

УДК 621.452.3.037.01

doi: 10.32620/aktt.2025.3.05

Л. Г. БОЙКО, Н. В. ПІЖАНКОВА

Національний аерокосмічний університет
“Харківський авіаційний інститут”, Харків, Україна

МЕТОД РОЗРАХУНКУ ТЕРМОГАЗОДИНАМІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ТУРБОВАЛЬНОГО ГТД НА ПІДСТАВІ ПОВІНЦЕВОГО ОПИСУ ЛОПАТКОВИХ МАШИН. ЧАСТИНА ІІІ. ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ТУРБІНИ

Застосування повинцевого моделювання лопаткових машин при побудові методу розрахунку параметрів та характеристик сучасних газотурбінних двигунів дає змогу розв'язати багато теоретично і практично важливих задач проєктування, доводки та експлуатації двигунів, а також підвищити точність розрахунків. **Предметом** дослідження у даній статті є термогазодинамічні процеси в проточній частині газотурбінного двигуна та його елементів, одним з яких є багатоступенева газова турбіна. **Мета** дослідження – отримання методу розрахунку параметрів і експлуатаційних характеристик газотурбінного двигуна, складовою частиною якого є модуль повинцевого розрахунку параметрів багатоступеневої охолоджуваної газової турбіни в системі двигуна. **Об'єкт** дослідження – високотемпературна охолоджувана багатоступенева осьова газова турбіна сучасного авіаційного двигуна. **Результатом** виконаної роботи є розробка методу повинцевого розрахунку параметрів охолоджуваної багатоступеневої турбіни і відповідного комплексу програм, а також його апробація. На підставі результатів розрахунків проведено дослідження впливу на термогазодинамічні параметри лопаткового вінець ступеня турбіни та режим його роботи частоти обертання ротору, показано вплив кута натікання на лопатку, який може бути виявлений лише при повинцевому розрахунку, на ККД ступеня. **Наукова і практична новизна** полягає у підході до моделювання робочого процесу у турбовальному газотурбінному двигуні з повинцевим описом компресору і турбіни, яке не можливо без побудови моделі термогазодинамічних явищ в проточній частині багатоступеневої газової турбіни в одновимірній постановці за середнім радіусом з урахуванням способів охолодження та місця підводу повітря з системи охолодження, а також його температури та витрати, наявності критичних режимів при обтіканні окремих лопаткових віncів, що впливає на режими роботи турбіни в цілому. для описання процесу застосовані рівняння законів збереження стисненого досконалого газу та напівемпіричні залежності, що враховують реальні властивості течії, надані в літературних джерелах. **Висновком** роботи є доведена працездатність розробленого методу розрахунку який реалізовано у програмному комплексі, що надалі буде підключений до комплексу програм розрахунку характеристик газотурбінного двигуна.

Ключові слова: осьова газова турбіна; охолодження; критичні режими; запирання; характеристика; кут потоку.

Вступ

Методи розрахунку робочих процесів та характеристик газотурбінних двигунів у даний час набувають все більшого значення впродовж усього їх життєвого циклу, починаючи з різних стадій процесу проєктування, доводки та експлуатації. В залежності від особливостей задач, що розв'язуються, змінюється рівень складності математичних моделей, які використовуються при побудові відповідних методів розрахунку. Існує визнана класифікація математичних моделей двигунів, що спирається на визначення глибини та повноти відображення параметрів вузлів та елементів ГТД та зв'язків між ними в системі двигуна. Згідно з нею в процесі розробки використовуються моделі різного рівня складності,

починаючи з 0-го. Моделі 1-го рівня дозволяють при отриманні розрахунковим шляхом інтегральних параметрів та характеристик двигуна, спиратися на характеристики його вузлів, що як вихідні дані введені у розрахунок. Джерелом їх визначення можуть бути або експериментальні, або узагальнені аналітичні залежності. Саме такі математичні моделі є найбільш поширеними.

Розробка методів розрахунку параметрів газотурбінних двигунів проводиться у багатьох науково-дослідних установах, пов'язаних з авіадвигунобудівною галуззю, та університетах.

Серед країн дальнього зарубіжжя слід відзначити метод розрахунку та відповідний пакет програм, розроблений J. Kurzke (Німеччина), Gas Turb [1], призначений для розрахунку термодинамі-



[Creative Commons Attribution
NonCommercial 4.0 International](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/)

намічних параметрів двигунів, який має досить широке комерційне застосування. При визначенні характеристик двигунів різних схем їх математичні моделі спираються на сформовану бібліотеку характеристик лопаткових машин, які отримані експериментально. При відсутності характеристик машин з відповідними параметрами для їх побудови виконується процедура масштабування характеристик близьких за параметрами машин, див., наприклад [2, 3], яка моделює характеристики лопаткової машини, але не дає відповідь про вплив на них зміни геометричних параметрів її проточної частини досить обґрунтованою. Пакет програм GSP (Gas turbine Simulation Program) [4], розроблений у Нідерландах забезпечує синтез двигунів різних схем, аналіз їх термогазодинамічних параметрів на «розрахунковому» режимі, а також побудову дросельних, висотно-швидкісних та ін. характеристик двигуна. Аналогічне призначення має пакет програм NPSS (Numerical Propulsion System Simulation) [5,6], розроблений консорціумом двигунобудівельних фірм США і NASA.

Вище розглянуто найбільш відомі пакети програм, та слід зауважити, що більшість сучасних авіадвигунобудівних підприємств мають відповідні пакети програм власної розробки, призначені для математичного моделювання процесів у газотурбінних двигунах. Як приклад, наведемо Запорізьке ДП «Івченко-Прогрес» [7, 8], роботи цієї фірми є у постійному розвитку. Так в роботі [9], досліджено вплив змін хімічних складових пального. Але подібні методи розрахунку та пакети програм не є широко розповсюдженими.

Однак існує досить широкий перелік задач, які потребують використання методів розрахунку і, відповідно, математичних моделей більш високого рівня. Це задачі визначення впливу зміни геометричних параметрів лопаткових вінців і проточної частини турбомашин на параметри двигуна на розрахунковому режимі та його експлуатаційні характеристики і газодинамічну стійкість, оптимізації програми регулювання поворотних направляючих апаратів компресора залежно від частоти обертання, визначення та мінімізації витрати повітря, що охолоджує турбіну, його параметрів, місця відбору у компресорі, вплив на його ККД та параметри двигуна в цілому. Ці та багато інших задач потребують більшої деталізації процесів у компресорі і турбіні, а саме повинцевого моделювання лопаткових машин.

Для його реалізації необхідно використовувати геометричні параметри лопаткових вінців і проточної частини, що накладає деякі незручності при побудові моделі двигуна. Але, як показує досвід виконаних розрахунків, навряд чи якісь узагальнення впливу параметрів, наприклад, зміни кута установки

вхідного направляючого апарату, ВНА, на характеристику компресору, можуть надати надійних результатів. Тому більш корисні результати має дати використання повинцевих методів розрахунку параметрів лопаткових машин як складових елементів двигуна.

На кафедрі теорії авіаційних двигунів Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут» проводяться роботи з розробки методів розрахунку параметрів і характеристик газотурбінних двигунів, починаючи з заснованих на математичних моделях двигунів 1-го рівня складності [10], які зараз адаптовані навіть до навчального процесу. Більш пізні роботи [11, 12], спрямовані на удосконалення опису робочого процесу у авіаційних двигунах різних типів з урахуванням зміни складових пального на базі повузлових моделей. У роботі [13] проведено моделювання робочого процесу у двоконтуровому двигуні зі зміною його схеми на прямопоточний залежно від режиму польоту відповідного літального апарату.

Подальшим розвитком моделювання процесів у газотурбінному двигуні став метод розрахунку, заснований на повинцевому описі робочого процесу у компресорі. У його основу покладено розрахунковий аналіз процесу у багатоступеневому компресорі за параметрами на середньому радіусі [14]. Цей метод дозволив отримати значну кількість практично значимих результатів.

З метою удосконалення методу розрахунку параметрів і характеристик газотурбінного двигуна та підвищення його точності для описання робочого процесу у компресорі використано двовимірний вісьосиметричний підхід [15]. За допомогою цієї моделі, наприклад, визначено вплив абразивного зносу компресору, який є нерівномірним за висотою лопатки, на параметри і характеристики турбовального двигуна [16].

Подальшого розвитку метод розрахунку параметрів газотурбінних двигунів знайшов у роботі [17], де при побудові методу застосовано повинцевий розрахунок багатоступеневих компресора і турбіни. Основна система рівнянь та схема розрахунку викладена у названій роботі. Подальше уточнення підходу до розрахунку компресора в системі ГТД надано в [18].

Дана стаття присвячена розробці основ методу розрахунку охолоджуваної багатоступеневої турбіни в системі ГТД, який використано як складовий модуль методу розрахунку параметрів та характеристик двигуна в цілому.

Постановка задачі

Для використання у методі розрахунку параметрів і характеристик газотурбінного двигуна [17]

потрібно розробити модуль повінцевого розрахунку робочого процесу у багатоступеневій турбіні.

Турбінам сучасних ГТД притаманні високі рівні температури газу, що надходить з камери згоряння. Тому елементи конструкції повинні охолоджуватися. Відповідно модуль розрахунку турбіни має враховувати витрату та температуру повітря, що надходить до системи охолодження та виходить з неї у проточну частину, та утікання газів через систему зазорів та лабіринтних ущільнень. Важливим є спосіб охолодження та місце виведення повітря у лопатковому вінці.

Наявність критичних режимів обтікання лопаткових вінців та запирання міжлопаткових каналів теж повинні знайти відображення у цьому розрахунку, бо слідством таких явищ у одному вінці є вплив на режим роботи сусідніх вінців та ступенів.

Особливості течії у косому зрізі решіток на критичних режимах роботи мають бути враховані у алгоритмі, що розробляється.

Зміна параметрів течії після підведення повітря з системи охолодження в потік газу та їх змішування також має бути присутнім у алгоритмі розрахунку.

Наявність радіальних зазорів, бандажованих лопаткових вінців та лабіринтних ущільнень, їх вплив на параметри течії у лопаткових вінцях необхідно включити до алгоритму. Тому модуль розрахунку параметрів багатоступеневої турбіни в системі газотурбінного двигуна для підключення у загальну математичну модель [17], має відповідати вище означеним вимогам.

Об'єкт дослідження

Об'єктом дослідження є високотемпературна багатоступенева охолоджувана газова турбіна сучасного авіаційного двигуна. Лопаткові вінці, що охолоджуються, мають підвід через відвори у поверхні лопатки повітря з системи охолодження до проточної частини. Турбіна досліджується повінцево. Окремі ступені можуть працювати як на до-, так і закритичних режимах. Повітря підводиться як у носовій, так і у хвостовій частині профілю лопатки, до гирла міжлопаткового каналу або за ним. Витрата цього повітря та його температура мають бути надані перед початком розрахунку. Його результатом будуть термогазодинамічні параметри турбіни залежно від режиму її роботи в системі двигуна.

Матеріали і методи досліджень

Запропоновано метод повінцевого розрахунку газодинамічних параметрів охолоджуваної турбіни стосовно її роботи в системі ГТД, розроблено відпо-

відний програмний модуль для підключення до програмного комплексу розрахунку параметрів і характеристик турбовального ГТД [17]. Метод засновано на застосуванні системи рівнянь законів збереження газової динаміки невязкої стисненої досконалої течії, записаних стосовно турбомашини, в одновимірній постановці. Для урахування проявів реальних властивостей течії застосовані узагальнені напівемпіричні залежності, які надані в опублікованих джерелах [19, 20] з використанням даних робіт [21].

Вихідними даними для розрахунку турбіни є геометричні параметри проточної частини і лопаткових вінців на середньому радіусі, а також витрата та температура охолоджуючого повітря.

Згідно режиму роботи двигуна блок розрахунку параметрів турбіни має забезпечити відповідний режим її роботи при заданому значенні приведеної колової швидкості λ_U у вигляді значень ступені зниження тиску π_T , параметра витрати та ККД.

Кожен лопатковий вінець визначено за допомогою геометричних параметрів у трьох перетинах: на вході, виході та у мінімальному за площею прохідному перетині, так званій горловині.

На рис. 1 схематично показано ступінь охолоджуваної турбіни, що складається з соплового апарату (СА) і робочого колеса (РК).

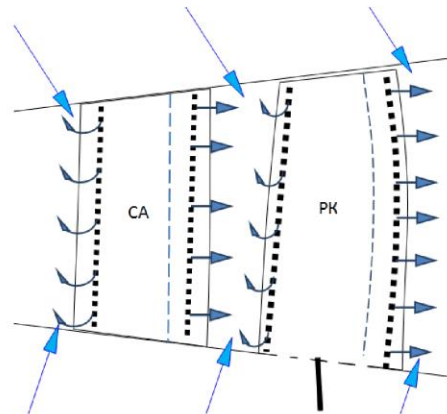


Рис. 1. Схематичне зображення ступеня турбіни з підводом повітря, що охолоджує, у проточну частину

Пунктирна лінія відповідає положенню мінімального прохідного перетину, площа якого стосовно, наприклад, для СА визначається як

$$F_{\min} = \pi D_1 h_1 \sin \alpha_{1\text{ef}}, \quad (1)$$

де D_1, h_1 – середній діаметр та висота лопатки на виході з СА;

$\alpha_{1\text{еф}}$ – ефективний кут течії у міжлопатковому каналі.

Якщо $\alpha_{1\text{еф}}$ змінюється по висоті лопатки, тоді

$$F_{\min} = 2\pi \int_{r_{\text{вт}}}^{r_n} \sin \alpha_{1\text{еф}} r dr, \quad (2)$$

де $r_{\text{вт}}$ і r_n – втулковий та периферійний радіуси.

При побудові алгоритму розрахунку враховані області надходження повітря у проточну частину у міжлопаткового каналі, що розташовані до горловини (та позначаються ДГ) або після горловини (відповідно ПГ). При подальшому розрахунку втрат енергії у лопатковому вінці також розглядаються області до горловини та після горловини окремо.

Витрата робочого тіла на вході до першого ступеня турбіни (перетин 0) пов'язана з витратою повітря на вході до компресору $G_{\text{П}}$ з урахуванням відібраного повітря з його проточної частини $\Delta G_{\text{П}}$ та витрати палива $G_{\text{пал}}$:

$$G_{0\text{CA}} = G_{\text{П}} - \Delta G_{\text{П}} + G_{\text{пал}}. \quad (3)$$

Витрата газу у горловині СА цього ж ступеня визначається як

$$G_{\text{ГСА}} = G_{0\text{CA}} + \Delta G_{\text{ПохолСАДГ}}, \quad (4)$$

де $\Delta G_{\text{ПохолСАДГ}}$ – витрата повітря, що підведено в проточну частину СА з системи охолодження до горловини.

Тоді витрата робочого тіла у горловині РК того ж ступеня може бути знайдена як

$$G_{\text{ГРК}} = G_{\text{ГСА}} + \Delta G_{\text{ПохолСАПГ}} + \Delta G_{\text{ПохолРКДГ}}, \quad (5)$$

де $\Delta G_{\text{ПохолСАПГ}}$ і $\Delta G_{\text{ПохолРКДГ}}$ витрати охолоджуючого повітря, що підведено в СА після горловини, а у РК до горловини.

У кожному з визначених перетинів виконується розрахунок термодинамічних параметрів суміші, що складається з продуктів згоряння і повітря, відповідно їх параметрам та витратам з застосуванням законів збереження. Ці параметри надалі використовують при виконанні розрахунку течії у турбіні.

Залежно від режиму течії газу у міжлопатковому каналі по при збільшенні швидкості у мінімальному прохідному перетині ґратки профілів встановлюються критичні параметри, після чого подальше

розширення течії відбувається лише у косому зрізі до моменту досягнення режиму межі максимально можливих значень швидкості на виході.

Параметри течії у критичному перетині визначають пропускну здатність лопаткового вінця. Коефіцієнт витрати у горловині міжлопаткового каналу знаходять як відношення дійсної та теоретичної витрати газу у цьому перерізі:

$$\mu_{\text{Г}} = \frac{G_{\text{Г}}}{G_{\text{Гтеор}}}. \quad (6)$$

Він враховує захарашення мінімального прохідного перетину примежевими шарами на сторонах тиску (коритці) та розрідження (спинці) профілю:

$$\mu_{\text{Г}} = 1 + \frac{\delta_{\text{сп}}^* + \delta_{\text{кор}}^*}{\alpha_{\text{Г}}}, \quad (7)$$

де $\delta_{\text{сп}}^*$ і $\delta_{\text{кор}}^*$ – інтегральні товщини витискання примежевого шару на обох сторонах профілю;

$\alpha_{\text{Г}} = \frac{F_{\min}}{h_{\text{Г}} Z_{\text{СА}}}$ – мінімальний прохідний перетин

міжлопаткового каналу на середньому радіусі;

$h_{\text{Г}}$ – висота лопатки у горловині;

$Z_{\text{СА}}$ – число лопаток (у даному разі СА).

Згідно з роботою [19] $\mu_{\text{Г}}$ є залежністю від співвідношень довжин середньої лінії каналу до горловини і середньої лінії профілю, конструктивної конфузорності міжлопаткового каналу, кута вигину профілю, кута потоку на вході, відносної максимальної товщини профілю S_{max} та числа Рейнольдса.

Крім підведення повітря з системи охолодження у міжлопаткові канали враховується також утікання робочого тіла через зазори та ущільнення, які зменшують витрату суміші газу та повітря і мають суттєвий вплив на параметри течії.

Температура та витрата повітря, що підводиться з системи охолодження у проточну частину, залежать від місця його відбору у компресорі. Ці дані дозволяють отримати метод [17], який розглядається, і що є його суттєвою перевагою. Залежно від способу охолодження (конвективний або конвективно-плівковий), а також місця видуву повітря (до горловини чи після неї) змінюються параметри течії у перетинах, включаючи горловину. Відповідно, зміна параметрів течії у горловині може призводити до виникнення режиму його запирання.

Запирання одного лопаткового вінця суттєво впливає на течію у оточуючих вінцях і турбіні в цілому.

Для визначення коефіцієнтів втрат енергії існує значна кількість узагальнених напівемпіричних залежностей, які, наприклад, розглянуті в роботі [21], де проведено зіставлення результатів розрахунку з експериментальними даними. Однак висновків про найкращі з них автор за об'єктивних причин не надає. Для визначення коефіцієнтів втрат і деяких інших параметрів течії у даному методі розрахунку використані залежності, які наведені у роботах [19, 20]. Так профільні втрати визначаються як сума втрат:

$$\xi_{\text{пр}} = \xi_{\text{тер}} + \xi_{\text{кр}} + \Delta\xi_{\text{м}} + \xi_i + \Delta\xi_{\text{Ре}}, \quad (8)$$

де $\xi_{\text{тер}}$ – втрати на тертя, пов'язані з товщинами втрати імпульсу у приміжевому шарі на поверхні профілю при оптимальних значеннях шагу решітки і кута натікання, при значенні числа Рейнольдса, яке перевищує критичне, та оптимальному значенні числа Маха течії на виході з решітки;

$\xi_{\text{кр}}$ – кромкові втрати при обтіканні вихідної кромки.

Інші складові наведеної вище формули визначаються втратами при відхиленні параметрів течії від оптимальних значень за числом Маха на виході ($\Delta\xi_{\text{м}}$) і кута натікання ξ_i та докритичних значеннях числа Рейнольдса ($\Delta\xi_{\text{Ре}}$).

Як вказано вище, розрахунок течії у лопатковому вінці виконують послідовно для областей до горловини (ДГ) та після неї (ПГ), а також визначають параметри у мінімальному прохідному перетині.

Після визначення коефіцієнту вторинних втрат можуть бути отримані сумарні втрати, які для соплового апарату до горловини мають вигляд:

$$\xi_{\Sigma \text{СА ДГ}} = \xi_{\text{пр ДГ}} + \Delta\xi_i + \Delta\xi_{\text{вт ДГ}}. \quad (9)$$

Коефіцієнт швидкості течії на ділянці від входу до горловини визначають як:

$$\Phi_{\text{ГСА}} = \sqrt{1 - \xi_{\Sigma \text{СА ДГ}}}. \quad (10)$$

Пропускна спроможність СА залежить від значень $\Phi_{\text{ГСА}}$ та $\mu_{\text{ГСА}}$.

Приведена витрата газу у горловині СА

$$G_{\text{ГСА}} = \frac{G_{\text{Г}} \sqrt{T_{\text{ГСА}}^*}}{P_{\text{ГСА}}^*} \text{ може бути знайдена за допомогою рівняння витрати у формі Христіановича:}$$

$$G_{\text{ГСА}} = m F_{\text{СА}} q(\lambda_{\text{ГС}}) \mu_{\text{ГСА}}, \quad (11)$$

$$\text{де } m = \sqrt{\kappa_{\text{Г}} \left(\frac{2}{\kappa_{\text{Г}} + 1} \right)^{\frac{\kappa_{\text{Г}} + 1}{\kappa_{\text{Г}} - 1}} \frac{1}{R_{\text{Г}}}} - \text{константа, що залежить від властивостей робочого тіла;}$$

$q(\lambda_{\text{ГС}})$ – газодинамічна функція витрати;

$\lambda_{\text{ГС}}$ – приведена швидкість в горловині в ізоентропічному русі.

Аналогічно з урахуванням параметрів течії після горловини і значень $\Delta\xi_{\text{м}}$, $\Delta\xi_{\text{Ре}}$ та кромкових і вторинних втрат знаходимо сумарні втрати у вихідній частині лопаткового вінця.

Наявність цих значень дає змогу визначити параметри течії на вихідних кромках лопаткового вінця та перейти до розрахунку наступного вінця. За аналогічним алгоритмом виконується розрахунок робочого колеса з застосуванням параметрів течії у відносному русі і перехід до наступного ступеня.

Таким чином, метод, що розроблено, дозволяє отримати газодинамічні параметри лопаткового вінця, ступеня, а за необхідністю і багато ступеневої турбіни у вигляді залежностей коефіцієнту витрати (або аналогічного йому параметра) та ККД залежно від ступені зниження тиску та приведеної колової швидкості обертання ротору.

Таким чином, метод, що розроблено, дозволяє отримати газодинамічні параметри лопаткового вінця, ступеня, а за необхідністю і багатоступеневої турбіни у вигляді залежностей коефіцієнту витрати (або аналогічного йому параметра) та ККД залежно від ступені зниження тиску та приведеної колової швидкості обертання ротору.

Результати доліджень

Метод повінцевого розрахунку параметрів течії у турбіні газотурбінного двигуна реалізовано у програмному модулі TURB з метою його підключення до комплексу програм розрахунку параметрів і характеристик двигуна. Програмний модуль дає можливість отримати параметри ступеня турбіни на якомусь одному заданому режимі, а також характеристики окремого ступеня і багатоступеневої турбіни в цілому.

У даній статті наведені деякі результати тестування програмного модуля.

Об'єктом для дослідження обрано ступінь газової турбіни сучасного авіаційного двигуна.

Далі представлені результати розрахунків характеристики ступеня турбіни при різних значеннях частоти обертання ротора, яка задана у вигляді при-

веденого значення колової швидкості U :

$$\lambda_U = \frac{\pi D_1 n}{60 \sqrt{\frac{2\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma + 1} R T_{\Gamma CA}^*}}, \quad (12)$$

де $T_{\Gamma CA}^*$ – температура загальмованої течії у горловині СА,

n – частота обертання.

На рис. 2 показано залежність приведеної ізоентропічної швидкості на виході з соплового апарату від ступені зниження тиску течії у ступені. Збільшення швидкості течії і, відповідно, значення проходить доти, доки не з'являється режим запирання міжлопаткового каналу у горловині робочого колеса, наступного за даним СА, див. рис. 3, і параметр приведеної швидкості не досягне максимального незмінного значення, подальше зниження тиску відбувається за рахунок розширення у косому зрізі.

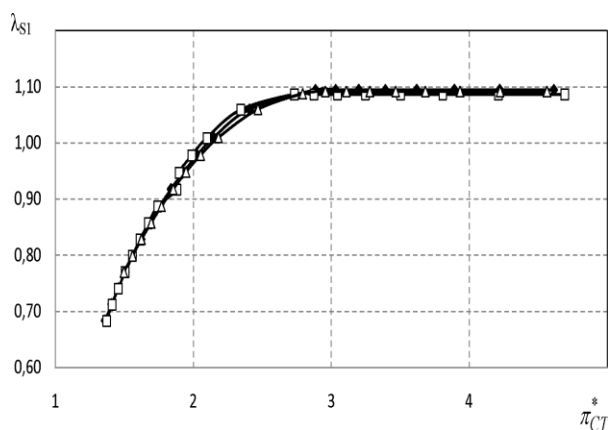


Рис. 2. Зміна приведеної ізоентропічної швидкості на виході з СА від ступені зниження тиску у ступені для різних частот обертання:
 $\triangle$ – $\lambda_u = 0,672$; $\blacklozenge$ – $\lambda_u = 0,6$; $\square$ – $\lambda_u = 0,5$

Рис. 3 ілюструє зміну приведеної ізоентропічної швидкості у горловині РК. Поява запирання відповідає значенням залежно від частоти обертання.

Більш суттєве розширення характеристик ступеня у залежності від частоти обертання має місце при дослідженні приведеної відносної швидкості на виході з РК, λ_{w2} , що показано на рис. 4, який відображає розширення течії у косому зрізі цього вінця.

Більш суттєво частота обертання впливає на ізоентропічний ККД ступеня по загальмованим параметрам, рис. 5, та на значення кута виходу потоку з РК у абсолютному русі α_2 , що показано на рис. 6.

Проведені розрахунки показали, що при високих значеннях чисел λ_U , коли має місце запирання міжлопаткових каналів СА, а потім і РК значення деяких параметрів співпадають. Але суттєве розширення мають залежності відносної швидкості на виході з робочого колеса, ККД та кута виходу течії в абсолютному русі α_2 . Згідно розрахункам залежно від частоти обертання та ступені зниження тиску у ступені кут α_2 змінюють своє значення орієнтовно від 140 до 60 градусів.

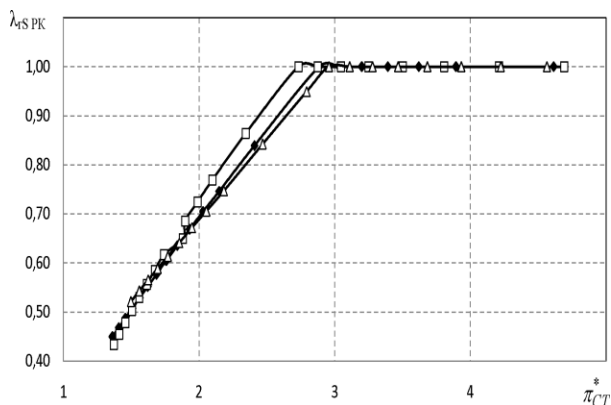


Рис. 3. Зміна приведеної ізоентропічної швидкості в горловині РК в залежності від π_{CT}^* для різних частот обертання:
 $\triangle$ – $\lambda_u = 0,672$; $\blacklozenge$ – $\lambda_u = 0,6$; $\square$ – $\lambda_u = 0,5$

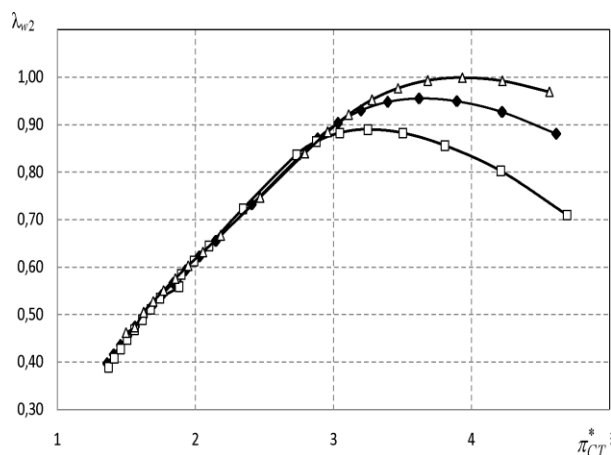


Рис. 4. Залежність приведеної відносної швидкості на виході з РК від π_{CT}^* для різних частот обертання:
 $\triangle$ – $\lambda_u = 0,672$; $\blacklozenge$ – $\lambda_u = 0,6$; $\square$ – $\lambda_u = 0,5$

Кут вихода течії з робочого колеса визначає кут входу потоку до соплового апарату наступного ступеня тобто його відхилення від оптимального кута входу.

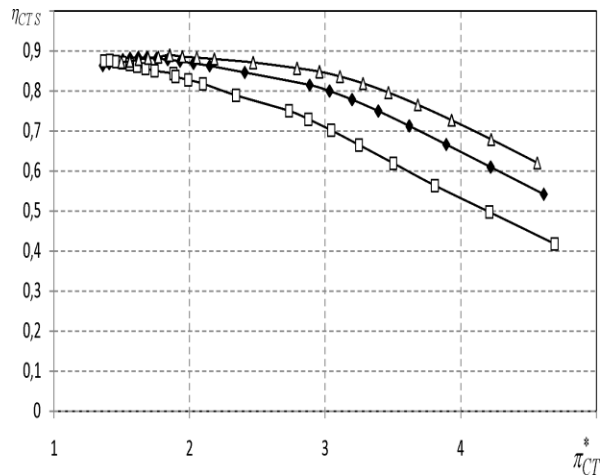


Рис. 5. Залежність ізентропічного ККД турбіни від $\pi_{СТ}^*$ для різних частот обертання:

— $\triangle$ — $\lambda_u = 0,672$; — $\diamond$ — $\lambda_u = 0,6$; — $\square$ — $\lambda_u = 0,5$

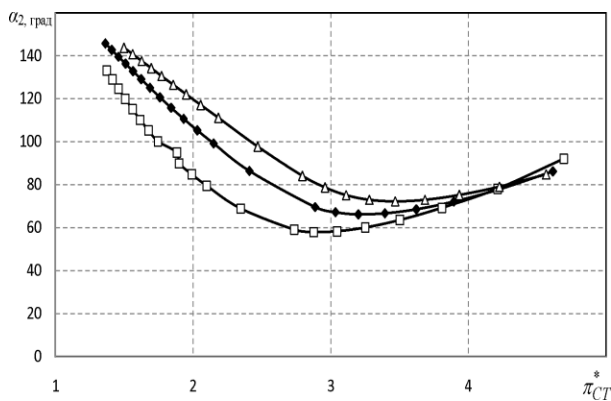


Рис. 6. Залежність кута виходу потоку в абсолютному русі α_2 від $\pi_{СТ}^*$ для різних частот обертання:

— $\triangle$ — $\lambda_u = 0,672$; — $\diamond$ — $\lambda_u = 0,6$; — $\square$ — $\lambda_u = 0,5$;

Нижче наведені результати розрахункового аналізу впливу зміни кута натікання на лопатки соплового апарату у межах ± 30 градусів на характеристику ступеня. Дослідження проводилися при незмінному значенні розрахункової частоти обертання та без урахування охолодження лопаток.

На рис. 7 наведено зміни приведені витрати у горловині СА на різних режимах за степінно зниження тиску у турбіні при двох значеннях кута натікання, який є різницею між оптимальним та реальним кутами потоку. Відмінність між кутами входу потоку до СА призводить до деякого розшарування характеристик, більше значення витрати відповідає від'ємним значенням кута натікання.

Однак вплив зміни кута натікання на СА на ККД ступеня є досить значним, що ілюструє рис. 8,

згідно до якого на режимі, близькому до розрахункового, для даного ступеня відхилення за ККД сягає 0,008 % абс.

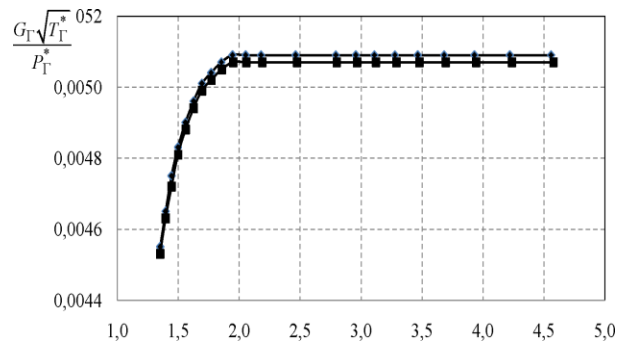


Рис. 7. Зміна приведені витрати в горловині СА в залежності від кута натікання на лопатки СА:

— $\diamond$ — $i = -30$ град; — $\square$ — $i = +30$ град

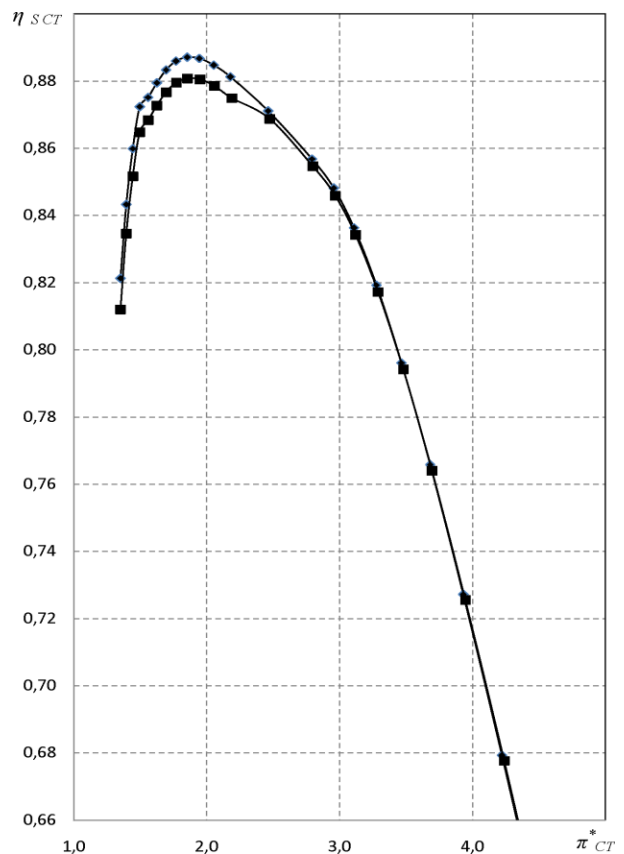


Рис. 8. Зміна ККД ступеня залежно від кута натікання на лопатки СА:

— $\diamond$ — $i = -30$ град; — $\square$ — $i = +30$ град

Тобто один й той самий ступінь у різних умовах обтікання має різні значення ККД, при від'ємних значеннях кутів натікання ККД ступеня має більші значення. Таким чином, повніцевий розрахунок дозволив отримати різницю значень ККД при режимах течії з різними кутами входу потоку,

який може стати більш суттєвим у багатоступеневій турбіні. Такі відхилення параметрів лопаткових вінців залежно від режиму не можливо отримати за допомогою повузлового моделювання турбіни. Даний підхід до розрахунку, безумовно, дозволить підвищити точність побудови характеристик турбіни й двигуна в цілому.

Висновки

Дана стаття є продовженням серії статей присвячених побудові метода розрахунку термогазодинамічних параметрів і експлуатаційних характеристик газотурбінного двигуна. [17, 18]. В ній наведені основні положення методу повинцевого розрахунку параметрів багатоступеневої осьової охолоджуваної газової турбіни при її роботі в системі двигуна. Розроблено відповідний програмний модуль, призначений для підключення до програмного комплексу розрахунку параметрів і характеристик турбовального ГТД.

Наявність даного програмного модуля дозволяє виконати тестування методу повинцевого розрахунку турбіни. Деякі результати тестових розрахунків наведено в статті. А саме: проведено дослідження впливу частоти обертання на параметри турбіни і її характеристики. Показано, що детальний повинцевий розрахунок дає змогу отримати розшарування характеристик ступеня по всім газодинамічним параметрам та виявити вплив запирання міжлопаткових каналів окремого вінця на течію у сусідньому вінці. Особливо режим роботи за частотою обертання впливає на значення швидкостей течії, ККД ступеня, кути виходу потоку у відносному і абсолютному рухах. Останнє є важливим тому, що ці кути визначають, в свою чергу, кути входу потоку у наступний лопатковий вінець, а діапазон їх зміни є досить суттєвим. Розрахунками показано вплив зміни кута натікання на лопатки соплового апарату та ККД ступеню. Такі дані може надати тільки детальний повинцевий розрахунок параметрів турбіни.

Подальші дослідження на прикладі наступного ступеня довели, що при зміні кута натікання на лопатку соплового апарату в діапазоні ± 30 градусів призводить до відхилення у 0,008% ККД у абсолютному визначенні на розрахунковому режимі.

Вплив зміни ККД у одному ступені визначає, ще більш суттєву зміну ККД турбіни в цілому. Отримати такі відхилення значень ККД залежно від зміни кута натікання на лопатковий вінець можливо тільки із застосуванням повинцевої математичної моделі турбіни. Наведений приклад, а також можливість повинцевого розрахунку появи запирання міжлопаткових каналів окремих вінців демонструють перевагу моделювання термогазодинамічних

процесів у ГТД з застосуванням нових більш деталізованих моделей лопаткових машин при побудові характеристик двигуна.

Подальші роботи будуть присвячені дослідженню впливу параметрів охолоджуючого повітря на роботу ступеня турбіни та його характеристики, а також моделюванню роботи ступенів у складі багатоступеневої турбіни на різних режимах.

Внесок авторів: формулювання проблеми – Л. Г. Бойко, Н. В. Піжанкова; огляд літературних джерел – Н. В. Піжанкова; постановка задачі – Л. Г. Бойко, Н. В. Піжанкова; розробка методу розрахунку – Л. Г. Бойко, Н. В. Піжанкова; створення програмного модулю – Н. В. Піжанкова; виконання розрахунків та аналіз результатів – Н. В. Піжанкова; висновки – Л. Г. Бойко, Н. В. Піжанкова.

Конфлікт інтересів

Автори заявляють, що у них немає конфлікту інтересів щодо цього дослідження, фінансового, особистого, авторського чи іншого, який міг би вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті.

Фінансування

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

Доступність даних

Рукопис не має пов'язаних даних.

Використання штучного інтелекту

Автори підтверджують, що не використовували технології штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

Усі автори прочитали та погодились з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Kurzke, J. A Physics Based Methodology for Building Accurate Gas Turbine Performance Models [Text] / J. A. Kurzke // *Proceedings International Society of Air Breathing Engines [Cincinnati], October 25-30, 2015.* – No. 2015-20220. – 11 p.
2. A physically enhanced method for sub-idle compressor map generation and representation [Text] / I. Aslanidou., P. K. Zachos, V. Pachidis, & R. Singh // *Proceedings of ASME turbo expo: Power for Land, Sea and Air [Glasgow], June 14-18, 2010.* GT2010-23562. – 10 p. DOI: [10.1115/GT2010-23562](https://doi.org/10.1115/GT2010-23562).
3. Ferrer-Vidal, L. E. Generating axial compressor maps to zero speed [Text] / L. E. Ferrer-Vidal, V. Pachidis, & R. J. Tunstall // *Proceedings of the Institu-*

tion of Mechanical Engineers Part A: Journal of Power and Energy. – 2020. – Vol. 235, iss. 5. – P. 956-973. DOI: [10.1177/0957650920976052](https://doi.org/10.1177/0957650920976052).

4. Visser, W. P. GSP, A Generic Object-Oriented Gas Turbine Simulation Environment [Text] / W. P. Visser, & M. J. Broomhead // Proceedings of ASME Turbo Expo [Munich], May 8-11, 2000. GT2000-0002. – 9 p. DOI: [10.1115/2000-GT-0002](https://doi.org/10.1115/2000-GT-0002).

5. NPSS Consortium Website [Electronic resource]. – Available at: <https://www.swri.org/markets/electronics-automation/software/aerospace-software/numerical-propulsion-system-simulation-npss>. (accessed 25.04.2025).

6. Jones, S. M. Steady-State Model of Gas Turbines using the Numerical Propulsion System Simulation Code [Text] / S. M. Jones // Proceedings of ASME Turbo Expo [Glasgow], June 14–18, 2010. – GT2010-22350. – 5 p. DOI: [10.1115/GT2010-22350](https://doi.org/10.1115/GT2010-22350).

7. Хусточка, А. Н. Идентификация математической модели двигателя АИ-25ТЛ при его модернизации [Текст] / А. Н. Хусточка // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 8(16). – С. 151-154. – Режим доступа: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2004_8_34 (дата звернення: 25.04.2025)

8. Совершенствование методов проектирования и доводки авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / Ю. П. Антипов, И. Е. Аннопольская, В. В. Паршин, & А. Н. Хусточка // *Вісник Інженерної академії України*. – 2012. – Вип. 1. – С. 27-33. – Режим доступа: http://nbuv.gov.ua/UJRN/Viau_2012_1_7. (дата звернення 25.08.2024).

9. Improving the efficiency of an aircraft power plant with turboprop engine based on water-methanol mixture injection [Text] / Y. Ulitenko, V. Loginov, I. Kravchenko, V. Popov, O. Rasstrygin, & O. Yelans'ky // *Eastern-European journal of enterprise technologies*. – 2022. – Vol. 2, no. 1 (116). – P. 6-15. DOI: [10.15587/1729-4061.2022.254277](https://doi.org/10.15587/1729-4061.2022.254277).

10. Павленко, Г. В. Математическое моделирование авиационных ГТД при исследовании их эксплуатационных характеристик [Текст] / Г. В. Павленко. – Харьков: ХАИ, 1986. – 123 с.

11. Kislov, O. Development of a method for selecting a cruising mode and engine control program of a ramjet aircraft [Text] / O. Kislov, & M. Shevchenko // *Eastern-European journal of enterprise technologies*. – 2021. – Vol. 3, no.3 (111). – P. 6-14. DOI: [10.15587/1729-4061.2021.233850](https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.233850).

12. Kislov, O. Development of a method to improve the calculation accuracy of specific fuel consumption for performance modeling of air-breathing engines [Text] / O. Kislov, M. Ambrozhevich, & M. Shevchenko // *Eastern-European journal of enterprise technologies*. – 2021. – Vol. 2, no. 8 (110). – P. 23-30. DOI: [10.15587/1729-4061.2021.233850](https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.233850).

13. Кислов, О. В. Особенности расчета и регулирования двухконтурного турбореактивного дви-

гателя с форсажной камерой сгорания в наружном контуре на прямоточных режимах работы [Текст] / О. В. Кислов, & М. А. Шевченко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2020. – № 6 (166). – С. 15-23. DOI: [10.32620/aktt.2020.6.02](https://doi.org/10.32620/aktt.2020.6.02).

14. Бойко, Л. Г. Влияние угла установки лопаток входного направляющего аппарата на эксплуатационные характеристики газотурбинного двигателя [Текст] / Л. Г. Бойко, & Е. Л. Карпенко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 4 (51). – С. 43-50. – Режим доступа: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2008_4_9. (дата звернення: 25.04.2025).

15. Devising a method for calculating the turboshaft gas turbine engine performance involving a blade-by-blade description of the multi-stage compressor in a two dimensional setting [Text] / L. Boyko, V. Datsenko, A. Dyomin, & N. Pizhankova. // *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. – 2021. – Vol. 4, no. 8 (112). – P. 59-66. DOI: [10.15587/1729-4061.2021.238538](https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.238538).

16. Даценко, В. А. Виявлення впливу шорткості та радіального зазору на характеристику осьового багатоступеневого компресора [Текст] / В. А. Даценко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2024. – №3. – С. 51-58. DOI: [10.32620/aktt.2024.3.04](https://doi.org/10.32620/aktt.2024.3.04).

17. Бойко, Л. Г. Метод расчета термозодинамических параметров турбовального ГТД на основе повенцового описания лопаточных машин. Часть I. основные уравнения [Текст] / Л. Г. Бойко, О. В. Кислов, & Н. В. Пижанкова // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2018. – №1(145). – С. 48-58. DOI: [10.32620/aktt.2018.1.05](https://doi.org/10.32620/aktt.2018.1.05).

18. Бойко, Л. Г. Метод расчёта термозодинамических параметров турбовального газотурбинного двигателя на основе повенцового описания лопаточных машин. Часть II. Определение параметров ступеней и многоступенчатых компрессоров [Текст] / Л. Г. Бойко, О. С. Дьомін, & Н. В. Піжанкова. // *Авиационно-космическая техника и технология*, 2019. – № 1(153). – С. 18-27. DOI: [10.32620/aktt.2019.1.02](https://doi.org/10.32620/aktt.2019.1.02).

19. Мухтаров, М. Х. Методика оценки потерь в проточной части осевых турбин при расчете характеристик [Текст] / М. Х. Мухтаров, & В. И. Кричакин // *Теплоэнергетика*. – 1969. – № 7. – С. 27-29.

20. Horlock, J. H. Axial Flow Turbines: Fluid Mechanics and Thermodynamics [Text] / J. H. Horlock. – London: Butterworths, 1966. – 275 p.

21. Wei, N. Significance of Loss Models in Aerothermodynamic Simulation for Axial Turbines [Text]: Doctoral Thesis: Department of Energy Technology Division of Heat and Power Technology Royal Institute of Technology // Ning Wei. – Stockholm, Sweden, 2000. – 128 p. Available at: <https://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:8715/FULLTEXT01.pdf> – (дата звернення: 25.04.2025).

References

1. Kurzke, J. A Physics Based Methodology for Building Accurate Gas Turbine Performance Models. *Proceedings International Society of Air Breathing Engines*, Cincinnati, October 25-30, 2015. 11 p.
2. Aslanidou, I., Zachos, P. K., Pachidis, V., & Singh R. A physically enhanced method for sub-idle compressor map generation and representation. *Proceedings of ASME turbo expo: Power for Land, Sea and Air*, Glasgow, June 14-18, 2010. GT2010-23562. 10 p. DOI: [10.1115/GT2010-23562](https://doi.org/10.1115/GT2010-23562).
3. Ferrer-Vidal, L. E., Pachidis V., & Tunstall R. J. Generating axial compressor maps to zero speed. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part A: Journal of Power and Energy*, 2020, vol. 235, iss. 5, pp. 956–973. DOI: [10.1177/0957650920976052](https://doi.org/10.1177/0957650920976052).
4. Visser, W. P., & Broomhead, M. J. GSP, A Generic Object-Oriented Gas Turbine Simulation Environment. *Proceedings of ASME Turbo Expo*, Munich, May 8-11, 2000, GT2000-0002. 9 p. DOI: [10.1115/2000-GT-0002](https://doi.org/10.1115/2000-GT-0002).
5. NPSS Consortium. Available at: <https://www.swri.org/markets/electronics-automation/software/aerospace-software/numerical-propulsion-system-simulation-npss> (accessed 25.04.2025).
6. Jones, S. M. Steady-State Model of Gas Turbines using the Numerical Propulsion System Simulation Code. *Proceedings of ASME TurboExpo*, Glasgow, June 14-18, 2010, GT2010-22350. 5 p. DOI: [10.1115/GT2010-22350](https://doi.org/10.1115/GT2010-22350).
7. Hustochka, A. N. Identifikatsiya matematicheskoi modeli dvigatelya AI-25TL pri ego modernizatsii [Mathematic simulation engine AI-225-TL identification for its modernization]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2004, no. 8, pp. 151-154. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2004_8_34 (accessed 25.04.2025). (In Russian).
8. Antyptsev, Yu. P., & Annopol's'ka, I. Ye., Parshyn, V. V., Khustochka, A. N. Sovershenstvovanie metodov proektirovaniya i dovodki aviatsionnykh gazotu-rbinnykh dvigatelei [Improvement of methods of design and refinement of aviation gas turbine engines]. *Visnyk Inzhenernoyi akademiyi Ukrainy*, 2012, vol. 1, pp. 27-33. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/Viau_2012_1_7 (accessed 25/04/2025). (In Russian)
9. Ulitenko, Y., Loginov, V., Kravchenko, I., Popov, V., Rasstrygin, O., Yelansky, A. Improving the Efficiency of an Aircraft Power Plant With a Turboprop Engine Based on Watermethanol Mixture Injection. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 2022, vol. 2, no. 1(116), pp. 6-15. DOI: [10.15587/1729-4061.2022.254277](https://doi.org/10.15587/1729-4061.2022.254277).
10. Pavlenko, G. V., *Matematicheskoe modelirovanie aviatsionnykh GTD pri issledovanii ikh ekspluatatsionnykh kharakteristik* [Mathematical modeling of aircraft gas turbine engines in the study of their operational characteristics]. Kh., KhAI, Publ., 1986. 123 p. (In Russian).
11. Kislov, O., & Shevchenko, M. Development of a method for selecting a cruising mode and engine control program of a ramjet aircraft. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 2021, vol. 3, no. 3(111), pp. 6-14. DOI: [10.15587/1729-4061.2021.233850](https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.233850).
12. Kislov, O., Ambrozhevich, M., & Shevchenko, M. Development of a method to improve the calculation accuracy of specific fuel consumption for performance modeling of air-breathing engines. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 2021, vol. 2 no. 8(110), pp. 23-30. DOI: [10.15587/1729-4061.2021.233850](https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.233850).
13. Kislov, O. V., & Shevchenko, M. A. Osobnosti rascheta i regulirovaniya dvukhkонтурного turboreaktivnogo dvigatelya s forsazhnoi kameroi sgoraniya v naruzhnom konture na pryamotochnykh rezhimakh raboty [Features of calculation and regulation of a double-circuit turbojet engine with an afterburner combustion chamber in the external circuit in direct-flow operating modes]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2020, no. 6(166), pp. 15-23. DOI: [10.32620/aktt.2020.6.02](https://doi.org/10.32620/aktt.2020.6.02). (In Russian).
14. Boyko, L. G., & Karpenko, E. L. Vliyanie ugla ustanovki lopatok vkhodnogo napravlyayushchego apparata na ekspluatatsionnye kharakteristiki gazoturbinnogo dvigatelya [Inlet guide vanes blades angle influence on gas turbine engine performances]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2008, no. 4 (51), pp. 43-50. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2008_4_9 (accessed 25.04.2025). (In Russian).
15. Boyko, L., Datsenko, V., Dyomin, A., & Pizhankova, N. Devising a method for calculating the turboshaft gas turbine engine performance involving a blade-by-blade description of the multi-stage compressor in a two-dimensional setting. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 2021, vol. 4 no. 8(112), pp. 59–66. DOI: [10.15587/1729-4061.2021.238538](https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.238538).
16. Dacenko, V. A. Vyyavlennya vplyvu shorstkosti ta radial'noho zazoru na kharakterystyku os'ovoho bahatostupenevoho kompresora [Detection of the influence of roughness and radial clearance on the characteristics of an axial multistage compressor]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2024, no. 3, pp. 51-58. DOI: [10.32620/aktt.2024.3.04](https://doi.org/10.32620/aktt.2024.3.04). (In Ukrainian).
17. Boyko, L. G., Kislov, O., & Pizhankova, N. Metod rascheta termogazodinamicheskikh parametrov turboval'nogo GTD na osnove poventsovogo opisaniya lopatochnykh mashin. Chast' 1. Osnovnye uravneniya [Method of calculating thermogasdynamic parameters of turboshaft gas turbine engine based on the rotary description of blade machines. Part 1. Basic equations] *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2018, no. 1(145), pp. 48-58. DOI: [10.32620/aktt.2018.1.05](https://doi.org/10.32620/aktt.2018.1.05). (In Russian).

18. Boyko, L. G., Dyomin, A. E., & Pizhankova, N. Metod rascheta termogazodi-namicheskikh parametrov turboval'nogo gazoturbinnogo dvigatelya na osnove poventsovogo opisaniya lopatochnykh mashin. Chast' II. Opredelenie parametrov stupenei i mnogostupenchatykh kompressorov [The method of calculating the thermogasodynamic parameters of a turboshaft gas turbine engine based on the Poventz description of bladed machines. Part II. Determination of parameters of stages and multi-stage compressors] *Aviacijno-kosmichna tehnika i tehnologija – Aerospace technic and technology*, 2019, no. 1(153), pp. 18-27. DOI: [10.32620/aktt.2019.1.02](https://doi.org/10.32620/aktt.2019.1.02). (In Russian).

19. Muhtarov, M. H., & Krichakin, V. I. Metodika ocenki poter' v protochnoj chasti osevyh turbin pri

raschete ih harakteristik [Methodology for estimating losses in the flow path of axial turbines when calculating characteristics]. *Teplojenergetika*, 1969, vol. 7, pp. 27-29. (In Russian).

20. Horlock, J. H. *Axial Flow Turbines: Fluid Mechanics and Thermodynamics*. London, Butterworths, Publ., 1966. 275 p.

21. Wei, N. *Significance of Loss Models in Aero-thermodynamic Simulation for Axial Turbines* [Doctoral Thesis: Department of Energy Technology Division of Heat and Power Technology Royal Institute of Technology]. Sweden, 2000. 128 p. Available at <https://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:8715/FULLTEXT01.pdf> – (accessed: 25.04.2025)

Надійшла до редакції 17.03.2025, розглянута на редколегії 15.05.2025

TURBOSHAFT GAS TURBINE ENGINE THERMODYNAMICS CALCULATION METHOD BASED ON BLADE MACHINE BLADE TO BLADE DESCRIPTION. PART III. TURBINE PARAMETERS CALCULATION

Lyudmila Boyko, Nataliya Pizhankova

Blade-to-blade modeling of turbomachinery, based on methods for developing the parameters and characteristics of modern gas turbine engines, enables the resolution of a wide range of theoretically and practically significant problems in engine design, development, and operation. It also improves the accuracy of performance calculations. This article investigates thermogasdynamic processes within the flow part of a gas turbine engine and its elements, focusing in particular on a multi-stage gas turbine. The study is based on a method for developing the parameters and operational characteristics of a gas turbine engine, with a key component being a module for the final development of parameters of a multi-stage cooled gas turbine within the engine system. The object of investigation is a high-temperature cooled, multi-stage axial gas turbine for aircraft engines. The main result of this work is the development of a method for incremental sizing of parameters for a cooled, multi-stage turbine, along with a corresponding software package. This method was tested based on real development results. The investigation examined the parameters of the turbine stage blade row and the operating mode associated with rotor speed, showing the influx of impingement on the blade, observed only under specific rotor configurations at the QCD stage. The scientific and practical novelty of this work lies in its comprehensive approach to modeling the operation of a turboshaft gas turbine engine, providing a complete description of the compressor and turbine. This modeling is not feasible without a real-time simulation of thermogas-dynamic phenomena in the flow part of a multi-stage gas turbine, particularly in a single-stage plant behind the middle radius with the arrangement of cooling methods and the place of supply depending on the cooling system, as well as the temperature and losses, the emergence of critical operating modes when the blade screws twisting, which significantly influence turbine performance. The process is described using strict conservation laws for highly compressed gases, under conditions that ensure realistic flow power, consistent with values reported in the literature. The utility of the developed method, implemented in a dedicated software complex, will be connected to the complex of programs for the development of the characteristics of the gas turbine engine.

Keywords: global gas turbine; cooling; critical modes; locked; characteristic; flow angle.

Бойко Людмила Георгіївна – д-р техн. наук, проф., проф. каф. теорії авіаційних двигунів, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Піжанкова Наталія Володимирівна – старш. викл. каф. теорії авіаційних двигунів, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Lyudmila Boyko – Doctor of Technical Sciences, Professor at the Department of Aircraft Engines Theory, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: l.boyko@khai.edu, ORCID: 0000-0002-3076-4779, Scopus AuthorID: 57203688726.

Nataliya Pizhankova – Senior Teacher, Associate Professor at the Department of Aircraft Engines Theory, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: n.pizhankova@khai.edu.ua, ORCID: 0000-0001-8345-6756, Scopus AuthorID: 2286742397423.