

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
«ХАРКІВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ»

СУБОТОВИЧ ВАЛЕРІЙ ПЕТРОВИЧ



УДК 621.165

КОМПЛЕКСНЕ ТЕОРЕТИЧНЕ ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ
РОЗВ'ЯЗУВАННЯ ЗАДАЧ АЕРОДИНАМІКИ ПРОТОЧНИХ ЧАСТИН ТУРБІН

Спеціальність 05.05.16 – турбомашини та турбоустановки

Автореферат дисертації на здобуття наукового ступеня
доктора технічних наук

Харків 2013

Дисертацією є рукопис.

Роботу виконано на кафедрі турбінобудування Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут» Міністерства освіти і науки України.

Науковий консультант

доктор технічних наук, професор
Бойко Анатолій Володимирович,
Національний технічний університет
«Харківський політехнічний інститут», м. Харків,
завідувач кафедри турбінобудування

Офіційні опоненти:

доктор технічних наук, професор
Мазуренко Антон Станіславович,
Одеський національний політехнічний університет,
м. Одеса, завідувач кафедри теплових електричних станцій
та енергозберігаючих технологій

доктор технічних наук, професор
Герасименко Володимир Петрович,
Національний аерокосмічний університет
ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», м. Харків,
професор кафедри теорії авіаційних двигунів

доктор технічних наук, професор
Черноусенко Ольга Юрївна,
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут», м. Київ,
професор кафедри теплоенергетичних установок теплових
та атомних електричних станцій

Захист відбудеться 10 жовтня 2013р. о 14⁰⁰ годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 64.050.11 в Національному технічному університеті «Харківський політехнічний інститут» за адресою: 61002, Харків, вул. Фрунзе, 21.

З дисертацією можна ознайомитися у бібліотеці Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут» за адресою: 61002, Харків, вул. Фрунзе, 21.

Автореферат розісланий «29» серпня 2013 р.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої ради



Юдін Ю.О

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Одним із шляхів удосконалення проточних частин парових та газових турбін на сьогоднішній день є застосування більш досконалих методів розрахунку течії в задачах оптимального проектування лопаткових апаратів. Перспективним напрямом є також використання оберненої задачі, яка дозволить створювати лопатки турбін з високою аеродинамічною якістю при значному скороченні часу, що витрачається на проектування та доведення. Але сам процес розробки нових технологій проектування турбін, не зважаючи на активне впровадження числових методів аналізу течій, продовжує базуватися на експериментальних перевірках.

Найбільш представницькими експериментальними результатами є результати випробувань турбіни в умовах, максимально наближених до реальних, тобто при високих тисках і температурах. Проте через проблеми вимірювання параметрів високотемпературних нерівномірних потоків газу або пари та високої вартості натурних «гарячих» випробувань при їх проведенні визначаються лише інтегральні характеристики турбіни на деяких режимах, що істотно обмежує застосування цих даних для доведення турбіни.

Проведення детальних лабораторних аеродинамічних «холодних» досліджень моделей турбін з повним дотриманням всіх необхідних критеріїв подібності пов'язане з використанням дуже потужного компресорного устаткування та аеродинамічного стенду з швидкохідним ротором і навантажувальним обладнанням, що у ряді випадків обумовлює неможливість проведення подібних досліджень.

Тому розробка нових теоретичних методів, які однаково успішно розв'язують як прямі, так і обернені аеродинамічні задачі для елементів проточних частин турбін і враховують особливості організації обчислювальних процесів при оптимальному проектуванні, а також розбудова концепцій експериментальних досліджень кільцевих решіток і турбін в лабораторних умовах, що дозволяють при помірних енергетичних і фінансових витратах одержувати достовірну інформацію про характеристики решіток і турбін в натурних умовах роботи є актуальною проблемою турбінобудування, яка визначила напрям дисертаційної роботи.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Тематика роботи тісно пов'язана з науковими програмами, планами і темами, що виконувалися в НТУ «ХП» на кафедрі турбінобудування.

Як науковий керівник, здобувач очолював виконання 2 держбюджетних НДР МОН України: «Вирішення фундаментальних проблем оптимізації газодинамічних, режимних і конструктивних

параметрів проточної частини парових турбін з метою розробки високоекономічних і надійних проточних частин для модернізації турбін, які відпрацювали ресурс, для створення нових паротурбінних агрегатів» (ДР № 0100U001659, 2000-2002 рр.), «Розрахунково-теоретичні і експериментальні дослідження з метою створення високоекономічних і надійних проточних частин турбомашин» (ДР № 0103U001503, 2003-2005 рр.) та 5 госпдоговірних НДР, що виконувались на замовлення ВАТ «ТУРБОАТОМ» (м. Харків, 2006-2012 рр.). Був відповідальним виконавцем 3 держбюджетних НДР МОН України: «Аеродинамічне вдосконалення ступенів турбін на основі розрахункових і експериментальних досліджень структури потоку в проточній частині» (ДР № 0106U001479, 2006-2008), «Розрахункові дослідження аеродинамічної досконалості профілів соплових і робочих лопаток парових турбін ТЕС і АЕС» (ДР № 0109U002388, 2009-2010 рр.) та «Розрахункові дослідження аеродинамічної досконалості елементів проточних частин парових і газових турбін» (ДР № 0111U002267, 2011-2012 рр.), а також 2 госпдоговірних НДР, що виконувались на замовлення компанії САМСУНГ Техвін (Республіка Корея, 2001-2004 рр.).

Мета і задачі дослідження. Мета дисертаційної роботи – поєднання розробки комплексу перспективних теоретичних методів, які однаково успішно розв'язують прямі і обернені задачі аеродинаміки проточних частин турбін та обґрунтованих концепцій експериментальних досліджень, що дозволяють у лабораторних умовах дати достовірну оцінку прийнятим технічним рішенням. Для досягнення цієї мети поставлені задачі:

– розробити методи, які для решіток профілів, для соплових та робочих кільцевих решіток лопаток, а також для вільних кільцевих каналів, дозволяють розв'язувати пряму і обернену аеродинамічні задачі і забезпечують однакову точність розв'язків обох задач;

– розробити на основі оберненої задачі теорії решіток методику оптимального проектування і розв'язати задачі оптимізації решіток профілів соплових і робочих лопаток за умов обмежень на міцність та технологічність профілів із забезпеченням при цьому безвідривної течії в примежовому шарі;

– провести експериментальні дослідження решіток профілів, конструкція яких визначена за допомогою методики оптимального проектування на основі оберненої задачі, та підтвердити їх розрахункові аеродинамічні характеристики;

– визначити вплив поля параметрів течії, присутності обертання і нахилу меридіональних окреслень міжлопаткового каналу на

геометричні характеристики профілів і аеродинамічну якість решіток, що проектується;

– для випробування кільцевих турбінних решіток на натурних надзвукових режимах, на виході із яких потік сильно закручений, розробити конструкцію кільцевого радіального дифузора та експериментально визначити його оптимальну геометрію;

– розробити метод прогнозування характеристик потужних, високообертних та високотемпературних турбін в широкому діапазоні режимів роботи на основі експериментального моделювання у лабораторних умовах газодинамічних процесів в їх кільцевих решітках і виконати перевірку розробленого методу прогнозування шляхом порівняння прогнозу і результатів «гарячих» випробувань турбіни високого тиску (ТВТ) авіаційного турбо-реактивного двигуна (ТРД).

Об'єкт дослідження: аеродинамічні процеси в проточних частинах парових та газових турбін.

Предмет дослідження: газодинамічні характеристики решіток профілів, кільцевих турбінних решіток, ступенів турбін і осьових кільцевих каналів.

Методи дослідження: Результати дисертації базуються на даних класичного аеродинамічного експерименту, що проводиться за загальноприйнятою методикою, а теоретичні положення – на фундаментальних основах газодинаміки, теорії турбомашин і чисельних математичних методах. Зокрема, абсолютний і відносний рух робочого тіла описується рівнянням збереження енергії, ізоентропійного процесу, нерозривності і збереження кількості руху; звичайні диференціальні рівняння розв'язуються методом Рунге-Кутта четвертого порядку; табличні експериментальні дані представляються аналітичними функціями на основі критерію методу якнайменших квадратів; для розв'язування задач пошуку екстремумів функцій використовуються методи нелінійного програмування.

Наукова новизна одержаних результатів. Вперше:

– тривимірну відносну сталу течію ідеального газу в шарі змінної товщини без яких-небудь допущень зведено до двовимірної течії на основі нового принципу, який дозволяє однозначно представити вектор швидкості двома проекціями і рівняння збереження кількості руху – двома скалярними рівняннями, а також одержано рівняння нерозривності в загальному вигляді і визначена функція течії;

– з єдиної методологічної позиції запропоновано методи розв'язування прямої і оберненої аеродинамічних задач для решіток профілів, кільцевих турбінних решіток та вільних кільцевих каналів, що на відміну від існуючих підходів забезпечує однакову точність розв'язків обох задач;

– прямі та обернені задачі розділено на окремі підзадачі, кількість яких задається і які розв'язуються в довільній послідовності або одночасно методами нелінійного програмування, що не вимагають збереження істотних обсягів інформації, і завдяки цьому забезпечується можливість контролю будь-якої ділянки лопатки або каналу на відрив течії в примежовому шарі, на міцність та технологічність при істотному скороченні часу проектування;

– на основі розв'язування обернених задач для кільцевих решіток турбіни визначено вплив параметрів ядра потоку в міжлопаткових каналах, нахилу меридіональних окреслень та наявності або відсутності у решітки обертання на геометричні характеристики профілів лопаток;

– розроблено методику оптимального проектування решіток профілів соплових і робочих лопаток на основі оберненої аеродинамічної задачі при обмеженнях на характеристики міцності профілів та характеристики відриву примежового шару, а також на величину коефіцієнтів профільних або кінцевих втрат решіток;

– на відміну від існуючих лабораторних експериментальних методів дослідження кільцевих соплових і робочих решіток турбін на натурних надзвукових режимах, які вимагають потужного компресорного устаткування, запропоновано метод дослідження кільцевих решіток спільно з регульованим радіальним дифузорним пристроєм, при створенні якого застосовано основні принципи роботи осьової надзвукової аеродинамічної труби;

– розроблено метод прогнозування характеристик потужної, високотемпературної і високообертної одноступінчастої турбіни в широкому діапазоні режимів її роботи, в основу якого покладено результати лабораторних експериментальних досліджень на холодному повітрі турбіни при низьких ступенях розширення і частотах обертання ротора, окремо її соплової решітки, а також робочого колеса зі спеціальними допоміжними сопловими решітками.

Практичне значення одержаних результатів для турбінобудування полягає у розробці комплексу комп'ютерних програм для розв'язування прямої і оберненої задач для решіток профілів та кільцевих турбінних решіток, що склали основу оптимального проектування кільцевих решіток соплових і робочих лопаток. Виконано вдосконалення конструкції атласних профілів соплових і робочих решіток потужних парових турбін, внаслідок чого забезпечено низький рівень кінцевих втрат решіток, що суттєво підвищує ККД ступенів. Реалізовано принцип проектування дифузорного пристрою, який дозволяє проводити експериментальні дослідження кільцевих турбінних решіток на натурних надзвукових

режимах при невеликій потужності компресора і значно економити на енергетичних витратах. Розроблено принципи проектування соплових решіток для моделювання у відносному русі нерівномірної течії перед робочим колесом повітряної турбіни; розроблено метод прогнозування газодинамічних характеристик потужної, високотемпературної і високообертної турбіни на основі її лабораторних «холодних» аеродинамічних експериментальних досліджень при помірних ступенях розширення турбіни, при відносно низькій частоті обертання ротора і невеликій потужності гідрогальма; розроблено комп'ютерну програму для розрахунку газодинамічних характеристик турбіни в натурних «гарячих» умовах роботи.

Результати досліджень використано при аналізі роботи і вдосконаленні елементів проточних частин турбін в межах науково-технічного співробітництва кафедри турбінобудування НТУ «ХП» з компанією САМСУНГ Техвін (акт від 18.12.2012г.) і з підприємством ВАТ «ТУРБОАТОМ» (акт від 15.01.2013г.), а також в навчальному процесі кафедри турбінобудування НТУ «ХП» (акт від 19.12.2012г.).

Особистий внесок здобувача. Всі основні результати дисертації, що виносяться на захист, одержані здобувачем самостійно, серед них: методи, які дозволяють для решіток профілів, для соплових та робочих кільцевих решіток лопаток, для вільних кільцевих каналів розв'язувати пряму і обернену аеродинамічні задачі; методики оптимального проектування решіток профілів соплових та робочих лопаток за умов обмежень на геометрію каналу, міцність профілів та відриви примежового шару; експериментальні дослідження решіток перспективних профілів, конструкція яких визначена за допомогою методики оптимального проектування на основі оберненої задачі; вплив поля параметрів течії, обертання решітки і нахилу меридіональних окреслень міжлопаткового каналу на геометричні характеристики профілів; дифузорний пристрій для натурних випробувань кільцевих решіток турбін на надзвукових режимах; основні положення методу прогнозування характеристик турбіни в широкому діапазоні режимів роботи і перевірка розробленого методу прогнозування шляхом порівняння прогнозу і результатів «гарячих» випробувань ТВТ авіаційного ТРД.

Апробація результатів дисертаційної роботи. Основні положення дисертаційної роботи й результати досліджень доповідалися й обговорювалися на: X – XX Міжнародних науково-практичних конференціях «Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я» (Харків, 2002 – 2012 рр.); I – VIII Всеукраїнських науково-технічних конференціях «Проблеми

енергозбереження України й шляхи їх вирішення» (Харків, 2005 –2012 рр.);

Публікації. Основні результати дисертаційної роботи опубліковані у 40 наукових роботах, з яких 1 – монографія, 24 – статті у фахових виданнях України, 3 – тези у матеріалах конференцій.

Структура й обсяг дисертації. Дисертаційна робота складається з вступу, восьми розділів, висновків і додатку. Повний обсяг дисертації становить 355 сторінок, з них 114 рисунків за текстом; 7 рисунків на 7 окремих сторінках; 28 таблиць за текстом; 3 таблиці на 3 окремих сторінках; 439 найменувань використаних джерел на 48 сторінках, 3 додатка на 3 сторінках.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтована актуальність теми дисертаційної роботи, сформульовані мета і задачі дослідження, наукова новизна і практичне значення одержаних результатів, дана загальна характеристика дисертації.

У першому розділі проведено аналіз існуючих теоретичних та експериментальних методів визначення характеристик елементів проточних частин турбін та методів їх проектування. Систематизовано прямі та обернені аеродинамічні задачі і відзначено, що для оберненої задачі перспективним є підхід, який базується на розв'язуванні рівнянь газодинаміки за умови присутності в них невідомих геометричних параметрів. Наведено системи втрат, що використовуються під час проектування турбін, та вплив на втрати різних факторів. Визначено основні проблеми експериментального дослідження потужних високообертних та високотемпературних газових турбін.

У другому розділі досліджена трьохвимірна течія ідеального газу в міжлопатковому каналі решітки осьової турбіни в шарі змінної товщини на довільно скрученій поверхні течії.

Для отримання результатів в межах теорії квазі-трьохвимірної (Q3D) течії спочатку шукають рішення вісесиметричної задачі в припущенні, що воно дає задовільні дані по усереднених параметрах потоку крізь решітку, а потім визначають параметри потоку в міжлопатковому каналі як відхилення від середніх параметрів. За полем швидкостей на поверхні лопаток розраховують параметри примежового шару. Вважається, що потік рухається в шарах змінної товщини по двох поверхнях S_1 і S_2 (рис. 1). Для поверхні S_1 робиться припущення, що радіальна складова швидкості і всі похідні в радіальному напрямку є однорідними і зберігають свої величини відповідно до розв'язання вісесиметричної задачі.

Для створення методів розв'язування обернених задач запропоновано розвиток теорії Q3D течії.

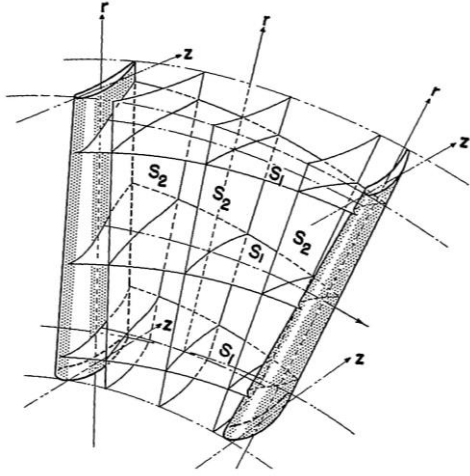


Рис. 1. Поверхні S_1 та S_2

Досліджується трьохвимірною відносно стала течія ідеального газу в міжлопатковому каналі решітки осьової турбомашини. Система координат (r, z, θ) – циліндрова, у якій координатна вісь z співпадає з віссю турбомашини. Поверхні течії S_1 скручені довільним чином.

Вибраний шар, обмежений сусідніми поверхнями $S_1^{(i)}$ та $S_1^{(i+1)}$ (рис. 2), а також поверхня течії S_{1mid} , яка лежить посередині між цими поверхнями і до якої будемо відносити течію в шарі, та довільна точка на цій поверхні. Проведено площину K , дотичну до поверхні S_{1mid} в цій точці, і площини $\theta = const$ та $z = const$, які проходять через цю точку (рис. 3). Лінії l_1 і m_1 – лінії перерізу поверхні S_{1mid} площинами $\theta = const$ і $z = const$.

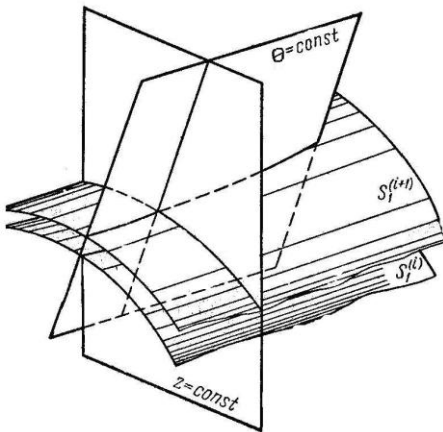


Рис. 2.

Вектор швидкості потоку у відносному русі W представлено двома проекціями W_l і W_m на напрямки l і m , які утворені перерізами площини K площинами $\theta = const$ та $z = const$, мають загальний початок і дотичні до ліній l_1 і m_1 у вибраній точці. Кути між віссю z і напрямком l та між тангенціальним напрямком u і напрямком m позначимо δ_z та δ_u , відповідно. Тоді $\frac{1}{r} \frac{\partial r}{\partial \theta} = -\frac{n_{1u}}{n_{1r}} = \text{tg } \delta_u$ и

$$\frac{\partial r}{\partial z} = -\frac{n_{1z}}{n_{1r}} = \text{tg } \delta_z, \text{ де } n_1 \text{ – нормаль до}$$

поверхні S_{1mid} . Для визначення кута σ_1 між напрямками l і m розглянемо два одиничні вектори e_l і e_m , які лежать на цих напрямках: $e_l = (\sin \delta_z \cos \delta_z \ 0)^T$ та $e_m = (\sin \delta_u \ 0 \ \cos \delta_u)^T$. Їх скалярним добутком є $e_{lr} e_{mr} + e_{lz} e_{mz} + e_{lu} e_{mu} = |e_l| |e_m| \cos \sigma_1$, звідки $\sigma_1 = \arccos (\sin \delta_z \sin \delta_u)$.

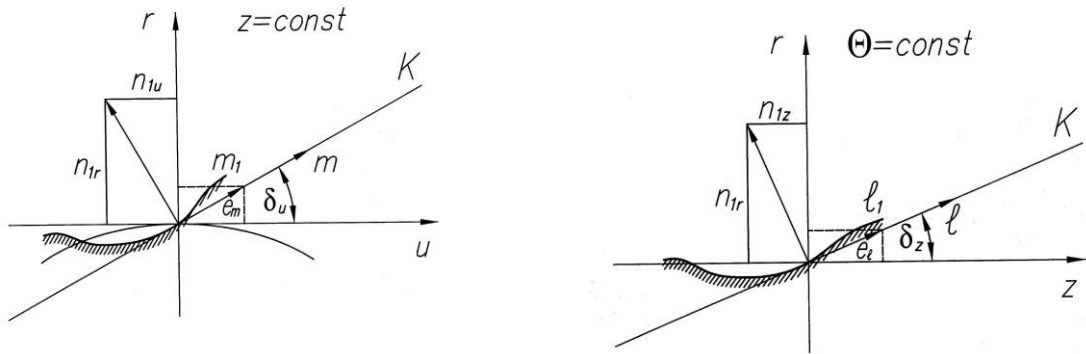


Рис. 3. До визначення кутів та напрямів

Встановлено зв'язок між проекціями швидкості потоку W_z , W_r , W_u на координатні вісі і проекціями цієї швидкості W_l і W_m , а саме: $W_z = W_l \cos \delta_z$, $W_u = W_m \cos \delta_u$, $W_r = W_l \sin \delta_z + W_m \sin \delta_u$, та введено, як запропонував зробити С.-Н. Wu, дві похідні:

$$\frac{\partial_\theta}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial z}, \quad \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial \theta},$$

де перша береться уздовж лінії l_1 за змінною z на площині $\theta = const$, а друга – уздовж лінії m_1 за змінною θ на площині $z = const$.

Для виведення рівняння нерозривності на поверхні S_{1mid} вибрано елемент поверхні, обмежений лініями перерізу поверхні S_{1mid} площинами $\theta = const$, $\theta + d\theta = const$, $z = const$ и $z + dz = const$ (рис. 4).

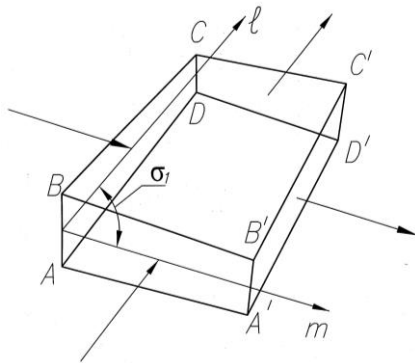


Рис. 4. Елементарний об'єм

виконане перемноження та видалені доданки третього та вищих ступенів малості, без будь-яких додаткових припущень отримано

У кожній точці елементу dS_{1mid} проведено нормаль до перетину з поверхнями $S_1^{(i)}$ та $S_1^{(i+1)}$ і одержано елементарний об'єм зі змінною нормальною товщиною $\tau = \tau(r, z, \theta)$, де для ребра AB елементарного об'єму товщина шару – τ , а радіус елементу dS_{1mid} – r . Після того, як прирівняні потоки, що входять крізь грані $ABCD$ і $ABB'A'$ та виходять крізь грані $A'B'C'D'$ і $CDD'C'$,

$$\frac{\partial_z}{\partial \theta} \left(\frac{W_m}{v} \sin \sigma_1 \tau \sec \delta_z \right) + \frac{\partial_\theta}{\partial z} \left(\frac{W_l}{v} \sin \sigma_1 \tau r \sec \delta_u \right) = 0. \quad (1)$$

Ліва частина рівняння (1) має тільки два доданка, що розглядаються як різниця других змішаних похідних функції течії.

Таким чином, система рівнянь, що описує трьохвимірну сталу відносно течію ідеального газу у міжлопатковому каналі кільцевої решітки в шарі змінної товщини на поверхні S_1 , складається із:

1) рівняння збереження енергії вздовж лінії течії

$$i_{W_1}^* - \frac{u_1^2}{2} = \frac{k}{k-1} p v + \frac{W_l^2 + W_m^2 + 2W_l W_m \cos \sigma_1}{2} - \frac{u_2^2}{2}, \quad (2)$$

де $\cos \sigma_1 = \sin \delta_z \sin \delta_u$;

2) рівняння ізоентропійного процесу вздовж лінії течії

$$p v^k = \text{const} \quad \text{або} \quad \frac{dv}{dz} = -\frac{v^2}{a^2} \frac{dp}{dz}, \quad (3)$$

де $a = \sqrt{k p v}$ – швидкість звуку;

4) система рівнянь, що еквівалентна рівнянню нерозривності (1):

$$W_l = \frac{v \cos \delta_u}{\tau \sin \sigma_1} \frac{1}{r} \frac{\partial_z \Psi}{\partial \theta}, \quad W_m = -\frac{v \cos \delta_z}{\tau \sin \sigma_1} \frac{\partial_\theta \Psi}{\partial z}, \quad \text{ctg} \beta = -\frac{\cos \delta_u}{\cos \delta_z} \frac{\partial_\theta \Psi}{\partial z} / \frac{\partial_z \Psi}{\partial \theta}, \quad (4)$$

де $\Psi = \Psi(r, z, \theta)$ – функція течії;

5) рівняння кількості руху у скалярній формі:

$$W_l \cos \delta_z \frac{dW_l}{dz} (\cos \delta_z + \sin \delta_z \text{tg} \delta_z) + \quad (5)$$

$$+ W_l \cos \delta_z \frac{dW_m}{dz} \sin \delta_u \text{tg} \delta_z + A_1 \text{tg} \delta_z + A_2 = -v \frac{\partial_\theta p}{\partial z},$$

$$W_l \cos \delta_z \frac{dW_l}{dz} \sin \delta_z \text{tg} \delta_u + \quad (6)$$

$$+ W_l \cos \delta_z \frac{dW_m}{dz} (\cos \delta_u + \sin \delta_u \text{tg} \delta_u) + A_1 \text{tg} \delta_u + A_3 = -v \frac{1}{r} \frac{\partial_z p}{\partial \theta},$$

$$\text{де} \quad \frac{dW_l}{dz} = \frac{\partial_\theta W_l}{\partial z} + \text{ctg} \beta \frac{1}{r} \frac{\partial_z W_l}{\partial \theta}, \quad \frac{dW_m}{dz} = \frac{\partial_\theta W_m}{\partial z} + \text{ctg} \beta \frac{1}{r} \frac{\partial_z W_m}{\partial \theta}, \quad \text{а} \quad A_1, A_2,$$

A_3 – суми членів рівнянь, що не містять похідні компонентів W_m и W_l .

Якщо у цій системі рівнянь вважати, що $\omega=0$, $W=C$, $\beta=\alpha$ та $i_{w_1}^*=i_{c_0}^*$, то получимо систему рівнянь, що описує рух та перетворення енергії у нерухомій решітці турбомашини.

У наведеній вище системі рівнянь (2)-(6) компоненти швидкості та їх часткові похідні було замінено на часткові похідні функції течії.

У третьому розділі запропоновані методи розв'язування прямої, оберненої та гібридної аеродинамічних задач, які спеціально розроблені як основа подальшого оптимального проектування решіток профілів соплових та робочих лопаток турбін.

Течія на циліндровій поверхні S_1 описується системою рівнянь (2)–(6) за умови $r = const$, $\delta_z = \delta_u = 0$, $\sigma_1 = \pi/2$. Після перетворювань проекції рівняння кількості руху (5) і (6) з урахуванням рівняння процесу (3) та нерозривності (4) мають вигляд:

$$\frac{\partial p}{\partial z} = \frac{v \frac{\partial \psi}{\partial \theta}}{(hr)^2 (M_{w_z}^2 - 1)} \left[\frac{\text{ctg} \beta}{r} \frac{\partial^2 \psi}{\partial \theta^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial \theta \partial z} - \frac{v \text{ctg} \beta}{a^2} \frac{\partial \psi}{r} \frac{\partial p}{\partial \theta} \right],$$

$$\frac{\partial p}{\partial \theta} = \frac{v \left[(M_{w_z}^2 - 1) \left(\frac{\partial^2 \psi}{\partial z^2} \frac{\partial \psi}{\partial \theta} - \frac{\partial^2 \psi}{\partial \theta \partial z} \frac{\partial \psi}{\partial z} \right) - M_{w_z}^2 \frac{\partial \psi}{\partial z} \left(\frac{\text{ctg} \beta}{r} \frac{\partial^2 \psi}{\partial \theta^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial \theta \partial z} \right) \right]}{h^2 (M_{w_z}^2 - 1) + \frac{v^2}{a^2} \left(\frac{\partial \psi}{\partial z} \right)^2}, \quad (7)$$

де $\psi(z, \theta) = g \Psi(z, \theta)$ – функція течії, g – масова витрата крізь шар в межах одного каналу (кг/с), $\Psi(z, \theta)$ – безрозмірна функція течії, $\Psi \in [0, 1]$; товщина шару $\tau(r, z, \theta) = h = const$; $M_{w_z} = W_z/a$ – число Маха, що визначається за витратною складовою швидкості потоку.

Вид безрозмірної функції течії вибрано виходячи з того, що вона визначає розподіл частки масової витрати у каналі уздовж довільної кривої, яка сполучує будь-яку точку на стороні розрідження каналу $\varphi_s(z)$ з будь-якою точкою на стороні тиску каналу $\varphi_p(z)$.

Запропоновано безрозмірну функцію течії наступного виду:

$$\Psi(\theta, z) = \frac{\overline{F}(\theta, z) + x(\theta, z) \overline{F}(\theta, z)}{1 + x(\theta, z) \overline{F}(\theta, z)}, \quad (8)$$

де $x(\theta, z)$ – безперервна функція, що двічі диференціюється та змінюється у інтервалі $-1 < x(\theta, z) < \infty$.

Наприклад, для перерізу шару $z = const$ абсолютна площа перерізу змінюється зі сторони розрідження каналу $\varphi_s(z)$ до сторони тиску каналу $\varphi_p(z)$ так: $F(\theta, z) = hr[\theta - \varphi_s(z)]$, $\varphi_s(z) \leq \theta \leq \varphi_p(z)$. Відносна площа перерізу шару при цьому дорівнює $\bar{F}(\theta, z) = \frac{\theta - \varphi_s(z)}{\varphi_p(z) - \varphi_s(z)}$, $0 \leq \bar{F}(\theta, z) \leq 1$. Функція $\Psi(\theta, z)$ –

безперервна функція, що двічі диференціюється та змінюється у інтервалі $[0, 1]$. Якщо задати конкретний переріз шару $z = z_i$, а функція $x(\theta, z)$ має вигляд $x(\theta, z) = f(\theta, a_0(z), a_1(z), \dots, a_l(z))$, тоді в кожній точці θ_j цього перерізу

величини $a_0(z_i), a_1(z_i), \dots, a_l(z_i), \frac{\partial a_0(z_i)}{\partial z}, \frac{\partial a_1(z_i)}{\partial z}, \dots, \frac{\partial a_l(z_i)}{\partial z}$, та

$\frac{\partial^2 a_0(z_i)}{\partial z^2}, \frac{\partial^2 a_1(z_i)}{\partial z^2}, \dots, \frac{\partial^2 a_l(z_i)}{\partial z^2}$ – дійсні числа. Тому для перерізу $z = z_i$

функція $\Psi(\theta, z_i)$ – функція $3(l+1)$ дійсних змінних. Наприклад, коли $l = 0$, тоді незалежних змінних у функції $\Psi(\theta, z)$ тільки три, а саме: $a_0(z_i), \frac{\partial a_0(z_i)}{\partial z}$ та

$\frac{\partial^2 a_0(z_i)}{\partial z^2}$.

Пряма і гібридна аеродинамічні задачі є окремими випадками оберненої задачі.

Для оберненої задачі задані: 1) масова витрата крізь шар g ; 2) повні тиск p^* і питомий об'єм v^* робочого тіла; 3) геометрія однієї із ліній течії $\varphi = \varphi(z)$ (окрім ліній течії $\Psi(\theta, z) = 0$ та $\Psi(\theta, z) = 1$, у разі вибору яких задача переходить

до класу гібридних задач) і похідні $\frac{d\varphi(z)}{dz}, \frac{d^2\varphi(z)}{dz^2}, \frac{d^3\varphi(z)}{dz^3}$; 4) швидкість

уздовж вибраної лінії течії $W = W(z)$ та її похідні $\frac{dW(z)}{dz}, \frac{d^2W(z)}{dz^2}$. Треба

визначити на поверхні S_1 межі каналу $\varphi_s = \varphi_s(z)$ і $\varphi_p = \varphi_p(z)$ та параметри робочого тіла в будь-якій точці поверхні (рис. 5).

Задачу розділимо на дві підзадачі: 1) для частки масової витрати g_1 знайти геометрію сторони тиску $\varphi_p = \varphi_p(z)$ і визначити в будь-якій точці поверхні течії між лінією течії $\varphi = \varphi(z)$ і стороною тиску параметри робочого тіла; 2) для частки масової витрати $g_2 = g - g_1$ знайти геометрію сторони розрідження $\varphi_s = \varphi_s(z)$ і визначити в будь-якій точці поверхні між лінією течії $\varphi = \varphi(z)$ і стороною розрідження параметри робочого тіла.

Оскільки перша і друга підзадачі мають алгоритми розв'язування, які збігаються з точністю до індексів, що позначають сторони тиску і розрідження, то проаналізована перша підзадача.

Вибрано будь-який з перерізів шару $z = const$ та задано величини незалежних змінних функції течії (8). У точці $\theta_1 = \varphi(z)$ відомі величини

$W = W(z)$, $\frac{dW(z)}{dz}$, $\frac{d^2W(z)}{dz^2}$ і повинна задовольнятися система трьох

алгебраїчних рівнянь з трьома невідомими геометричними параметрами φ_p , $\frac{d\varphi_p}{dz}$

та $\frac{d^2\varphi_p}{dz^2}$:

$$W^2 = W_z^2 + W_u^2, \quad \frac{d}{dz}W^2 = \frac{d}{dz}(W_z^2 + W_u^2), \quad \frac{d^2}{dz^2}W^2 = \frac{d^2}{dz^2}(W_z^2 + W_u^2). \quad (9)$$

Слід зазначити, що система рівнянь (9) розв'язується аналітично.

Вибрано N рівновіддалених точок θ_j , $j = \overline{1, N}$ (рис. 5). Розв'яжемо рівняння (7) як задачу Коші $\frac{dp}{d\theta} = f(\theta, P)$ у інтервалі $[\varphi(z), \varphi_p(z)]$ з граничною умовою в точці $\theta_1 = \varphi(z)$, у якій вже визначений тиск p_1 . Далі перевірено в точках θ_j , $j = \overline{2, N}$ виконання умови, що впливає із рівняння збереження енергії

$$W^2 = W_u^2 + W_z^2 \text{ або } \frac{2k}{k-1}(p^* v^* - pv) = \left(g \frac{v}{h}\right)^2 \left[\left(\frac{\partial \Psi}{\partial z}\right)^2 + \left(\frac{1}{r} \frac{\partial \Psi}{\partial \theta}\right)^2 \right], \quad (10)$$

а саме: для відомих після розв'язування задачі Коші величин тиску p_j знайти очікувані масові витрати крізь шар

$$g_{wj} = \frac{h}{v} \sqrt{\left[\frac{2k}{k-1}(p^* v^* - p_j v_j) \right] / \left[\left(\frac{\partial \Psi_j}{\partial z}\right)^2 + \left(\frac{1}{r} \frac{\partial \Psi_j}{\partial \theta}\right)^2 \right]} \quad (11)$$

і порівняти їх з величиною заданої масової витрати g_1 .

Обернена задача в перерізі $z = const$: знайти такі значення незалежних змінних функції течії (8), щоб величини φ_p , $\frac{d\varphi_p}{dz}$, $\frac{d^2\varphi_p}{dz^2}$, визначені із системи рівнянь (9), і одержані в результаті розв'язування

рівняння (7) тиски p_j забезпечували виконання умови (10) в кожній точці θ_j , $j = \overline{2, N}$.



Рис. 5. До постановки оберненої задачі

У такій постановці задача розв'язується методами нелінійного програмування. Алгоритм обчислення цільової функції для заданих величин незалежних змінних функції течії: 1) у точках θ_j , $j = \overline{1, N}$ визначити функцію

течії (8) і її часткові похідні до другого порядку включно; 2) визначити φ_p , $\frac{d\varphi_p}{dz}$,

$\frac{d^2\varphi_p}{dz^2}$ за допомогою системи рівнянь (9); 3) у точках з номерами $j = \overline{2, N}$ знайти

тиск, як розв'язання задачі Коші, і очікувані масові витрати g_{Wj} з рівняння (11); 4) обчислити цільову функцію за формулою

$$S(X) = \frac{1}{N-1} \sum_{j=2}^N \left(\frac{g_{Wj} - g_1}{g_1} \right)^2.$$

Отже, обернена задача розділена на дві, незалежні одна від одної, підзадачі, а кожна підзадача складається із заданої кількості окремих задач у перерізах $z = const$. Окремі задачі можуть розв'язуватися в будь-якій послідовності, незалежно від приналежності до першої або другої підзадач, або одночасно.

Розглянемо гібридну задачу. Позначимо осьові координати початку і кінця шару z_a і z_d , відповідно, та виділимо три ділянки $z_a < z_b < z_c < z_d$.

Задані: 1) масова витрата крізь шар g ; 2) повні тиск p^* і питомий об'єм v^* робочого тіла; 3) дві частини межі сторони розрідження каналу $\varphi_s = \varphi_s(z)$, де $z_a \leq z \leq z_b$ і $z_c \leq z \leq z_d$, та дві частини межі сторони тиску каналу $\varphi_p = \varphi_p(z)$, де $z_a \leq z \leq z_b$ і $z_c \leq z \leq z_d$; 4) швидкості потоку $W_s = W_s(z)$, $W_p = W_p(z)$ і їх похідні $\frac{dW_s(z)}{dz}$, $\frac{dW_p(z)}{dz}$ на ділянці $z_b < z < z_c$. Визначити на поверхні S_1 межі каналу $\varphi_s = \varphi_s(z)$ і $\varphi_p = \varphi_p(z)$ на ділянці $z_b < z < z_c$ та параметри робочого тіла в будь-якій точці поверхні.

Виберемо n перерізів, рівновіддалених між собою та від границь ділянки $z_b < z < z_c$, а саме: $z_1, \dots, z_i, \dots, z_n$. Для перерізу $z = z_1$ координати меж каналу $\varphi_s^{(1)}$ та $\varphi_p^{(1)}$ оцінимо за апроксимацією Тейлора:

$$\varphi_s^{(1)} \approx \varphi_s^{(b)} + (z_1 - z_b) \frac{d\varphi_s^{(b)}}{dz} + \frac{1}{2} (z_1 - z_b)^2 \frac{d^2\varphi_s^{(b)}}{dz^2},$$

$$\varphi_p^{(1)} \approx \varphi_p^{(b)} + (z_1 - z_b) \frac{d\varphi_p^{(b)}}{dz} + \frac{1}{2} (z_1 - z_b)^2 \frac{d^2\varphi_p^{(b)}}{dz^2}.$$

Тепер необхідно знайти такі величини незалежних змінних функції течії (8), щоб величини $\frac{d\varphi_s^{(1)}}{dz}$, $\frac{d^2\varphi_s^{(1)}}{dz^2}$, $\frac{d\varphi_p^{(1)}}{dz}$, $\frac{d^2\varphi_p^{(1)}}{dz^2}$, які задовольняють системі із перших двох рівнянь системи рівнянь (9), і тиски p_j , одержані в результаті розв'язування задачі Коші на інтервалі $[\varphi_s(z_1), \varphi_p(z_1)]$, забезпечували виконання умови (10) в кожній точці θ_j , $j = \overline{1, N}$ перерізу $z = z_1$.

Після розрахунку течії в перерізі $z = z_1$ перейдемо до наступного перерізу і так далі до кінця ділянки $z_b < z < z_c$. Після чого повторимо розрахунок течії, починаючи з кінця ділянки, тобто з перерізу $z = z_n$.

Задачі аналітичного опису меж каналу $\varphi_s = \varphi_s(z)$ і $\varphi_p = \varphi_p(z)$ на відрізку $z_b \leq z \leq z_c$ розв'язуються методом Рітца, як крайові задачі.

Для прямої задачі задані: 1) масова витрата крізь шар g ; 2) повні тиск p^* і питомий об'єм v^* робочого тіла; 3) межі сторін каналу $\varphi_s = \varphi_s(z)$ і $\varphi_p = \varphi_p(z)$ та $\frac{d\varphi_s(z)}{dz}$, $\frac{d^2\varphi_s(z)}{dz^2}$; $\frac{d\varphi_p(z)}{dz}$, $\frac{d^2\varphi_p(z)}{dz^2}$. Визначити в будь-якій точці поверхні S_1 параметри робочого тіла.

Формулювання прямої задачі в окремому перерізі $z = const$: знайти такі величини незалежних змінних функції течії (8), щоб тиски p_j , одержані в результаті розв'язування задачі Коші на інтервалі $[\varphi_s(z), \varphi_p(z)]$, забезпечували виконання умови (10) в точках θ_j , $j = \overline{2, N}$. Гранична умова задачі Коші визначається із (10) в точці $\theta_1 = \varphi_s(z)$ або в точці $\theta_1 = \varphi_p(z)$ у залежності від того, звідки починається відлік точок, так: знайти такий тиск p_1 , що доставляє мінімум функції однієї змінної (забезпечує задану масову витрату g):

$$f(p_1) = \left\{ \frac{2k}{k-1} (p^* v^* - p_1 v_1) - \left(g \frac{v_1}{h} \right)^2 \left[\left(\frac{\partial \Psi_1}{\partial z} \right)^2 + \left(\frac{1}{r} \frac{\partial \Psi_1}{\partial \theta} \right)^2 \right] \right\}^2 \rightarrow \min .$$

Відзначено, що пряма задача в окремому перерізі $z = const$ є складнішою за обернену задачу в тому сенсі, що в оберненій задачі система рівнянь (9) розв'язується аналітично, а у прямій задачі треба шукати граничну умову задачі Коші числовими методами.

У четвертому розділі для решіток профілів наведені результати тестування методів розв'язування аеродинамічних задач, методика оптимального проектування, результати проектування профілів соплових та робочих лопаток, у тому числі профілю з подовжувачем для соплових лопаток підвищеної міцності, профілю для зони дротяного бандажа робочої лопатки довжиною 1030 мм та результати експериментальних досліджень решіток перспективних профілів.

Методика оптимального проектування решіток профілів розроблена на основі методу розв'язування оберненої задачі. В процесі оптимізаційного пошуку не змінюються: 1) масова витрата крізь шар в міжлопатковому каналі; 2) повні тиск і питомий об'єм; 3) товщина шару; 4) дванадцять граничних умов для функції, що задає геометрію середньої лінії течії координата лінії течії, повні перша і друга похідні в осьовому напрямі в чотирьох точках A, B, C, D ; A – точка перед решіткою, B – точка в горлі на вході в канал, C – точка в горлі на виході з каналу, D – точка за решіткою; 5) дванадцять граничних умов для швидкості потоку в чотирьох точках A, B, C, D : величина

швидкості, повні перша і друга похідні швидкості в осьовому напрямі. Виконання умов 4) і 5) дозволяє зберегти координати і розміри вхідного і вихідного перерізів міжлопаткового каналу, а також зберегти координати і товщину вхідної і вихідної кромки профілю.

Як незалежні змінні задачі оптимізації вибрані коефіцієнти шести поліномів, що задають геометрію середньої лінії течії та розподіл швидкості потоку в осьовому напрямі на ділянках AB , BC , CD .

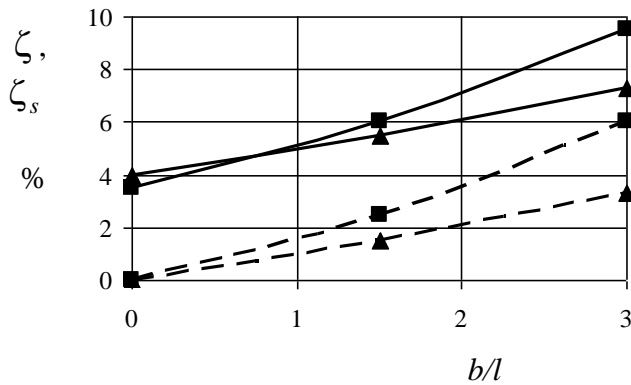


Рис. 6. Коефіцієнти повних ζ та кінцевих ζ_s втрат решіток

Задача оптиміального проектування решітки – це задача умовної оптимізації. Цільова функція – коефіцієнт кінцевих втрат. Система обмежень: нерівності, що враховують характеристики міцності профілю та умови відриву примежового шару, і одне обмеження-рівність, що задає величину коефіцієнта профільних втрат решітки. Розрахунок примежового шару виконується інтегральними методами. Кінцеві втрати

визначаються за методикою Гречаніченко Ю.В.

На рис. 6 наведені результати експериментальних досліджень решітки стандартних профілів Н4 (■) та решітки нових профілів (▲), які розглядалися як початкові для профілів з подовжувачами. Нові профілі проектувалися для лопаток з відносною хордою $b/l=3$. Решітки нових профілів з подовжувачами мають величини коефіцієнтів кінцевих втрат, як і у решіток їх початкових профілів.

У п'ятому розділі розглянуті перспективні методи розв'язування прямих та обернених задач для течії в шарі змінної товщини на довільній вісесиметричній поверхні S_1 та результати проектування профілів робочої решітки газової турбіни за допомогою цих методів.

Для таких задач течія описана системою рівнянь (2)–(6) як у циліндровій системі координат (r, z, θ) за умов $\delta_u = 0$, $\sigma_1 = \pi/2$, $\tau = \tau(z)$, $W_m = W_u$, так і у системі координат меридіан – центральний кут (l, θ) з урахуванням зв'язків між похідними:

$$\cos \delta_z \frac{\partial \theta}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial l} \text{ та } \frac{1}{r} \frac{\partial z}{\partial \theta} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} + \frac{\partial}{\partial r} \text{tg } \delta_u = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta}.$$

В основу методів розв'язування аеродинамічних задач покладені ті ж ідеї, що докладно описані при викладенні змісту третього розділу.

Для дослідження впливу форми поверхні S_1 і факту обертання решітки на характеристики течії вибрана робоча решітка трансзвукової турбіни авіаційного ТРД, для якої пряма задача розв'язана на циліндровій поверхні течії, а потім – на декількох конічних поверхнях. Для визначення впливу поля параметрів течії, факту обертання решітки і нахилу меридіональних окреслень міжлопаткового каналу на геометричні характеристики профілів розв'язувалися обернені задачі. На конічних поверхнях пряма і обернена задачі розв'язувалися для постійного кроку решітки, визначеного по вихідній кромці, та незмінних числах Маха за решіткою та кутах входу потоку у решітку.

У шостому розділі описано дифузорний пристрій для натурних випробувань кільцевих турбінних решіток на надзвукових режимах та визначені його оптимальні геометричні характеристики.

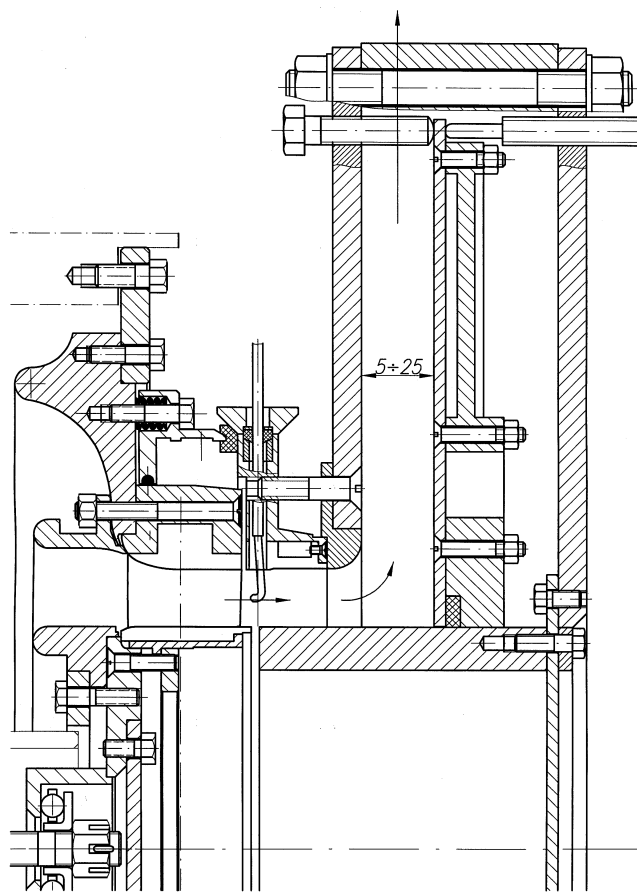


Рис.7. Кільцева решітка з радіальним дифузором

Стінка має можливість переміщатися в осьовому напрямі для установки її в оптимальне положення для кожного режиму роботи

При створенні цього пристрою (рис.7) прийняті за основу принципи роботи вхідного сопла, робочої ділянки та вихідного дифузора надзвукової аеродинамічної труби з осьовим потоком. В умовах закрученого потоку за кільцевими турбінними решітками для робочої ділянки і радіального дифузора необхідний значно більший запас площі горла дифузора у порівнянні з відношенням площі горла дифузора аеродинамічної труби до площі горла її сопла. Це характерно і для дозвукових, і для надзвукових режимів. Із зростанням числа Маха за решіткою площу горла радіального дифузора необхідно збільшувати.

Ці результати можна визначити тільки шляхом експерименту, рухаючи кільцеву стінку, яка регулює горло

решітки. Оптимальні положення стінки забезпечують глибокий вакуум за решітками і підвищення числа Маха в 1,5 рази по відношенню до варіантів випробувань решіток без дифузорового пристрою.

У сьомому розділі описано метод прогнозування характеристик турбіни в широкому діапазоні режимів її роботи, що базується на результатах експериментального моделювання газодинамічних процесів в турбіні, одержаних в аеродинамічній лабораторії на «холодному» повітрі за умов частоти обертання ротора $n \leq 7000$ об/хв. та ступеня стиснення компресора 2,0. В основі методу лежить перехід від критеріїв подібності одноступінчатої турбіни до критеріїв подібності її кільцевих решіток, а саме: чисел Маха M_{1t} , M_{2t} і Рейнольдса Re_{1t} , Re_{2t} та кута потоку на вході в робочу решітку у відносному русі β_1 .

Експериментальні дослідження соплової решітки турбіни (ефективний кут виходу $\alpha_1 = 19^\circ$) проводилось у складі турбіни при $M_{1t} = 0,2 \dots 0,85$ та з дифузоровим пристроєм при $M_{1t} = 0,85 \dots 1,35$. Визначені втрати в решітці в частках від її теплового перепаду $\zeta_n = f(M_{1t})$, кут виходу потоку із решітки $\alpha_1 = f(M_{1t})$ в зоні автотельності за числом Рейнольдса і структура потоку за решіткою.

Для випробувань робочої решітки окрім соплової решітки турбіни застосовані дві додаткові кільцеві соплові решітки зі збільшеними ефективними кутами виходу $\alpha_1 = 27^\circ$, $\alpha_1 = 45^\circ$ і решітка спиць ($\alpha_1 = 90^\circ$), які при помірній частоті обертання ротора забезпечили моделювання M_{2t} і Re_{2t} , кута потоку β_1 і рівня тангенційної нерівномірності параметрів потоку перед робочим колесом у відносному русі. Для моделювання цієї нерівномірності пропонується використовувати амплітуду кута $\Delta\beta = \beta_{1kp} - \beta_{1t}$ і усереднений дефіцит відносної швидкості потоку $\bar{D}_w = \sqrt{\zeta_n} (1 - W_{1kp} / W_{1t}) / \sin \alpha_1$, де індекс kp відноситься до осі сліду кромки, а індекс t – до ядра потоку.

Три соплові решітки і решітка спиць забезпечили весь діапазон кутів потоку β_1 і чисел M_{2t} , необхідний для визначення характеристик турбіни. Робоче колесо досліджувалось на всіх режимах в умовах періодично нестационарного потоку. Якщо на характеристики робочого колеса впливав кут α_1 соплових решіток, то виконувалось коректування на основі контрольних режимів, для яких однаковими на середньому радіусі є β_1 і M_{2t} . За результатами експериментів визначались втрати в робочій решітці в частках від її теплового перепаду $\zeta_r = f(\beta_1, M_{2t})$ і кут виходу потоку $\beta_2 = f(\beta_1, M_{2t})$ в зоні автотельності за числом Рейнольдса Re_{2t} в умовах роботи робочого колеса зі штатною сопловою решіткою. Додатково досліджувався

вплив величини радіального зазору над робочими лопатками δ на коефіцієнт втрат ζ_r , кут потоку β_2 і втрати з вихідною швидкістю.

Стенд експериментальної повітряної турбіни, розташований в аеродинамічній лабораторії кафедри турбінобудування НТУ «ХПІ», розрахований для роботи від компресора з максимальними параметрами на виході 0,22 МПа, 390° К, витратою до 5 кг/с, частотою обертання роторів турбіни і гідрогальма до 9000 об/хв.

Вимірювання параметрів потоку виконувалися у двох перерізах проточної частини турбіни: за сопловою решіткою – роздільними зондами і дренажами, що забезпечило необхідну точності результатів, а за робочою решіткою – орієнтованим п'ятиканальним зондом. ККД турбіни визначався як за допомогою гідрогальма, так і за результатами вимірювань параметрів потоку.

Усереднення параметрів виконувалось тільки в тангенціальному напрямі за умови збереження інтегральних характеристик потоку: повної ентальпії, витрати, витратної проекції повного імпульсу і складової моменту кількості руху. Аеродинамічні характеристики турбіни визначались на поверхнях течії за результатами траверсування потоку. Турбіна умовно розбивалася на 100 ділянок поверхнями рівної витрати. Для кожної ділянки визначались її характеристики, що дозволило знайти інтегральні характеристики турбіни.

Соплова решітка у складі турбіни досліджувалась в умовах сумісної зміни чисел Маха і Рейнольдса, а величини $M_{1t} \approx 0,85$ і $Re_{1t} \approx 9 \cdot 10^5$ були граничними. При низьких M_{1t} і Re_{1t} зміна частоти обертання і кутів атаки робочої решітки практично не впливала на інтегральні коефіцієнти втрат ζ_n і витрати C_{dn} та приведену витрату $G\sqrt{T_0^*} / P_0^*$ соплової решітки. Характеристики соплової решітки практично не змінилися при її випробуваннях з дифузорним пристроєм. На рис. 8 наведена залежність коефіцієнта інтегральних втрат соплової решітки ζ_n від числа Маха M_{1t} .

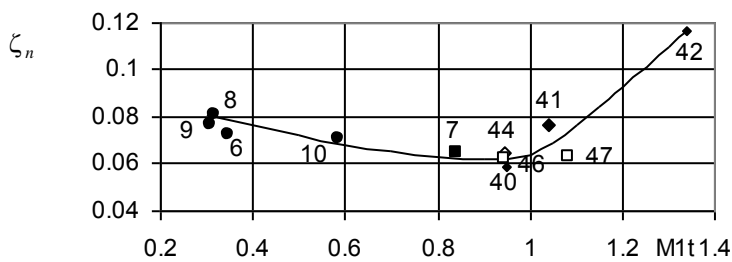


Рис. 8.

Розділення сумісного впливу чисел M_{1t} і Re_{1t} на коефіцієнт витрати C_{dn} було досягнуто шляхом одночасної зміни тиску за сопловою решіткою та температури повітря на вході у

решітку. Для коефіцієнту C_{dn} у всьому діапазоні режимів роботи в натурних умовах побудована апроксимаційна залежність:

$$C_{dn} = 1,149368 - 1,654126 \frac{1}{M_{1t} \cdot \overline{Re}_{1t}} - 10,56993 \frac{1}{M_{1t} \cdot \overline{Re}_{1t}^2} +$$

$$+ 0,01410895 \cdot M_{1t} \cdot \overline{Re}_{1t} - 0,001668159 \cdot M_{1t} \cdot \overline{Re}_{1t}^2 + 10,437082 \frac{1}{(M_{1t} \cdot \overline{Re}_{1t})^2},$$

де $\overline{Re}_{1t} = Re_{1t}/10^5$, та визначена межа автотурбінності за числом Рейнольдса, яка залежить від числа Маха: $Re_{1t\,aut} = (11,6 - 2M_{1t}) \times 10^5$.

Усереднений кут потоку α_1 визначається за відомими M_{1t} або λ_{1t} , ζ_n , C_{dn} , площею горла соплової решітки та площею F_{T1} перерізу 1.

Для робочої решітки турбіни, у якій на середньому радіусі кут входу $\beta_{1m} = 60^\circ$, у натурних «гарячих» умовах маємо $\beta_1 = 27^\circ \dots 90^\circ$, $M_{2t} = 0,6 \dots 1,05$, а $Re_{2t} > Re_{2t\,aut}$. В умовах «холодних» випробувань турбіни зі штатною сопловою решіткою визначені інтегральні характеристики ζ_r та β_2 для $Re_{2t} > Re_{2t\,aut}$ і $\beta_1 = 23^\circ \dots 50^\circ$. Дослідження при різних α_1 , β_1 , M_{2t} , Re_{2t} показали, що збільшення величини радіального зазору δ від 0,22 мм до 1,0 мм веде до зниження визначеного за повними параметрами ККД η^* на $\Delta\eta^* = 0,042 \dots 0,093$. Це обумовлено зростанням на $\Delta\xi_n = \xi_{n0,22} - \xi_{n1,0} = \zeta_n(\rho_{0,22} - \rho_{1,0})$ коефіцієнту втрат у сопловій решітці за рахунок зміни ступеня реактивності ρ , зміною коефіцієнта втрат з вихідною швидкістю на $\Delta\xi_{bc} = \xi_{bc1,0} - \xi_{bc0,22}$ та зростанням коефіцієнта втрат у робочому колесі на $\Delta\zeta_r = \zeta_{r1,0} - \zeta_{r0,22}$. Величина $\Delta\xi_{bc}$ залежить від кута виходу потоку α_2 та рівня ξ_{bc} для $\delta = 0,22$ мм ($\xi_{bc0,22}$), а саме: для $\alpha_2 < 80^\circ$ збільшення δ веде до її зниження, а для $\alpha_2 > 80^\circ$ – до збільшення. Коефіцієнт втрат у робочій решітці окрім фактичних інтегральних втрат включає також втрати у потоці, що витікає з радіального зазору та має нульовий ККД. Таке розділення втрат на три складові дозволило вивести залежність для аналізу впливу величини радіального зазору δ на економічність турбіни:

$$\Delta\eta^* = \eta_{0,22}^* - \eta_{1,0}^* = \frac{\Delta\zeta_r (W_{2t} / C_{ad})^2}{1 - \xi_{bc0,22}} + \frac{\zeta_n (\rho_{0,22} - \rho_{1,0})}{1 - \xi_{bc0,22}} + \frac{\Delta\xi_{bc} (1 - \eta_{oi1,0} - \xi_{bc1,0})}{(1 - \xi_{bc0,22})(1 - \xi_{bc1,0})},$$

$$\text{де } \left(\frac{W_{2t}}{C_{ad}} \right)^2 = \frac{(1-\rho)(1-\zeta_n)\sin^2 \alpha_1}{\sin^2 \beta_1} + \rho.$$

Кут виходу потоку із робочої решітки β_2 визначався так:

$$\sin \beta_2 = \sin \beta_2' \frac{F_r + F_\delta}{0,466 F_{T2}},$$

де β_2' – кут потоку для $\delta=0,22$ мм (рис. 9); F_r , F_δ – площі горла робочої решітки і кільцевого зазору над робочими лопатками; F_{T2} – площа перерізу за робочою решіткою, де виконувались вимірювання.

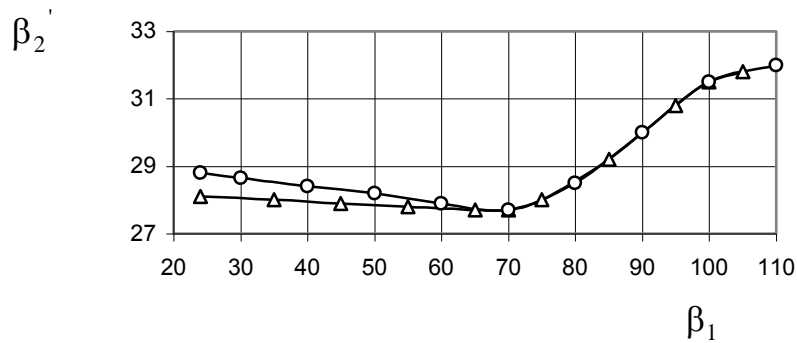


Рис. 9. Вплив β_1 , M_{2t} на кут β_2 для $\delta=0,22$ мм:
 \circ – $M_{2t} = 0,3..0,6$; Δ – $M_{2t} = 0,9$

Додаткові соплові решітки дозволили задовільно моделювати параметри \bar{D}_w і $\Delta\beta$. Проте на контрольних режимах збільшення кута α_1 привело до значного підвищення коефіцієнту втрат робочої решітки ζ_r . Аналіз результатів довів, що основною причиною цих розбіжностей є зниження оберненого числа Струхала $Sh_r = (U/W_{2t}) \times (b_r/t_n)$.

Для узагальнення результатів дослідження робочого колеса з різними сопловими решітками замість параметрів \bar{D}_w , $\Delta\beta$ можна залучити коефіцієнт профільних втрат на середньому радіусі соплової решітки ζ_{nmid} , і тоді коефіцієнт додаткових втрат у робочому колесі для радіального зазору $\delta=0$ мм задовільно апроксимується залежністю

$$\Delta\zeta_{r0} = \zeta_{nmid} + 46 \cdot 10^{-6} (\beta_1 - \beta_{1m}) (\beta_1 - \beta_{1m} - 100^\circ) + 0,025 \left(1 - |1 - 4Sh_r|^{1,5} \right)^2,$$

де $\Delta\zeta_{r0}$ – додаткові втрати у робочому колесі, до яких входять кінцеві втрати для $\delta=0$ та втрати, що обумовлені наявністю перед колесом соплової решітки; $(\beta_1 - \beta_{1m})$ – кут атаки. Слід зазначити, що

для $Sh_r > 0,5$ модуль у останньому доданку дорівнює нулю. За допомогою цієї залежності побудований графік $\zeta_r = f(\beta_1, M_{2t})$ для турбіни з радіальним зазором $\delta = 0,22$ мм (рис. 10).

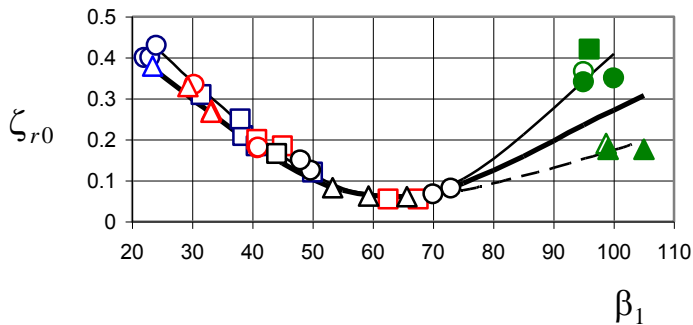


Рис. 10. Інтегральні втрати у робочому колесі для $\alpha_1 = 19^\circ$, $\delta = 0$ мм, $Re_{2t} > Re_{2t\text{aut}}$:
 — $M_{2t} = 0,2 \dots 0,6$; — $M_{2t} = 0,9$; ---
 $M_{2t} = 1,1$

На основі наведеної методики визначення втрат енергії в елементах турбіни за результатами досліджень турбіни на «холодному» повітрі в лабораторних умовах було розроблено комп'ютерну програму для прогнозування характеристик турбіни в натурних «гарячих» умовах роботи.

Початковими даними для розрахунку є дані про геометричні

характеристики турбіни, режими її роботи та експериментальні залежності: $\alpha_1 = f(\lambda_{1t})$, $\zeta_n = f(\lambda_{1t})$, $\beta_2 = f(\beta_1, \lambda_{2t})$ та $\zeta_r = f(\beta_1, \lambda_{2t})$.

Окремий режим роботи турбіни визначався повним тиском та температурою робочого тіла перед турбіною, частотою обертання ротора та статичним тиском за турбіною.

Система рівнянь, що описує рух і перетворення енергії в турбіні, включала в себе рівняння збереження енергії в абсолютному і відносному русі, рівняння нерозривності, рівняння процесу, рівняння стану ідеального газу і кінематичні співвідношення. Система рівнянь зведена до одного рівняння відносно безрозмірної швидкості $\lambda_{1t} = C_{1t} / a_{kp}$, яке записане у канонічному вигляді: $g(\lambda_{1t}) = 0$. Розв'язок рівняння шукається як розв'язок задачі оптимізації функції однієї змінної $g^2(\lambda_{1t}) \rightarrow \min$. Після знаходження λ_{1t} обчислюються параметри робочого тіла і характеристики турбіни.

На рис. 11 наведено порівняння результатів прогнозу з результатами експериментальних досліджень турбіни в натурних «гарячих» умовах у складі ТРД, які були проведені у Науково-дослідному та конструкторському центрі енергетичних систем компанії САМСУНГ Техвін сумісно з Ч.С. Лімом. Експериментальні дані одержані при радіальному зазорі $\delta = 0,42$ мм для діапазону режимів $\bar{n} = 100 \cdot \left(\frac{n / \sqrt{T_0^*}}{n / \sqrt{T_0^*}} \right)_{Design} = 59,5 \dots 85$ % по відношенню до

розрахункового режиму турбіни. Порівняння показало задовільну збіжність результатів: похибка не перевищує $\pm 0,5\%$.

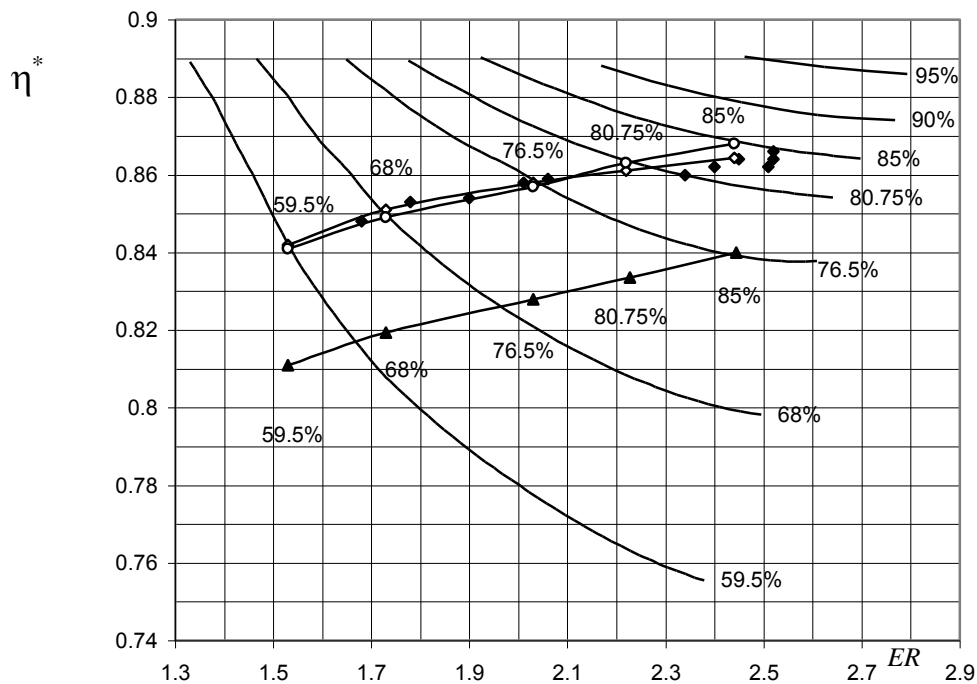


Рис. 11. Випробуваннями турбіни в натурних «гарячих» умовах з різними ступенях розширення ER :

- ◆— експериментальні дані натурних «гарячих» випробувань;
- прогноз на основі результатів «холодних» випробувань;
- ▲— прогноз за системою втрат Kasker & Okaruzi;
- ◆, ○, ▲ – контрольні режими.

У восьмому розділі викладено методи розв'язування прямої та оберненої аеродинамічних задач для вісесиметричної течії у вільних кільцевих каналах та їх тестування на основі експериментальних досліджень течії у вихідному дифузори газової турбіни. Головні принципи, що лежать у основі методів розв'язування прямої та оберненої задач для кільцевих турбінних решіток в шарі змінної товщини на поверхні S_1 застосовані під час розроблення методів проектування вільних кільцевих каналів на меридіональній площині.

У додаток винесені акти, що підтверджують використання результатів докторської дисертації при аналізі роботи і вдосконаленні елементів проточних частин парових та газових турбін в межах науково-технічного співробітництва кафедри турбінобудування НТУ «ХП» з компанією САМСУНГ Техвін, Республіка Корея, і з підприємством ВАТ «ТУРБОАТОМ», Україна, а також в навчальному процесі кафедри турбінобудування НТУ «ХП».

ВИСНОВКИ

Дисертаційна робота присвячена вирішенню науково-практичної проблеми – розробці перспективних теоретичних методів для оптимального проектування елементів проточних частин парових та газових турбін, а також обґрунтованих концепцій експериментальних досліджень, які забезпечують надійну діагностику цих елементів з подальшим їх доведенням. Основні результати і висновки дисертаційної роботи полягають у наступному:

1. Відносну течію в шарі змінної товщини описано як тривимірну сталу течію ідеального газу на основі нового підходу до завдання проєкцій вектора швидкості і рівняння кількості руху, а також нового узагальненого виду рівняння нерозривності. Такий опис течії відкриває можливості розв'язування прямої і оберненої задач теорії решіток при скручених поверхнях течії в кінцевих зонах міжлопаткових каналів і забезпечує перспективи проектування периферійних та корневих меж міжлопаткових каналів без осьової симетрії.

2. На єдиній методологічній основі розроблено методи розв'язування прямої і оберненої аеродинамічних задач для решіток профілів і кільцевих турбінних решіток, які забезпечують однакову точність розв'язок обох задач і враховують особливості організації обчислювального процесу при розв'язуванні задач оптимального проектування: можливість проведення паралельних обчислювальних процесів без зберігання істотних обсягів інформації.

3. На основі розв'язування оберненої задачі для решіток профілів соплових та робочих лопаток розроблено методику оптимального проектування. Запропоновано перспективні профілі, решітки яких забезпечують нижчі кінцеві втрати в порівнянні з решітками стандартних профілів-прототипів.

4. Експериментально підтверджено високу ефективність нових профілів соплових лопаток, одержаних за допомогою розробленої методики оптимального проектування, і профілів соплових лопаток підвищеної міцності, при проектуванні яких у якості початкового профілю використаний запропонований в роботі новий профіль. У порівнянні з решітками стандартних профілів Н4 коефіцієнт сумарних втрат енергії решітки нових профілів при відносній хорді $b/l=1,5$ нижчий на 0,5%, а при $b/l=3$ – на 2,2%.

5. Разом з методами проектування решіток профілів і кільцевих турбінних решіток, розроблено метод проектування вільних осьових кільцевих каналів, який дозволяє розв'язувати для таких каналів пряму і обернену аеродинамічні задачі, забезпечує однакову точність

розв'язок обох задач, не вимагає зберігання істотних обсягів інформації і дозволяє проводити паралельні обчислювальні процеси.

6. Розроблено експериментальний метод дослідження кільцевих турбінних решіток спільно з регульованим радіальним дифузорним пристроєм в умовах обмеженої потужності лабораторного компресорного устаткування, який дозволяє вирішити проблему отримання за решітками лопаток надзвукової течії сильно закрученого потоку. Експериментальним шляхом визначено оптимальну геометрію регульованої частини дифузорного пристрою, що забезпечує можливість дослідження кільцевих решіток в широкому діапазоні чисел Маха.

7. Розроблено метод прогнозування характеристик потужної, високообертної та високотемпературної турбіни в широкому діапазоні режимів роботи на основі експериментального моделювання газодинамічних процесів в її кільцевих решітках. У основу методу покладені лабораторні експериментальні дослідження турбіни в цілому і її соплової та робочої решіток окремо на холодному повітрі при відносно невеликій потужності нагнітача та невисокій частоті обертання ротора.

8. Для прогнозування характеристик ТВТ авіаційного ТРД проведено лабораторні експериментальні дослідження турбіни в цілому, її соплової решітки спільно з регульованим радіальним дифузорним пристроєм і робочого колеса з двома додатковими сопловими решітками та решіткою спиць. Випробування соплової і робочої решіток турбіни виконано у всьому діапазоні дозвукових і надзвукових режимів роботи.

9. Створено методику визначення втрат енергії в основних елементах турбіни за результатами її лабораторних експериментальних досліджень, на основі якої розроблено комп'ютерну програму для прогнозу газодинамічних характеристик турбіни в натурних «гарячих» умовах роботи.

10. Виконано перевірку розробленого методу прогнозування характеристик потужної, високообертної і високотемпературної турбіни шляхом порівняння розрахункових газодинамічних характеристик ТВТ авіаційного ТРД з результатами натурних «гарячих» випробувань цієї турбіни.

11. Результати дисертаційних досліджень використано при аналізі роботи та вдосконаленні елементів проточних частин парових та газових турбін в межах науково-технічного співробітництва НТУ «ХПІ» з компанією САМСУНГ Техвін, з підприємством ВАТ «ТУРБОАТОМ», а також у навчальному процесі кафедри турбінобудування НТУ «ХПІ».

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

1. Субботович В.П. Створення парових турбін нового покоління потужністю 325 МВт. [Текст]: моногр. /В.Г. Суботін, Є.В. Левченко, В.Л. Щецов, О.Л. Шубенко, А.О. Тарелін, В.П. Субботович. – Харків: Фоліо. – 2009. – 256 с. – ISBN 978-966-03-4952-0.

Здобувачем написаний підрозділ «Аеродинамічне проектування профілів соплових і робочих лопаток», у якому узагальнені результати його власних досліджень.

2. Субботович В.П. Об оптимизации группы турбинных ступеней и решении прямой задачи расчета течения по среднему диаметру по единой вычислительной схеме [Текст] / В.П. Субботович // Энергетическое машиностроение. – Харьков: Выща школа, 1990.–Вып. 49. – С. 28-31.

3. Субботович В.П. Постановка и метод решения обратной задачи расчета осевой турбинной ступени с учетом пространственности течения [Текст] / В.П. Субботович // Энергетическое машиностроение. – Харьков: ХГПУ. – 1995. – № 53. – С. 24–31.

4. Субботович В.П. Методика моделирования газодинамических процессов в высоконагруженных ступенях газовых турбин [Текст] / Ч.С. Лим, А.В. Лапузин, В.П. Субботович, Ю.А. Юдин // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2002. – № 9, т. 12. – С. 186–190.

Здобувачем розроблено методику моделювання газодинамічних процесів, що дозволила визначити інтервали змінювання чисел Маха, кута входу потоку в робочу решітку, частоти обертання ротора при натурних змінах критеріїв подібності одноступінчастої турбіни.

5. Субботович В.П. Моделирование тангенциальной неравномерности параметров потока перед рабочим колесом турбинной ступени [Текст] / А.В. Лапузин, Ч.С. Лим, В.П. Субботович, Ю.А. Юдин // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2003. – № 9, т. 2. – С. 102-107.

Здобувачем розроблено підхід щодо моделювання втрат у додаткових соплових решітках з різними кутами виходу для забезпечення заданих рівнів дефіциту відносної швидкості та амплітуди відносного кута потоку на вході в робоче колесо турбіни.

6. Субботович В.П. Регулируемый радиальный диффузор для исследования кольцевых решеток турбомашин [Текст] / А.В. Лапузин, Ч.С. Лим, В.П. Субботович, Ю.А. Юдин // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2004. – № 12. – С. 7-12.

Здобувачем запропоновано використати основні принципи роботи надзвукової осьової аеродинамічної труби для створення радіального дифузорного пристрою, що забезпечуватиме надзвукові швидкості за кільцевими решітками лопаток з малими кутами виходу потоку.

7. Субботович В.П. Постановка и метод решения гибридных задач расчета течения в решетках турбомашин [Текст] / В.П. Субботович, А.Ю. Юдин // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». - 2005. – № 6. – С. 44-48.

Здобувачем розроблено методи розв'язування гібридних (змішаних) аеродинамічних задач для решіток профілів та кільцевих решіток лопаток.

8. Субботович В.П. Постановка и метод решения обратной задачи для определения формы межлопаточных каналов кольцевых решеток турбомашин [Текст] / В.П. Субботович, А.Ю. Юдин // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2005. – №29. – С. 49-56.

Здобувачем розроблено новий метод розв'язування обернених аеродинамічних задач для решіток турбомашин.

9. Субботович В.П. Влияние периодически нестационарных процессов на потери в рабочих колесах осевых турбин [Текст] / А.В. Лапузин, Ч.С. Лим, В.П. Субботович, Ю.А. Юдин // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2006. – № 5.– С. 30-35.

Здобувач брав безпосередню участь у підготовці та проведенні експериментальних досліджень турбіни для визначення впливу періодично нестационарних процесів на втрати у робочому колесі турбіни. Провів аналіз одержаних результатів.

10. Субботович В.П. Результаты профилирования с помощью обратной задачи теории решеток турбомашин [Текст] / В.П. Субботович, А.Ю. Юдин, К.Т. Фан // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2007. – № 2. – С. 31–35.

Здобувачем за допомогою розроблених ним методів розв'язування аеродинамічних задач запропоновані принципи вибору граничних умов для використання оберненої задачі при проектуванні лопаток.

11. Субботович В.П. Обтекание трехмерным потоком решетки профилей турбомашин на поверхности вращения [Текст] / В.П. Субботович, А.Ю. Юдин, К.Т. Фан // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2008. – № 6. – С.41–46.

Здобувачем розроблено метод розв'язування прямої задачі для течії у шарі змінної товщини на вісесиметричній поверхні течії S_1 .

12. Субботович В.П. Обратная задача теории решеток на осесимметричной поверхности тока [Текст] / В.П. Субботович, А.Ю. Юдин, К.Т. Фан // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2009. – № 3. – С.56–61.

Здобувачем розроблено метод розв'язування оберненої задачі для течії у шарі змінної товщини на вісесиметричній поверхні течії S_1 .

13. Субботович В.П. Повышение эффективности конструкции рабочих лопаток последней ступени паровых турбин [Текст] / Е.В. Левченко, В.П. Субботович, А.Ю. Юдин, А.Ю. Бояршинов // Проблемы машиностроения.– Харьков: ИПМаш НАН Украины. – 2010. – Т. 13, № 2 – С. 10-15.

Здобувачем розв'язана задача оптимального проектування нового профілю для зони дрятого бандажа робочої лопатки останнього ступеня потужної парової турбіни, що експлуатується.

14. Субботович В.П. О методе проектирования наружной границы выходного диффузора газовой турбины [Текст] / В.П. Субботович, С.А. Темченко // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2010. – № 67 – С. 155-161.

Здобувачем розроблено новий метод розв'язування гібридних (змішаних) аеродинамічних задач для вільних кільцевих осьових каналів.

15. Субботович В.П. Обратная задача для осевого кольцевого канала [Текст] / В.П. Субботович, С.А. Темченко // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ», 2010. – № 3 – С. 56-60.

Здобувачем розроблено новий метод розв'язування обернених аеродинамічних задач для вільних кільцевих осьових каналів.

16. Субботович В.П. Влияние надбандажной протечки на аэродинамику осерадиального диффузора вихлопного патрубка ЦНД паровой турбины при изменении противодавления [Текст] / Ю.А. Юдин, В.П. Субботович, А.В. Лапузин, А.Ю. Юдин// Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ», 2010. – № 2 – С. 70-74.

Здобувачем проведено числовий експеримент та аналіз одержаних результатів.

17. Субботович В.П. Особенности структуры парового потока в периферийной зоне современной последней ступени ЦНД [Текст] / А.В. Лапузин, В.П. Субботович, Ю.А. Юдин // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ», 2011. – № 5 – С. 55-59.

Здобувачем розроблено математичне забезпечення для обробки даних фізичного експерименту та проведено аналіз його результатів.

18. Субботович В.П. Метод расчета течения в осерадиальных кольцевых каналах [Текст] / В.П. Субботович, А.Ю. Юдин, С.А. Темченко // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ», 2011. – № 6 – С. 24-27.

Здобувачем розроблено новий метод розв'язування прямих аеродинамічних задач для вільних кільцевих вісерадіальних каналів.

19. Субботович В.П. Влияние угла выхода потока из сопловой решетки и режима работы турбины на потери от утечки через радиальный зазор [Текст] / А.В. Лапузин, Ч.С. Лим, В.П. Субботович, Ю.А. Юдин // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ», 2012. – № 7 – С. 54-59.

Здобувач брав безпосередню участь у експериментальних дослідженнях турбіни та провів аналіз одержаних результатів.

20. Субботович В.П. Результаты тестирования метода расчета течения в кольцевых каналах [Текст] / В.П. Субботович, Ю.А. Юдин, А.Ю. Юдин, С.А. Темченко // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ», 2012. – № 8 – С. 91-94.

Здобувачем розв'язана пряма аеродинамічна задача для вихідного дифузора газової турбіни та проведено порівняння результатів числового та фізичного експериментів.

21. Субботович В.П. Проектирование профилей рабочей решетки газовой турбины с помощью обратной задачи [Текст] / В.П. Субботович // Східно-європейський журнал передових технологій. – 2013. – № 1/8 (61). – С. 25-29.

22. Субботович В.П. Аэродинамические исследования участка выходного диффузора турбины со специальным вдувом потока [Текст] / В.П. Субботович, Ю.А. Юдин, А.В. Лапузин, А.Ю. Юдин // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ», 2013. – № 12 (986) – С. 30-35.

Здобувачем проведено числовий експеримент з метою визначення впливу параметрів потоку, що вдувається, на інтенсивність відриву примежового шару від обичайки та аналіз одержаних результатів.

23. Субботович В.П. Исследование прикорневой зоны рабочей лопатки турбины [Текст] / В.П. Субботович, Ю.А. Юдин, А.Ю. Юдин, А.Ю. Бояршинов // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ», 2013. – № 13 (987) – С. 34-37.

Здобувачем за допомогою прямої задачі теорії решіток для кореневої зони робочої лопатки останнього ступеня потужної парової турбіни визначені шляхи зменшення профільних втрат.

24. Субботович В.П. Поток через вращающуюся решетку осевой турбомашины на произвольной поверхности S_1 [Текст] /

В.П. Субботович // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ», 2013. – № 14 (987) – С. 42-47.

25. Субботович В.П. Оптимальное проектирование рабочих лопаток на основе обратной задачи [Текст]/ В.П. Субботович // Авиационно-космическая техника и технология. – Харьков: «ХАИ». – 2013. – № 1 (98). – С. 90-93.

26. Субботович В.П. Постановка и метод решения прямой задачи расчета установившегося осесимметричного течения жидкости в каналах сложной формы [Текст] / А.В. Гаркуша, В.П. Субботович, Т.В. Бутко // Энергетическое машиностроение.– Харьков: ХГПУ. – 1995. – № 53. – С. 3–9.

Здобувачем розроблено новий метод розв'язування прямих аеродинамічних задач для вільних каналів.

27. Субботович В.П. Влияние диаметра и числа отводящих патрубков на потери в тракте отбора паровой турбины [Текст] / А.В. Гаркуша, А.В. Лапузин, В.П. Субботович, Ю.А. Юдин, // Вестник ХГПУ. – Харьков: ХГПУ. – 2000. – Вып. 101. – С. 56-58.

Здобувачем розроблено математичне забезпечення для обробки даних експерименту та проведено аналіз його результатів.

28. Субботович В.П. Аэродинамические исследования выхлопных патрубков совместно с последней ступенью турбины в широком диапазоне режимов работы [Текст] / А.В. Гаркуша, А.В. Лапузин, Ю.А. Юдин, В.П. Субботович // Вестник ХГПУ. – Харьков: ХГПУ. – 2000. – Вып. 101. – С. 59-63.

Здобувачем розроблено математичне забезпечення для обробки даних та аналізу результатів експериментальних досліджень.

29. Субботович В.П. Оптимизация ступени с длинными лопатками мощной паровой турбины [Текст] / В.П. Субботович, А.Ю. Юдин // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2002. – № 9, т. 12. – С.165–169.

Здобувачем за допомогою розробленого ним методу розв'язування вісесиметричної задачі виконане проектування ступеня ЦНТ.

30. Субботович В.П. О решении задач оптимизации группы турбинных ступеней с длинными лопатками [Текст] / В.П. Субботович, А.Ю. Юдин // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2003. – № 9, т. 2. – С. 170-175.

Здобувачем за допомогою розробленого ним методу розв'язування вісесиметричної задачі виконане оптимальне проектування групи із трьох передостанніх ступенів ЦНТ потужної парової турбіни.

31. Субботович В.П. Особенности аэродинамического стенда для исследования турбинных ступеней с минимальным радиальным зазором [Текст] / А.В. Лапузин, Ч.С. Лим, В.П. Субботович,

Ю.А. Юдин // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2003. – № 16. – С. 14-19.

Здобувачем розроблено конструкції взаємозамінних осьової та радіально-осьової вхідних ділянок робочої частини стенду.

32. Субботович В.П. Задача расчета скорости на поверхности лопатки турбомашины как задача оптимизации [Текст] / В.П. Субботович, А.Ю. Юдин // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2004. – № 12. – С.101–106.

Здобувачем розроблено метод розв'язування прямих задач для кільцевих решіток лопаток за умови циліндрових поверхонь течії.

33. Субботович В.П. Расчет двухмерного течения в межлопаточных каналах сопловых и рабочих решеток турбин [Текст] / В.П. Субботович, А.Ю. Юдин // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2006. – № 5.– С. 43-46.

Здобувачем за допомогою розробленого ним методу розв'язування прямої задачі визначені параметри течії у міжлопаткових каналах решіток профілів соплових та робочих лопаток турбін.

34. Субботович В.П. Расходные характеристики рабочего колеса турбины [Текст]/ А.В. Лапузин, Ч.С. Лим, В.П. Субботович, Ю.А. Юдин // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2008. – № 6. – С. 68-72.

Здобувач брав безпосередню участь у експериментальних дослідженнях турбіни при різних радіальних зазорах над робочими лопатками. Провів аналіз одержаних результатів.

35. Субботович В.П. Определение параметров осесимметричного потока в торцевом сечении кольцевого канала [Текст] / В.П. Субботович, С.А. Темченко // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2008. – № 6. – С.52–55.

Здобувачем розроблено новий метод розв'язування прямої аеродинамічної задачі для перерізу вільного кільцевого каналу.

36. Субботович В.П. Результаты аэродинамических исследований окружной неравномерности давлений за последней ступенью ЦНД паровой турбины [Текст] / Е.В. Левченко, В.П. Субботович, Ю.А. Юдин, А.В. Лапузин, А.Ю. Юдин // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2009. – № 3. – С.70–72.

Здобувачем розроблено математичне забезпечення для обробки даних експерименту та проведено аналіз його результатів.

37. Субботович В.П. Результаты розв'язування оберненої задачі на конічних поверхнях обертання для робочих решіток [Текст] / В.П. Субботович, О.Ю. Юдин, К.Т. Фан // Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я: Тези доповідей XVIII міжнародної науково-практичної конференції, – Ч. 1. – Харків: НТУ

«ХП». – 2010. – С. 320.

Здобувачем визначений вплив на форму профілів робочих лопаток нахилу меридіональних окреслень міжлопаткових каналів при незмінних граничних умовах обернених задач.

38. Субботович В.П. КПД высокооборотной газовой турбины: расчет и эксперимент [Текст] / А.В. Лапузин, Ч.С. Лим, В.П. Субботович, Ю.А. Юдин // Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я: Тези доповідей XIX міжнародної науково-практичної конференції, – Харків: НТУ «ХП», 2011. – С. 246.

Здобувачем за допомогою розробленого ним методу прогнозування визначені характеристики ТВТ авіаційного ТРД. Проведені експериментальні дослідження ТВТ, які підтвердили якість прогнозу.

39. Субботович В.П. Постановка аеродинамічних задач для вісерадіального каналу [Текст] / В.П. Субботович, О.Ю. Юдін, С.О. Темченко // Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я: Тези доповідей XIX міжнародної науково-практичної конференції, – Харків: НТУ «ХП», 2011. – С. 263.

Здобувачем на основі розроблених ним методів виконані постановки аеродинамічних задач та розрахунки течії.

40. Субботович В.П. Визначення параметрів вісесиметричного потоку в кінчному дифузорному каналі [Текст] / В.П. Субботович, Ю.О. Юдін, О.Ю. Юдін, С.О. Темченко // Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я: Тези доповідей XX міжнародної науково-практичної конференції. – Харків: НТУ «ХП», 2012. – С. 285.

Здобувачем за допомогою розроблених ним методів розв'язування прямих, гібридних та обернених аеродинамічних задач виконано проектування вихідних дифузорів газових турбін.

АНОТАЦІЇ

Субботович В.П. Комплексне теоретичне та експериментальне розв'язування задач аеродинаміки проточних частин турбін. – На правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 05.05.16 – турбомашини та турбоустановки. Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», Харків, 2013.

Дисертація присвячена розробці перспективних теоретичних методів, які однаково успішно розв'язують як прямі, так і обернені аеродинамічні задачі для елементів проточних частин турбін, і враховують особливості організації обчислювальних процесів при

оптимальному проектуванні, а також обґрунтованих концепцій експериментальних досліджень кільцевих решіток і турбін в лабораторних умовах, що дозволяють при помірних енергетичних і фінансових витратах одержувати достовірну інформацію про характеристики решіток і турбін в натурних умовах роботи для подальшого їх доведення.

У теоретичних методах пряма та обернена задачі розділені на незалежні одна від одної окремі підзадачі, які можна розв'язувати одночасно, що дозволяє контролювати окремі ділянки каналу, що проектується, з точки зору міцності, технологічності і відривів у примежових шарах, та значно скоротити час проектування, а окремі підзадачі розв'язуються методами нелінійного програмування, які не вимагають зберігання істотних обсягів інформації.

Розроблено та обґрунтовано новий метод визначення газодинамічних характеристик турбіни в широкому діапазоні режимів роботи на основі експериментального моделювання процесів в турбіні і в її решітках у лабораторних умовах на «холодному» повітрі. Для ТВТ авіаційного ТРД одержано характеристики соплової решітки в широкому діапазоні чисел Маха, розроблено комплект додаткових соплових решіток, що дозволяє моделювати у відносному русі нерівномірний потік перед робочим колесом в умовах обмежень за частотою обертання ротора, та одержані характеристики робочої решітки в натурних умовах роботи. Експериментальні дослідження турбіни у складі ТРД показали задовільний збіг результатів розрахунку за розробленою комп'ютерною програмою, що враховує дані експериментів, проведених в «холодних» умовах, і натурального «гарячого» експерименту, що підтвердило достовірність методу.

Ключові слова: аеродинаміка проточної частини турбіни, експериментальні та теоретичні методи, соплова та робоча решітки, коефіцієнти втрат, критерії подібності.

Субботович В.П. Комплексное теоретическое и экспериментальное решение задач аэродинамики проточных частей турбин. – На правах рукописи.

Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук по специальности 05.05.16 – турбомашин и турбоустановки. Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков, 2013.

Диссертация посвящена разработке перспективных теоретических методов, которые для элементов проточных частей турбин одинаково успешно решают прямые и обратные аэродинамические задачи и учитывают особенности организации вычислительных процессов при оптимальном проектировании, а также обоснованных концепций

экспериментальных исследований кольцевых решеток и турбин в лабораторных условиях, позволяющих при умеренных энергетических и финансовых затратах получать достоверную информацию о характеристиках кольцевых решеток и турбин в натурных условиях работы для их дальнейшей доводки.

В теоретических методах прямая и обратная задачи разделены на независимые отдельные подзадачи, которые можно решать одновременно, что позволяет контролировать любые участки проектируемых каналов с точки зрения прочности, технологичности и отрывов в пограничных слоях, а также значительно сократить время проектирования. Отдельные подзадачи решаются методами нелинейного программирования, которые не требуют хранения существенных объемов информации.

Разработан комплекс компьютерных программ для решения задач оптимального проектирования сопловых и рабочих турбинных решеток. Получены решетки перспективных профилей. Исследовано влияние факта вращения, наклона поверхности тока и граничных условий обратной задачи на геометрические характеристики профилей и профильные потери в решетках.

Разработан и обоснован метод определения характеристик ступеней паровых и газовых турбин в широком диапазоне режимов работы, в основе которого – экспериментальное моделирование газодинамических процессов в ступени и ее решетках на «холодном» воздухе при частоте вращения ротора до 7000 об/мин и предельной степени сжатия компрессора 2. Испытана ТВД авиационного ТРД. Для исследований сопловой решетки турбины на сверхзвуковых режимах использовалось диффузорное устройство, в конструкции которого реализованы принципы работы сверхзвуковой аэродинамической трубы. Специально разработанный комплект из трех дополнительных сопловых решеток позволил моделировать в относительном движении неравномерный поток перед рабочей решеткой при сохранении основных критериев подобия в условиях ограниченной частоты вращения ротора и определить количественное влияние числа Струхала и тангенциальной неравномерности потока на потери в решетке. Экспериментальные исследования турбины в составе ТРД показало удовлетворительное совпадение расчета по компьютерной программе, учитывающей данные «холодных» экспериментов, проведенных на основе разработанного метода, и натурального «горячего» эксперимента и подтвердило достоверность разработанного метода.

Ключевые слова: аэродинамика проточной части турбины, теоретические и экспериментальные исследования, сопловая и рабочая решетки, коэффициенты потерь, критерии подобия.

Subotovich V.P. Complex theoretical and experimental problems' solution for aerodynamics of the flowing turbine path. – Manuscript.

Thesis for doctor of technical sciences degree in specialty of 05.05.16 – turbomachines and turbo-installations. National Technical University «Kharkiv Polytechnic Institute», Kharkiv, 2013.

This dissertation is devoted to the development of prospective theoretical methods for the flowing turbine path, which are successful in both direct and inverse aerodynamic problems, and take the specifics of the organization's calculation processes within optimal design into consideration. The study also includes development of the new concepts regarding experimental turbines' research within laboratory environment, which allow receiving authentic information about their characteristics in a wide range of operation modes within moderate energy and financial costs.

The direct and inverse aerodynamic problems are divided into two independent separate semi-problems that can be solved in any sequence or at the same time. This gives an opportunity to control separate parts of the designed channels as of resistance, fabricability and boundary layer as well as to save design time significantly. The separate semi-problems are solved by nonlinear programming methods, which do not require storage of huge volumes of information.

The method of gas-dynamic turbine characteristics' identification in a wide range of operation mode is developed and validated, having experimental modeling of processes within turbine and its nozzle and rotor cascade as basis. The characteristics of a nozzle cascade in a wide range of Mach numbers is obtained for a high pressure turbine of a turbojet engine; the additional set of nozzle cascades is designed, allowing to simulate the non-uniform flow in its relative motion in front of the rotor cascade under the rotor speed limitation conditions; and the characteristics of the working cascade in the actual operation modes are received. The comparison showed a satisfactory coincidence of the computation results obtained, using the developed program that takes into consideration the data of the experiments that were carried out on the basis of the method devised for the «cold» conditions with the experimental results obtained during the actual «hot» experiment and it also confirmed the reliability of the developed method.

Key words: aerodynamics of the flowing turbine path, theoretical and experimental research, nozzle and rotor cascades, loss coefficients, similarity criteria.



