

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
“ХАРКІВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ”**

БУРЛАКА МАКСИМ ВАСИЛЬОВИЧ



УДК 621.165:533.6

**АЕРОДИНАМІЧНА ОПТИМІЗАЦІЯ НАПРЯМНИХ РЕШТОК
ОСЬОВИХ ТУРБІН**

05.05.16 – турбомашини та турбоустановки

Автореферат дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Харків–2010

Дисертацією є рукопис.

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

Науковий керівник: доктор технічних наук, професор
Бойко Анатолій Володимирович,
Національний технічний університет
“Харківський політехнічний інститут”,
завідувач кафедри турбінобудування

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор
Єршов Сергій Володимирович,
Інститут проблем машинобудування
ім. А.М. Підгорного НАН України,
головний науковий співробітник

кандидат технічних наук, професор
Бондаренко Герман Андрійович,
Сумський державний університет,
професор кафедри технічної теплофізики

Захист відбудеться “27” січня 2011 р. о 12 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 18 грудня 2010 р.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої ради



Юдін Ю.О.

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Ефективність роботи турбіни визначається аеродинамічною досконалістю її проточної частини. На сучасному етапі розвитку турбінобудування підвищення ККД проточної частини турбіни на номінальному режимі можливо лише при урахуванні просторового характеру плин у турбінних решітках. Останнім часом досить розповсюдженим підходом для підвищення ККД проточної частини турбіни є просторова оптимізація, зокрема оптимізація складного тангенціального навалу напрямних турбінних решіток. Існуючі алгоритми оптимізації потребують удосконалення через їх велику обчислювальну ресурсоемність та відсутність обмеження на витрату робочого тіла в турбінній решітці або не достатню точність її дотримання. Велика ресурсоемність алгоритмів оптимізації решіток турбін пов'язана з тим, що вони потребують від сотень до тисяч обчислень цільової функції, а одне обчислення значення цільової функції при розрахунку тривимірної в'язкої течії стисливої рідини в турбінній решітці на якісній розрахунковій сітці потребує від кількох до десяти годин машинного часу на найсучаснішому ПК. Введення обмеження на витрату робочого тіла значно підвищує кількість необхідних розрахунків, що змушує дослідників зменшувати час обчислювального розрахунку шляхом використання простих моделей турбулентності та зменшення розрядності сітки, а це неминує призводить до зниження точності.

Таким чином, розробка алгоритму оптимізації складного тангенціального навалу решіток осьових турбін зі зменшеною ресурсоемністю та точним дотриманням витрати робочого тіла є актуальною задачею та визначило напрям дисертаційної роботи.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дисертаційну роботу виконано на кафедрі турбінобудування НТУ «ХП» у рамках держбюджетних науково-дослідних робіт МОН України: «Теоретичні фундаментальні дослідження в галузі гідродинаміки й теплообміну в парових і газових турбінах» (ДР №0106U001480, 2006-2008), «Аеродинамічне вдосконалення ступенів турбін на основі розрахункових та 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), де здобувач був виконавцем окремих етапів.

Мета і задачі дослідження. Мета дослідження - обґрунтування вірогідного і ефективного алгоритму аеродинамічної оптимізації складного тангенціального навалу напрямних кільцевих решіток осьових турбін з використанням методів обчислювальної гідродинаміки та контролем витрати робочого тіла при оптимізації.

Для досягнення зазначеної мети поставлені наступні задачі:

– розробити параметричні моделі решітки осьової турбіни, які повинні мати високу гнучкість, можливість контролю витрати робочого тіла при мінімальній кількості варійованих параметрів;

– розробити алгоритм і програму побудови параметричних тривимірних розрахункових сіток з можливістю її запису в універсальний формат збереження даних в CFD;

– визначити параметри тривимірної розрахункової сітки, моделі турбулентності, розрахункової схеми CFD розрахунку, які забезпечать найкращий збіг з фізичним експериментом;

– визначити вплив простого й складного тангенціального навалу на структуру тривимірної течії, коефіцієнт інтегральних втрат та витрату робочого тіла в кільцевих напрямних решітках осьових турбін;

– обґрунтувати коректність проведення оптимізації ізольованої кільцевої напрямної решітки осьової турбіни у порівнянні з її оптимізацією в складі ступені;

– провести апробацію розробленого алгоритму з використанням двох параметричних моделей лопатки при різних відношеннях горла решітки до висоти лопатки зі збереженням витрати робочого тіла через решітку.

Об'єктом дослідження є аеродинамічні явища в решітках осьових турбін високого тиску.

Предмет дослідження – вторинні течії в напрямних решітках осьових турбін високого тиску, а саме засоби впливу на них, їх зменшення чи перерозподіл з використанням аеродинамічної оптимізації.

Методи дослідження. Теоретичні аспекти роботи базуються на фундаментальних положеннях теорії аерогідродинаміки. Твердотільне тривимірне комп'ютерне моделювання використовувалось для побудови комп'ютерних тривимірних моделей лопаток осьових турбін. Для отримання характеристик потоку в осьових турбінних решітках застосовувались методи обчислювальної гідродинаміки. Аеродинамічно оптимальна форма турбінних решіток визначалась з допомогою методів планування експерименту.

Наукова новизна отриманих результатів:

– дістав подальший розвиток підхід до оптимізації напрямних турбінних решіток, який поєднує теорію планування експерименту та методи розрахунку течії і забезпечує як високу точність розрахунку, так і суттєве зменшення часу оптимального проектування;

– вперше розроблено алгоритм аеродинамічної оптимізації складного тангенціального навалу напрямних лопаток сумісно з їх поворотом, що дозволило отримати ефективні напрямні решітки і з заданою точністю зберегти величину витрати робочого тіла;

– запропоновані нові параметричні моделі просторової лопатки осьової турбіни: одна зі скривленням лопатки по всій довжині, друга з прямолінійною центральною ділянкою, основною відмінністю яких є висока гнучкість при мінімальній кількості варійованих параметрів;

– розроблено рекомендації щодо вибору методу скривлення лопаток при оптимізації кільцевих турбінних решіток з різним відношенням горла до їх висоти;

– вперше для кільцевої напрямної решітки з лопатками сталого по висоті стандартного профілю Н4 (ТС-1А) в заданому діапазоні висот визначено максимально можливий виграш у коефіцієнті сумарних витрат від використання складного тангенціального навалу при точному дотриманні витрати робочого тіла через решітку.

Практичне значення отриманих результатів для галузі турбінобудування полягає у використанні розробленого алгоритму оптимізації для створення високоефективних ступенів турбін з малими відношеннями середнього діаметру до висоти лопатки, що дозволить суттєво підвищити ККД ЦВТ потужних парових турбін і підвищити ефективність турбоагрегату в цілому.

Результати дисертаційної роботи використовуються ВАТ «Турбоатом» в процесі проектування нових парових турбін (акт впровадження від 2 вересня 2010 р.).

Основні результати досліджень використовуються в навчальному процесі кафедри турбінобудування НТУ «ХП» (акт впровадження від 3 вересня 2010 р.) в курсах лекцій для студентів та магістрів, які навчаються за напрямками «Енергомашинобудування» та «Теплофізика» під назвою «Основи теорії оптимального проектування турбін».

Особистий внесок здобувача. Положення і результати, що виносяться на захист дисертаційної роботи, отримані здобувачем особисто. Серед них: проведений критичний аналіз існуючих алгоритмів оптимізації складного тангенціального навалу напрямних турбінних решіток осьових турбін з визначенням їх недоліків; проведений аналіз сучасних поглядів на структуру течії в решітках осьових турбін та зроблені деякі узагальнюючі висновки; у програмі TopGrid реалізований експорт тривимірних сіток із шестигранними й чотиригранними елементами у формат CGNS, і додана функціональність препроцесора; розроблені та програмно реалізовані засоби параметричного скривлення лопатки по висоті; проведені всі CFD розрахунки, їх обробка і аналіз; розроблений алгоритм оптимізації напрямних решіток осьових турбін; дано пояснення механізму зменшення втрат в напрямній турбінній решітці від оптимального тангенціального складного навалу; вдосконалена просторова форма лопатки з профілем ТС-1А при декількох висотах.

Апробація результатів дисертації. Основні положення та результати дисертаційної роботи доповідалися та обговорювалися на: Міжнародних науково-практичних конференціях «Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я» (м. Харків, 2007 р., 2008 р., 2009 р., 2010 р.); Всеукраїнських науково-технічних конференціях «Проблеми енергосбереження України и пути их решения» (м. Харків, 2007 р., 2008 р., 2009 р., 2010 р.); Всеросійській міжвузівській науково-технічній конференції «Газотурбинные и комбинированные установки и двигатели» (м. Москва, Росія, 2008 р.); Міжнародній науково-технічній конференції «Современные технологии в газотурбостроении» (м. Алушта, Крим, 2010 р.); Міжнародній

науково-технічній конференції «ASME Joint US-European Fluids Engineering Summer Meeting» (м. Монреаль, Канада, 2010 р.).

Публікації. Основний зміст дисертації відображено у 7 наукових публікаціях, з них: 4 статті у наукових фахових виданнях ВАК України.

Структура й обсяг дисертації. Дисертаційна робота складається зі вступу, чотирьох розділів, висновків, 9 додатків, списку літератури. Загальний обсяг дисертації становить 167 сторінок; з них 81 рисунок по тексту; 15 таблиць по тексту; 9 додатків на 23 сторінках; списку використаних літературних джерел з 62 найменувань на 7 сторінках.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У **вступі** обґрунтовано актуальність та доцільність дисертації, сформульовано її мету і задачі, визначено об'єкт, предмет і методи дослідження, наукову новизну та практичну значущість роботи.

Перший розділ присвячено аналізу науково-технічної інформації щодо детальної структури вторинних течій у решітках осьових турбін та її впливу на інтегральні втрати енергії, засобів підвищення аеродинамічної ефективності решіток осьових турбін за рахунок зменшення витрат від вторинних течій, методів обчислювальної аеродинаміки в задачах аеродинамічної оптимізації турбінних решіток, та методів оптимізації що використовуються разом з CFD для удосконалення решіток осьових турбін. В результаті проведеного аналізу виявлені: особливості і недоліки існуючих засобів зменшення втрат від вторинних течій та намічені перспективні напрямки досліджень по зменшенню інтегрального коефіцієнту втрат турбінної решітки; можливості та вимоги CFD методів в задачах оптимізації решіток осьових турбін; особливості використання тих чи інших методів оптимізації сумісно з CFD в структурі оптимізаційного алгоритму.

У **другому розділі** систематизована розробка алгоритму просторової аеродинамічної оптимізації напрямної кільцевої решітки осьової турбіни за критерієм втрат кінетичної енергії з функціональним обмеженням на витрату робочого тіла через решітку.

Прийнята тривимірна модель турбінної лопатки, що формувалась за відомими, розподіленими по висоті лопатки плоскими профілями, з використанням неоднорідних раціональних В-сплайнів (NURBS). Плоскі профілі жорстко прив'язані до лінії стекінга, змінюючи яку відповідно змінюється форма лопатки. В якості лінії стекінга запропоновано використовувати криві, що однозначно визначаються наступними залежностями:

$$Y(\bar{l}) = (1 - \bar{l})^3 Y_0 + 3\bar{l}(1 - \bar{l})^2 Y_n + 3\bar{l}^2(1 - \bar{l}) Y_s + \bar{l}^3 Y_1, \quad (1)$$

$$Y(\bar{l}) = (1 - \bar{l})^4 Y_0 + 4\bar{l}(1 - \bar{l})^3 Y_h + 6\bar{l}^2(1 - \bar{l})^2 Y_m + 4\bar{l}^3(1 - \bar{l}) Y_s + \bar{l}^4 Y_1, \quad (2)$$

$$Y_m = \frac{1}{2}(Y_0 + Y_1), \quad (3)$$

де Y_0 , Y_h , Y_s , Y_1 та Y_m – координати опорних точок; \bar{l} – безрозмірна висота лопатки.

Ці криві представляють собою дещо змінені криві Безьє третього та четвертого порядків відповідно, та мають вигляд показаний на рис. 1. Безрозмірна висота лопатки \bar{l} використовується і як координата, що визначає положення точок кривої вздовж координати z , і як параметр кривої Безьє.

У відповідності до постановки задачі оптимізації положення точок Y_0 , Y_1 та Y_m фіксувалися, а параметри Y_h та Y_s варіювалися.

Для контролювання витрати робочого тіла в турбінній решітці, що оптимізується, в параметричну модель лопатки був доданий параметр $\Delta\beta_y$, який представляє собою кут повороту лопатки навколо її вхідного ребра. Для зручності метод викривлення лопатки по кривій 3-го порядку названо «метод 1», а викривлення лопатки по кривій 4-го порядку названо «метод 2».

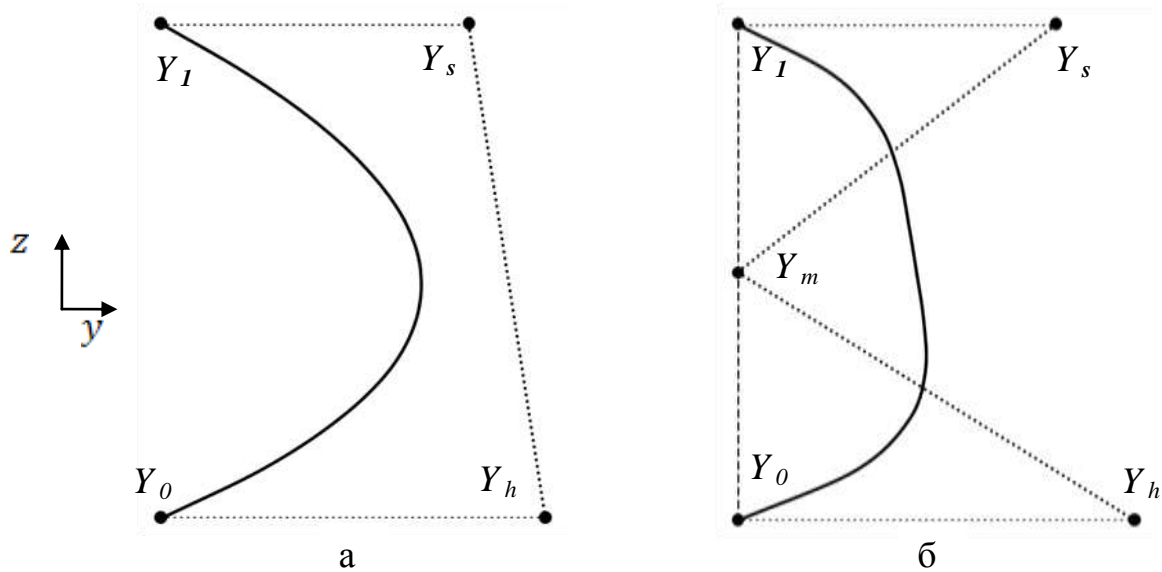


Рис. 1 Модифіковані криві Безьє: а – крива 3-го порядку; б – крива 4-го порядку.

Описані параметричні моделі турбінної лопатки, що мають по три варійованих параметра. Два з яких для формування складного тангенціального навалу та один для контролю витрати робочого тіла шляхом повороту лопатки.

Обидві параметричні моделі реалізовані програмно, як окремі модулі, розробленої на кафедрі турбінобудування НТУ «ХПІ» програми TOpGrid.

Наводиться опис побудови параметричних тривимірних структурованих H-сіток, з можливістю згущення біля стінок по степеневій або по експоненційній залежностям. Описані алгоритми побудови сіток в каналах турбінних решіток, що реалізовані у програмі TOpGrid.

Детально описано універсальний формат зберігання CFD даних (CGNS). Показано переваги та перспективи його використання в межах оптимізаційного алгоритму з CFD розрахунками турбінних решіток. Наведені приклади побудови CGNS файлів у програмі TOpGrid, які містять інформацію про координати вузлів, тип сітки, граничні умови та іншу інформацію, що може бути потрібна CFD-вирішувачу для розрахунку течії в каналі решітки осьової турбіни.

Надано детальну інформацію про можливості програмного комплексу ANSYS CFX та особливості його використання в рамках алгоритму оптимізації решіток осьових турбін. Крім цього описано мови CCL (CFX Command Language) та CEL (CFX Expression Language), з допомогою яких був створений набір макросів, для спрощення та частинної автоматизації аналізу результатів чисельних розрахунків течії в турбінній решітці.

Докладно описано підхід до оптимізації турбінних решіток та його основні складові: макромодельовання та ЛП-пошук. Оптимізаційний підхід будується на визначенні, з допомогою планування експерименту, функції цілі $F(Y_h, Y_s, \Delta\beta_y)$ та функції обмеження $G(Y_h, Y_s, \Delta\beta_y)$ як поліномів другого порядку трьох змінних, та подальшому визначенню, з допомогою ЛП-пошуку, мінімальних значень функції цілі, що задовольняють відповідним значенням функції обмеження. Функція цілі – інтегральний коефіцієнт повних втрат в турбінній решітці, функція обмеження - витрата робочого тіла через турбінну решітку.

Сформовано алгоритм просторової аеродинамічної оптимізації напрямних решіток осьових турбін, який складається з наступних етапів: 1) створюється план обчислювального експерименту; 2) будуються відповідні точкам створеного плану лопатки та відповідні розрахункові області і сітки; 3) визначаються значення функції цілі шляхом проведення відповідних CFD розрахунків та їх аналізу; 4) визначаються коефіцієнти повного квадратичного поліному функції цілі та функції обмеження, з подальшим визначенням мінімального значення $F(Y_h, Y_s, \Delta\beta_y)$ при умові, що витрата робочого тіла через відповідну змінену решітку з достатньою точністю дорівнює витраті робочого тіла через початкову решітку, далі: а) мінімум функції цілі потрапляє на межу діапазону варіювання параметрів оптимізації - діапазон зміщується у напрямку цієї межі та повторюються п. 1-4; б) мінімум функції потрапляє в діапазон, однак макромодель не є достатньо точною – діапазон зменшується та повторюються п. 1-4; в) мінімум функції потрапляє в діапазон і макромодель є достатньо точною – проводиться контрольний CFD розрахунок, якщо CFD результати, з достатньою точністю, співпадають з результатами оптимізації по

макромоделі, то оптимізація завершується, якщо ні, то діапазон зменшується та повторюються п. 1-4.

У **третьому розділі** наведено дослідження про вибір параметрів числових розрахунків течій в турбінних решітках, які забезпечать найкращий збіг з відповідними експериментами, а також приведено дослідження впливу форми тривимірної лопатки на течію в турбінній решітці.

Показано, що найкращий збіг з експериментом за умови помірної ресурсоемності дають CFD розрахунки з наступними параметрами:

- довжини вхідної та вихідної ділянок розрахункової області 35 % та 44 % хорди лопатки відповідно;
- розмірність тривимірної сітки $166 \times 70 \times 90$ (при цьому параметр y^+ на усіх стінках був менше 1, а кількість елементів поблизу стінок, що входять в примежовий шар приблизно дорівнювало 10);
- модель турбулентності SST;
- розрахункова схема TVD другого порядку апроксимації з локально першим в місцях великих градієнтів функцій.

Аналіз результатів дослідження впливу простого тангенціального навалу напрямної кільцевої решітки з профілями TC-1A показав, що позитивний (в напрямку обертання гіпотетичного робочого колеса) та негативний (в напрямку протилежному до напрямку обертання гіпотетичного робочого колеса) навал приводять до збільшення дійсних кутів виходу та витрати робочого тіла. Отримано залежність коефіцієнту повних витрат ζ від кута навалу γ кільцевої напрямної решітки, яка має вигляд показаний на рис. 2.

Показано, що позитивний навал приводить до зменшення втрат від вторинних течій біля кореня та їх збільшенню біля периферії, негативний навал приводить до протилежного ефекту. Крім цього визначено, що основною причиною зміни структури течії в турбінній решітці з навалом є виникнення

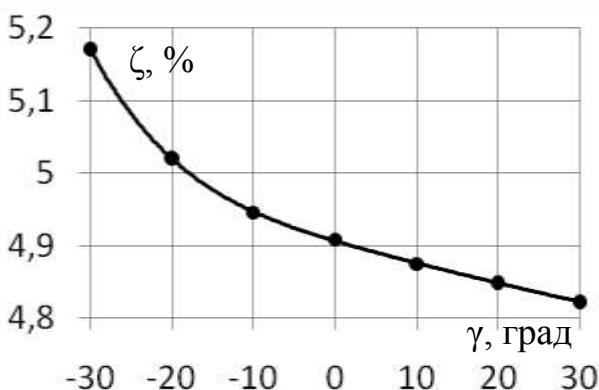


Рис. 2 Залежність коефіцієнту повних витрат від кута навалу

градієнта тиску уздовж висоти лопатки, який залежно від виду навалу (позитивний/негативний) може бути спрямований від кореня до периферії або від периферії до кореня відповідно. Виходячи з цього пояснюється механізм зменшення витрат в турбінній решітці від складного тангенціального навалу, а саме створення біля кореня і на периферії градієнту тиску спрямованого від торців до ядра потоку. Такий розподіл тиску можна створити, якщо біля кореня створити навал, що відповідає позитивному простому тангенціальному навалу, а на периферії негативному простому тангенціальному навалу.

Підтвердження можливості підвищення аеродинамічної ефективності напрямних решіток осьових турбін отримано при оптимізації складного тангенціального навалу без обмеження на витрату робочого тіла через решітку. Оптимальну решітку, розподілення статичного тиску в контрольній площині та на спинці лопатки показано на рис. 3, рис. 4 та на рис. 5 відповідно. Коефіцієнт інтегральних витрат в оптимальній решітці зменшився з 4,97 % до 4,497 % у порівнянні з вихідною решіткою. Однак, одночасно зі зменшенням витрат відбулося збільшення витрати робочого тіла в оптимальній решітці майже на 10 %, що є не допустимим. Виходячи з чого, робиться висновок про необхідність врахування зміни витрати робочого тіла при оптимізації турбінних решіток та обов'язковість введення обмеження на витрату робочого тіла. Також показано, що основний виграш за повними втратами відбувається за рахунок зменшення втрат від вторинних течій при деякому збільшенні втрат в ядрі потоку.

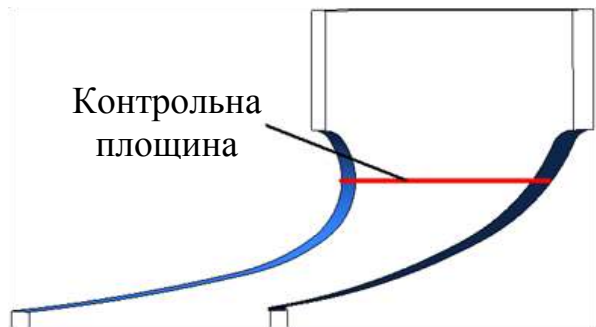


Рис. 3 Оптимізована решітка

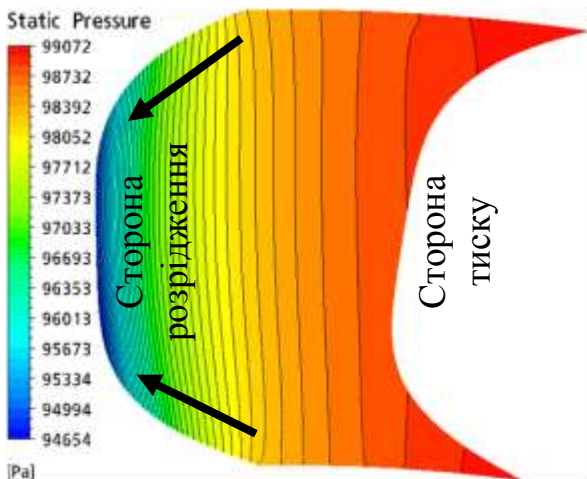


Рис. 4 Контури статичного тиску на контрольній площині в оптимальній решітці

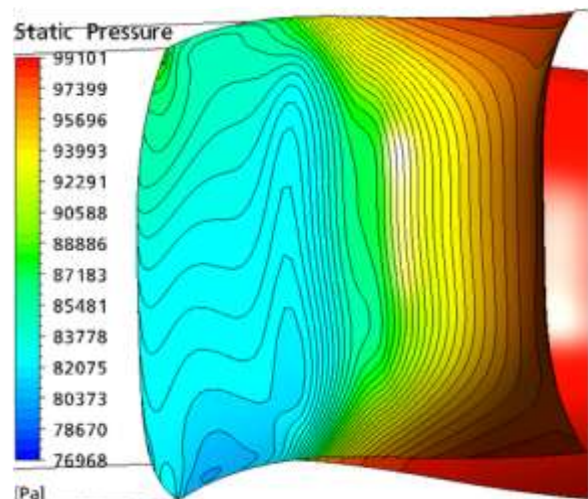


Рис. 5 Контури статичного тиску на спинці оптимальної решітки

Проведений аналіз коректності оптимізації ізольованої напрямної турбінної решітки за розробленим алгоритмом показав, що оптимізація напрямного апарату зі збереженням витрати робочого тіла окремо від ступені дає позитивний результат. Установка оптимізованої напрямної решітки у відповідну вихідну ступень призвела до зменшення інтегральних витрат у напрямній решітці з 4,494 % до 4,379 % та у робочій решітці з 7,962 % до 7,732 %, при цьому витрата робочого тіла в ступені змінилася лише на 0,22 % у відносній величині. Це свідчить про коректність проведення окремої оптимізації складного тангенціального навалу напрямних решіток осьових турбін.

Таким чином, обґрунтована надійність розробленого алгоритму, що об'єднує у собі CFD розрахунки, планування експерименту та ЛП-пошук.

У **четвертому розділі** наведено результати дослідження ефективності розробленого алгоритму оптимізації при вирішенні оптимізаційної задачі зі збереженням витрати робочого тіла через кільцеву напрямну решітку осьової турбіни.

Суть дослідження полягала в визначенні величини зменшення коефіцієнта інтегральних витрат в кільцевій напрямній решітці осьової турбіни шляхом оптимізації за розробленим алгоритмом при різних відношеннях горла a до висоти решітки l з одночасним порівнянням результатів оптимізацій з викривленням лопатки за «методом 1» та за «методом 2».

Результати дослідження представлені у таблиці 1. Розроблений оптимізаційний алгоритм дозволяє зменшити коефіцієнт інтегральних витрат ζ решітки при збереженні витрати робочого тіла через решітку з високою точністю. Найбільше відносне відхилення витрати робочого тіла ΔG^* дорівнює 0,017 %. При цьому найбільший відносний виграш $\Delta \zeta^*$ досягається при більших відношеннях a/l , а при найменшому з розглянутих значень цього відношення (0,16) оптимізація не дала позитивного результату.

Таблиця 1. -

Результуючі дані оптимізаційного дослідження

a/l	Варіант	Y_s	Y_h	$\Delta\beta_y$	$\zeta, \%$	$\Delta\zeta^*, \%$	$G, \text{кг/с}$	$\Delta G^*, \%$
0,44	вих.	0	0	0	6,4648	-	0,288864	-
	метод 1	0,4949	0,7985	0,2485	6,0806	6,125	0,288905	0,014
	метод 2	0,498	0,8564	0,1541	6,1987	4,203	0,288914	0,017
0,23	вих.	0	0	0	5,4588	-	0,603025	-
	метод 1	0,4085	-0,0379	0,0816	5,3566	1,890	0,603049	0,004
	метод 2	0,4068	0,4078	0,1427	5,3132	2,703	0,602973	0,009

Отримані оптимальні решітки показані на рис. 6. Порівнюючи оптимальні решітки, отримані з використанням різних методів формування складного

тангенціального навалу, зроблено висновок, що при одних a/l краще використовувати «метод 1», при інших a/l – «метод 2».

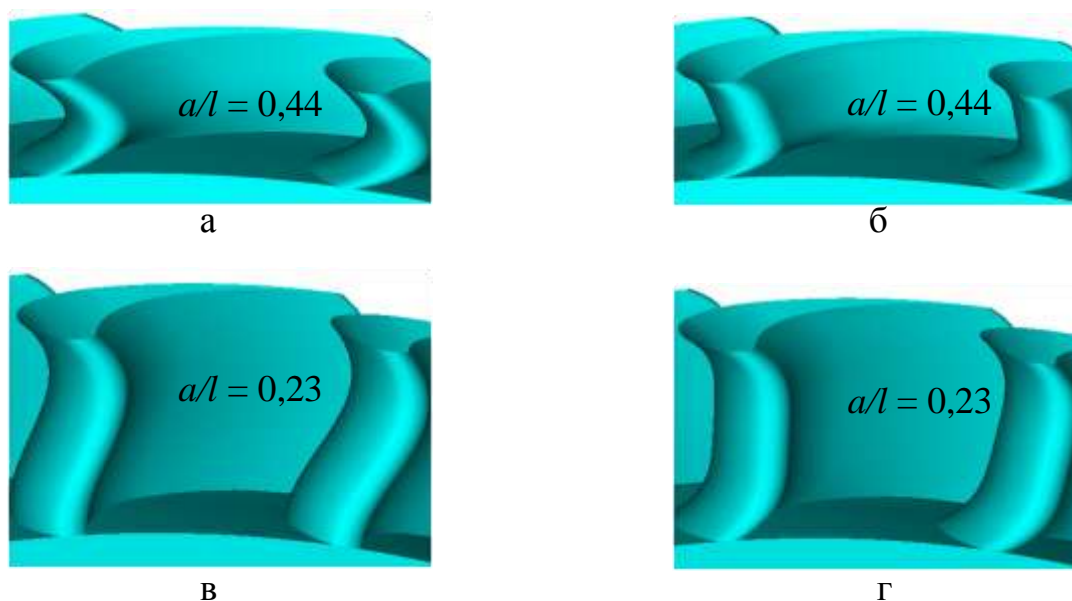


Рис. 6 Оптимізовані напрямні кільцеві турбінні решітки («а» і «в» – метод 1; «б» і «г» – метод 2)

Аналіз розподілень коефіцієнту витрат вздовж висоти лопатки (рис. 7) показав, що зменшення витрат на виході з решітки досягається за рахунок збільшення областей з мінімальними витратами, що добре погоджується з висновками, отриманими при аналізі простого та складного тангенціального навалу у 3-му розділі. Фізичну основу формування областей з мінімальними витратами надано нижче.

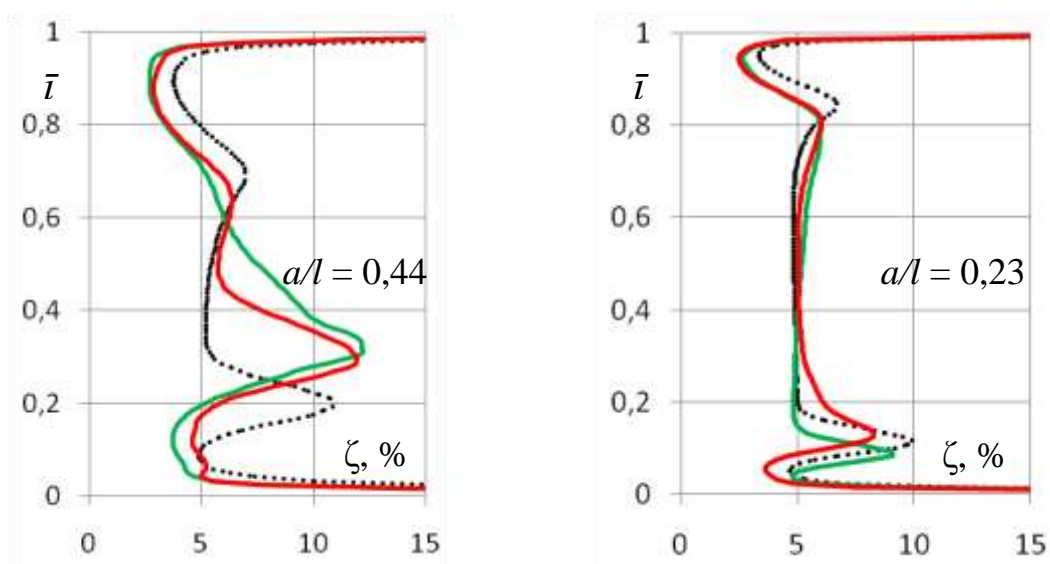


Рис. 7 Розподілення коефіцієнту витрат по висоті решітки

..... вих — опт. метод 1 — опт. метод 2

Детально розглянуто причини збільшення аеродинамічної ефективності турбінних решіток від просторової оптимізації. А саме, проведений аналіз товщини примежового шару (рис. 8), та структури течії (рис. 9) на спинці лопатки.

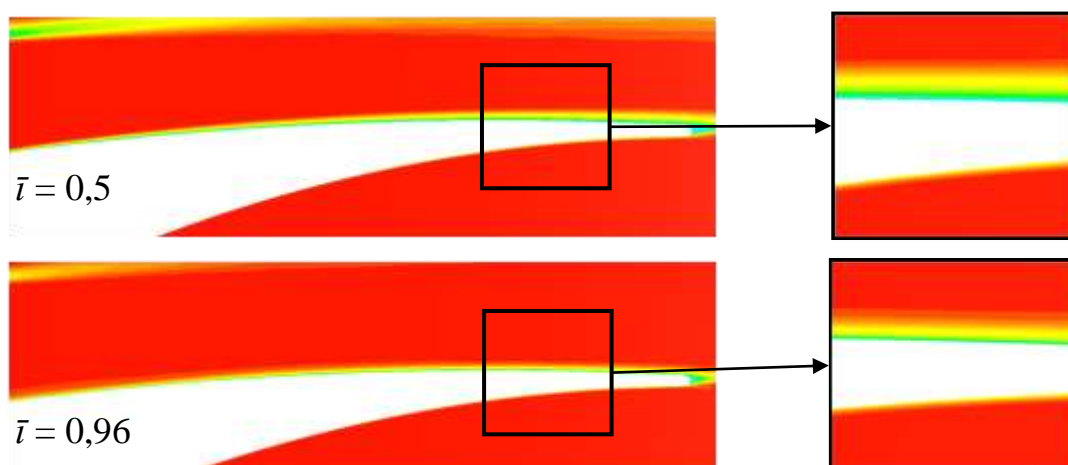


Рис. 8 Поле повного тиску у вихідній решітці

На рис. 8 представлено порівняння поля повного тиску на середньому радіусі ($\bar{r} = 0,5$), та біля периферії ($\bar{r} = 0,96$), яке свідчить про те, що товщина примежового шару у споріднених областях відчутно менша на висоті $\bar{r} = 0,96$, ніж на середньому радіусі. Відомо, що товщина примежового шару на спинці лопатки суттєво впливає на коефіцієнт витрат. Останнє добре погоджується з розподіленням коефіцієнту витрат (рис. 7). В свою чергу розподілення коефіцієнту витрат свідчить про те, що біля кореня характер зміни товщини примежового шару буде подібним.

Пояснення зменшеної товщини примежового шару в характерних областях

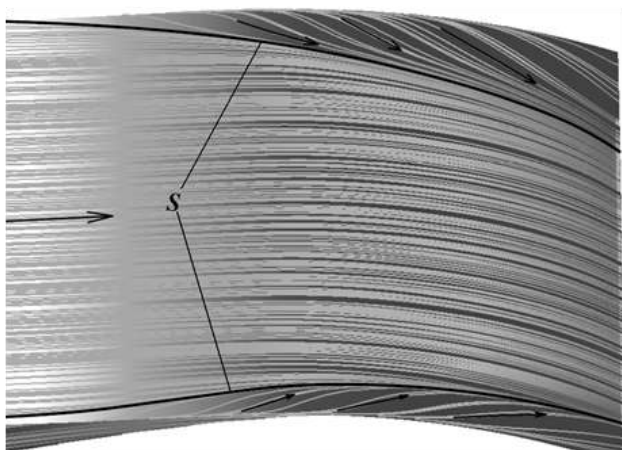


Рис. 9 Лінії току на спинці вихідної лопатки

біля кореня та на периферії, надано шляхом аналізу ліній току на спинці лопатки (рис. 9). На рис. 9 лінією S позначена лінія відриву каналного вихору від спинки лопатки. Ця лінія є лінією розмежування двох основних примежових течій на спинці лопатки: 1) течія вздовж лопатки від вхідної до вихідної крайки; 2) поперечні течії з торців міжлопаткового каналу, проникаючі за рахунок своєї інерції на лопатку (ці течії представляють собою частини кореневого та периферійного каналних вихорів). Тобто, на спинці лопатки існують області з відмінно сформованими примежовими шарами.

Саме це і дозволило пояснити відмінну товщину примежового шару у відповідних областях лопатки. А саме: канальний вихор призводить до утворення на спинці лопатки до самої лінії S примежового шару меншої товщини, ніж товщина примежового шару від обтікання лопатки основним потоком. Вслід за цим витікає наступний висновок про те, що вторинні течії спричиняють не тільки негативний ефект, але й позитивний і при правильному розподіленні просторової структури потоку можна використовувати це аеродинамічне явище при створенні оптимальних просторових форм лопаток осьових турбін.

Показано, що в отриманих оптимальних турбінних решітках лінія S під дією градієнту тиску, описаного в 3-му розділі, зміщується у напрямку ядра потоку, що в свою чергу призводить до збільшення областей з мінімальними втратами, та в цілому призводить до зменшення інтегрального коефіцієнту витрат решітки.

Сумарна кількість CFD розрахунків на проведення оптимізаційного дослідження у четвертому розділі дорівнює 110, з урахуванням оптимізації при $a/l=0,16$ – 165 розрахунків. Тобто у середньому приблизно 27 розрахунків на одну оптимізацію з трьома варійованими параметрами. Для порівняння, на отримання однієї оптимальної решітки з використанням генетичного алгоритму при варіюванні лише двох параметрів необхідно приблизно від 100 до 1000 CFD розрахунків, а при трьох ще більше.

У додатках наведено акти впровадження деяких результатів роботи на ТОВ «Турбоатом», впровадження у навчальний процес на кафедрі турбінобудування НТУ «ХП». Також наведено: зображення з розробленими здобувачем елементами інтерфейсу програми TopGrid; структуру CGNS файлу створеного у програмі TopGrid разом з розрахунковою сіткою; геометричні характеристики профілів турбінних лопаток, що досліджувались; коди макросів, написаних на мові CCL та CEL.

ВИСНОВКИ

У дисертаційній роботі вирішена науково-практична задача розробки та обґрунтування оптимізаційного алгоритму, що поєднує методи планування експерименту, CFD та ЛП-пошук та дозволяє одержувати напрямні турбінні решітки з більш високою аеродинамічною ефективністю при незмінній витраті робочого тіла через решітку. Запропонований оптимізаційний алгоритм вимагає як мінімум на порядок менше машинного часу, ніж інші оптимізаційні алгоритми, зокрема генетичний алгоритм. Використання загальної системи збереження даних у CFD (CGNS) виключає залежність розробленого алгоритму від будь-якого CFD-вирішувача.

У процесі дослідження виділені наступні висновки.

1. Розроблені дві параметричні моделі решітки осової турбіни з прямолінійною центральною ділянкою та без неї. Обидві параметричні моделі

мають достатньо високу гнучкість при трьох варіюваних параметрах до яких входить і параметр, що дозволяє контролювати витрату робочого тіла.

2. Розроблено алгоритм і програму для побудови параметричних тривимірних розрахункових сіток з можливістю їх збереження в універсальний формат зберігання даних у CFD (CGNS), що дозволить у напівавтоматичному режимі отримувати якісні розрахункові сітки у каналі турбінної решітки та використовувати їх у різних CFD-вирішувачах.

3. З використанням програми TOpGrid та методів обчислювальної аеродинаміки, шляхом проведення відповідних CFD розрахунків, визначенні параметри сітки та CFD-методу які забезпечують найкращий збіг з відповідним експериментом, що зумовлює високу достовірність результатів обчислювальних розрахунків при проведенні оптимізації турбінної решітки.

4. Визначений вплив простого та складного тангенціального навалів на структуру тривимірної течії, коефіцієнт інтегральних витрат та витрату робочого тіла в кільцевих напрямних решітках осьових турбін, котрий полягає у зміні просторової структури потоку в турбінній решітці через появу градієнту тиску, направленого вздовж висоти лопатки. Показано, що, керуючи вказаним градієнтом тиску шляхом застосування складного тангенціального навалу, можна зменшити інтегральні витрати кільцевої напрямної решітки осьової турбіни.

5. Обґрунтована коректність проведення оптимізації ізольованої кільцевої напрямної решітки осьової турбіни у порівнянні з її оптимізацією у складі ступені.

6. Проведені випробування розробленого алгоритму з використанням двох параметричних моделей лопатки при різних відношеннях горла решітки до висоти лопатки зі збереженням витрати робочого тіла через решітку. Показано, що виграш від оптимізації складного тангенціального навалу кільцевої напрямної турбінної решітки ТС-1А, в залежності від характерного відношення горла решітки до її висоти, суттєво відрізняється. Максимальний виграш 6,125 % у відносній величині, отримано при значенні 0,44 цього відношення, при зменшенні характерного відношення виграш зменшується. Крім того показано, що викривлення лопатки по всій висоті краще використовувати при великих значеннях відношення горла решітки до її висоти, а при менших - краще застосовувати викривлення з прямолінійною центральною ділянкою.

7. Показано, що в отриманих оптимальних турбінних решітках лінія відриву каналного вихору під дією градієнту тиску, що виникає при застосуванні складного тангенціального навалу лопатки, зміщується у напрямку ядра потоку, що в свою чергу призводить до збільшення областей з мінімальними втратами, та в цілому призводить до зменшення інтегрального коефіцієнту витрат решітки. Оптимізація складного тангенціального навалу лопатки дозволяє знаходити оптимальне положення лінії відриву каналного вихору при збереженні витрати робочого тіла, що в кінцевому результаті дозволить отримати кільцеву напрямну решітку осьової турбіни більшої аеродинамічної ефективності.

8. Результати дисертаційної роботи впровадженні на ВАТ «Турбоатом», та у навчальному процесі НТУ «ХПІ».

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

1. Бурлака М.В. О возможности замены физического эксперимента на плоской решетке турбинных лопаток вычислительным / А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, М.В. Бурлака // Вісник НТУ «ХПІ». – Харьков: НТУ «ХПІ», 2007. – № 2. – С. 36-43.

Здобувач виконав дослідження впливу параметрів CFD розрахунків на розбіжність розрахункових результатів та відповідних експериментальних даних.

2. Бурлака М.В. Построение параметризованных сеток для трехмерной оптимизации турбинных лопаток / А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, М.В. Бурлака // Вісник НТУ «ХПІ». – Харьков: НТУ «ХПІ», 2008. – № 6. – С. 6-12.

Здобувачем програмно реалізований експорт тривимірних сіток у формат CGNS, і додана функціональність препроцесора. Також розроблені та програмно реалізовані засоби параметричного скривлення лопатки по висоті. Провів CFD розрахунки.

3. Бурлака М.В. Численное исследование влияния сложного тангенциального навала на характеристики кольцевой реактивной турбинной решетки / А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, А.П. Усатый, М.В. Бурлака // Вісник НТУ «ХПІ». – Харьков: НТУ «ХПІ», 2009. – № 3. – С. 18-22.

Здобувачем проведені всі CFD розрахунки та їх обробка. Зроблені висновки що до необхідності оптимізації з обмеженням на витрату робочого тіла.

4. Бурлака М.В. Методы параметрической оптимизации навала направляющих турбинных лопаток / А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, М.В. Бурлака // Вісник НТУ «ХПІ». – Харьков: НТУ «ХПІ», 2010. – № 2. – С. 13-21.

Здобувачем сформульована постановка задачі оптимізації з обмеженням на витрату робочого тіла. Проведено порівняння методів формування складного тангенціального навалу решіток осьових турбін між собою. Проведений аналіз причин зниження інтегрального коефіцієнта витрат решіток турбін від оптимального складного тангенціального навалу.

5. Бурлака М.В. К вопросу о трехмерной оптимизации турбинных лопаток / А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, М.В. Бурлака // Труды межвузовской научно-технической конференции “Газотурбинные и комбинированные установки и двигатели”, (Москва, 29 – 31 октября 2008 г.). – Москва: МГТУ им. Баумана. - 2008. – С. 65-66.

Здобувачем описані особливості тривимірної оптимізації турбінних решіток осьових турбін.

6. Бурлака М.В. Алгоритм аэродинамической оптимизации направляющих кольцевых турбинных решеток / А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, М.В. Бурлака // Современные технологии в газотурбостроении: Сб. доповідей – Харків - Алушта: ІПМаш НАНУ, 2010.

Здобувачем розроблений алгоритм оптимізації напрямних решіток осьових турбін з обмеженням на витрату робочого тіла та постійним контролем точності формальних макромоделей. Проведено дослідження ефективності розробленого алгоритму, в ході якого були отримані оптимальні решітки при різних α/l . Проведені всі CFD розрахунки.

7. Burlaka Maksym New method and algorithm of three-dimensional turbine guide blade rim optimization / Anatoli Boiko, Yuri Govorushchenko, Maksym Burlaka // Proceedings of ASME 2010 3rd Joint US-European Fluids Engineering Summer Meeting and 8th International Conference on Nanochannels, Microchannels and Minichannels. – Montreal: ASME, 2010. - FEDSM-ICNMM2010-30018.

Здобувачем описаний розроблений алгоритм оптимізації та його особливості по відношенню до існуючих алгоритмів.

АНОТАЦІЇ

Бурлака М.В. Аеродинамічна оптимізація напрямних решіток осьових турбін. Рукопис.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.05.16 – турбомашини та турбоустановки. – Національний технічний університет “Харківський політехнічний інститут”, Харків, 2010 р.

Дисертацію присвячено обґрунтуванню вірогідного і ефективного алгоритму аеродинамічної оптимізації складного тангенціального навалу напрямних кільцевих решіток осьових турбін з використанням методів обчислювальної гідродинаміки та контролем витрати робочого тіла при оптимізації.

Розроблені дві параметричні моделі решітки осової турбіни з прямолінійною центральною ділянкою та без неї. Розроблена програма TOPGrid для побудови параметричних тривимірних розрахункових сіток з можливістю їх збереження в універсальний формат CGNS. Визначені параметри сітки та CFD-методу, які забезпечують найкращий збіг з відповідним експериментом. Визначений вплив простого та складного тангенціального навалу на структуру тривимірної течії, коефіцієнт інтегральних витрат та витрату робочого тіла в кільцевих напрямних решітках осьових турбін. Показано, що шляхом застосування складного тангенціального навалу, можна зменшити інтегральні витрати кільцевої напрямної решітки осової турбіни. Доведена коректність проведення оптимізації ізольованих кільцевих напрямних решіток осьових турбін. Проведені дослідження ефективності розробленого алгоритму з використанням двох параметричних моделей лопатки при різних відношеннях горла решітки до висоти лопатки зі збереженням витрати

робочого тіла через решітку. Наведено аналіз причин підвищення аеродинамічної ефективності турбінних решіток з точки зору фізики аеродинамічних явищ.

Ключові слова: турбінна решітка, аеродинамічна оптимізація, обчислювальна аеродинаміка, втрати енергії, течія в турбінній решітці, тангенціальний навал, вторинні течії.

Бурлака М.В. Аэродинамическая оптимизация направляющих решеток осевых турбин. Рукопись.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.05.16 – турбомашин и турбоустановки. – Национальный технический университет “Харьковский политехнический институт”, 2010 г.

Диссертация посвящена обоснованию достоверного и эффективного, алгоритма аэродинамической оптимизации сложного тангенциального навала направляющих кольцевых решеток осевых турбин с использованием методов вычислительной аэродинамики и контролем расхода рабочего тела при оптимизации.

Разработаны две параметрические модели решетки осевой турбины с прямолинейным центральным участком и без нее. Обе параметрические модели имеют достаточно высокую гибкость при трех варьируемых параметрах, в том числе с параметром, позволяющим контролировать расход рабочего тела. При этом два параметра однозначно определяют форму сложного тангенциального навала турбинной лопатки, а третий параметр определяет изменение угла установки профиля лопатки для сохранения расхода через решетку при ее оптимизации.

Разработана программа TopGrid для построения параметрических трехмерных расчетных сеток с возможностью их сохранения в универсальный формат CGNS. Отличительной особенностью этой программы является быстрое построение качественных расчетных сеток в межлопаточных каналах турбинной решетки с минимальным требуемым количеством ручных манипуляций и возможность использовать полученные сетки на различных платформах и CFD-решателях.

С использованием программы TopGrid и методов вычислительной аэродинамики путем проведения соответствующих CFD расчетов определены параметры сетки и CFD метода, которые обеспечивают наилучшее совпадение с соответствующим экспериментом, что гарантирует высокую степень достоверности результатов численных расчетов течения в решетках осевых турбин при их оптимизации.

Определено влияние простого и сложного тангенциального навалов на структуру потока в турбинной решетке из-за появления градиента давления, направленного вдоль высоты лопатки. Показано, что, управляя указанным градиентом давления путем применения сложного тангенциального навала, можно уменьшить интегральные потери кольцевой направляющей решетки

осевой турбины. Однако без использования функционального ограничения на расход в такой решетке происходит увеличение расхода рабочего тела, что приводит к несопоставимости исходной и оптимизированной решеток. Этим обоснована необходимость использования ограничения на расход при оптимизации турбинных решеток.

Доказана корректность проведения оптимизации изолированных кольцевых направляющих решеток осевых турбин. Оптимизация изолированных кольцевых направляющих решеток позволит существенно уменьшить ресурсоемкость численных расчетов и упростить анализ результатов.

Проведены исследования эффективности разработанного алгоритма с использованием двух параметрических моделей лопатки при разных отношениях горла решетки к высоте лопатки с сохранением расхода рабочего тела через решетку, которые показали, что, в зависимости от отношения горла решетки к ее высоте, выигрыш от оптимизации сложного тангенциального навала кольцевой направляющей турбинной решетки ТС-1А существенно отличается. А именно, при значении 0,44 характерного отношения выигрыш максимальный и равен в относительной величине 6,125 %, при изменении характерного отношения выигрыш уменьшается до нуля при значении характерного отношения 0,16. Кроме этого показано, что искривление лопатки по всей высоте лучше применять при больших значениях отношения горла к высоте, а при меньших лучше применять искривление с прямолинейным центральным участком.

Показано, что в полученных оптимальных турбинных решетках линия отрыва канального вихря под действием градиента давления, возникающего при использовании сложного тангенциального навала лопатки, смещается в направлении ядра потока, что в свою очередь приводит к увеличению областей с минимальными потерями и в целом приводит к уменьшению интегрального коэффициента потерь решетки. Оптимизация по разработанному алгоритму сложного тангенциального навала лопатки позволяет находить оптимальное положение линии отрыва канального вихря с сохранением расхода рабочего тела, что в конечном итоге позволит получить кольцевую направляющую решетку осевой турбины большей аэродинамической эффективности.

Ключевые слова: турбинная решетка, аэродинамическая оптимизация, вычислительная аэродинамика, потери энергии, течение в турбинной решетке, тангенциальный навал, вторичные течения.

Burlaka M.V. Axial turbines guide blade rim aerodynamic optimization. Manuscript.

Thesis for granting the Degree of Candidate of Technical sciences in speciality 05.05.16 – Turbomachine and Turbo-installation. – National Technical University “Kharkiv Politechnical Institute”, 2010.

The dissertation is devoted creation of correct, effective authentic algorithm of guide blade rim complex tangential lean aerodynamic optimization with use of CFD and control of a working body massflow by optimization.

Two parametrical models of the axial turbine blade with a rectilinear central site and without it are developed. The algorithm and the program of parametrical three-dimensional settlement grids construction with possibility of their saving in a CFD general notation system (CGNS) is developed. Parameters of a grid, turbulence model, and settlement schemes of CFD calculation providing good coincidence to physical experiment are defined. Influence simple and difficult tangential *навала* on structure of a three-dimensional flow, factor of integrated losses and the expense of a working body in guide blade rim TC-1A of the axial turbine is defined. It is shown that by application complex tangential lean, it is possible to reduce integrated losses of guide blade rim TC-1A. The correctness of optimization carrying out of the isolated guide blade rim of the axial turbine in comparison with its optimization as a part of a step is proved. Approbation of the developed algorithm with use of two parametrical models of a shovel is spent at different relations of a throat of a blade rim to its height with preservation, with the set accuracy, the massflow through it. The analysis of the aerodynamic efficiency increasings reasons of axial turbines blade rim from the point of view of the aerodynamic phenomena physics is resulted.

Keywords: a turbine blade rim, aerodynamic optimization, CFD, energy losses, a flow in a turbine blade, tangential lean, secondary flows.

