

Державний концерн «Укроборонпром»
Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро
«Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка

ХОМИЛЄВ СЕРГІЙ ОЛЕКСАНДРОВИЧ



УДК 621.45.012:621.45.15

**УДОСКОНАЛЕННЯ МЕТОДІВ ПРОЕКТУВАННЯ ТА ДОСЛІДЖЕННЯ
ВИСОКОНАВАНТАЖЕНИХ ТУРБІН НИЗЬКОГО ТИСКУ АВІАЦІЙНИХ
ТУРБОРЕАКТИВНИХ ДВОКОНТУРНИХ ДВИГУНІВ**

05.05.03 – Двигуни та енергетичні установки

Автореферат дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Запоріжжя – 2020

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана у Державному підприємстві "Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро "Прогрес" імені академіка О.Г. Івченка.

Науковий керівник:

доктор технічних наук, **Кравченко Ігор Федорович**, Державне підприємство "Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро "Прогрес" імені академіка О.Г. Івченка, директор підприємства, генеральний конструктор.

Офіційні опоненти:

доктор технічних наук, професор, **Бойко Людмила Георгіївна**, Національний аерокосмічний університет «ХАІ» ім. М.Є. Жуковського, завідувач кафедри теорії авіаційних двигунів.

кандидат технічних наук, доцент **Капітанчук Костянтин Іванович**, Національний авіаційний університет, доцент кафедри авіаційних двигунів.

Захист відбудеться « 23 » жовтня 2020 року о 14:00 годині на засіданні спеціалізованої вченої ради К 17.740.01 у Державному підприємстві "Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро "Прогрес" імені академіка О.Г. Івченка за адресою: 69068, м. Запоріжжя, вул. Іванова, 2, корпус конструкторського науково-дослідного комплексу, кімн. 301.

З дисертацією можна ознайомитись у бібліотеці Державного підприємства "Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро "Прогрес" імені академіка О.Г. Івченка, 69068, м. Запоріжжя, вул. Іванова, 2, та на сайті підприємства www.ivchenko-progress.com у розділі "Про підприємство" - "Спеціалізована вчена рада".

Автореферат розісланий « 8 » вересня 2020 року.

Вчений секретар

спеціалізованої вченої ради К 17.740.01
кандидат технічних наук



О.В. Петров

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Одним з основних вузлів авіаційного турбореактивного двоконтурного двигуна (ТРДД), що значною мірою визначає його експлуатаційні та споживчі характеристики є турбіна низького тиску (ТНТ) для приводу вентилятора та компресора низького тиску. Тенденції розвитку сучасного двигунобудування для цивільної авіації свідчать про збільшення степені двоконтурності двигунів, що обумовлює збільшення діаметру вентилятора і збільшення потужності турбіни з одночасним зниженням швидкості обертання. У свою чергу це призведе до збільшення габаритів, маси та вартості ТНТ.

Ефективним шляхом покращення масо-габаритних та вартісних характеристик ТНТ є підвищення її аеродинамічного навантаження. Високонавантажені (ВН) турбіни, у порівнянні з помірно навантаженими турбінами, мають меншу кількість ступенів для вироблення тієї ж потужності, менші габарити, меншу кількість лопаток і, відповідно, меншу масу. Головною ж проблемою та протиріччям при проектуванні таких турбін є зниження коефіцієнта корисної дії (ККД) через неоптимальні умови роботи та геометрію їх ступенів. Отже дуже важливо знайти баланс між припустимим зниженням ККД та очікуваним зниженням ваги турбіни для вирішення завдань конкретного проекту. А однією з головних тенденцій розвитку багатоступеневих ТНТ є - створення високонавантажених конструкцій без зниження ККД. Дослідження цих питань ведуть більшість провідних двигунобудівних фірм та галузевих наукових закладів Європи (RR, MTU, ITP, VKI, NGTE та ін.), США (GE, P&W, NASA та ін.) та Росії (ОДК, ЦІАМ та ін.). В Україні такі дослідження проводяться на ДП «Івченко-Прогрес», АО «Мотор-Січ», НАКУ «ХАІ», НАУ, ІПМаш НАНУ (України) та ін.

Дисертаційна робота присвячена вирішенню актуального науково-прикладного завдання підвищення ККД ВН ТНТ авіаційних ТРДД з урахуванням їх масо-габаритних характеристик шляхом удосконалення методів їх проектування та дослідження.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дисертаційна робота є частиною наукових досліджень ДП «Івченко-Прогрес» в рамках створення науково-технічного доробку, що спрямовані на підвищення ККД та конкурентоспроможності силових установок вітчизняних літальних апаратів та пошук нових методів аеродинамічного удосконалення ТНТ. Робота відповідає основним завданням "Стратегії розвитку вітчизняної авіаційної промисловості на період до 2020 року", що схвалена розпорядженням Кабінету Міністрів України від 27 грудня 2008 р. № 1656-р та «Стратегії відродження вітчизняного авіабудування на період до 2022 року», що схвалена розпорядженням Кабінету Міністрів України від 10 травня 2018 р. № 429-р.

Мета і завдання досліджень. Метою дисертаційної роботи є удосконалення методів проектування та дослідження ВН ТНТ авіаційних ТРДД для підвищення їх ККД та покращення масо-габаритних характеристик.

Для досягнення мети, що визначена, в дисертації вирішувались наступні **задачі:**

1. Аналіз сучасного стану питання досліджень та проектування ВН ТНТ;
2. Розробка методики розрахунку маси лопаткових апаратів та багатоступеневих турбін в цілому на етапі попереднього проектування.
3. Дослідження впливу основних кінематичних параметрів турбінного ступеня на ККД, кількість та масу лопаток та масу ВН ТНТ в цілому.
4. Розрахункове дослідження впливу геометричних та газодинамічних параметрів на ККД ВН решіток профілів турбін.

Об'єкт дослідження – турбіна низького тиску авіаційного турбореактивного двоконтурного двигуна з високою ступеню двоконтурності.

Предмет дослідження – характеристики ефективності і масові характеристики турбіни низького тиску авіаційного турбореактивного двоконтурного двигуна з високою ступеню двоконтурності.

Методи дослідження: Методи статистичного аналізу для визначення вагових та геометричних характеристик лопаткових апаратів для напрацювання критеріїв обґрунтованого вибору кінематичних коефіцієнтів ВН ТНТ. Методи математичного моделювання та обчислювальної газодинаміки для визначення газодинамічних характеристик решіток профілів та ступенів ВН ТНТ.

Достовірність отриманих результатів і висновків забезпечено використанням статистичних даних, використанням математичних моделей течії газу, що базуються на дотриманні основних законів збереження газової динаміки, порівнянням результатів математичного моделювання робочих процесів в решітках турбін з результатами фізичних експериментів та теоретичних досліджень інших авторів.

Наукова новизна отриманих результатів полягає в наступному:

1. Вперше розроблено методику розрахунку масових характеристик турбін на етапі проектування на середньому діаметрі, що дозволило ввести в процес проектування нові критерії: масу лопаток та масу всієї турбіни, які ув'язані з кінематичними параметрами ступенів турбін, та провести дослідження впливу кінематичних коефіцієнтів турбіни сумісно на її ККД та масу.

2. Вперше комплексно розрахунковим способом досліджено решітки високонавантажених ТНТ з великим кутом повороту потоку, що дозволило визначити вплив їх геометричних параметрів на ККД.

3. Вперше для решіток ВН ТНТ розрахунковим способом одержані залежності: коефіцієнту втрат тертя і коефіцієнту витрати сопла від кута повороту потоку, оптимального відносного кроку решіток від конфузурності решітки, оптимального кута відгину вихідної крайки від числа Маха на виході, що дозволяють обґрунтувати вибір геометричних параметрів таких решіток з метою підвищення їх ККД.

4. Дістала подальшого розвитку методика дослідження впливу відносного кроку турбінних решіток профілів на їх ККД, що дозволило підвищити точність визначення оптимального кроку решіток без додаткового профілювання.

Практичне значення отриманих результатів. Розроблено алгоритм розрахунку масових характеристик турбін на етапі попереднього проектування на середньому діаметрі. Визначено вплив кінематичних коефіцієнтів турбінного ступеню на його газодинамічні та масові характеристики, та надано рекомендації

щодо раціонального вибору кінематичних коефіцієнтів для ВН ТНТ. Обґрунтовано вибрані параметри математичного моделювання течії в решітках турбін, що забезпечують точність та обчислювальну ефективність. Одержані розрахункові залежності ККД ВН решіток від геометричних та газодинамічних параметрів. Розроблені рекомендації щодо проектування більш ефективних ВН турбінних решіток з великими кутами повороту потоку.

Практичне значення отриманих результатів підтверджується Актом про впровадження результатів дисертаційного дослідження на ДП «Івченко-Прогрес».

Особистий внесок здобувача. Всі положення наукової новизни, висновки та рекомендації, викладені в дисертації виконані особисто автором. Здобувачеві належать дві одноосібні публікації [1, 10]. У наукових працях, що опубліковані в співавторстві, автору належить: вибір параметрів моделювання та тестові газодинамічні розрахунки решіток турбін [2]; планування чисельного експерименту та газодинамічні розрахунки решіток турбін, аналіз отриманих результатів [3, 4, 6]; проектування удосконаленого профілю високонавантаженої турбінної решітки та її газодинамічні розрахунки [5]; газодинамічні розрахунки багатоступеневих турбін та аналіз їх геометричних та вагових характеристик [7]; проектування лопаток удосконаленого ступеня ВН ТНТ та просторові газодинамічні розрахунки турбін [8]; газодинамічні розрахунки ступенів турбін, аналіз їх геометричних та вагових характеристик [9].

Апробація результатів дисертації. Основні результати досліджень роботи доповідалися, обговорювалися та отримали позитивну оцінку на:

XI, XIII, XIV Міжнародній науково-технічній конференції «Удосконалення турбоустановок методами математичного та фізичного моделювання», ІПМаш НАНУ, Харків, Зміїв, 2003 р., 2009 р., 2012 р.; Науковому семінарі «Проблеми енергозбереження України та шляхи їх вирішення (Енергетичні та теплотехнічні процеси та обладнання)», НТУ «ХПИ», Харків, 2008 р.; XIII, XVI, XXIV Міжнародному конгресі двигунобудівників, НАКУ «ХАІ», Рибач'є, 2008 р., 2010р., Коблево, 2019 р.; VII Всеукраїнській науково-технічній конференції «Проблеми енергозбереження України та шляхи їх вирішення (Енергетичні та теплотехнічні процеси та обладнання)», НТУ «ХПИ», Харків, 2011 р.; Міжнародній науково-практичній конференції в рамках XVI Міжнародної спеціалізованої виставки «Зброя та безпека», ДНДІА МОУ, Київ, 2019 р.; XVI Науково-технічній конференції студентів, аспірантів, докторантів та молодих учених «Інноваційні технології», НАУ, Київ, 2019 р.

Публікації. Основні результати дисертаційної роботи опубліковані: в 10 наукових працях, з них 8 – у наукових періодичних фахових виданнях МОН України, 2 – у тезах доповідей на науково-технічних конференціях.

Структура і обсяг дисертації. Дисертація складається зі вступу, чотирьох розділів, загальних висновків, списку використаних джерел і додатків. Основний матеріал викладено на 135 сторінках, який містить 73 рисунки та 9 таблиць. Також присутній список використаних джерел, який містить 133 найменування на 12 сторінках та 8 додатків на 29 сторінках. Загальний обсяг дисертації становить 199 сторінок.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

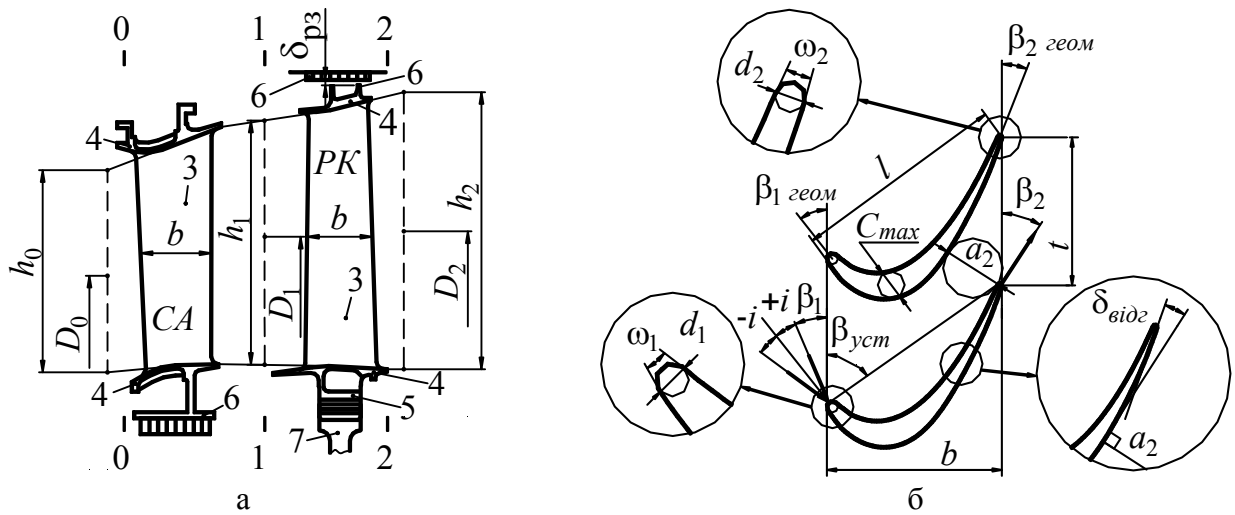
У вступі обґрунтована актуальність теми дисертації, показано зв'язок роботи з науковими планами та темами, сформульовані мета і задачі досліджень, методи дослідження, викладені наукова новизна та практична значимість отриманих результатів, наведені дані щодо особистого внеску, публікацій та апробацій результатів наукових досліджень, наведена структура і обсяг дисертації.

У першому розділі проведено аналіз сучасного стану проблеми проектування багатоступеневих ВН ТНТ. Геометрія проточних частин турбін значною мірою визначається рівнем та співвідношенням кінематичних коефіцієнтів: *коефіцієнту аеродинамічного навантаження* $\mu = L_u/u^2$ (де L_u – робота на колі колеса, Дж/кг; u – колова швидкість, м/с), *коефіцієнту витрати* c_a/u (де c_a – осьова складова швидкості, м/с), які в кінцевому рахунку визначають кількість ступенів, габарити турбіни та її ККД. Переважна більшість існуючих ТНТ авіаційних ТРДД має помірні коефіцієнти навантаження ступенів $\mu \leq 2$ і досить високі ККД. Більші значення μ дозволяють знизити масу та спростити конструкцію ТНТ. Але наразі не існує чітких критеріїв і єдиного підходу до проектування ВН ТНТ. Зокрема не вирішена задача розрахунку вагових характеристик турбін, що робить неможливим використання маси при оптимізації турбіни на початковому етапі. Це заважає прийняттю найбільш обґрунтованих рішень і потребує вивчення питання для напрацювання рекомендацій з вибору основних кінематичних і геометричних параметрів ступенів ВН ТНТ на основі результатів аналізу їх ККД та маси.

Головним недоліком ВН ТНТ є зниження ККД, що пов'язано з неоптимальною геометрією та умовами роботи ступенів. Механізм зростання втрат у ВН решітках суттєво залежить від способу підвищення навантаження і залишається все ще недостатньо вивченим. Зокрема бракує інформації з експериментальних характеристик ВН решіток профілів з великими кутами повороту потоку $\Delta\beta = 180 - (\beta_1 + \beta_2) > 110^\circ$. Це потребує нових досліджень характеристик ВН решіток турбін з метою визначення найбільш раціональних їх параметрів. У зв'язку з високою складністю та вартістю фізичного експерименту для цих досліджень доцільно залучати сучасні методи математичного моделювання.

За результатами проведеного огляду сформульована мета дисертаційної роботи: розвиток методів проектування та дослідження ВН ТНТ авіаційних ТРДД, шляхом визначення та урахування залежності їх вагових характеристик від основних кінематичних параметрів, що потребує розробки відповідної методики, та визначення впливу геометричних і газодинамічних параметрів на ККД високонавантажених решіток профілів турбін з великими кутами повороту потоку. Результати дослідження сприятимуть покращенню масо-габаритних характеристик перспективних ВН ТНТ та підвищенню їх ККД.

У другому розділі наведено результати дослідження впливу кінематичних параметрів на аеродинамічні та масові характеристики лопаткових апаратів ВН ТНТ. Розглядається ступінь турбіни за схемою на рис. 1а, лопатки якого складаються з решіток профілів, схема якої показана на рис. 1б.



0, 1, 2 – номера розрахункових перерізів; 3 – перо лопатки; 4 – полки; 5 – замок;
6 – елементи ущільнення; 7 – диск РК

Рисунок 1 – Розрахункова схема ступеню (а) та решітки профілів (б) турбіни

Газодинамічні параметри турбін на середньому діаметрі визначено за допомогою програми ДП «Івченко-Прогрес», що базується на вирішенні основних рівнянь газової динаміки для сталої течії ідеального газу в 1D постановці і апробована при проектуванні турбін різного призначення. Система рівнянь доповнена емпіричними даними щодо втрат енергії в лопаткових апаратах охолоджуваних та не охолоджуваних турбін, що дозволяє визначити ККД $\eta^* = f(\zeta_{ca}, \zeta_{pk}, \Delta\eta_{охол}, \Delta\eta_{pz}, \dots)$ у розрахункових умовах, де ζ_{ca} , ζ_{pk} – коефіцієнти втрат кінетичної енергії в СА та РК; $\Delta\eta_{охол}$ – втрати ККД на охолодження; $\Delta\eta_{pz}$ – втрати ККД через радіальний зазор. За результатами розрахунку визначені кінематичні та термодинамічні параметри потоку в розрахункових перерізах (див. рис 1а), похідні величини та коефіцієнти втрат за їх складовими.

Для комплексної оцінки ефективності ВН ТНТ запропоновано методику розрахунку масових характеристик лопаток та всієї турбіни за результатами газодинамічного розрахунку на середньому діаметрі. Для цього на основі аналізу статистичних даних щодо геометрії лопаткових апаратів реальних багатоступневих неохолоджуваних ТНТ:

- удосконалені існуючі залежності відносної максимальної товщини та відносної довжини середньої лінії профілю від кута повороту потоку:

$$\bar{C}_{max} = C_{max} / l = f1(\Delta\beta), \quad (1)$$

$$\bar{L}_{сер\ л} = L_{сер\ л} / l = f2(\Delta\beta); \quad (2)$$

- визначена площа F середнього перерізу лопаток та її зв'язок з об'ємом пера $V_{пер}$:

$$F = L_{сер\ л} \cdot C_{max} \cdot K_F; \quad (3)$$

- визначено масову частку профільованої частини в конструкції лопаток в залежності від відносної висоти проточної частини через коефіцієнти пропорційності:

$$K_{Vca}=f_3(h/D)_{ca} \quad \text{та} \quad K_{Vpk}=f_4(h/D)_{pk}. \quad (4)$$

В кінцевому рахунку це дозволило скласти алгоритм та розрахувати масу лопаток СА і РК, як функцію геометричних та кінематичних параметрів:

$$M_{лон\Sigma}=f(D, h, b, \beta_1, \beta_2, Zw, t_{k \min}, \gamma), \quad (5)$$

де Zw – коефіцієнт навантаження Цвейфеля; $t_{k \min}$ – мінімальний припустимий крок решітки кореневого перерізу лопаток, м; γ – щільність матеріалу лопаток, кг/м³; решта параметрів витікає з рис. 1.

Для оцінки маси всієї турбіни залучена залежність, що запропонована NASA:

$$M_T = K_M \cdot N_{cm} \cdot D_{сер}^{2,5} \cdot u_{сер}^{0,6}, \quad (6)$$

де N_{cm} – кількість ступенів турбіни, од.; $D_{сер}$ – середній діаметр, м; $u_{сер}$ – середня колова швидкість, м/с; K_M – коефіцієнт пропорційності, що є емпіричною величиною і залежить від багатьох чинників (типу та призначення турбіни, довершеності її конструкції, розмірності, використаних матеріалів, тощо), тому його дуже важко формалізувати.

Аналіз статистичних даних показав, що для багатоступеневих ТНТ розбіг параметру K_M складає 3,3...12,4, тобто невірний вибір цього коефіцієнту може давати багатократну помилку. Але за цими ж самими даними припущено наявність певної залежності коефіцієнту K_M від коефіцієнту витрати c_a/u , що пропонується визначити у вигляді:

$$K_M = a \cdot (c_a/u) + b. \quad (7)$$

Одержані залежності для $M_{лон\Sigma}$ (1-5) і M_T (6) з урахуванням (7) дозволили скласти алгоритм розрахунку маси лопаток та багатоступеневих турбін на етапі попереднього проектування (рис. 2). Верифікація запропонованої методики проведена за наявними даними для дійсних значень мас неохолоджуваних лопаток СА і РК та багатоступеневих ТНТ з кількістю ступенів від 2 до 5 та коефіцієнтом аеродинамічного навантаження μ_T від 1,7 до 2,4. Результати розрахунків добре погоджені і в цілому відслідковують існуючі залежності. Математичне очікування величин $m = M_{лон \text{ розр}} / M_{лон}$ для лопаток СА і РК (де індексом *розр* позначені розрахункові параметри) дорівнює відповідно $M(m_{ca})=0,95$ і $M(m_{pk})=0,99$, а стандартне відхилення $\sigma(m_{ca})=0,11$ і $\sigma(m_{pk})=0,12$ відповідно. Для величини $m_T = M_{T \text{ розр}} / M_T$ математичне очікування складає $M(m_T)=0,99$ з стандартним відхиленням $\sigma(m_T)=0,17$. Розкид результатів обумовлений багатьма чинниками та конструктивними особливостями лопаток, що напряду не залежать від кінематики чи розмірності турбіни (температура газу, загальна компоновка турбіни, технології)

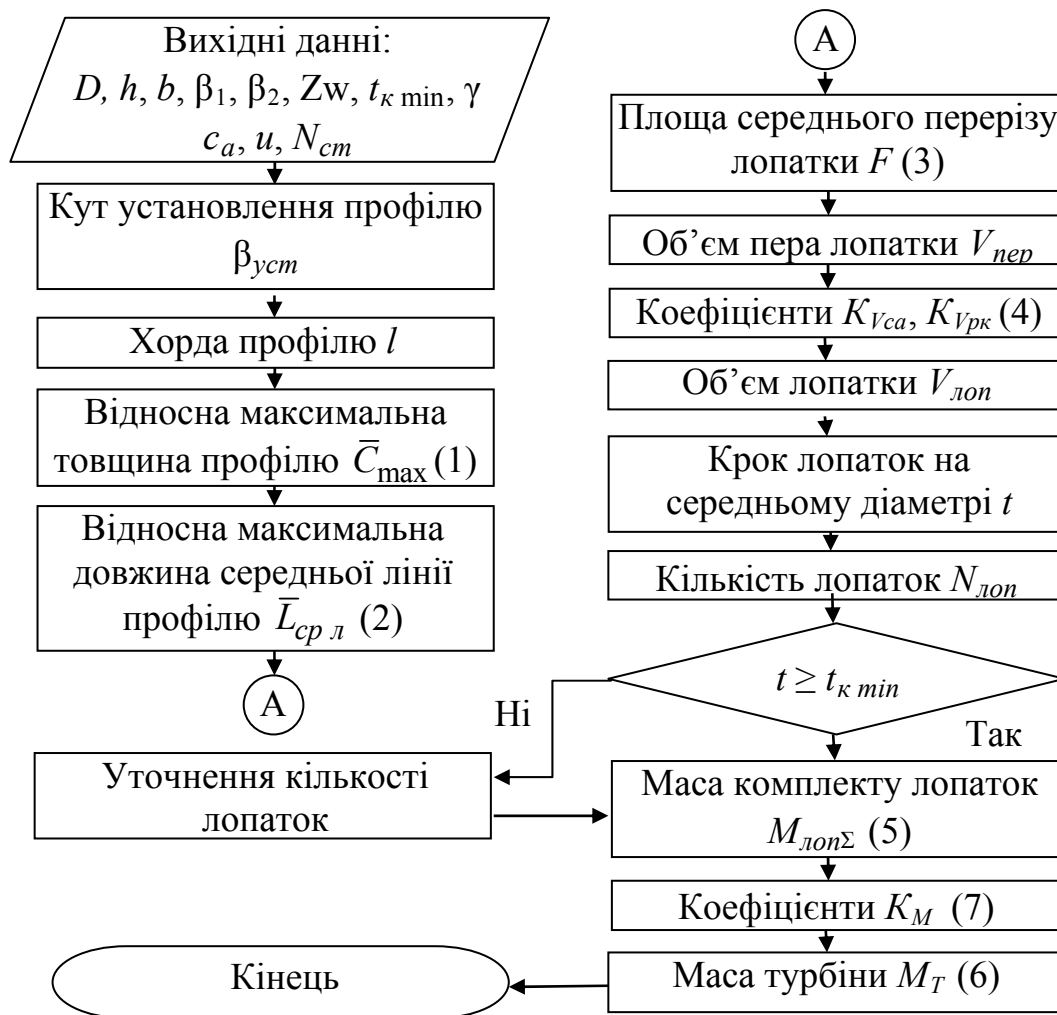


Рисунок 2 – Алгоритм розрахунку маси турбіни

і у порівняльних розрахунках той самої турбіни є незмінними. Тому така точність розрахунку маси є прийнятною для досліджень та оптимізації конструкції багатоступеневих ТНТ на початковому етапі.

З залучанням даної методики досліджено неохолоджувані ступені турбін у діапазоні параметрів, що становить практичний інтерес: коефіцієнт навантаження $\mu=1,5 \dots 3,0$; коефіцієнт витрати $c_a/u=0,6 \dots 1,0$; термодинамічна степінь реактивності $\rho_m=0,2 \dots 0,4$. Для кожного ступеня виконані умови: $D_0=D_1=D_2$ і $h_0=h_1 < h_2$; відсутні перетікання робочого тіла в радіальний зазор; для розрахунку кількості лопаток СА і РК прийнято $Z_w=0,9$; робочі параметри залишались незмінними для всіх розрахунків. Навантаження змінювалось за рахунок D , а коефіцієнт витрати – за рахунок h . Основні результати цього дослідження на рис. 3 наочно демонструють особливості та головний сенс підвищення навантаження турбіни: проектування ВН ТНТ з низькими c_a/u дозволяє максимально скоротити кількість робочих і соплових лопаток (теоретично на 40% і 50% відповідно) з меншим зниженням ККД (до -2%) відносно помірно навантажених турбін; ВН ТНТ з високими c_a/u дозволяє одержати максимальне зменшення маси лопаток (до -50%), механічного навантаження (до -27%) та маси турбіни, при цьому падіння ККД може складати $>3\%$. Особливістю

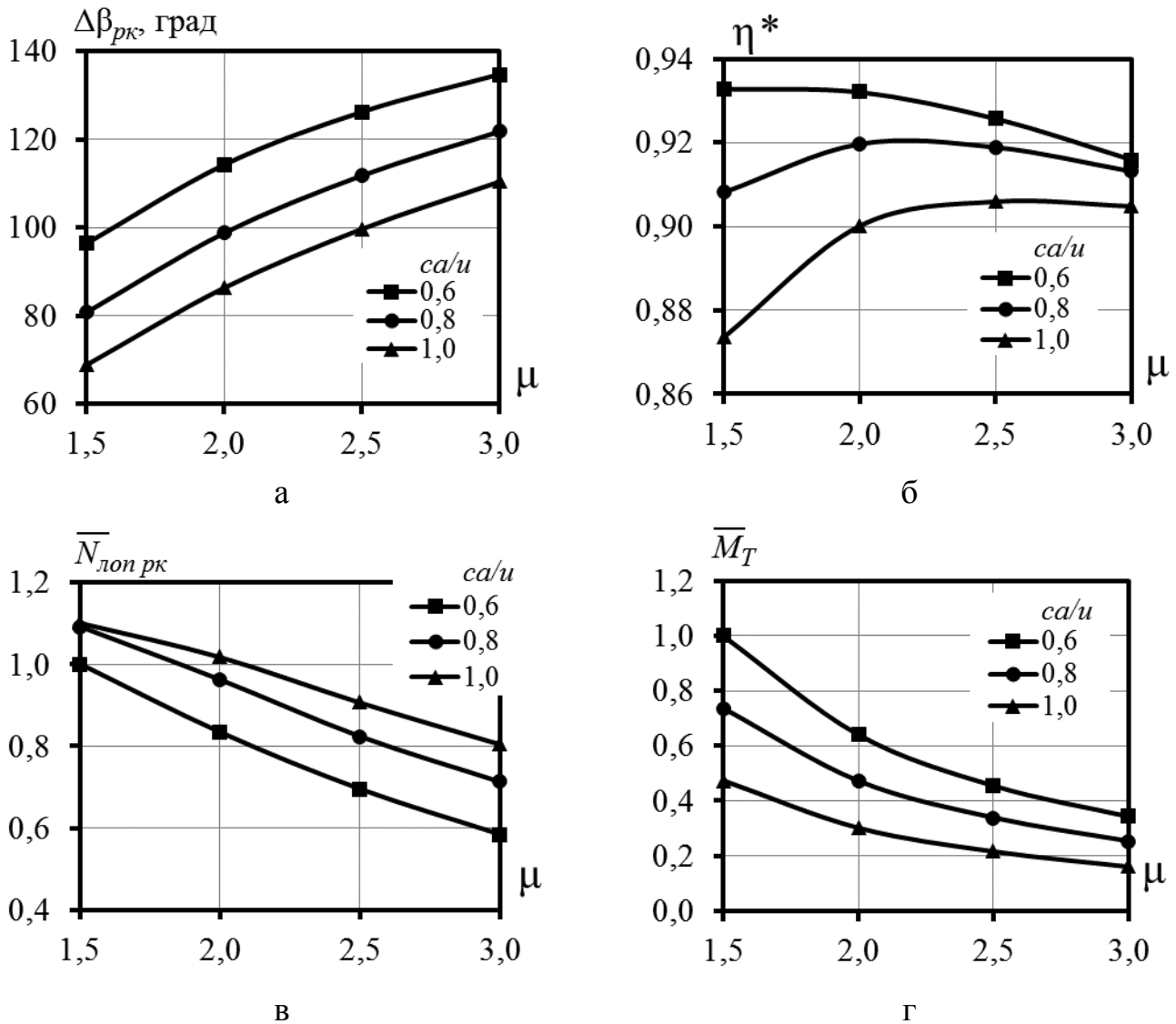


Рисунок 3 – Залежність кутів повороту потоку в РК (а), ККД (б), відносної кількості лопаток РК (в) та відносної маси турбіни (г) від кінематичних коефіцієнтів

та проблемою проектування ВН ТНТ з низькими c_a/u є реалізація великих кутів повороту потоку; для ВН ТНТ з високими c_a/u характерні низька конфузорність решіток та дуже короткі лопатки, що приведе до високих вторинних втрат.

З залучанням розробленої методики також проведено дослідження багатоступіневих ТНТ (рис. 4), що мають однакові розміри проточної частини на вході та однаковий зовнішній діаметр. Турбіни А і Б триступеневі високонавантажені, мають однакові периферійні обводи, ширину венців і відрізняються висотою лопаток таким чином, що в турбіні А (з умовно низьким c_a/u) середнє відношення $D/h=6,4$, а в турбіні Б (з умовно високим c_a/u) середнє відношення $D/h=9,3$. Як наслідок, турбіна А має менший середній діаметр та відповідно більший коефіцієнт навантаження (рис. 5). Для порівняння, ступені турбіни В спроектовані на близькі до оптимальних параметри навантаження μ_T та витрати c_a/u (див. рис 5).

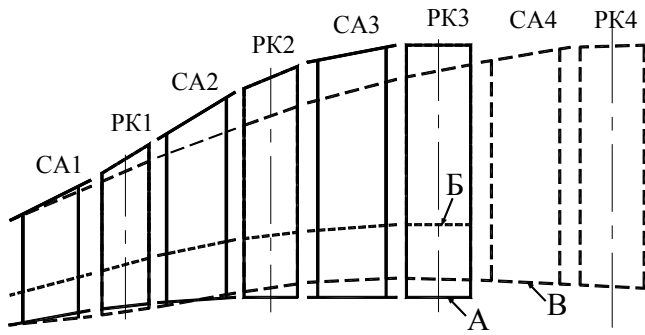


Рисунок 4 – Схема проточних частин турбін А, Б, В

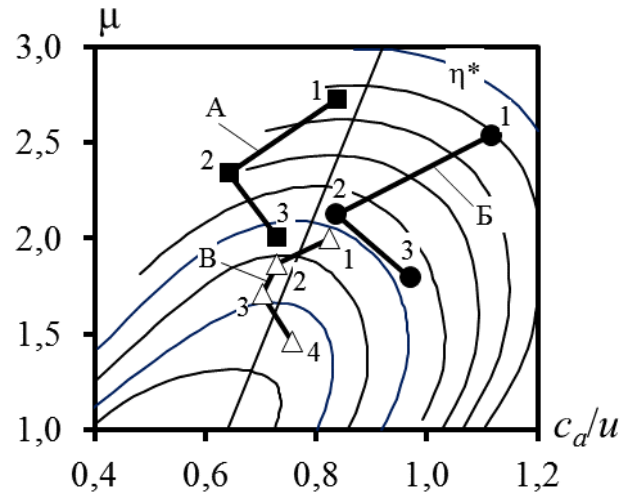


Рисунок 5 – Характеристики турбін А, Б, В на діаграмі Сміта: 1...4 - № ступеня

Проведено газодинамічні розрахунки, аналіз ККД, кількості лопаток та маси турбін (табл. 1). Також приблизно оцінено вартість виготовлення трьох турбін. Згідно розрахункам відмова від одного ступеня чотиріступеневої турбіни зі збереженням зовнішнього діаметру в залежності від коефіцієнту витрати (низький чи високий c_a/u) призводить до: підвищення аеродинамічного навантаження турбіни на 34% і на 22% відповідно; зменшення кількості лопаток ВН ТНТ на 27,5% і на 9,5%; зменшення сумарної маси лопаток на 23% і на 31%; зниження маси турбіни на 23,3% і на 45,5%; втрати ККД турбіни на 0,57% і на 2,63%. Таким чином, підвищення навантаження ТНТ з низьким коефіцієнтом c_a/u (турбіна А) виглядає більш перспективним з точки зору мінімальної втрати ККД. Але таку турбіну відрізняє від турбін Б і В більш високі (в середньому на $14^\circ \dots 20^\circ$) кути повороту потоку (див. табл.1). Отримання таких даних на етапі попереднього проектування

Таблиця 1 – Загальні характеристики турбін

Параметр	Турбіна А	Турбіна Б	Турбіна В
$N_{ст}$	3	3	4
$D_{сер}$, мм	530,5	554,5	532,5
$u_{сер}$, м/с	221,3	232,4	221,7
$u/c_{ад}$	0,435	0,444	0,507
μ_T	2,332	2,122	1,742
c_a/u	0,737	0,974	0,753
$\Delta\beta$, град	$102^\circ \dots 118^\circ$	$80^\circ \dots 99^\circ$	$80^\circ \dots 98^\circ$
η^*_{ID}	0,9201	0,9011	0,9254
$N_{лон\Sigma}$, ОД	427	533	589
$M_{лон\Sigma}$, кг	47,7	42,6	62,0
M_T , кг	152,9	108,6	199,3

турбіни дозволяє більш обґрунтовано обрати кінематичні коефіцієнти високонавантажених ТНТ, зокрема із розумінням взаємного зв'язку між ККД турбіни, її вагою та вартістю.

У третьому розділі наведено результати верифікації методу чисельного дослідження характеристик решіток турбін. Для досліджень обрано програму *FlowER*, в основу якої покладено рішення системи рівнянь газової динаміки у формі Нав'є-Стокса, що включає в себе рівняння нерозривності, кількості руху та енергії:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) = 0, \quad (8)$$

$$\frac{\partial \rho \vec{V}}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V} \vec{V}) - \vec{\nabla} \cdot \Pi = 0, \quad (9)$$

$$\frac{\partial e}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (e \vec{V}) - \vec{\nabla} \cdot (\Pi \vec{V}) + \vec{\nabla} \cdot \vec{q} = 0, \quad (10)$$

де ρ – щільність; e – повна енергія одиниці об'єму; Π – тензор напружень; q – тепловий потік; $\vec{V} = \vec{i} u + \vec{j} v + \vec{k} w$ – вектор швидкості.

Моделювання турбулентних ефектів здійснювалося за допомогою диференціальної моделі турбулентності SST Ментера. Чисельне рішення системи диференціальних рівнянь виконується з використанням неявної квазімонотонної ENO-схеми другого порядку апроксимації. Використовувались розрахункові сітки Н-типу різної топології та розмірності, що задовольняли вимогам: $y^+ \leq 4 \dots 10$, кількість елементів в примежовому шарі $\geq 10 \dots 15$ та ін. Граничні умови для моделювання 2D течії задані наступними параметрами: повний тиск P_1^* ; повна температура T_1^* ; кут потоку в тангенціальному напрямку β_1 ; початкова турбулентність E_1 на вході в розрахункову область; статичний тиск P_2 – на виході. Робоче тіло: в'язкий газ, що стискається.

У ході верифікації (8-10) перевірено точність чисельного методу для розрахунку 2D течії, для чого результати розрахунків зіставлені з результатами експериментальних продувок двох високонавантажених решіток профілів. Визначена похибка розрахунку коефіцієнту втрати кінетичної енергії $\zeta = 1 - (w_2/w_{2ad})^2$, коефіцієнту втрати повного тиску $Y_P = (P_1^* - P_2^*) / (0,5 \cdot \rho_2 \cdot w_2^2)$, кутів виходу потоку β_2 та інших характеристик. За результатами тестових розрахунків абсолютна максимальна похибка визначення коефіцієнтів втрат кінетичної енергії для режимів $M_{2ad} \leq 1,2$ склала $\delta(\zeta) < -0,01$, для втрат повного тиску – $\delta(Y_t) \leq -0,014$ для дозвукових режимів та $\delta(Y_t) \leq + (0,007 \dots 0,022)$ для надзвукових режимів в залежності від степені дискретизації розрахункової сітки. Похибка розрахунку кутів виходу $\delta(\beta_2) \leq 1^\circ$ у всьому діапазоні режимів, та майже не залежить від топології та степені дискретизації сіток. Обраний метод, параметри моделювання та характеристики розрахункових сіток дозволили з припустимою точністю та адекватно моделювати течію в турбінних решітках у широкому діапазоні чисел Маха та кутів входу потоку.

У четвертому розділі наведено результати розрахункового дослідження характеристик та удосконалення високонавантажених решіток турбін. Досліджено 26 решіток, що сформовані на основі 10 профілів. Базова решітка складається з профілів середнього перерізу робочої лопатки ступеня ВН ТНТ перспективного ТРДД. Розрахунковими умовами для цієї решітки є: $M_{2ad}=0,68\dots 0,69$; $\beta_1=35^\circ\dots 40^\circ$; $Re=(0,9\dots 2)\cdot 10^5$. Основні геометричні параметри решітки наступні: $\beta_{1геом}=37,6^\circ$; $\beta_{2e}=23,8^\circ$; $b=25,4$ мм, $t/l=0,69$; $\beta_{ycm}=55^\circ$; $\delta_{відг}=14,6^\circ$; $d_1/l=0,051$; $\omega_1=15,3^\circ$. Решта решіток є похідними від базової. Вони мають ту саму осьову хорду, ефективний кут виходу та абсолютний крок. Решітки розподілено на 3 групи таким чином, що в кожній групі досліджено вплив (варіюється) одного чи двох основних геометричних параметрів, а саме: в групі 1 варіюється кут повороту потоку $\Delta\beta$ від $100,2^\circ$ до $125,8^\circ$ за рахунок зміни куту входу; в групі 2 варіюється кут відгину вихідної крайки $\delta_{відг}=8,9^\circ\dots 22,5^\circ$ та кут установлення профілю $\beta_{ycm}=50^\circ\dots 65^\circ$; в групі 3 варіюється відносна товщина $d_1/l=0,026\dots 0,077$ та кут загострення $\omega_1=2,5^\circ\dots 30^\circ$ вхідної крайки.

За результатами дослідження решіток групи 1 одержано залежність коефіцієнту втрат тертя від кута повороту потоку (рис. 6) у вигляді поліному:

$$\zeta_{тер} = A_1 \cdot \Delta\beta^3 + A_2 \cdot \Delta\beta^2 + A_3 \cdot \Delta\beta + A_4. \quad (11)$$

Згідно отриманої залежності збільшення кута повороту потоку $\Delta\beta$ від 100° до 125° підвищує коефіцієнт втрат тертя від 0,0204 до 0,0373 (або в 1,8 рази), ККД решітки ($\eta_{реу}=1-\zeta$) при цьому знизився майже на 1,9%. Водночас з цим зростає підйомна сила P_u на лопатках на 26 % (див. рис 6). Для решіток з малим кутом входу зростання втрат обумовлено, в першу чергу, підвищенням навантаження на передню крайку (рис. 7), зростанням швидкостей аж до виникнення стрибка ущільнення, який може спровокувати відрив потоку на вхідній крайці профілю, навіть при

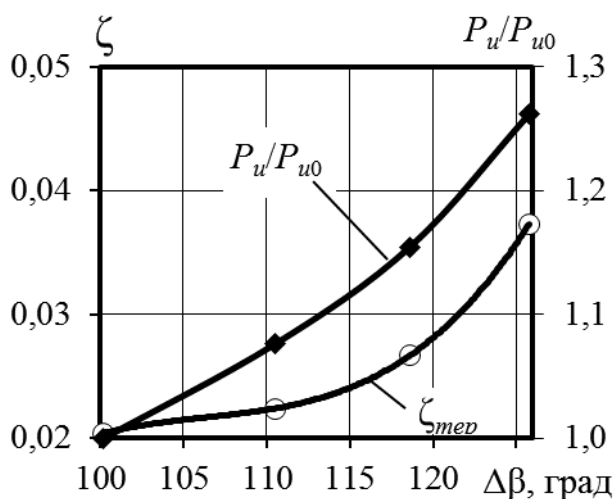
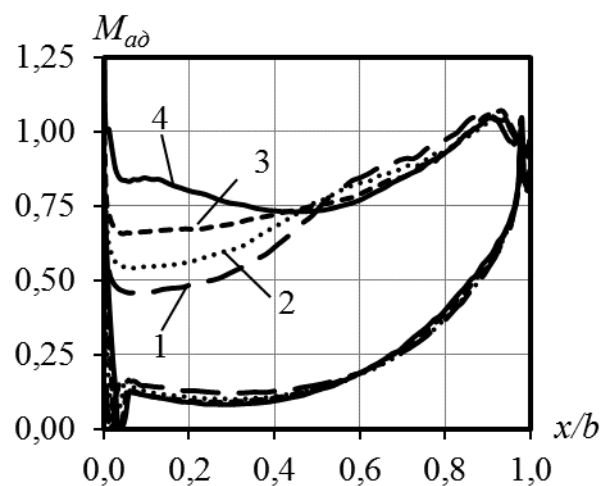


Рисунок 6 – Залежності коефіцієнту втрат тертя $\zeta_{тер}$ (11) та відносної колової сили P_u/P_{u0} від кута повороту потоку $\Delta\beta$



1 – $\beta_{1геом}=56^\circ$; 2 – $\beta_{1геом}=45,7^\circ$;
3 – $\beta_{1геом}=37,6^\circ$; 4 – $\beta_{1геом}=30,4^\circ$
Рисунок 7 – Розподіл числа M_{ad} на режимі $M_{2ad}=0,9$ вздовж осьової хорди решіток

розрахунковому куті входу потоку ($\beta_1 = \beta_{1\text{геом}}$). Це робить ВН решітки дуже чутливими до позитивних кутів атаки ($i = \beta_{1\text{геом}} - \beta_1$): якщо решітка з $\beta_{1\text{геом}} = 56^\circ$ допускає кути атаки до $i = +15^\circ$ без істотної зміни структури течії і зниження ККД, то в решітці з $\beta_{1\text{геом}} = 30^\circ$ навіть невеликий кут атаки $i = +5^\circ$ вже призводить до масштабного відриву потоку та різкого збільшення коефіцієнту втрат (рис. 8). Як наслідок область ефективної роботи високонавантажених решіток по кутам входу потоку (кутам атаки) істотно менше, ніж для звичайних решіток (рис. 9). На рисунку верхня межа, що означена ζ_{\min} , відповідає мінімуму втрат в решітках (див. рис. 8), тобто оптимальним режимам роботи. Перевищення цієї межі при проектуванні недоцільно з точки зору невиправданого ускладнення конструкції лопатки. Нижня межа, що означена як ζ_{\max} , вибрана з умови забезпечення безвідривного обтікання і приросту втрат не більше, ніж в 1,5 рази щодо їх значення при $i = 0^\circ$. Перевищення цієї межі в експлуатації робить решітку малоефективною. Для решіток з малими кутами входу це потребує визначення газових кутів входу з високою точністю у всьому діапазоні робочих режимів і більш ретельного вибору геометричних кутів входу решітки, віддаючи перевагу невеликим негативним кутам атаки (до $i = -6^\circ$) в розрахункових умовах.

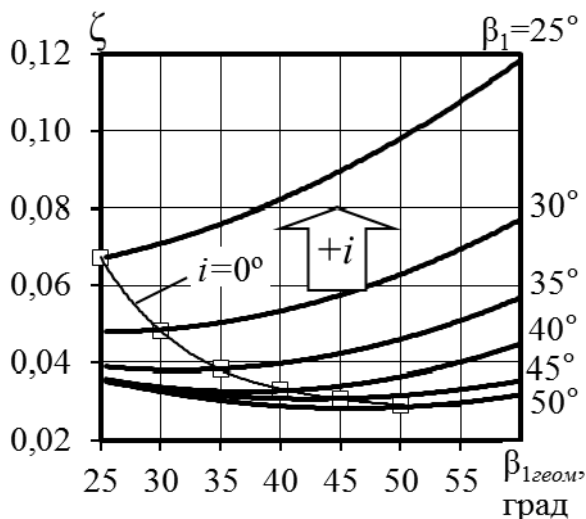


Рисунок 8 – Залежність коефіцієнтів втрат ζ від кутів $\beta_{1\text{геом}}$ та β_1 при $M_{2ад} = 0,9$

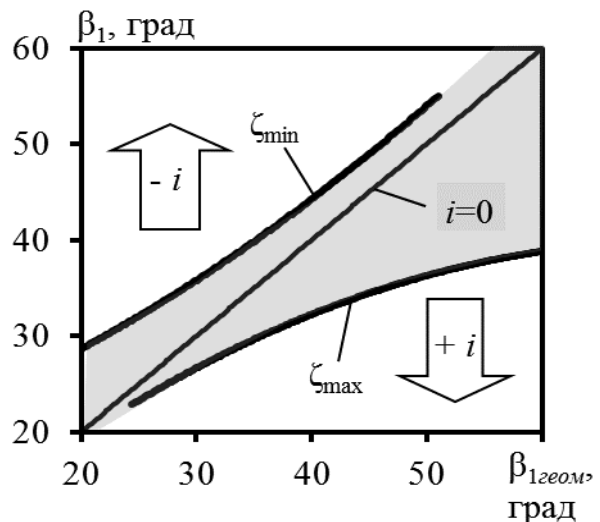


Рисунок 9 – Область ефективної роботи решіток по кутам входу

Для решіток групи 1 також досліджено вплив відносного кроку (t/l) на їх ККД. Зазвичай в подібних дослідженнях зміна кроку решітки тих самих лопаток відбувається при збереженні їх кута установки. Така постановка справедлива для вирішення прямої задачі проектування, але не є цілком коректною для вирішення зворотної задачі, а саме – вибору найбільш раціонального кроку решітки, що проектується для заданих трикутників швидкостей. Для усунення цього недоліку запропонована методика, що дозволяє зменшити похибку дослідження впливу відносного кроку на ККД решіток без додаткового профілювання. Для цього пропонується зміну кроку лопаток виконувати зі збереженням конфузурності каналу ($k = \sin(\beta_1)/\sin(\beta_2) = \text{idem}$). Це потребує поміркованої зміни кутів установки профілю

на величину від $+1,3^\circ$ до $-1,8^\circ$ для $t/l = 0,5 \dots 0,9$, а зміну конструктивного кута входу необхідно компенсувати відповідною зміною напрямку потоку. Результати дослідження впливу відносно кроку на ККД, що отримані таким чином, виявляються більш обґрунтовані для використання при проектуванні нових подібних решіток.

Розрахунки в такій постановці, дозволили отримати залежності втрат в решітках з різною конфузорністю від t/l (рис. 10), які проаналізовані на наявність екстремумів. Таким чином, визначена залежність оптимального значення $(t/l)_{opt}$ від конфузорності (рис. 11) у вигляді:

$$(t/l)_{opt} = C_1 \cdot k^2 + C_2 \cdot k + C_3. \quad (12)$$

Згідно розрахунку збільшення k від 1,2 до 2,0 веде до зростання оптимального відносного кроку $(t/l)_{opt}$ від 0,66 до 0,80.

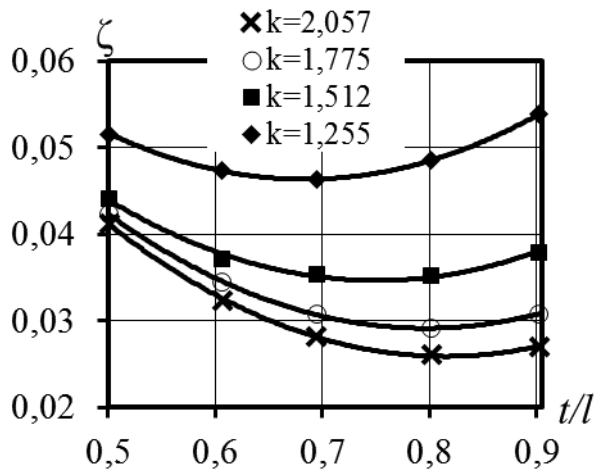


Рисунок 10 – Залежність коефіцієнтів втрат ζ від t/l при різних k

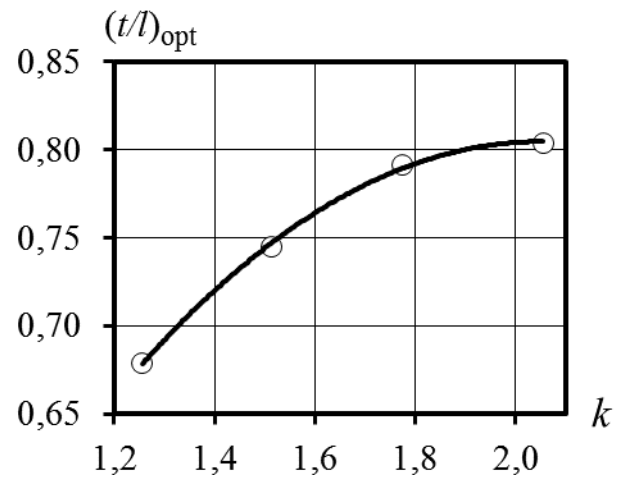


Рисунок 11 – Залежність $(t/l)_{opt}$ (12) від коефіцієнту конфузорності k

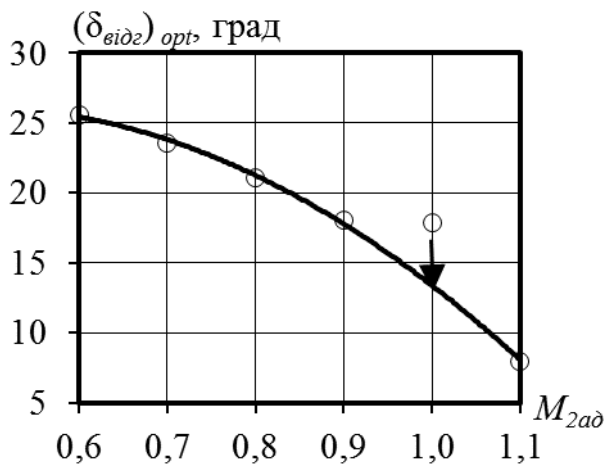


Рисунок 12 – Залежність $(\delta_{відг})_{opt}$ (13) від числа $M_{2ад}$

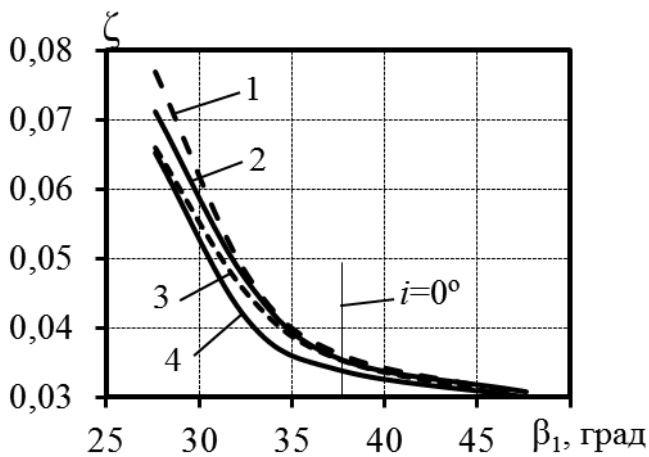
За результатами дослідження решіток групи 2 визначені коефіцієнти втрат за режимами в залежності від кутів відгину вихідної крайки, що дозволило знайти екстремуми та одержати залежність оптимального кута відгину $(\delta_{відг})_{opt}$ від числа $M_{2ад}$ (рис. 12), яка може бути рекомендована як перше наближення при проектуванні подібних решіток:

$$(\delta_{відг})_{opt} = D_1 \cdot M_{2ад}^2 + D_2 \cdot M_{2ад} + D_3, \quad (13).$$

Аналіз течії показав, що для решітки

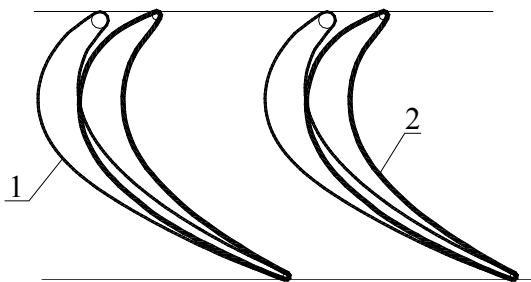
з великим кутом повороту потоку i і малим кутом входу треба зменшувати навантаження вхідної частини профілю на користь середньої частини та вихідної частини, що можна досягти збільшенням кутів $\beta_{уст}$ і $\delta_{відг}$; але при профілюванні таких решіток важливо обмежити інтенсивність дифузорної течії в косому зрізі і не допустити відриву потоку.

Дослідження решіток групи 3 показали, що при кутах атаки від -10° до $+5^\circ$ ККД решіток мало залежить від товщини вхідної крайки (криві 1, 2, 3 на рис. 13), однак, профіль з товстою крайкою виявився більш схильним до відриву потоку з боку корита при $i < 0^\circ$, а для профілю з тонкою крайкою, висока імовірність відриву з боку спинки, що викликає більш інтенсивне зростання втрат при $i > +5^\circ$.



1 – $d_1/l=0,026$, $\omega_1=19,4^\circ$; 2 – $d_1/l=0,077$, $\omega_1=2,5^\circ$; 3 – $d_1/l=0,051$, $\omega_1=15,3^\circ$;
4 – $d_1/l=0,026$, $\omega'_1=30,0^\circ$

Рисунок 13 – Залежність коефіцієнтів втрат від кута входу потоку для решіток з різною формою вхідної крайки



1 – базова решітка; 2 – модернізована решітка

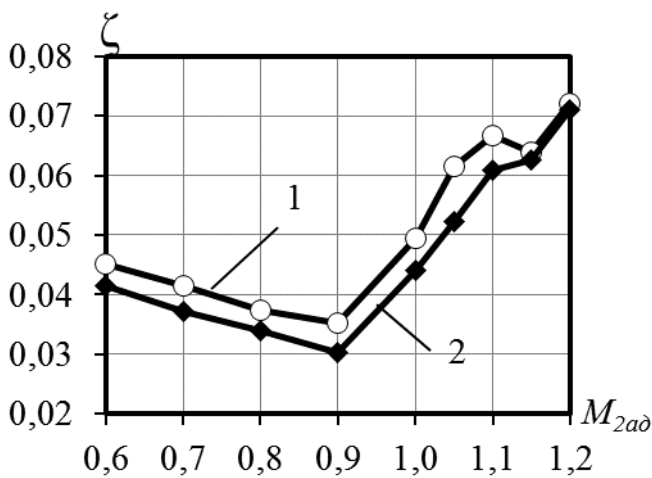
Рисунок 14 – Решітки профілів

рекомендацій у новій решітці зменшено геометричний кут входу, збільшені кут відгину вихідної крайки і кут установлення профілю, дещо збільшено відношення t/l , застосовано спеціальне профілювання вхідної крайки з меншим діаметром d_1 та збільшеним кутом загострення ω_1 .

Для підвищення стійкості решітки до позитивних кутів атаки запропоновано спеціальне профілювання вхідної крайки, яке дозволило одержати більш сприятливий розподіл швидкостей на спинці. Профіль має удвічі меншу (від базової) товщину вхідної крайки ($d_1/l=0,026$) та локально збільшений кут загострення ($\omega'_1=30^\circ$). Така решітка виявилася найменш вразливою до зміни кута натікання, течія в ній зберігається безвідривною до кутів атаки $i=+5^\circ$, а втрати енергії мінімальні серед решіток даної групи у всьому діапазоні кутів входу, що розглянуто (лінія 4 на рис. 13). Тому така форма вхідної крайки може бути рекомендована для профілів високонанвантажених решіток з малими кутами входу.

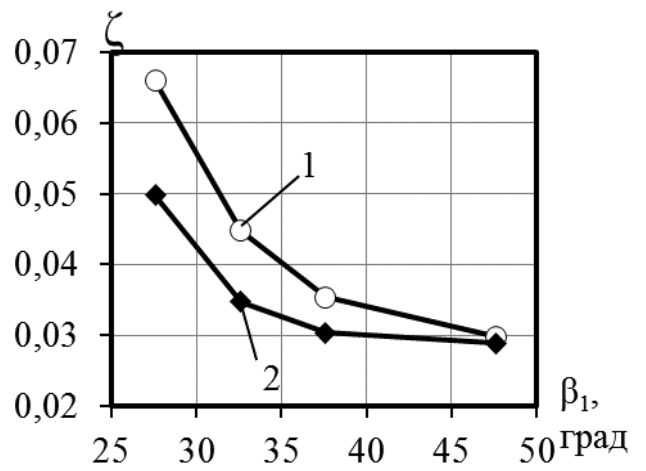
Базуючись на результатах дослідження проведено аеродинамічне удосконалення профілю (рис. 14) високонанвантаженої решітки з кутом повороту потоку $\Delta\beta=118,6^\circ$ з метою підвищення її ККД у розрахункових та не розрахункових умовах. При модернізації профілю ширина решітки b , кути виходу β_{2e} , товщина вихідної крайки d_2 та крок t залишилися незмінними. Згідно одержаних залежностей та напрацьованих

В діапазоні швидкостей $M_{2ad}=0,6...1,1$ коефіцієнти втрат кінетичної енергії нової решітки знизилися на 8%...15% (рис. 15), що відповідає збільшенню ККД решітки на 0,4%..1,0%. За рівнем ККД модернізована решітка наблизилась до менш навантаженої решітки з кутом повороту потоку $\Delta\beta=109^\circ$. При більш високих швидкостях ККД базової та модернізованої решіток вирівнюється. Також модернізована решітка більш ефективна в діапазоні кутів входу $\beta_1=27,6^\circ...47,6^\circ$ (рис. 16), що відповідає кутам атаки i для нової решітки від $-13,7^\circ$ до $+6,3^\circ$. При чому, найбільше зниження втрат (до 25 %) та відповідне зростання ККД (до 1,7%) отримано саме при позитивних кутах атаки. В області негативних кутів атаки ККД обох решіток зближується. Отримані результати свідчать про те, що завдяки ретельному вивченню особливостей робочого процесу в високонавантажених решітках турбін вдалося винайти резерви підвищення їх ККД.



1 – базова решітка; 2 – модернізована решітка

Рисунок 15 – Залежність коефіцієнтів втрат від адиабатичного числа Маха на виході



1 – базова решітка; 2 – модернізована решітка

Рисунок 16 – Залежність коефіцієнтів втрат від кута входу потоку

ВИСНОВКИ

Підвищення аеродинамічного навантаження багатоступіневих ТНТ є ефективним способом покращення їх масо-габаритних характеристик. Але проектування таких турбін стикається з проблемою зниження ККД. Вирішення цього протиріччя потребує удосконалення методів проектування та дослідження високонавантажених турбін. Для цього в дисертаційній роботі вирішені наступні задачі:

1. Розроблено методику розрахунку маси лопаткових апаратів та багатоступіневих турбін в цілому за результатами розрахунку на середньому діаметрі. Завдяки цьому вперше з'явилася можливість формалізувати та ввести в проектувальний розрахунок турбіни нові критерії: масу лопаток та масу багатоступіневої турбіни, тим самим удосконалити процес обґрунтування вибору основних параметрів проточної частини ВН ТНТ.

2. Проведено дослідження впливу кінематичних параметрів сумісно на газодинамічні параметри та масові характеристики ВН ТНТ, отримано не тільки якісні, але й кількісні показники, дано практичні рекомендації.

Розрахунковий аналіз параметрів двох триступневих ВН ТНТ ($\mu=2,332$, $c_a/u=0,737$ та $\mu=2,122$, $c_a/u=0,974$ відповідно) у порівнянні з чотирьохступеневою помірно навантаженою турбіною ($\mu=1,741$, $c_a/u=0,753$) з однаковим зовнішнім діаметром показав наступне: високонавантажена турбіна з меншим коефіцієнтом витрати має суттєвий вигреш у кількості лопаток (-27,5%), її ККД знижується на 0,57%. Така конструкція може бути рекомендована, якщо поряд зі зменшенням габаритів і маси турбіни пріоритетним питанням є ККД та трудомісткість її виготовлення. Натомість турбіна з більшим коефіцієнтом витрати дозволяє максимально знизити її вагу (-46,4%), але втрата ККД склала вже 2,63%. Відповідно таку конструкцію можна рекомендувати коли питання маси та вартості є більш вагомими.

3. Виконано верифікацію розрахункового методу та проведено дослідження газодинамічних характеристик ВН решіток профілів турбіни з великим кутом повороту потоку з наступними результатами:

- визначена залежність коефіцієнтів втрат тертя від кута повороту потоку $\Delta\beta$, згідно розрахункам збільшення $\Delta\beta$ від 100° до 125° приведе до зменшення ККД решітки на 1,9%, одночасно з цим збільшується підйомна сила на профілі на 26 %;

- зростання навантаження на передню крайку профілю робить його дуже чутливим до позитивних кутів атаки, що потребує точного визначення кута входу потоку на всіх робочих режимах та акуратного проектування вхідної крайки, віддаючи перевагу невеликим негативним кутам атаки (до -6°) та/або залучати нетрадиційні підходи проектування;

- розроблено спосіб удосконалення методики дослідження впливу відносного кроку t/l на ККД решіток, що дозволило підвищити точність та визначити більш коректну узагальнюючу залежність оптимального кроку решіток без додаткового профілювання. Одержано розрахункову залежність $(t/l)_{opt}$ від степені конфузорності k , згідно якої зміна k від 1,2 до 2,0 веде до зростання оптимального відносного кроку $(t/l)_{opt}$ від 0,66 до 0,80;

- одержана залежність оптимального кута відгину вихідної крайки $(\delta_{відг})_{opt}$ від адиабатичного числа Маха на виході. Також з'ясовано, що ККД решіток з малими кутами входу може бути збільшено шляхом зменшення навантаження на передню крайку за рахунок збільшення кута установлення $\beta_{уст}$ та кута відгину вихідної крайки $\delta_{відг}$. Зокрема це знижує вірогідність відриву потоку на вхідній крайці, тим самим зменшує додаткові втрати від нерозрахункових кутів натікання.

4. За результатами розрахункового дослідження надано рекомендації щодо особливостей проектування більш ефективних ВН решіток профілів турбін, що перевірено на прикладі аеродинамічного удосконалення решітки профілів робочої лопатки ВН ТНТ з $\Delta\beta=118,6^\circ$. У новій решітці в якості розрахункових обрано кути атаки $i_{розр}=-1,1^\circ \dots -6,1^\circ$, збільшені кут відгину вихідної крайки $\delta_{відг}$ з $14,6^\circ$ до $19,7^\circ$ та кут установки профілю $\beta_{уст}$ з 55° до $59,2^\circ$, збільшено відносний крок t/l з 0,69 до

0,726, застосоване нетрадиційне профілювання вхідної крайки. Згідно розрахункам в діапазоні швидкостей $M_{2a0}=0,6\dots1,1$ коефіцієнти втрат кінетичної енергії нової решітки знизилися на 8%...15%, що відповідає збільшенню ККД решітки на 0,4%...1,0%. Модернізована решітка також більш ефективна при нерозрахункових кутах входу потоку. При чому, найбільший приріст ККД (до 1,7%) отримано саме при позитивних кутах атаки. Результати досліджень підтверджують можливість підвищення ККД високонавантажених турбін завдяки зниженню аеродинамічних втрат в решітках профілів.

5. За результатами досліджень збільшена інформативність питання, щодо вирішення протиріччя «маса-ККД турбіни». Результати роботи використані для удосконалення методів проектування турбін низького тиску на ДП «Івченко-Прогрес», що підтверджується Актом впровадження результатів дисертаційного дослідження.

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Статті у фахових наукових виданнях України:

1. Хомилев С. О. Особливості проектування авіаційних високонавантажених багатоступневих газових турбін. *Удосконалення турбоустановок методами математичного та фізичного моделювання*. 2003. Т.1. С. 193–197.
2. Хомилев С. О., Різник С. Б., Єршов С. В. Чисельне дослідження обтікання турбінних решіток профілів: Частина 1 – Верифікація розрахункового методу. *Вісник НТУ «ХП»*. 2008. №6. С. 23–31. [входить до баз: Index Copernicus (Польща)].
3. Хомилев С. О., Різник С. Б., Єршов С. В. Чисельне дослідження обтікання турбінних решіток профілів: Частина 2 – Дослідження характеристик високонавантажених решіток. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2008. №8/55. С. 46–50. [входить до баз: Index Copernicus (Польща); Google Scholar].
4. Хомилев С. О., Різник С. Б., Єршов С. В. Вплив характеру навантаження профілів на ефективність турбінних решіток. *Проблеми машинобудування*. 2009. Т.12. №5. С. 20–25. [входить до баз: Index Copernicus (Польща)].
5. Хомилев С. О., Різник С. Б., Єршов С. В. Результати аеродинамічного удосконалення профілю високонавантаженої турбінної решітки. *Авіаційно-космічна техніка та технологія*. 2010. №7/74. С. 57–61. [входить до баз: Index Copernicus (Польща); Google Scholar].
6. Хомилев С. О., Руденко В. Т., Люсіна А. В. Чисельне дослідження впливу форми передньої крайки на ефективність турбінної решітки. *Вісник НТУ «ХП»*. 2011. №5. С. 45–50. [входить до баз: Index Copernicus (Польща)].
7. Хомилев С. О., Різник С. Б., Руденко В. Т. Про вибір форми проточної частини високонавантаженої турбіни низького тиску. *Проблеми машинобудування*. 2012. Т.15. №3-4. С. 22–27. [входить до баз: Index Copernicus (Польща)].
8. Кравченко І. Ф., Хомилев С. О. Результати удосконалення ступеня високонавантаженої ТНТ. *Авіаційно-космічна техніка та технологія*. 2019. №5/157. С. 30–37. [входить до баз: Index Copernicus (Польща); Google Scholar].

Матеріали конференцій:

9. Хомилев С. О., Мітрахович М. М. Вплив кінематичних параметрів високонавантажених турбінних ступенів на їх характеристики. *Актуальні проблеми розвитку авіаційної техніки: тези доповідей*. Київ, 10 жовтня 2019 р. Київ, 2019. С. 137–138.

10. Хомилев С. О. Розрахункове дослідження впливу відносного кроку решіток турбін на їх характеристики. *Інноваційні технології* : Матеріали наук.-техн. конф., Київ, 20-21 листопада 2019 р. Київ : ДНДІА. 2019. С. 121–123.

АНОТАЦІЯ

Хомилев С. О. Удосконалення методів проектування та дослідження високонавантажених турбін низького тиску авіаційних турбореактивних двоконтурних двигунів. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.05.03 «Двигуни та енергетичні установки» – Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка, Державний концерн «Укроборонпром», Запоріжжя, 2020.

Запропоновано методику розрахунку масових характеристик турбін на етапі попереднього проектування на середньому діаметрі. За статистичними даними маса лопаток та всієї турбіни ув'язана з кінематичними коефіцієнтами ступенів – коефіцієнтом навантаження та коефіцієнтом витрати. Проведено дослідження впливу кінематичних параметрів сумісно на аеродинамічні та вагові характеристики турбінних ступенів та багатоступеневих ВН ТНТ, дано рекомендації щодо вибору параметрів їх проточних частин.

Проведено комплексне чисельне дослідження характеристик ВН решіток турбін з великим кутами повороту потоку. Визначена залежність ККД решіток від геометричних та газодинамічних параметрів. Надано рекомендації та проведено модернізацію профілю ВН решітки.

Ключові слова: турбіна низького тиску, коефіцієнт навантаження, коефіцієнт витрати, ККД, маса, кількість лопаток, поворот потоку, втрати енергії, кут атаки, відрив потоку, обчислювальна газова динаміка.

АННОТАЦИЯ

Хомилев С. А. Усовершенствование методов проектирования и исследования высоконагруженных турбин низкого давления авиационных турбореактивных двухконтурных двигателей. – Квалификационный научный труд на правах рукописи.

Диссертация на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 05.05.03 «Двигатели и энергетические установки» Государственное предприятие «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, Государственный концерн «Укроборонпром», Запорожье, 2020.

Диссертация посвящена решению актуальной научно-прикладной задачи повышения КПД высоконагруженных (ВН) турбин низкого давления (ТНД) авиационных турбореактивных двухконтурных двигателей с учётом их массо-габаритных характеристик путём совершенствования методов их проектирования и исследования.

Впервые предложена методика расчёта весовых характеристик лопаточных аппаратов многоступенчатых турбин на этапе предварительного проектирования, что позволило формализовать и ввести в проектировочный расчёт турбины новые критерии: вес лопаток и вес всей турбины. Методика базируется на статистических данных, по которым масса через геометрические параметры увязана с кинематическими коэффициентами ступеней – коэффициентом аэродинамической нагрузки и коэффициентом расхода. Проведено исследование влияния кинематических параметров совместно на аэродинамические и весовые характеристики отдельных турбинных ступеней (с коэффициентами нагрузки от 1,5 до 3,0 и коэффициентами расхода от 0,6 до 1,0). Результаты показали, что повышение нагрузки при относительно низких коэффициентах расхода позволяет максимально сократить количество лопаток, при этом в лопатках интенсивно уменьшается угол входа потока, возрастает угол поворота потока, снижается их КПД. Повышение нагрузки при относительно высоких коэффициентах расхода позволяет максимально уменьшить массу отдельных лопаток и турбины в целом, при этом происходит более значительное снижение КПД за счет интенсивного роста вторичных потерь. На расчетном примере двух трёхступенчатых ТНД в сравнении с четырёхступенчатой ТНД показано: увеличение нагрузки за счет уменьшения числа ступеней при сохранении наружного диаметра для турбины с меньшим коэффициентом расхода позволило сократить число лопаток турбины на 27,5% при снижении КПД на 0,57%; то же самое для турбины с большим коэффициентом расхода позволило уменьшить вес лопаток на 31% и суммарный вес турбины на 46,4%, при этом КПД снизился на 2,63%.

Выполнена верификация численного метода и проведено комплексное расчётное исследование характеристик ВН решёток турбин с большими углами поворота потока. Определены механизм и степень влияния газодинамических и геометрических параметров на эффективность. Построены зависимости коэффициентов потерь и в решётках от числа Маха, углов поворота потока, углов атаки, относительного шага, углов отгиба выходной крайки и формы входной крайки. На основе полученных данных выработаны рекомендации и проведена модернизация профиля рабочей лопатки ВН ТНД с большим углом поворота потока. Согласно расчётам коэффициенты потерь в новой решётке снизились в диапазоне чисел Маха $M_{2a0}=0,6...1,1$ на 8%...15%, что соответствует увеличению КПД решётки на 0,4%...1,0% и подтверждает возможность создания более экономичных ВН ТНД. Так же новая решётка более эффективна при нерасчётных углах входа потока, причём наибольший прирост КПД (до 1,7%) получен при положительных углах атаки.

Ключевые слова: турбина низкого давления, коэффициент нагрузки, коэффициент расхода, КПД, масса, количество лопаток, поворот потока, потери энергии, угол атаки, отрыв потока, вычислительная газовая динамика.

ABSTRACT

Khomylyev S.O. Improvement of methods of designing and research of high loaded low pressure turbines of aircraft turbofan engines. – Qualification scientific work on the rights of the manuscript.

The dissertation for the degree of Candidate of Technical Sciences in specialty 05.05.03 "Engines and Power Plants". – State Enterprise "Zaporizhzhya Machine-Building Design Bureau "Progress" named after Academician O.G. Ivchenko, State concern "Ukroboronprom", Zaporizhzhia, 2019.

The dissertation is devoted to decision of an actual scientific and applied problem of increasing the efficiency of high-loaded (HL) low-pressure turbines (LPT) of aircraft turbofan engines taking into account their weight and dimensional characteristics by improving the methods of their design and research.

For the first time, the method of calculation of mass characteristics of turbines at a stage of preliminary designing on a middle diameter is proposed. According to statistics, the mass of the blades and the entire turbine is associated with the kinematic coefficients of the steps of the load factor and the flow factor. A study of the influence of kinematic parameters in conjunction with the aerodynamic and weight characteristics of turbine stages and multistage HL LPT is carried out, recommendations for the choice of parameters of their flow parts are given.

A numerical study of the characteristics of the HL turbine cascades with high flow deflection angles was carried out. The dependences of the cascade efficiency on geometric and gas-dynamic parameters are determined. Recommendations are developed and the profile of the rotor blade of the HL LPT with high flow deflection angle was improved.

Keywords: low pressure turbine, loading coefficient, flow coefficient, efficiency, mass, blade number, flow deflection, energy losses, angle of attack, flow separation, computation fluid dynamic

Підписано до друку 09.07.2020 р.
Формат 60x90/16. Папір офсетний. Друк – цифровий.
Умовн. друк. арк. 0,89. Тираж 100 прим. Зам. № 78/2020 р.
Державне підприємство
"Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро "Прогрес"
імені академіка О.Г. Івченка
вул. Іванова 2, м. Запоріжжя, 69068
тел.: 0612-65-03-27, 0612-65-46-25