41.i6.40>.
- Ligrani P. M. Heat Transfer, Adiabatic Effectiveness, and Injectant Distributions Downstream of a Single Row and Two Staggered Rows of Compound Angle Film-Cooling Holes / P. M. Ligrani, S. Ciriello, D. T. Bishop // *The American Society of Mechanical Engineers: Journal of Turbomachinery*. – 1992. – Vol. 114, No. 4. – PP. 687–700. – DOI: <https://doi.org/10.1115/1.2928021>.
- Ligrani P. M. Film-Cooling From Holes With Compound Angle Orientations: Part 2—Results Downstream of a Single Row of Holes With 6d Spanwise Spacing / P. M. Ligrani, J. M. Wigle, S. W. Jackson // *Journal of Heat Transfer*. – 1994. – Vol. 116, No. 2. – PP. 353–362. – DOI: <https://doi.org/10.1115/1.2911407>.
- Colban, W. Heat Transfer and Film-Cooling Measurements on a Stator Vane With Fan-Shaped Cooling Holes / W. Colban, A. Gratton, K. A. Thole, M. Haendler // *Journal of Turbomachinery*. – 2005. – Vol. 128, No. 1. – PP. 53–61. – DOI: <https://doi.org/10.1115/1.2098789>.
- Colban W. F. A Film-Cooling Correlation for Shaped Holes on a Flat-Plate Surface / W. F. Colban, K. A. Thole, D. Bogard // *Journal of Turbomachinery*. – 2011. – Vol. 133, No. 1. – DOI: <https://doi.org/10.1115/1.4002064>.
- Bogard D. G. Gas Turbine Film Cooling / D. G. Bogard, K. A. Thole // *Journal of Propulsion and Power*. – 2006. – Vol. 22, No. 2. – PP. 249–270. – DOI: <https://doi.org/10.2514/1.18034>.
- Baldauf, S. Correlation of Film-Cooling Effectiveness From Thermographic Measurements at Enginelike Conditions / S. Baldauf, M. Scheurlen, A. Schulz, S. Wittig // *Journal of Turbomachinery*. – 2002. – Vol. 124, No. 4. – PP. 686–698. – DOI: <https://doi.org/10.1115/1.1504443>.
- Lutum, E. Film cooling on a convex surface: influence of external pressure gradient and Mach number on film cooling performance / E. Lutum, J. von Wolfersdorf, K. Semmler, S. Naik, B. Weigand // *Heat and Mass Transfer*. – 2001. – Vol. 38, No. 1–2. – PP. 7–16. – DOI: <https://doi.org/10.1007/s002310000149>.
- Халатов А. А. Теплообмен и гидродинамика в полях центробежных массовых сил / А. А. Халатов, И. И. Борисов, Ю. Я. Дашевский, С. Б. Резник // Т. 10. Перспективные схемы пленочного охлаждения. – Киев : Политехника, 2016. – 238 с.
- Acharya S. Chapter Three – Advances in Film Cooling Heat Transfer / S. Acharya, Y. Kanani // *Advances in Heat Transfer*. – 2017. – Vol. 49. – PP. 91–156. – DOI: <https://doi.org/10.1016/bs.aiht.2017.10.001>.
- Yang F. Experimental and Numerical Studies of the Film Cooling Effectiveness Downstream of a Curved Diffusion Film Cooling Hole / F. Yang, M. E. Taslim // *International Journal of Rotating Machinery*. – 2022. – Vol. 2022, Is. 1. – PP. 1–14. – DOI: <https://doi.org/10.1155/2022/9913692>.
- Okita Y. Multi-Objective Shape Optimization of Arrowhead-Shaped Film Cooling Hole on Transonic Turbine Blade / Y. Okita, T. Ideta, S. Fujimoto // *ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Virtual, Online, 21–25 September 2020*. – 2020. – Paper No. GT2020-14721. – DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2020-14721>.
- Odemondo V. Implementation of Wide Diffusion Angle V-Shaped Holes for Gas Turbine Cooling: Design Phase and Numerical Simulation / V. Odemondo, L. Abba, R. Abram // *ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Virtual, Online, 21–25 September 2020*. – 2020. – Paper No. GT2020-15171. – DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2020-15171>.
- Hossain M. A. Experimental Investigation of Innovative Cooling Schemes on an Additively Manufactured Engine Scale Turbine Nozzle Guide Vane / M. A. Hossain, A. Ameri, J. W. Gregory, J. P. Bons // *ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Virtual, Online, 21–25 September 2020*. – 2020. – Paper No. GT2020-15707. – DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2020-15707>.
- Gutierrez D. Evaluation of Adjoint Optimized Holes - Part I Baseline Performance / D. Gutierrez, C. Yoon, M. T. Furgeson, E. M. Veley, D. G. Bogard, K. A. Thole // *ASME Turbo Expo 2022: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Rotterdam, Netherlands, 13–17 June 2022*. – 2022. – Paper No. GT2022-83436. – DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2022-83436>.
- Yoon C. Evaluation of Adjoint Optimized Hole - Part II: Parameter Effects on Performance / C. Yoon, D. Gutierrez, M. T. Furgeson, D. G. Bogard // *ASME Turbo Expo 2022: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Rotterdam, Netherlands, 13–17 June 2022*. – 2022. – Paper No. GT2022-82726. – 13 p. – DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2022-82726>.
- Yoon, C. Overall Cooling Effectiveness with Internal Serpentine Channels and Optimized Film Cooling Holes / C. Yoon, E. M. Flachs, M. R. Ellinger, D. G. Bogard // *ASME Turbo Expo 2023: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Boston, Massachusetts, USA, 26–30 June 2023*. – 2023. – Paper No. GT2023-104171. – 10 p. – DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2023-104171>.
- Montomoli F. Fluid Topology Optimization of Film Cooling: a Design Exploration / F. Montomoli, T. W. Rees, S. Furino, R. Tomlin // *Proceedings of the 16th European Turbomachinery Conference (ETC16): Turbomachinery, Fluid Dynamics and Thermodynamics, March 24–28, 2025, Hannover, Germany*. –

2025. – ETC2025-293. – DOI: <https://doi.org/10.29008/ETC2025-293>.
23. Castelli N. Optimization of a Novel Design-For-Additive-Manufacturing Film Cooling Hole / N. Castelli, A. Picchi, B. Facchini, L. Winchler, F. Morante // ASME Turbo Expo 2024: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, London, United Kingdom, 24–28 June 2024. – 2024. – Paper No. GT2024-128010. – 13 p. – DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2024-128010>.
  24. Banko A. J. Effects of Surface Roughness on Three-Dimensional Flow Structure Within Shaped Film Cooling Holes / A. J. Banko, M. J. Benson, F. T. Davidson, W. Zia, A. Bordbar, C. Boyce, E. M. Velez, K. A. Thole // ASME Turbo Expo 2023: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Boston, Massachusetts, USA, 26–30 June 2023. – 2023. – Paper No. GT2023-104073. – 12 p. – DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2023-104073>.
  25. Zamiri A. Numerical Evaluation of Surface Roughness Effects on Film-Cooling Performance in a Laidback Fan-Shaped Hole / A. Zamiri, S. J. You, J. T. Chung // ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Virtual, Online, 21–25 September 2020. – 2020. – Paper No. GT2020-14525. – 9 p. – DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2020-14525>.
  26. Данилов М. А. Вплив блокування отворів видуву охолоджувача на ефективність плівкового охолодження / М. А. Данилов, Т. В. Доник // Вісник НТУ «ХП». Серія: Енергетичні та теплотехнічні процеси й устаткування. – 2023. – № 4(16). – С. 45–50. – Бібліогр.: 5 назв. – ISSN 2078-774X (print). – ISSN 2707-7543 (on-line). – DOI: <https://doi.org/10.20998/2078-774x.2023.04.06>.
  27. Wang F.-q. Numerical Investigation of Effects of Blockage, Inclination Angle and Hole-Size on Film Cooling Effectiveness at Concave Surface / F.-q. Wang, J. Pu, J.-h. Wang, W.-d. Xia // ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Virtual, Online, 21–25 September 2020. – 2020. – Paper No. GT2020-15182. – 14 p. – DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2020-15182>.
  28. Balaji S. A comparative experimental study between the film effectiveness of trench and diffusion film holes / S. Balaji, F. Yang, M. E. Taslim // International Journal of Thermal Sciences. – 2020. – Vol. 161. – No. 106713. – DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2020.106713>.
  29. Shi B. Adiabatic effectiveness and heat transfer measurements of simple and trenched cylindrical holes with backward injection / B. Shi, X. Li, J. Ren // International Journal of Thermal Sciences. – 2021. – Vol. 170. – No. 107086. – DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2021.107086>.
  30. Huang K.-n. Film cooling characteristics of serrated trenched-hole on curved surfaces / K.-n. Huang, J.-z. Zhang, C.-h. Wang, X.-m. Tan // International Journal of Thermal Sciences. – 2021. – Vol. 164. – No. 106919. – DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2021.106919>.
  31. Bahambari A. B. On the effect of geometry of w-wave trenches on film cooling performance of gas turbine blades / A. B. Bahambari, M. H. Kayhani, M. Norouzi // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy. – 2021. – Vol. 235, Is. 7. – No. 095765092110082. – DOI: <https://doi.org/10.1177/09576509211008277>.
  32. Zhang R. Numerical evaluation of film cooling performance of transverse trenched holes with shaped lips / R. Zhang, L. Zhou, J. Xing, C. Luo, X. Du // International Communications in Heat and Mass Transfer. – 2021. – Vol. 125. – No. 105326. – DOI: <https://doi.org/10.1016/j.icheatmasstransfer.2021.105326>.
  33. Barigozzi G. On the Impact of Reynolds Number on the Performance of a Trenched Shaped Hole / G. Barigozzi, A. Zamiri, G. Brumana, N. Franchina, J. T. Chung // Proceedings of the 16th European Turbomachinery Conference (ETC16): Turbomachinery, Fluid Dynamics and Thermodynamics, March 24–28, 2025, Hannover, Germany. – 2025. – ETC2025-107. – DOI: <https://doi.org/10.29008/ETC2025-107>.
  34. Zhou W.-l. Wall Curvature Effect on Overall Thermal Performances of Film Cooling Covered by Thermal Barrier Coatings with Various Geometries / W.-l. Zhou, J. Pu, T. Zhang, J.-h. Wang, W.-l. Wu, H. Su // ASME Turbo Expo 2022: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Rotterdam, Netherlands, 13–17 June 2022. – 2022. – Paper No. GT2022-82796. – 14 p. – DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2022-82796>.
  35. Fischer L. Optimizing the trench shaped film cooling design / L. Fischer, D. James, S. Jeyaseelan, M. Pfitzner // International Journal of Heat and Mass Transfer. – 2023. – Vol. 214. – No. 124399. – DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2023.124399>.
  36. Khalatov A. A. Flat plate film cooling from a single-row inclined holes embedded in a trench: effect of external turbulence and flow acceleration / A. A. Khalatov, I. I. Borisov, Yu. Ya. Dashevskiy, A. S. Kovalenko S. V. Shevtsov // Thermophysics and Aeromechanics. – 2013. – Vol. 20, No. 6. – PP. 713–719. – DOI: <https://doi.org/10.1134/s0869864313060085>.
  37. Khalatov A. A. Numerical simulation of a flat plate film cooling with a coolant supply into different shape indentations / A. A. Khalatov, N. A. Panchenko, S. D. Severin // Thermophysics and Aeromechanics. – 2017. – Vol. 24, No. 5. – PP. 731–737. – DOI: <https://doi.org/10.1134/s0869864317050080>.
  38. Khalatov A. A. Numerical Simulation of Film Cooling with a Coolant Supplied Through Holes in a Trench / A. A. Khalatov, N. A. Panchenko, I. I. Borisov, V. V. Severina // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. – 2017. – Vol. 90, no. 3. – PP. 637–643. – DOI: <https://doi.org/10.1007/s10891-017-1610-1>.
  39. Khalatov A. Film cooling evaluation of a single array of triangular craters / A. Khalatov, E. Shi-Ju, D. Wang, I. Borisov // International Journal of Heat and Mass Transfer. – 2020. – Vol. 159. – No. 120055. – DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2020.120055>.
  40. Hussain S. Implementation of Hole-Pair in Ramp to Improve Film Cooling Effectiveness on a Plain Surface / S. Hussain, X. Yan // ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Virtual, Online, 21–25 September 2020. – 2020. – Paper No. GT2020-14838. – 12 p. – DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2020-14838>.
  41. Pyo Y. Enhanced Adiabatic Film Cooling Effectiveness by Varying Compound Angle / Y. Pyo, M. Broumand, J. Son, P. Richer, B. Jodoin, Z. Hong // ASME Turbo Expo 2024: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, London, United Kingdom, 24–28 June 2024. – 2024. – Paper No. GT2024-122413. – 10 p. – DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2024-122413>.
  42. Tracy K. Large Eddy Simulation of the 7-7-7 Shaped Film Cooling Hole at Axial and Compound Angle Orientations / K. Tracy, S. P. Lynch // ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Virtual, Online, 21–25 September 2020. – 2020. – Paper No. GT2020-14439. – 13 p. – DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2020-14439>.
  43. Tamang S. Numerical investigation of adiabatic film cooling effectiveness through compound angle variations / S. Tamang, H. Kwon, J. Choi, P. Ligrani, J.-H. Lee, Y.-G. Jung, H. Park // Numerical Heat Transfer, Part A: Applications. – 2020. – Vol. 78, Is. 10. – PP. 595–618. – DOI: <https://doi.org/10.1080/10407782.2020.1803600>.
  44. Zhang T. Experimental study of transverse trench effect on unsteady film cooling effectiveness of backward cylindrical-holes with various compound angles / T. Zhang, J. Pu, S. Xu, J.-h. Wang, W.-l. Wu, F.-q. Wang // International Journal of Thermal Sciences. – 2021. – Vol. 159. – No. 106563. – DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2020.106563>.
  45. Wang J. Effect and optimization of backward hole parameters on film cooling performance by Taguchi method / J. Wang, C. Liu, Z. Zhao, J. Baleta, B. Sundén // Energy Conversion and Management. – 2020. – Vol. 214. – No. 112809. – DOI: <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2020.112809>.
  46. Cho H. H. Effect of Forward and Backward Injections on Film Cooling Effectiveness / H. H. Cho, E. Y. Jung, J. S. Park, S. Park // XXI International Symposium on Air Breathing Engines (ISABE 2013) : Challenges in Technology Innovation: Global Collaboration, Busan, Korea, 9–13 September 2013. –

2013. – ISABE-2013-1223. – Vol. 1. – PP. 577–584. – ISBN: 978-1-62993-286-6. – URL: <https://www.proceedings.com/content/020/020037webtoc.pdf> (дата звернення 20.04.2025).
47. Park S. Enhancement of Film Cooling Effectiveness Using Backward Injection Holes / S. Park, E. Y. Jung, S. H. Kim, H.-S. Sohn, H. H. Cho // ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition, Montreal, Quebec, Canada, 15–19 June 2015. – 2015. – Paper No. GT2015-43853. – 9 p. – DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2015-43853>.
48. Sellers J. P. Gaseous Film Cooling with Multiple Injection Stations / J. P. Sellers // AIAA Journal. – 1963. – Vol. 1, No. 9. – PP. 2154–2156. – DOI: <https://doi.org/10.2514/3.2014>.
49. Chen Z. Accuracy Assessment of the Sellers Model in Predicting the Multi-Row Film Cooling Performance / Z. Chen, Y. Li, X. Su, X. Yuan // ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Virtual, Online, 21–25 September 2020. – 2020. – Paper No. GT2020-14323. – 14 p. – DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2020-14323>.
50. Fuqua M. N. Film Cooling Superposition Theory for Multiple Rows of Cooling Holes With Multiple Coolant Temperatures / M. N. Fuqua, J. L. Rutledge // ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Virtual, Online, 21–25 September 2020. – 2020. – Paper No. GT2020-15252. – 12 p. – DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2020-15252>.
51. Ellinger M. E. Evaluations of Superposition Predictions of Adiabatic and Overall Effectiveness for Three Rows of Film Cooling Holes With Differing Hole Geometries / M. E. Ellinger, E. M. Flachs, A. N. Kulkarni, D. G. Bogard // ASME Turbo Expo 2024: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, London, United Kingdom, 24–28 June 2024. – 2024. – Paper No. GT2024-128105. – 12 p. – DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2024-128105>.
52. Wambersie A. Transpiration Cooling Film Effectiveness Correlations for Turbine Blade Applications / A. Wambersie, P. T. Ireland // Proceedings of the 15th European Conference on Turbomachinery Fluid dynamics & Thermodynamics, ETC15, April 24–28, 2023, Budapest, Hungary. – 2023. – ETC2023-295. – DOI: <https://doi.org/10.29008/ETC2023-295>.
53. Wambersie A. Parametric experimental study on high porosity film cooling features on turbine blade geometries / A. Wambersie, P. T. Ireland // Proceedings of the 15th European Conference on Turbomachinery Fluid dynamics & Thermodynamics, ETC15, April 24–28, 2023, Budapest, Hungary. – 2023. – ETC2023-297. – DOI: <https://doi.org/10.29008/etc2023-297>.
54. Wambersie A. Study of interactions between closely packed films used in novel high porosity turbine blade cooling designs / A. Wambersie, P. T. Ireland // Proceedings of the 15th European Conference on Turbomachinery Fluid dynamics & Thermodynamics, ETC15, April 24–28, 2023, Budapest, Hungary. – 2023. – ETC2023-298. – DOI: <https://doi.org/10.29008/etc2023-298>.
55. Chang Y.-C. Effects of Leading Edge Shape on Effusion Film Cooling / Y.-C. Chang, S.-C. Huang, C.-Y. Huang, Y.-H. Liu // ASME Turbo Expo 2023: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Boston, Massachusetts, USA, 26–30 June 2023. – 2023. – Paper No. GT2023-102861. – 9 p. – DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2023-102861>.
56. Xu L. Development Trend of Cooling Technology for Turbine Blades at Super-High Temperature of above 2000 K / L. Xu, Z. Sun, Q. Ruan, L. Xi, J. Gao, Y. Li // Energies. – 2023. – Vol. 16, No. 2. – PP. 668. – DOI: <https://doi.org/10.3390/en16020668>.
57. Curtis M. Coupled aerothermal-mechanical analysis in single crystal double wall transpiration cooled gas turbine blades with a large film hole density / M. Curtis, C. Skamniotis, A. Cocks, P. Ireland // Applied Thermal Engineering. – 2022. – Vol. 219, Part A. – No. 119329. – DOI: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2022.119329>.
58. Rowbury D. A. A Method for Correlating the Influence of External Crossflow on the Discharge Coefficients of Film Cooling Holes / D. A. Rowbury, M. L. G. Oldfield, G. D. Lock // Journal of Turbomachinery. – 2001. – Vol. 123, No. 2. – PP. 258–265. – DOI: <https://doi.org/10.1115/1.1354137>.
59. Kainz M. Efficient Modelling of Blade Cooling Using a Hybrid 1D-3D Approach / M. Kainz, V. Britz, B. Du Toit, J. C. Morales // ASME Turbo Expo 2024: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, London, United Kingdom, 24–28 June 2024. – 2024. – Paper No. GT2024-123956. – 15 p. – DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2024-123956>.

## References (transliterated)

- Unnikrishnan, U., Yang, V. (2022), “A review of cooling technologies for high temperature rotating components in gas turbine”, *Propulsion and Power Research*, vol. 11, is. 3, pp. 293–310, <https://doi.org/10.1016/j.jprr.2022.07.001>.
- Goldstein, R. J. (1971), “Film Cooling”, *Advances in Heat Transfer*, vol. 7, pp. 321–379, [https://doi.org/10.1016/s0065-2717\(08\)70020-0](https://doi.org/10.1016/s0065-2717(08)70020-0).
- Goldstein R. J., Eckert E. R. G., Burggraf F. (1974), “Effects of hole geometry and density on three-dimensional film cooling”, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 17, is. 5, pp. 595–607, [https://doi.org/10.1016/0017-9310\(74\)90007-6](https://doi.org/10.1016/0017-9310(74)90007-6).
- Bunker R. S. (2005), “A Review of Shaped Hole Turbine Film-Cooling Technology”, *ASME Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 127, is. 4, pp. 441–453, <https://doi.org/10.1115/1.1860562>.
- Bunker, R. S. (2010), “Film Cooling: Breaking the Limits of Diffusion Shaped Holes”, *Heat Transfer Research*, vol. 41, is. 6, pp. 627–650, <https://doi.org/10.1615/heattransres.v41.i6.40>.
- Ligrani P. M., Ciriello S., Bishop D. T. (1992), “Heat Transfer, Adiabatic Effectiveness, and Injectant Distributions Downstream of a Single Row and Two Staggered Rows of Compound Angle Film-Cooling Holes”, *The American Society of Mechanical Engineers: Journal of Turbomachinery*, vol. 114, no. 4, pp. 687–700, <https://doi.org/10.1115/1.2928021>.
- Ligrani P. M., Wagle J. M., Jackson S. W. (1994), “Film-Cooling From Holes With Compound Angle Orientations: Part 2—Results Downstream of a Single Row of Holes With 6d Spanwise Spacing”, *ASME Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 116, no. 2, pp. 353–362, <https://doi.org/10.1115/1.2911407>.
- Colban, W., Gratton A., Thole K. A., Haendler M. (2005), “Heat Transfer and Film-Cooling Measurements on a Stator Vane With Fan-Shaped Cooling Holes”, *Journal of Turbomachinery*, vol. 128, no. 1, pp. 53–61, <https://doi.org/10.1115/1.2098789>.
- Colban W. F., Thole K. A., Bogard D. (2011), “A Film-Cooling Correlation for Shaped Holes on a Flat-Plate Surface”, *Journal of Turbomachinery*, vol. 133, no. 1, <https://doi.org/10.1115/1.4002064>.
- Bogard D. G., Thole K. A. (2006), “Gas Turbine Film Cooling”, *Journal of Propulsion and Power*, vol. 22, no. 2, pp. 249–270, <https://doi.org/10.2514/1.18034>.
- Baldauf, S., Scheurlen M., Schulz A., Wittig S. (2002), “Correlation of Film-Cooling Effectiveness From Thermographic Measurements at Enginelike Conditions”, *Journal of Turbomachinery*, vol. 124, no. 4, pp. 686–698, <https://doi.org/10.1115/1.1504443>.
- Lutum, E., von Wolfersdorf J., Semmler K., Naik S., Weigand B. (2001), “Film cooling on a convex surface: influence of external pressure gradient and Mach number on film cooling performance”, *Heat and Mass Transfer*, vol. 38, no. 1–2, pp. 7–16, <https://doi.org/10.1007/s002310000149>.
- Khalatov A., Borisov I., Dashevskiy Yu., Reznik S., (2016), “Теплообмен і гідродинаміка в поліях центробіжних масових сил [Heat transfer and hydrodynamics in centrifugal fields]”, *Vol. 10. Perspektivnye shemy plnochnogo ohlazhdeniya* [Vol. 10. Advanced film cooling schemes], Kiev, Ukraine.
- Acharya S., Kanani Y. (2017), “Chapter Three – Advances in Film Cooling Heat Transfer”, *Advances in Heat Transfer*, vol. 49, pp. 91–156, <https://doi.org/10.1016/bs.aiht.2017.10.001>.

15. Yang F., Taslim M. E. (2022), "Experimental and Numerical Studies of the Film Cooling Effectiveness Downstream of a Curved Diffusion Film Cooling Hole", *International Journal of Rotating Machinery*, vol. 2022, is. 1, pp. 1–14, <https://doi.org/10.1155/2022/9913692>.
16. Okita Y., Ideta T., Fujimoto S. (2020), "Multi-Objective Shape Optimization of Arrowhead-Shaped Film Cooling Hole on Transonic Turbine Blade", *ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Virtual, Online, 21–25 September 2020*, Paper No. GT2020-14721, <https://doi.org/10.1115/gt2020-14721>.
17. Odemondo V., Abba L., Abram R. (2020), "Implementation of Wide Diffusion Angle V-Shaped Holes for Gas Turbine Cooling: Design Phase and Numerical Simulation", *ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Virtual, Online, 21–25 September 2020*, Paper No: GT2020-15171, <https://doi.org/10.1115/gt2020-15171>.
18. Hossain M. A., Ameri A., Gregory J. W., Bons J. P. (2020), "Experimental Investigation of Innovative Cooling Schemes on an Additively Manufactured Engine Scale Turbine Nozzle Guide Vane", *ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Virtual, Online, 21–25 September 2020*, Paper No. GT2020-15707, <https://doi.org/10.1115/gt2020-15707>.
19. Gutierrez D., Yoon C., Furgeson M. T., Veley E. M., Bogard D. G., Thole K. A. (2022), "Evaluation of Adjoint Optimized Holes - Part I Baseline Performance", *ASME Turbo Expo 2022: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Rotterdam, Netherlands, 13–17 June 2022*, Paper No. GT2022-83436, <https://doi.org/10.1115/gt2022-83436>.
20. Yoon C., Gutierrez D., Furgeson M. T., Bogard D. G. (2022), "Evaluation of Adjoint Optimized Hole - Part II: Parameter Effects on Performance", *ASME Turbo Expo 2022: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Rotterdam, Netherlands, 13–17 June 2022*, Paper No. GT2022-82726, 13 p., <https://doi.org/10.1115/gt2022-82726>.
21. Yoon C., Flachs E. M., Ellinger M. R., Bogard D. G. (2023), "Overall Cooling Effectiveness with Internal Serpentine Channels and Optimized Film Cooling Holes", *ASME Turbo Expo 2023: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Boston, Massachusetts, USA, 26–30 June 2023*, Paper No. GT2023-104171, 10 p., <https://doi.org/10.1115/gt2023-104171>.
22. Montomoli F., Rees T. W., Furino S., Tomlin R. (2025), "Fluid Topology Optimization of Film Cooling: a Design Exploration", *Proceedings of the 16th European Turbomachinery Conference (ETC16): Turbomachinery, Fluid Dynamics and Thermodynamics, March 24–28, 2025, Hannover, Germany, ETC2025-293*, <https://doi.org/10.29008/ETC2025-293>.
23. Castelli N., Picchi A., Facchini B., Winchler L., Morante F. (2024), "Optimization of a Novel Design-For-Additive-Manufacturing Film Cooling Hole", *ASME Turbo Expo 2024: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, London, United Kingdom, 24–28 June 2024*, Paper No. GT2024-128010, 13 p., <https://doi.org/10.1115/gt2024-128010>.
24. Banko A. J., Benson M. J., Davidson F. T., Zia W., Bordbar A., Boyce C., Veley E. M., Thole K. A. (2023), "Effects of Surface Roughness on Three-Dimensional Flow Structure Within Shaped Film Cooling Holes", *ASME Turbo Expo 2023: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Boston, Massachusetts, USA, 26–30 June 2023*, Paper No. GT2023-104073, 12 p., <https://doi.org/10.1115/gt2023-104073>.
25. Zamiri A., You S. J., Chung J. T. (2020), "Numerical Evaluation of Surface Roughness Effects on Film-Cooling Performance in a Laidback Fan-Shaped Hole", *ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Virtual, Online, 21–25 September 2020*, Paper No. GT2020-14525, 9 p., <https://doi.org/10.1115/gt2020-14525>.
26. Danylov M., Donyk T. (2023), "The Effect of Blocking the Cooling Air Vents on the Efficiency of Film Cooling", *Bulletin of NTU "KhPI". Series: Power and heat engineering processes and equipment*, no. 4(16), pp. 45–50, ISSN 2078-774X (print), ISSN 2707-7543 (on-line), <https://doi.org/10.20998/2078-774x.2023.04.06>.
27. Wang F.-q., Pu J., Wang J.-h., Xia W.-d. (2020), "Numerical Investigation of Effects of Blockage, Inclination Angle and Hole-Size on Film Cooling Effectiveness at Concave Surface", *ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Virtual, Online, 21–25 September 2020*, Paper No. GT2020-15182, 14 p., <https://doi.org/10.1115/gt2020-15182>.
28. Balaji S., Yang F., Taslim M. E. (2020), "A comparative experimental study between the film effectiveness of trench and diffusion film holes", *International Journal of Thermal Sciences*, vol. 161, no. 106713, <https://doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2020.106713>.
29. Shi B., Li X., Ren J. (2021), "Adiabatic effectiveness and heat transfer measurements of simple and trenched cylindrical holes with backward injection", *International Journal of Thermal Sciences*, vol. 170, no. 107086, <https://doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2021.107086>.
30. Huang K.-n., Zhang J.-z., Wang C.-h., Tan X.-m. (2021), "Film cooling characteristics of serrated trenched-hole on curved surfaces", *International Journal of Thermal Sciences*, vol. 164, no. 106919, <https://doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2021.106919>.
31. Bahambari A. B., Kayhani M. H., Norouzi M. (2021), "On the effect of geometry of w-wave trenches on film cooling performance of gas turbine blades", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, vol. 235, is. 7, no. 095765092110082, <https://doi.org/10.1177/09576509211008277>.
32. Zhang R., Zhou L., Xing J., Luo C., Du X. (2021), "Numerical evaluation of film cooling performance of transverse trenched holes with shaped lips", *International Communications in Heat and Mass Transfer*, vol. 125, no. 105326, <https://doi.org/10.1016/j.icheatmasstransfer.2021.105326>.
33. Barigozzi G., Zamiri A., Brumana G., Franchina N., Chung J. T. (2025), "On the Impact of Reynolds Number on the Performance of a Trenched Shaped Hole", *Proceedings of the 16th European Turbomachinery Conference (ETC16): Turbomachinery, Fluid Dynamics and Thermodynamics, March 24–28, 2025, Hannover, Germany, ETC2025-107*, <https://doi.org/10.29008/ETC2025-107>.
34. Zhou W.-l., Pu J., Zhang T., Wang J.-h., Wu W.-l., Su H. (2022), "Wall Curvature Effect on Overall Thermal Performances of Film Cooling Covered by Thermal Barrier Coatings with Various Geometries", *ASME Turbo Expo 2022: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Rotterdam, Netherlands, 13–17 June 2022*, Paper No. GT2022-82796, 14 p., <https://doi.org/10.1115/gt2022-82796>.
35. Fischer L., James D., Jeyaseelan S., Pfitzner M. (2023), "Optimizing the trench shaped film cooling design", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 214, no. 124399, <https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2023.124399>.
36. Khalatov A. A., Borisov I. I., Dashkevskiy Yu. Ya., Kovalenko A. S., Shevtsov S. V. (2013), "Flat plate film cooling from a single-row inclined holes embedded in a trench: effect of external turbulence and flow acceleration", *Thermophysics and Aeromechanics*, vol. 20, no. 6, pp. 713–719, <https://doi.org/10.1134/s0869864313060085>.
37. Khalatov A. A., Panchenko N. A., Severin S. D. (2017), "Numerical simulation of a flat plate film cooling with a coolant supply into different shape indentations", *Thermophysics and Aeromechanics*, vol. 24, no. 5, pp. 731–737, <https://doi.org/10.1134/s0869864317050080>.
38. Khalatov A. A., Panchenko N. A., Borisov I. I., Severina V. V. (2017), "Numerical Simulation of Film Cooling with a Coolant Supplied Through Holes in a Trench", *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, vol. 90, no. 3, pp. 637–643, <https://doi.org/10.1007/s10891-017-1610-1>.
39. Khalatov A., Shi-Ju E., Wang D., Borisov I. (2020), "Film cooling evaluation of a single array of triangular craters", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 159, no. 120055, <https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2020.120055>.
40. Hussain S., Yan X. (2020), "Implementation of Hole-Pair in Ramp to Improve Film Cooling Effectiveness on a Plain Sur-

- face”, *ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Virtual, Online, 21–25 September 2020*, Paper No. GT2020-14838, 12 p., <https://doi.org/10.1115/gt2020-14838>.
41. Pyo Y., Broumand M., Son J., Richer P., Jodoin B., Hong Z. (2024), “Enhanced Adiabatic Film Cooling Effectiveness by Varying Compound Angle”, *ASME Turbo Expo 2024: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, London, United Kingdom, 24–28 June 2024*, Paper No. GT2024-122413, 10 p., <https://doi.org/10.1115/gt2024-122413>.
  42. Tracy K., Lynch S. P. (2020), “Large Eddy Simulation of the 7-7 Shaped Film Cooling Hole at Axial and Compound Angle Orientations”, *ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Virtual, Online, 21–25 September 2020*, Paper No. GT2020-14439, 13 p., <https://doi.org/10.1115/gt2020-14439>.
  43. Tamang S., Kwon H., Choi J., Ligrani P., Lee J.-H., Jung Y.-G., Park H. (2020), “Numerical investigation of adiabatic film cooling effectiveness through compound angle variations”, *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, vol. 78, is. 10, pp. 595–618, <https://doi.org/10.1080/10407782.2020.1803600>.
  44. Zhang T., Pu J., Xu S., Wang J.-h., Wu W.-l., Wang F.-q. (2021), “Experimental study of transverse trench effect on unsteady film cooling effectiveness of backward cylindrical-holes with various compound angles”, *International Journal of Thermal Sciences*, vol. 159, no. 106563, <https://doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2020.106563>.
  45. Wang J., Liu C., Zhao Z., Baleta J., Sundén B. (2020), “Effect and optimization of backward hole parameters on film cooling performance by Taguchi method”, *Energy Conversion and Management*, vol. 214, no. 112809, <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2020.112809>.
  46. Cho H. H., Jung E. Y., Park J. S., Park S. (2013), “Effect of Forward and Backward Injections on Film Cooling Effectiveness”, *XXI International Symposium on Air Breathing Engines (ISABE-2013), Busan, Korea, 9-13 September 2013*. ISABE-2013-1223, Vol. 1, pp. 577–584, ISBN: 978-1-62993-286-6, Access mode: <https://www.proceedings.com/content/020/020037webtoc.pdf> (accessed 20 April 2025).
  47. Park S., Jung E. Y., Kim S. H., Sohn H.-S., Cho H. H. (2015), “Enhancement of Film Cooling Effectiveness Using Backward Injection Holes”, *ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition, Montreal, Quebec, Canada, 15–19 June 2015*, Paper No. GT2015-43853, 9 p., <https://doi.org/10.1115/gt2015-43853>.
  48. Sellers J. P. (1963), “Gaseous Film Cooling with Multiple Injection Stations”, *AIAA Journal*, vol. 1, no. 9, pp. 2154–2156, <https://doi.org/10.2514/3.2014>.
  49. Chen Z., Li Y., Su X., Yuan X. (2020), “Accuracy Assessment of the Sellers Model in Predicting the Multi-Row Film Cooling Performance”, *ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Virtual, Online, 21–25 September 2020*, Paper No. GT2020-14323, 14 p., <https://doi.org/10.1115/gt2020-14323>.
  50. Fuqua M. N., Rutledge J. L. (2020), “Film Cooling Superposition Theory for Multiple Rows of Cooling Holes With Multiple Coolant Temperatures”, *ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Virtual, Online, 21–25 September 2020*, Paper No. GT2020-15252, 12 p., <https://doi.org/10.1115/gt2020-15252>.
  51. Ellinger M. E., Flachs E. M., Kulkarni A. N., Bogard D. G. (2024), “Evaluations of Superposition Predictions of Adiabatic and Overall Effectiveness for Three Rows of Film Cooling Holes With Differing Hole Geometries”, *ASME Turbo Expo 2024: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, London, United Kingdom, 24–28 June 2024*, Paper No. GT2024-128105, 12 p., <https://doi.org/10.1115/gt2024-128105>.
  52. Wambersie A., Ireland P. T. (2023), “Transpiration Cooling Film Effectiveness Correlations for Turbine Blade Applications”, *Proceedings of the 15th European Conference on Turbomachinery Fluid dynamics & Thermodynamics, ETC15, April 24–28, 2023, Budapest, Hungary, ETC2023-295*, <https://doi.org/10.29008/ETC2023-295>.
  53. Wambersie A., Ireland P. T. (2023), “Parametric experimental study on high porosity film cooling features on turbine blade geometries”, *Proceedings of the 15th European Conference on Turbomachinery Fluid dynamics & Thermodynamics, ETC15, April 24–28, 2023, Budapest, Hungary, ETC2023-297*, <https://doi.org/10.29008/etc2023-297>.
  54. Wambersie A., Ireland P. T. (2023), “Study of interactions between closely packed films used in novel high porosity turbine blade cooling designs”, *Proceedings of the 15th European Conference on Turbomachinery Fluid dynamics & Thermodynamics, ETC15, April 24–28, 2023, Budapest, Hungary, ETC2023-298*, <https://doi.org/10.29008/etc2023-298>.
  55. Chang Y.-C., Huang S.-C., Huang C.-Y., Liu Y.-H. (2023), “Effects of Leading Edge Shape on Effusion Film Cooling”, *ASME Turbo Expo 2023: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Boston, Massachusetts, USA, 26–30 June 2023*, Paper No. GT2023-102861, 9 p., DOI: <https://doi.org/10.1115/gt2023-102861>.
  56. Xu L., Sun Z., Ruan Q., Xi L., Gao J., Li Y. (2023), “Development Trend of Cooling Technology for Turbine Blades at Super-High Temperature of above 2000 K”, *Energies*, vol. 16, no. 2, pp. 668, <https://doi.org/10.3390/en16020668>.
  57. Curtis M., Skamniotis C., Cocks A., Ireland P. (2022), “Coupled aerothermal-mechanical analysis in single crystal double wall transpiration cooled gas turbine blades with a large film hole density”, *Applied Thermal Engineering*, vol. 219, part A, no. 119329, <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2022.119329>.
  58. Rowbury D. A., Oldfield M. L. G., Lock G. D. (2001), “A Method for Correlating the Influence of External Crossflow on the Discharge Coefficients of Film Cooling Holes”, *Journal of Turbomachinery*, vol. 123, no. 2, pp. 258–265, <https://doi.org/10.1115/1.1354137>.
  59. Kainz M., Britz V., Du Toit B., Morales J. C. (2024), “Efficient Modelling of Blade Cooling Using a Hybrid 1D-3D Approach”, *ASME Turbo Expo 2024: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, London, United Kingdom, 24–28 June 2024*, Paper No. GT2024-123956, 15 p., <https://doi.org/10.1115/gt2024-123956>.

Надійшла (received) 18.04.2025

#### Відомості про авторів / About the Authors

**Шевчук Олег Володимирович (Shevchuk Oleg)** – провідний інженер розрахунково-експериментальної бригади відділу турбін АТ «Івченко-Прогрес», м. Запоріжжя, Україна; аспірант кафедри турбінобудування, Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», м. Харків, Україна; e-mail: Oleh.Shevchuk@ieec.khpi.edu.ua; ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-1837-6287>.

**Тарасов Олександр Іванович (Tarasov Oleksander)** – доктор технічних наук, професор, професор кафедри турбінобудування, Харків, Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», Україна; alx.tarasov@gmail.com; ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-5952-3258>.