

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ, МОЛОДІ ТА СПОРТУ УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
«ХАРКІВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ»

ЛІМ ЧАН САН



УДК 621.165

РОЗРОБКА МЕТОДУ ПРОГНОЗУВАННЯ ХАРАКТЕРИСТИК
ТУРБИНИ НА ОСНОВІ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО МОДЕЛЮВАННЯ
ГАЗОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ

Спеціальність 05.05.16 – турбомашини та турбоустановки

Автореферат дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Харків 2012

Дисертацією є рукопис.

Роботу виконано на кафедрі турбінобудування Національного технічного університету "Харківський політехнічний інститут" Міністерства освіти і науки, молоді та спорту України.

Науковий керівник: кандидат технічних наук,
старший науковий співробітник
Суботович Валерій Петрович,
Національний технічний університет
"Харківський політехнічний інститут",
професор кафедри турбінобудування

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

кандидат технічних наук,
старший науковий співробітник
Роговой Михайло Іванович,
Інститут проблем машинобудування
ім. А.М. Підгорного НАН України, м. Харків,
старший науковий співробітник відділу
оптимізації процесів та конструкцій
турбомашин

Захист відбудеться 12 квітня 2012р. 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 бібліотечі Національного технічного університету "Харківський політехнічний інститут" за адресою: 61002, Харків, вул. Фрунзе, 21.

Автореферат розісланий 23 лютого 2012 р.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої ради



Юдін Ю.О

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Однією з найважливіших проблем, що виникає під час проектування турбіни, є перевірка вірності прийнятих технічних рішень щодо забезпечення прогнозованих газодинамічних характеристик, розрахункового рівня ККД та зведеної витрати.

Найбільш показними є результати досліджень турбіни за умов натурного великого тиску та натурної високої температури робочого тіла. Однак через проблеми вимірювання параметрів високотемпературного нерівномірного потоку газу або пари та великої вартості натурних «гарячих» досліджень під час їх проведення визначаються лише інтегральні характеристики турбіни на контрольних режимах, що суттєво обмежує застосування цих даних на етапі доведення турбіни.

Проведення детальних лабораторних аеродинамічних «холодних» досліджень моделей турбін за умов повного дотримання всіх необхідних критеріїв подібності також пов'язано із значними проблемами. Це насамперед є проблеми експлуатації дуже потужного компресорного устаткування та високообертного стенду з відповідним навантажувальним пристроєм, що у ряді випадків обумовлює недоцільність або неможливість проведення подібних досліджень.

Тому актуальною є задача розробки перспективного методу експериментального дослідження турбін у лабораторних умовах, методу, який дозволяє за умов помірних матеріальних витрат (компресор потужністю 700 кВт із ступеню стиснення близько 2, температура повітря до 120°C – «холодні» умови, стенд з частотою обертання ротора до 7000 об/хв, навантажувальний пристрій потужністю до 100 кВт), одержати достовірну інформацію для визначення характеристик парових та газових турбін у натурних умовах роботи. Така постановка задачі визначена напрямом дисертаційного дослідження.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дисертаційна робота виконана на кафедрі турбінобудування НТУ «ХПІ» у рамках держбюджетної НДР МОН України «Розрахунково-теоретичні та експериментальні дослідження з метою створення високоекономічних та надійних проточних частин турбомашин» (№ ДР 0103U001503, 2003-2004 рр.) та госпдоговірної НДР у рамках науково-технічного співробітництва кафедри турбінобудування НТУ «ХПІ» з компанією СамсунгТехВін, Республіка Корея (2001-2004 рр.), у яких здобувач брав участь як виконавець.

Мета і задачі дослідження. Метою дисертаційної роботи є розробка методу прогнозування характеристик турбіни, що базується на експериментальному моделюванні газодинамічних процесів у кільцевих решітках турбіни. Для досягнення цієї мети були поставлені і вирішені наступні завдання:

– розробити принципи проектування соплових решіток для моделювання у відносному русі нерівномірної течії перед робочим колесом повітряної турбіни при відносно низькій частоті обертання ротора турбіни;

– розробити конструкцію робочої ділянки експериментальної повітряної турбіни, яка дозволяє комплексно вирішувати широке коло проблем, спрямованих на одержання

даних для визначення газодинамічних характеристик, як турбіни в цілому, так і її кільцевих решіток окремо;

– визначити оптимальні геометричні параметри кільцевого радіального дифузора з великим закрученням потоку на вході щодо зниження тиску за кільцевою сопловою решіткою для отримання характеристик на надзвукових режимах при відносно невисоких величинах ступеня стиснення компресора;

– виконати експериментальні дослідження повітряної турбіни, кільцевої соплової решітки на до- та надзвукових режимах роботи, робочого колеса з комплектом розроблених соплових решіток в широкому діапазоні зміни режимів з урахуванням впливу периферійного радіального зазору та за результатами досліджень розробити методику визначення втрат енергії в основних елементах турбіни;

– розробити комп'ютерну програму для розрахунку газодинамічних характеристик турбіни в натурних умовах роботи, до якої включити розроблену методику визначення втрат енергії в основних елементах турбіни;

– виконати перевірку розробленого метода шляхом порівняння прогнозованих газодинамічних характеристик турбіни з результатами натурних «гарячих» досліджень газової турбіни.

Об'єкт дослідження: аеродинамічні процеси в проточній частині турбомашини.

Предмет дослідження: газодинамічні характеристики турбіни та її кільцевих решіток.

Методи дослідження. Результати дисертації базуються на даних класичного аеродинамічного експерименту. Теоретичні положення базуються на фундаментальних основах газодинаміки, теорії решіток турбомашин та чисельних математичних методах. Для дослідження абсолютного та відносного руху робочого тіла використовуються рівняння збереження енергії, процесу і нерозривності. Табличні експериментальні дані апроксимовані аналітичними функціями на основі методу найменших квадратів. Для розв'язання задач пошуку екстремумів функцій використано безумовні методи нелінійного програмування.

Наукова новизна одержаних результатів визначається насамперед комплексним підходом до вирішення проблем, пов'язаних з визначенням достовірних газодинамічних характеристик турбіни, і полягає у такому:

– вперше розроблено метод визначення характеристик високотемпературної і високообертної газової турбіни, основою якого є результати аеродинамічних експериментальних досліджень робочого колеса зі штатною та спеціальними допоміжними сопловими решітками при помірних температурах, ступені розширення, частотах обертання та потужності гідрогаляма;

– одержала подальший розвиток методика експериментального визначення аеродинамічних характеристик трансзвукових кільцевих соплових решіток за умов спільної роботи з регульованим дифузорним елементом, що дозволяє одержувати високі надзвукові швидкості при відносно невисокому ступені стиснення компресорного устаткування;

– одержали подальший розвиток методики визначення впливу періодично нестаціонарних процесів і величини радіального зазору на інтегральні втрати в робочому колесі газової турбіни в широкому діапазоні режимів роботи.

Практичне значення одержаних результатів для турбінобудування полягає у розробці принципів проектування соплових решіток для дослідження нерівномірної течії перед робочим колесом повітряної турбіни; кільцевого радіального дифузора, який дозволяє отримувати характеристики кільцевої соплової решітки на надзвукових режимах при відносно невисокій величині ступеня стиснення компресора. Розроблено конструкцію робочої ділянки експериментальної повітряної турбіни, яка дозволяє вирішувати широке коло проблем, як турбіни в цілому, так і її кільцевих решіток окремо. Розроблено методику прогнозування характеристик, яка реалізована у вигляді пакета прикладних програм для ПЕОМ, що суттєво скорочує терміни та якість прогнозування характеристик газової турбіни.

Розроблений метод прогнозування характеристик газової турбіни може бути рекомендований для застосування в аеродинамічних лабораторіях турбінного профілю.

Результати досліджень використані при проектуванні та аналізі роботи проточних частин газових турбін в межах науково-технічного співробітництва НТУ «ХПІ» з компанією Самсунг Техвін (Республіка Корея) (акт від 16.09.2011р.) та у навчальному процесі кафедри турбінобудування НТУ «ХПІ» (акт від 07.09.2011р.).

Особистий внесок здобувача. Всі основні результати дисертації, що виносяться на захист, одержані здобувачем самостійно, серед них: метод визначення характеристик високотемпературної і високообертної газової турбіни за результатами аеродинамічних експериментальних досліджень її робочого колеса з комплектом соплових решіток; методика експериментального визначення аеродинамічних характеристик трансзвукових кільцевих соплових решіток за умов їх спільної роботи з регульованим дифузорним елементом; методика визначення впливу періодично нестаціонарних процесів і величини радіального зазору на інтегральні втрати в робочому колесі газової турбіни. Постановка завдань досліджень, аналіз і обговорення отриманих результатів виконувалися здобувачем спільно з науковим керівником.

Апробація результатів дисертаційної роботи. Основні положення і результати досліджень за темою дисертації доповідалися й обговорювалися на: X, XI, XII та XIX Міжнародних науково-практичних конференціях «Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я» (м. Харків, 2002 р., 2003 р., 2004 р., 2011 р.), II та IV Всеукраїнських науково-технічних конференціях «Проблеми енергозбереження України та шляхи їх вирішення» (м. Харків, 2006 р., 2008 р.).

Публікації. Основні результати дисертаційної роботи опубліковані у 7 наукових роботах, з яких 6 – у фахових наукових виданнях України.

Структура й обсяг дисертації. Дисертаційна робота складається з вступу, шести розділів, висновків і одного додатка. Повний обсяг дисертації становить 158 сторінки, з них 52 рисунки за текстом; 9 рисунків на 9 окремих сторінках; 16 таблиць за текстом; 2

таблиці на 2 окремих сторінках; 203 найменувань використаних джерел на 20 сторінках, 2 додатки на 2 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 методів визначення характеристик осьових турбін.

Систематизовані методики визначення втрат (системи втрат), що використовуються під час проектування сучасних турбін. Показано, що відносно велика кількість факторів, які мають вплив на втрати енергії, у відомих системах втрат враховуються недостатньо повно. Це призводить до того, що під час порівняння розрахункових та експериментальних величин характеристик турбінних ступенів мають місце похибки, які можуть збільшуватись за умов відхилення режиму роботи турбінного ступеня від розрахункового режиму. Очевидно, що є необхідним періодичний перегляд систем втрат для того, щоб відобразити в них останні тенденції у проектуванні турбін та нові експериментальні дані.

Розглянуто вплив на втрати в решітках головних параметрів, що входять у системи втрат: чисел Маха, Рейнольдса, кутів атаки, періодичної нестационарності потоку, витік через радіальний зазор над робочими лопатками, а також акцентована увага на проблемах експериментального дослідження швидкохідних та високотемпературних газових турбін.

Великі кути атаки можуть значно впливати на характеристики решіток турбінних профілів. Слід зазначити, що більшість математичних залежностей базується на обмеженій кількості даних про решітки. У останні роки експериментальні дослідження впливу кутів атаки на течію та втрати в решітках не втрачають своєї актуальності.

Значну долю у сумарних втратах для турбін з безбандажними робочими колесами складають втрати від протікання крізь радіальний зазор. Аналіз відомих методик визначення втрат свідчить про те, що не можна оцінити вплив периферійного радіального зазору над робочими решітками на ККД турбіни з достатньою впевненістю. Залишається відкритим також питання про фізику процесів у периферійній зоні робочих лопаток тому, що є суперечні дані, одержані під час випробувань турбін та нерухомих решіток.

Для визначення енергетичних характеристик потужних (500...2000 кВт), малорозмірних (діаметр робочого колеса 0,15...0,2 м), швидкохідних (більше 50000 об/хв), високотемпературних ($T_0^* > 1200$ К) ступенів газових турбін навіть в умовах «холодних» повітряних досліджень ($T_0^* = 300...350^\circ$) за умов збереження критеріїв подібності (U / C_{ad} – відношення швидкостей і ER – ступінь розширення) необхідно мати компресор із ступенем стиснення близько 3,5 і експериментальний стенд, навантажувальний пристрій якого дозволяє поглинати потужність до 150 кВт при частоті обертання ротора не менше 25000 об/хв.

Тому задача пошуку надійних експериментальних методів дослідження, що дозволять за умов помірних витрат і порівняно недорогому устаткуванні одержати надійну інформацію про характеристики соплових та робочих решіток і спрогнозувати газодинамічні характеристики турбіни в натурних умовах експлуатації, є актуальною.

У другому розділі обґрунтований експериментальний метод прогнозування характеристик одноступінчастої турбіни в широкому діапазоні режимів її роботи.

Метод базується на результатах експериментального моделювання газодинамічних процесів в турбіні, одержаних за умов помірних значень частоти обертання ротора n ($n \leq 7000$ об/хв) та ступеня стиснення компресора (не більш 2,2). У основі методу лежить перехід від критеріїв подібності ступеня до критеріїв подібності соплової і робочої решітки: чисел Маха M_{1r} , M_{2r} і Рейнольдса Re_{1r} , Re_{2r} та кута потоку на вході в робочу решітку у відносному русі β_1 .

Випробування основної соплової решітки ($\alpha_1=19^\circ$) проводилось спільно з робочим колесом при числах Маха $M_{1r}=0,2\dots 0,85$ і з дифузорами, що забезпечують вакуум за сопловою решіткою і трансзвукові числа $M_{1r}=0,85\dots 1,35$. За результатами експериментів визначені втрати в сопловій решітці в частках від теплового перепаду решітки $\zeta_n = f(M_{1r})$ і кут виходу потоку з решітки $\alpha_1 = f(M_{1r})$ у області автономності за числом Рейнольдса, а також структура потоку за решіткою.

Для дослідження робочого колеса окрім основної соплової решітки виготовлені додаткові кільцеві соплові решітки із збільшеними ефективними кутами виходу ($\alpha_1=27^\circ$ і 45°) і комплект стержнів ($\alpha_1=90^\circ$), які при помірній частоті обертання ротора забезпечують моделювання критеріїв подібності M_{2r} і Re_{2r} , кута потоку β_1 і рівня тангенційної нерівномірності параметрів потоку перед робочим колесом у відносному русі. Для моделювання цієї нерівномірності запропоновано використовувати амплітуду кута $\Delta\beta = \beta_{1kp} - \beta_{1t}$ і усереднений дефіцит відносної швидкості $\bar{D}_w = \sqrt{\zeta_n} (1 - W_{1kp} / W_{1r}) / \sin \alpha_1$ (індекс kp відноситься до осі сліду кромки, а t – до ядра потоку). Параметри \bar{D}_w і $\Delta\beta$ істотно залежать від режиму роботи турбіни (кута β_1). При фіксованій величині втрат в сопловій решітці ζ_n і $\beta_1 < 60^\circ$ ці параметри знижуються із зростанням кута виходу потоку α_1 . Тому при зростанні цього кута для моделювання параметрів \bar{D}_w і $\Delta\beta$ необхідно підвищувати коефіцієнт втрат ζ_n .

Основна і додаткові соплові решітки забезпечують при відповідних значеннях ступеня розширення ER і частоти обертання n весь робочий діапазон значень β_1 і M_{2r} , необхідний для визначення характеристик турбіни. Робоче колесо досліджується на всіх режимах в умовах періодично нестационарного потоку. Якщо на характеристики робочого колеса впливає кут α_1 соплових решіток, то виконується коректування, використовуючи контрольні режими. На них однаковими є кут β_1 на середньому радіусі ступеня і число Маха M_{2r} . За результатами експериментів визначаються втрати в робочому колесі в частках від його

теплового перепаду $\zeta_r = f(\beta_1, M_{2t})$ і кут виходу потоку з робочого колеса $\beta_2 = f(\beta_1, M_{2t})$ у області автомодельності за числом Рейнольдса Re_{2t} в умовах роботи робочого колеса з основною сопловою решіткою.

Характеристики турбіни з безбандажними робочими колесами істотно залежать від величини радіального зазору над робочими лопатками δ . Тому для таких турбін додатково досліджується вплив δ на ζ_n , β_2 і втрати з вихідною швидкістю.

Визначені таким чином характеристики соплової решітки і робочого колеса використані в комп'ютерній програмі розрахунку газодинамічних характеристик турбіни.

У третьому розділі наведені етапи створення експериментального стенду, випробувальних модулів і методики проведення експерименту для випробування запропонованого методу.

Стенд експериментальної повітряної турбіни, розташований в аеродинамічній лабораторії кафедри турбіно будування НТУ «ХП», 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.

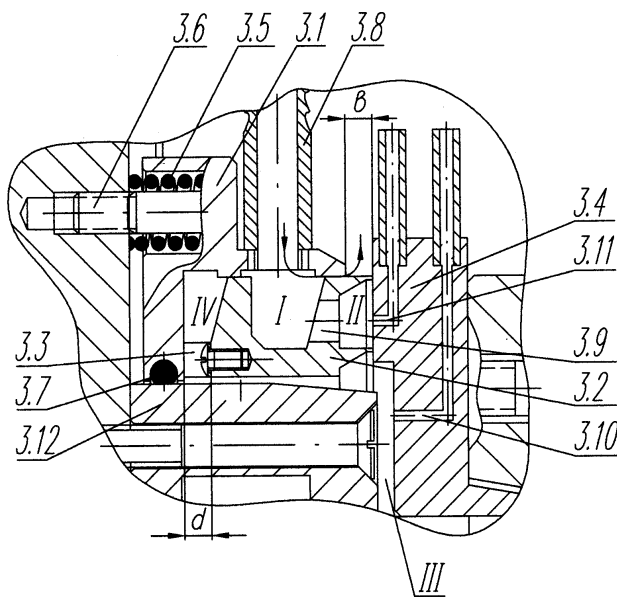


Рис.1. Газове ущільнення

Для досліджень турбіни ($D/l = 8,8$) з радіальним зазором близько 0,2 мм розроблена конструкція корпусу турбіни з осьовим зазором між рухомим в тангенційному напрямі сопловим апаратом 3.12 і нерухомою обіймою корпусу 3.4. Це зажадало розробку оригінального ущільнення від витікання повітря з міжвінцевого зазору (рис. 1). У корпусі ущільнення 3.1 розташований рухомий поршень 3.2. Ущільнює повітря подається в першу камеру I. Тиск в камерах I і II підтримується рівним тиску в камерах III і IV, що сполучаються з міжвінцевим зазором.

Для виконання експериментальних досліджень соплового апарату на трансзвукових режимах $M_{1t} = 0,8 \dots 1,35$

розроблена конструкція регульованого радіального дифузора (рис. 2), що дозволяє одержувати значне розрідження на виході сопла. Регульована кільцева

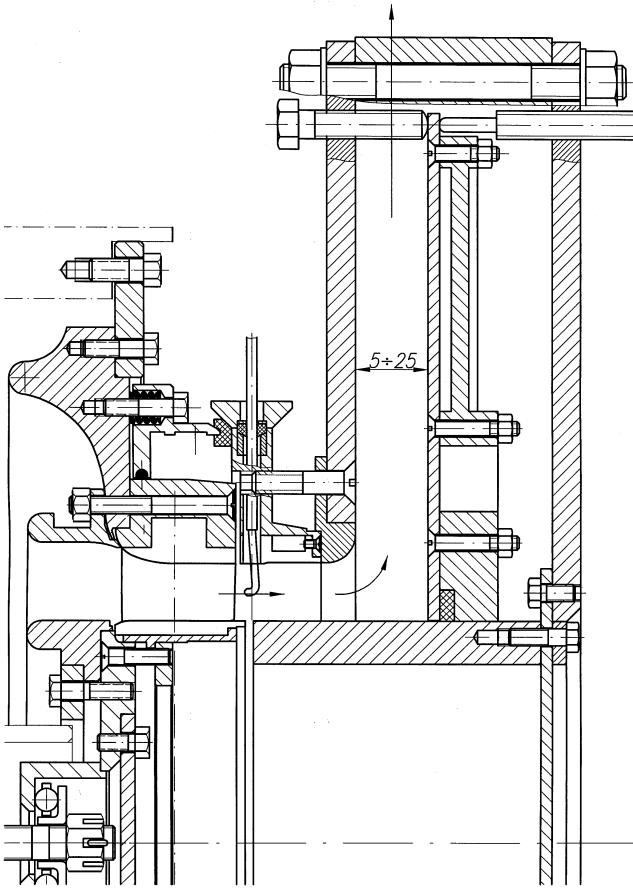


Рис.2. Сопловий апарат
з радіальним дифузором

відповідно до умови збереження таких інтегральних характеристик потоку: повна ентальпія, витрата, витратна проекція повного імпульсу і момент кількості руху в тангенціальному напрямі.

Аеродинамічні характеристики ступеня визначаються на поверхнях току за результатами траверсування потоку за соплом і робочим колесом. При цьому ступінь умовно розбивався на 100 елементарних ступенів поверхнями рівної витрати. Для кожного елементарного ступеня визначалися його характеристики, що дозволило знайти інтегральні характеристики турбіни:

$$\zeta_n = \left(\sum_{i=1}^z \Delta h_n \right) / \left(\sum_{i=1}^z h_n \right); \quad \xi_n = \left(\sum_{i=1}^z \Delta h_n \right) / \left(\sum_{i=1}^z h_{ad} \right); \quad \xi_{bc} = \frac{\sum_{i=1}^z (\bar{C}_2^2 / 2)}{\sum_{i=1}^z h_{ad}} \cdot \left(\frac{G}{G_2} \right)^2;$$

$$\tilde{h}_{ad} = (1/z) \sum_{i=1}^z h_{ad}; \quad \tilde{T}_2^* = (1/z) \sum_{i=1}^z \bar{T}_2^*; \quad \tilde{P}_2 = (P_0^* + B) \cdot \left(1 - \frac{\tilde{h}_{ad}}{1004.7 \cdot T_0^*} \right)^{3.5} - B;$$

$$\zeta_r = \left(\sum_{i=1}^z \zeta_r \cdot \bar{W}_{2tk}^2 \right) / \left(\sum_{i=1}^z \bar{W}_{2tk}^2 \right); \quad \xi_r = \left(\sum_{i=1}^z \zeta_r \cdot \bar{W}_{2tk}^2 \right) / \left(2 \sum_{i=1}^z h_{ad} \right);$$

стінка має можливість переміщатися в осьовому напрямі для установки її в оптимальне положення для кожного режиму роботи сопла сумісно з радіальним дифузором.

За робочим колесом, де тангенціальна нерівномірність параметрів потоку невелика, використовувався п'ятиканальний зонд, що орієнтується. За соплом вимірювання виконувалися трьома зондами і дренажами залежно від режиму течії. Це необхідно для підвищення точності і достовірності одержаних результатів.

ККД турбіни визначався двома способами: за допомогою гідрогаляма і за результатами вимірювань параметрів потоку в проточній частині турбіни. Вимірювання параметрів потоку (спосіб 2) виконувалися в перетині 1 за соплом і в перетині 2 за робочим колесом проточної частини турбіни.

Усереднювання параметрів в тангенціальному напрямі виконувалося

$$\eta_{oi} = \left(\sum_{i=1}^z \eta_{oi} \cdot h_{ad} \right) / \left(\sum_{i=1}^z h_{ad} \right); \eta^* = \left(\sum_{i=1}^z \eta_{oi} \cdot h_{ad} \right) / \left(\sum_{i=1}^z h_{ad}^* \right).$$

У четвертому розділі представлені результати експериментального визначення коефіцієнтів втрат і витратних характеристик соплової решітки, а також коефіцієнтів втрат радіального дифузора.

Решітка у складі ступеня досліджена на десяти режимах в умовах сумісної зміни чисел Маха і Рейнольдса.

При низьких значеннях M_{1t} і Re_{1t} зміна частоти обертання і кутів атаки робочих лопаток практично не впливає на інтегральний коефіцієнт втрат сопла ζ_n і його витратні характеристики: коефіцієнт витрати C_{dn} та приведену витрату $G\sqrt{T_0^*}/P_0^*$. Інтегральні характеристики $\zeta_n, C_{dn}, G\sqrt{T_0^*}/P_0^*$ визначені також при високих значеннях $M_{1t} \approx 0,85$ і $Re_{1t} \approx 9 \cdot 10^5$, які є гранично досяжними для варіанту дослідження сопла з робочим колесом. На цьому режимі робоча решітка обтікається з великими кутами атаки. Однак характеристики соплової решітки практично не змінилися при заміні робочого колеса радіальним дифузором.

Експериментально визначені характеристики дифузора і оптимальне положення його задньої стінки, що забезпечує мінімальні втрати в ньому. При абсолютному повному тиску перед сопловою решіткою 0,18 МПа за допомогою радіального дифузора вдалося знизити тиск за решіткою до 0,06 МПа і одержати на середньому радіусі $M_{1t} = 1,35$.

На рис. 3 представлена залежність коефіцієнта інтегральних втрат в соплі ζ_n від числа Маха M_{1t} .

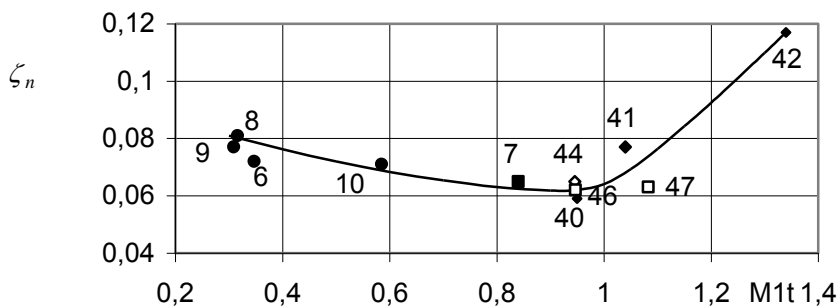


Рис. 3.

◆, ■, ● – RA; ◇; □ – А

Дослідження впливу типу вхідної ділянки перед соплом (осьова – А або радіально-осьова – RA) показало, що ζ_n змінюється в межах похибки вимірювань.

Потік за сопловою решіткою має значну радіальну складову швидкості. У меридіанній площині усереднений по кроку кут $\bar{\gamma}_{1m}$ підвищується від $-10 \dots -$

15° до $8 \dots 18^\circ$ при переході від кореневої зони сопла до периферійної.

У області за кромками відбуваються інтенсивні перетікання у напрямі до кореневої границі сопла. Природно, що вказаний ефект виявляється тільки в кільцевих решітках і обумовлений радіальним градієнтом тиску.

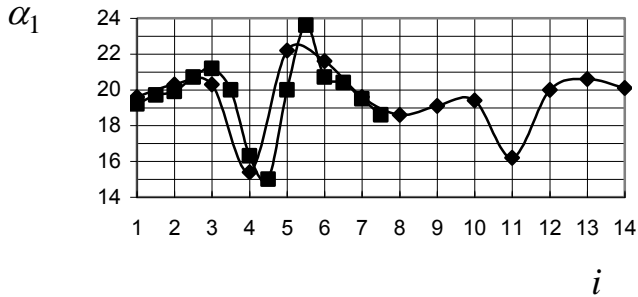


Рис. 4. Зміна кута α_1 по кроку на середньому радіусі для $M_{1t} \approx 0,6$:
 ◆ – режим 1; ■ – режим 2

Кут α_1 істотно змінюється уздовж кроку (рис. 4), що необхідно враховувати під час розрахунку \bar{D}_w і $\Delta\beta$ – параметрів тангенціальної нерівномірності, які запропоновано використовувати для аналізу втрат в робочій решітці.

Розділити сумісний вплив M_{1t} і Re_{1t} на коефіцієнт витрати соплової решітки C_{dn} (рис. 5) вдалося шляхом варіювання тиском повітря за соплом і температурою перед ним.

Для діапазону $\dot{I}_{1t} = 0,8 \dots 1,35$

одержана апроксимаційна залежність за допомогою методу найменших квадратів:

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

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

де $\bar{Re}_{1t} = Re_{1t} / 10^5$.

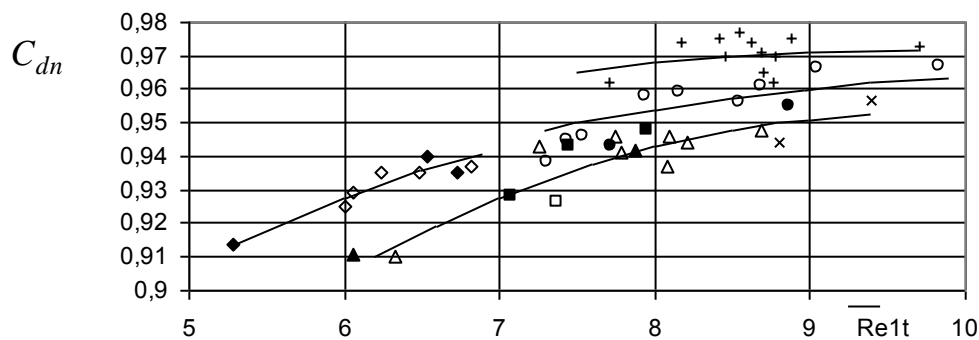


Рис. 5.

◆-RA, ◇-A ($M_{1t} = 0,6 \dots 0,7$); ▲-RA, △- ($M_{1t} = 0,8 \dots 0,9$);
 ■-RA, □-A ($M_{1t} = 0,95 \dots 1,05$); ●-RA, ○-A ($M_{1t} = 1,05 \dots 1,15$);
 +-RA ($M_{1t} = 1,25 \dots 1,35$); ×-RA, турбіна ($M_{1t} = 0,85$)

Для коефіцієнта витрати C_{dn} межа автомодельності за числом Рейнольдса залежить від числа Маха: $Re_{1t\text{ aut}} = (11,6 - 2M_{1t}) \times 10^5$.

Усереднений кут α_1 визначається за допомогою ζ_n , M_{1t} або λ_{1t} , площі горла, торцевої площі $F_{\dot{O}1}$ та C_{dn} .

У п'ятому розділі представлені результати експериментального визначення характеристик робочого колеса.

На середньому радіусі робочої решітки геометричний кут входу $\beta_{1\bar{a}} = 60^\circ$. У натурних «гарячих» умовах кут потоку $\beta_1 = 27^\circ - 90^\circ$, число Маха $M_{2t} = 0,6 - 1,05$, а $Re_{2t} > Re_{2t\text{ aut}}$.

В умовах «холодних» випробувань турбіни з основною сопловою решіткою визначені інтегральні характеристики робочого колеса ζ_r і β_2 для $Re_{2t} > Re_{2t\text{ aut}}$ і $\beta_1 = 23 \dots 50^\circ$. Високі величини $M_{2t} = 0,6 \dots 0,9$ одержані для $\beta_1 \leq 25^\circ$.

Дослідження робочого колеса з трьома сопловими решітками при різних α_1 , β_1 , M_{2t} , Re_{2t} показали, що збільшення радіального зазору δ від 0,22 до 1,0 мм за рахунок зміни діаметру кільця над робочим колесом веде до зниження η^* на $\Delta\eta^* = 0,042 - 0,093$. Це зниження обумовлено зростанням втрат у сопловій решітці на $\Delta\xi_n = \xi_{n0,22} - \xi_{n1,0} = \zeta_n(\rho_{0,22} - \rho_{1,0})$, зміною втрат з вихідною швидкістю на $\Delta\xi_{bc} = \xi_{bc1,0} - \xi_{bc0,22}$ та зростанням умовних втрат у робочому колесі на $\Delta\zeta_r = \zeta_{r0,22} - \zeta_{r1,0}$. $\Delta\xi_{bc}$ залежить від кута виходу потоку з турбіни α_2 та рівня втрат з вихідною швидкістю $\xi_{bc0,22}$. Для $\alpha_2 \approx 80^\circ$ зазор δ не впливає на втрату ξ_{bc} . Для $\alpha_2 < 80^\circ$ збільшення зазору δ веде до зниження, а для $\alpha_2 > 80^\circ$ до збільшення вихідних втрат. Умовні втрати у робочому колесі окрім фактичних інтегральних втрат включають також умовні втрати у потоці, що витікає з радіального зазору та має нульовий ККД. Розподіл втрат у ступені на три складові дозволяє отримати формули для аналізу впливу δ на економічність турбіни:

$$\Delta\eta_{oi} = \eta_{oi0,22} - \eta_{oi1,0} = \Delta\zeta_r (w_{2t} / C_{ad})^2 + \zeta_n (\rho_{0,22} - \rho_{1,0}) + \Delta\xi_{bc};$$

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

Величина $\Delta\zeta_r = 0,067 - 0,13$ та залежить від кута β_1 та параметрів соплової решітки. При переході від однієї соплової решітки до іншої (з більшим кутом α_1) зростають ступінь реактивності та відношення W_{2t} / C_{ad} , тобто підвищується роль

робочого колеса у формуванні ККД, що веде до зростання $\Delta\eta_{oi}$ і $\Delta\eta^*$. Очевидно, якщо зберегти відносні геометричні параметри у області радіального зазору (уступи, осьові зазори, параметри камери і т.п.), то спосіб зміни зазору (збільшення внутрішнього діаметра кільця або підрізання робочих лопаток) не впливає на $\Delta\zeta_r$, $\Delta\eta_{oi}$, $\Delta\eta^*$.

На відміну від $\Delta\zeta_r$, $\Delta\eta_{oi}$, $\Delta\eta^*$ кут виходу потоку з робочого колеса β_2 залежить від способу зміни радіального зазору і визначається за формулою

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

в якій β_2' – кут потоку для $\delta=0,22$ мм (рис. 6); F_r , F_δ – площі горла робочої решітки і кільцевого зазору над робочими лопатками; F_{T2} – торцева площа перерізу за робочим колесом.

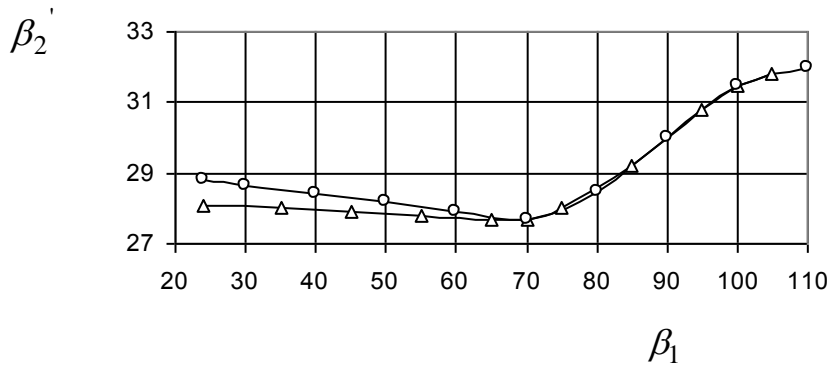


Рис. 6. Вплив β_1 , M_{2t} на кут β_2' для $\delta=0,22$ мм:

○ – $M_{2t} = 0,3...0,6$; Δ – $M_{2t} = 0,9$

Результати тестування робочого колеса з різними сопловими решітками показали, що спроектовані додаткові соплові решітки і решітка стержнів дозволили задовільно змодельовати параметри тангенціальної нерівномірності \bar{D}_w і $\Delta\beta$. Проте моделювання тільки цих параметрів виявилось недостатнім. На контрольних режимах збільшення кута α_1 привело до значного підвищення коефіцієнта втрат ζ_r .

Детальний аналіз результатів показав, що основною, хоча і не єдиною причиною цих розбіжностей може бути зниження числа Струхалія $Sh_r = (U / W_{2t})(b_r / t_n)$, а отже вплив періодичної не стаціонарності процесу обтікання

на характеристики робочої решітки. Коефіцієнт втрат ζ_r залежить від наступних параметрів β_1 , M_{2t} , \bar{D}_w , $\Delta\beta$, Sh_r , δ .

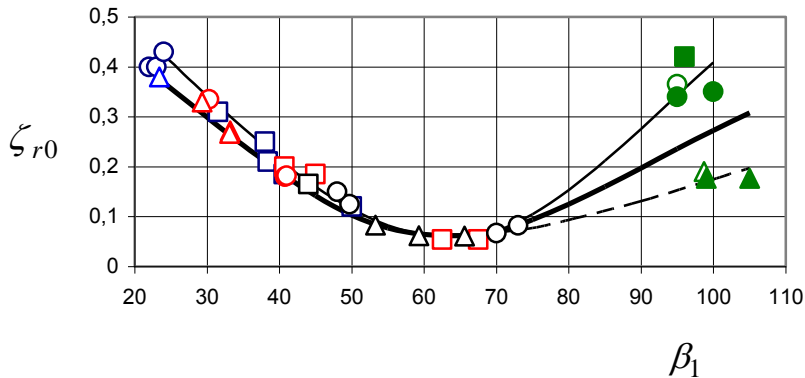


Рис. 7. Інтегральні втрати у робочому колесі за умов $\alpha_1=19^\circ$, $\delta=0$ мм, $Re_{2t} > Re_{2t_{aut}}$:

■, □ $M_{2t} = 0,3$; ●, ○ $M_{2t} = 0,6$; ▲, △ $M_{2t} = 0,9$
 — $M_{2t} = 0,2...0,6$; — $M_{2t} = 0,9$;
 - - - $M_{2t} = 1,1$

Для узагальнення результатів дослідження робочого колеса з різними сопловими решітками замість параметрів \bar{D}_w , $\Delta\beta$ доцільно використати параметр ζ_{nmid} – профільні втрати на середньому радіусі соплової решітки. Визначено, що додаткові втрати у робочому колесі при $\delta=0$ мм задовільно апроксимуються за наступною формулою, яка узагальнює результати експериментального дослідження:

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

де $\Delta\zeta_{r0}$ – додаткові втрати у робочому колесі, в які входять кінцеві втрати при $\delta=0$ та втрати, що обумовлені наявністю перед колесом соплової решітки; $(\beta_1 - \beta_{1\bar{a}})$ – кут атаки;

Для $Sh_r > 0,5$ четвертий доданок в цій формулі слід прийняти нульовим.

На контрольних режимах при фіксованих параметрах β_1 , M_{2t} зміна $\Delta\zeta_{r0}$ обумовлена виключно зміною ζ_{nmid} та Sh_r . За допомогою вищенаведеної формули побудована залежність $\zeta_r = f(\beta_1, M_{2t})$ (рис. 7) для робочого колеса з основною сопловою решіткою і штатним радіальним зазором $\delta = 0,22$ мм.

У шостому розділі розглянута методика розрахунку турбіни і наведено порівняння результатів розрахунку ККД турбіни з результатами експерименту в натурних «гарячих» умовах, який проведений здобувачем у турбінній лабораторії Науково-дослідного та конструкторського центру енергетичних систем компанії СамсунгТехВін (Республіка Корея, місто Чангвон).

Система рівнянь, що описує рух і перетворення енергії в ступені турбіни, включає 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 $\lambda_{1t} = C_{1t} / a_{kp}$. Рівняння записується у вигляді $g(\lambda_{1t}) = 0$. Рішення цього рівняння шукається як рішення задачі оптимізації функції однієї

змінної $g^2(\lambda_{1t}) \rightarrow \min$. Після розв'язування задачі оптимізації і знаходження λ_{1t} обчислюються параметри робочого тіла і характеристики турбіни.

Початковими даними для розрахунку є дані про геометричні характеристики турбіни, режими її роботи та розроблена методика визначення втрат енергії в основних елементах турбіни, до якої включені експериментальні залежності: $\alpha_1 = f(\lambda_{1t})$, $\zeta_n = f(\lambda_{1t})$ – залежності кута виходу потоку з сопла α_1 і відношення інтегральних втрат в соплі до перепаду ентальпій $C_{1t}^2/2$ від безрозмірної швидкості λ_{1t} ; $\beta_2' = f(\beta_1, \lambda_{2t})$, $\zeta_r = f(\beta_1, \lambda_{2t})$ – залежності кута β_2' і відношення інтегральних втрат в робочому колесі до перепаду ентальпій $W_{2t}^2/2$ від кута β_1 і безрозмірної швидкості λ_{2t} для радіального зазору $\delta=0,22$ мм.

Під час розрахунку ступеня в широкому діапазоні режимів режим визначається параметрами гальмування перед ступенем, частотою обертання робочого колеса і статичним тиском за ступенем.

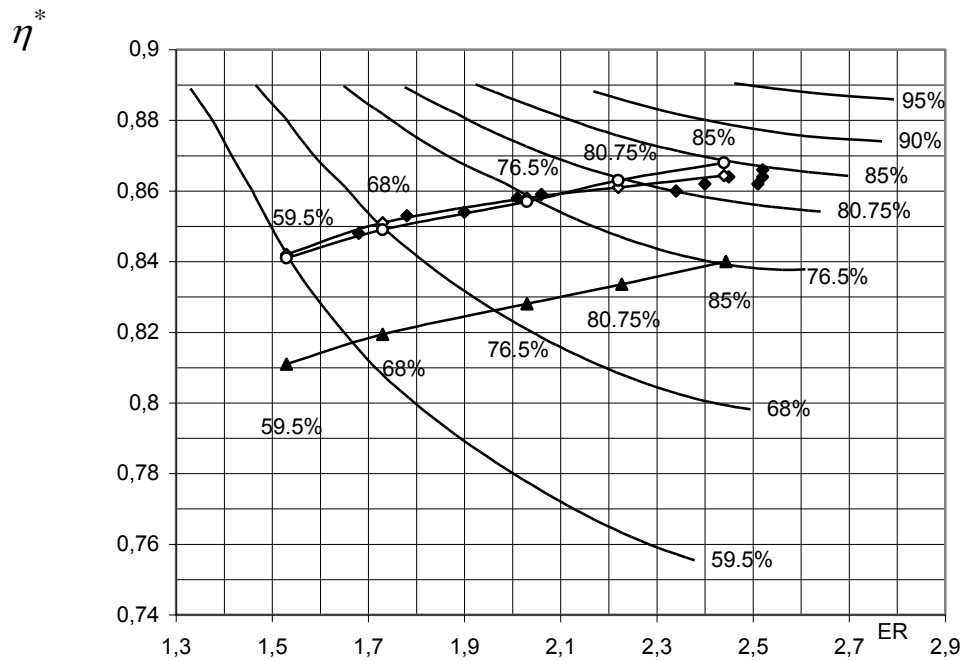


Рис. 8. Порівняння результатів розрахунку з випробуваннями турбіни в натурних «гарячих» умовах на різних режимах для $\delta=0,42$ мм:

- ◆— Експериментальні дані натурних «гарячих» випробувань (◇ контрольні режими);
- Розрахунок за програмою, розробленою на основі результатів «холодних» випробувань (○ контрольні режими);
- ▲— Розрахунок за програмою з використанням відомої системи втрат Kacker і Окариу (▲ контрольні режими)

Для перевірки достовірності результатів розрахунку за розробленою комп'ютерною програмою методу прогнозування характеристик турбіни проведені експериментальні дослідження турбіни в натурних «гарячих» умовах. На рис. 8 представлено порівняння

результатів розрахунку з результатами випробувань турбіни в натурних «гарячих» умовах на різних режимах для $\delta=0,42$ мм. Експериментальні дані одержані для діапазону режимів $\bar{n} = 100 \cdot \left(n / \sqrt{T_0^*} \right) / \left(n / \sqrt{T_0^*} \right)_{\delta \hat{t}_c} = 59,5 \dots 85$ % по відношенню до розрахункового режиму.

Порівняння показує задовільну збіжність результатів розрахунку за розробленою комп'ютерною програмою методу прогнозування характеристик турбіни і результатів натурального «гарячого» експерименту. Похибка не перевищує $\pm 0,5$ %.

У додаток винесені акти, що підтверджують використання результатів кандидатської дисертації при проектуванні та аналізі роботи проточних частин газових турбін в межах науково-технічного співробітництва НТУ «ХПІ» з компанією Самсунг Техвін та у навчальному процесі кафедри турбінобудування НТУ «ХПІ».

ВИСНОВКИ

Дисертаційна робота присвячена вирішенню актуальної науково-практичної задачі розробці методу прогнозування характеристик турбіни, що базується на експериментальному моделюванні газодинамічних процесів у кільцевих решітках турбіни. Основні результати і висновки дисертаційної роботи полягають у такому:

1. Розроблено принципи проектування соплових решіток для моделювання у відносному русі нерівномірної течії перед робочим колесом повітряної турбіни при відносно низькій частоті обертання ротора турбіни.

2. Розроблено оригінальну конструкцію робочої ділянки експериментальної повітряної турбіни, яка дозволила вирішити широке коло проблем, спрямованих на одержання даних для визначення газодинамічних характеристик, як турбіни в цілому, так і її кільцевих решіток окремо.

3. Визначено оптимальні геометричні параметри кільцевого радіального дифузора з великим закрученням потоку на вході, який суттєво знизив тиск за кільцевою сопловою решіткою і дозволив отримати її характеристики на надзвукових режимах при відносно невисоких величинах ступеня стиснення компресора.

4. Виконані експериментальні дослідження повітряної турбіни, її кільцевої соплової решітки на до- та надзвукових режимах роботи, робочого колеса з комплектом розроблених соплових решіток в широкому діапазоні зміни режимів з урахуванням впливу периферійного радіального зазору.

5. За результатами проведених експериментальних досліджень розроблено методику визначення втрат енергії в основних елементах турбіни.

6. Розроблено пакет прикладних програм для ПЕОМ розрахунку газодинамічних характеристик турбіни в натурних «гарячих» умовах роботи, до якої включено розроблену методику визначення втрат енергії в основних елементах турбіни.

7. Виконано перевірку розробленого метода шляхом порівняння розрахункових газодинамічних характеристик газової турбіни, що отримані за розробленою комп'ютерною програмою, з результатами натурних «гарячих» досліджень цієї газової турбіни. Перевірка підтвердила достовірність розробленого методу прогнозування характеристик газової

турбіни, який може бути рекомендований для застосування в аеродинамічних лабораторіях турбінного профілю.

8. Результати дисертаційної роботи використані при проектуванні та аналізі роботи проточних частин газових турбін компанії Самсунг Техвін (Республіка Корея) та в навчальному процесі кафедри турбінобудування НТУ «ХПІ».

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

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

Здобувачем виконані розрахунки турбінного ступеня і визначені границі змінювання чисел Маха, кута входу потоку в робочу решітку, частоти обертання ротора при натурних змінах критеріїв подібності, визначені геометричні кути виходу додаткових соплових решіток та умов «холодних» досліджень робочого колеса.

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

Здобувачем виконані розрахунки і знайдені дефіцит відносної швидкості та амплітуда відносних кутів потоку на вході в робоче колесо і визначені втрати, які необхідно моделювати у додаткових соплових решітках з різними геометричними кутами виходу.

3. Лим Ч.С. Особенности аэродинамического стенда для исследования турбинных ступеней с минимальным радиальным зазором/Лим Ч.С., Лапузин А.В., Субботович В.П., Юдин Ю.А. // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2003. – № 16. – С. 14-19.

Здобувач розробив конструкцію ущільнення від протікання повітря із міжвінцевого зазору турбіни з використанням принципів роботи сухих газових ущільнень відцентрових компресорів фірми «John Crain».

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

Здобувач провів експериментальні дослідження роботи радіального дифузора і визначив його оптимальні параметри на різних режимах.

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

Здобувач провів експериментальні дослідження турбіни зі штатною та

допоміжними сопловими решітками для визначення впливу періодично нестационарних процесів на втрати у робочому колесі.

6. Лим Ч.С. Расходные характеристики рабочего колеса турбины / Лапузин А.В., Лим Ч.С., Субботович В.П., Юдин Ю.А. // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». – 2008. – № 2. – С. 68-72.

Здобувач провів експериментальні дослідження турбіни зі штатною та допоміжними сопловими решітками для визначення залежності витрати робочого тіла крізь робоче колесо за натурних змін критеріїв подібності.

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

Здобувач провів «гарячі» натурні експериментальні дослідження турбіни у широкому діапазоні режимів роботи та визначив дійсні величини ККД, а також виконав розрахунки ККД турбіни за допомогою двох методів.

АНОТАЦІЇ

Лім Чан Сан Розробка методу прогнозування характеристик турбіни на основі експериментального моделювання газодинамічних процесів. – Рукопис.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.05.16 – турбомашини та турбоустановки. Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», Харків, 2011.

Дисертація присвячена розробці й обґрунтуванню нового методу визначення достовірних газодинамічних характеристик парових і газових турбін в широкому діапазоні режимів експлуатації. Основа методу – експериментальне моделювання процесів в турбіні і в її решітках. Проведено огляд існуючих методів визначення характеристик осьових турбін і проаналізовані існуючі системи втрат. Одержані характеристики соплової решітки в широкому діапазоні чисел Маха. Розроблений регульований радіальний дифузор, що забезпечує трансзвукові швидкості за соплом. Вперше розроблений комплект додаткових соплових решіток, що дозволяє моделювати у відносному русі нерівномірний потік перед робочим колесом турбіни в умовах обмежень за частотою обертання. Одержані характеристики робочої решітки в умовах роботи з комплектом соплових решіток. Проведені експериментальні дослідження турбіни в натурних «гарячих» умовах і визначені її газодинамічні характеристики. Порівняння показало задовільний збіг результатів розрахунку за розробленою комп'ютерною програмою, що враховує дані експериментів, проведених на базі розробленого методу в «холодних» умовах, і натурального «гарячого» експерименту і підтвердило достовірність розробленого методу.

Ключові слова: турбіна, експериментальні дослідження, газодинамічні характеристики, соплові решітки, робоче колесо, коефіцієнти втрат, числа Маха та Рейнольдса, критерії подібності.

Лим Чан Сан Разработка метода прогнозирования характеристик турбины на основе экспериментального моделирования газодинамических процессов. – Рукопись.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.05.16 – турбомашин и турбоустановки. Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков, 2011.

Диссертация посвящена разработке и обоснованию перспективного метода определения достоверных газодинамических характеристик паровых и газовых турбин в широком диапазоне режимов эксплуатации. Основа метода – экспериментальное моделирование процессов в турбине и ее решетках для определения их газодинамических характеристик в условиях ограниченных возможностей лабораторного оборудования: относительно невысокая температура воздуха – до 120°C («холодные» условия), умеренная частота вращения ротора до 7000 об/мин и предельная степень сжатия компрессора не более 2,2. Проведен обзор существующих методов определения характеристик осевых турбин и проанализированы системы потерь, которые используются во время проектирования современных турбин. Отмечен большой вклад в развитие и систематизацию методик определения потерь энергии в основных элементах турбины и в использование этих методик при расчетах и оптимизации проточных частей турбин такими учеными: Ainley D. and Mathieson G., Марков Н.М., Зальф Г.А. и Звягинцев В.В., Дейч М.Е., Craig H. and Cox H., Бойко А.В., Kacker S. and Okapu U., Martelli F. and Boretti A., Chen S. и др. Получены характеристики сопловой решетки в широком диапазоне чисел Маха 0,3...1,35 и Рейнольдса, как на турбине, так и без рабочего колеса совместно со специально разработанным регулируемым радиальным диффузором. Получены оптимальные характеристики радиального диффузора в условиях сильно закрученного потока, который существенно снизил давление за кольцевой решеткой и позволил получить её характеристики на сверхзвуковых режимах при относительно небольшой степени сжатия компрессора. Впервые разработан комплект дополнительных сопловых решеток, позволяющих моделировать в относительном движении неравномерный поток перед рабочим колесом турбины в условиях ограничений по частоте вращения при сохранении основных критериев подобия. Получены характеристики рабочей решетки в условиях работы с комплектом специальных сопловых решеток и показано, что коэффициент потерь рабочей решетки в широком диапазоне углов атаки может быть коррелирован с коэффициентами потерь сопловых решеток различных конструкций. Установлено количественное влияние числа Струхала и тангенциальной неравномерности параметров потока в относительном движении на потери в рабочем колесе. Разработана компьютерная программа прогнозирования газодинамических характеристик тестируемой турбины в широком диапазоне режимов ее эксплуатации в «горячих» условиях на основе разработанной методики определения потерь энергии в основных элементах турбины. Проведены экспериментальные исследования турбины в натуральных «горячих» условиях и определены ее газодинамические характеристики. Сравнение показало

удовлетворительное совпадение расчета по разработанной компьютерной программе, учитывающей данные экспериментов, проведенных на базе разработанного метода в «холодных» условиях, и натурного «горячего» эксперимента и подтвердило достоверность разработанного метода, который может быть рекомендован для использования в аэродинамических лабораториях турбинного профиля.

Ключевые слова: турбина, экспериментальные исследования, газодинамические характеристики, сопловая решетка, рабочее колесо, коэффициенты потерь, числа Маха и Рейнольдса, критерии подобия.

Lim Chan Sun Devising a method of prediction of the turbine characteristics on the basis of experimental simulation of the gas dynamic processes. – Manuscript.

Thesis for candidate of technical sciences degree in specialty of 05.05.16 – turbo-machines and turbo-installations. National Technical University «Kharkiv Polytechnic Institute», Kharkiv, 2011.

This dissertation is devoted to the development and substantiation of a new method used for the determination of the reliable gas dynamic characteristics of the steam and gas turbines in a wide range of operation modes. This method is based on the experimental simulation of the processes that occur in the turbine and its cascades. The methods available for the determination of the axial turbines characteristics have been reviewed and the available loss systems have been analyzed. The nozzle cascade characteristics in a wide range of Mach numbers have been obtained. The adjustable radial diffuser that provides transonic velocities behind the nozzle has been developed. A set of the additional nozzle cascades that allows for the simulation of the non-uniform flow in its relative motion in front of the blade wheel under the rotor speed limitation conditions has been developed for the first time. The turbine cascade characteristics under conditions of operation in combination with the set of nozzle cascades have been obtained. The experimental investigations of a turbine under «hot» conditions have been carried out and its gas dynamic characteristics have been determined. 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: turbine, experimental research, gas dynamic characteristics, nozzle cascade, rotor cascade, loss coefficients, Mach and Reynolds's numbers, similarity criteria.



Підписано до друку 20.02.2012 р.
Формат 60x84/16. Папір офсетний. Друк цифровий.
Гарнітура Times. Ум. друк. арк. 1,16. Обл.-вид. арк. 1,01.
Наклад 100 прим. Зам. №5304

Віддруковано в ТОВ «ДРУКАРНЯ МАДРИД»
61024, м. Харків, вул. Ольмінського, 8
Тел.: (057) 717-41-79
www.madrid.in.ua e-mail: info@madrid.in.ua