

УДК 629.735.45

М.В. Тапол¹, Ю.А. Дорошенко¹, Г.М. Карпенко²¹Житомирський військовий інститут ім. С.П. Корольова, НАУ, Житомир²Академія внутрішніх військ МВС України, Харків

АНАЛІЗ КОНСТРУКТИВНИХ ПРИЙОМІВ ЗМЕНШЕННЯ ВТОРИННИХ ВТРАТ В ОСЬОВОМУ КОМПРЕСОРИ

Розглянуто існуючі та перспективні прийоми зменшення вторинних втрат високоефективних осьових компресорів газотурбінних двигунів бойових літаків. Визначені їх недоліки. Запропоновані способи зменшення вторинних втрат в осьовому компресорі.

Ключові слова: літальний апарат, газотурбінний двигун, розхід палива.

Вступ

Аналіз військових конфліктів останніх років (війни в Перській затоці, бойові дії в Югославії, Лівії) визначає значну роль авіації в вирішенні завдань збройного конфлікту. Ефективність застосування літальних апаратів (ЛА) в значній мірі залежить від льотно-технічних характеристик: тяго озброєності, бойового радіуса дії, бомбової загрузки та інш. Значну частину цих характеристик визначають авіаційні двигуни військових літальних апаратів. Тому питання модернізації та вдосконалення газотурбінного двигуна (ГТД) завжди є пріоритетним для конструкторів та проектувальників авіаційних двигунів.

Постановка проблеми. Літальний апарат повинен відповідати цільовому призначенню, визначуваному тактико-технічним завданням і забезпечувати виконання бойового завдання з найбільш ефективним використанням встановленого озброєння і устаткування.

Виконання бойового завдання повинно бути забезпечено в простих і складних метеоумовах, вдень і вночі, одиночний і групою, відповідно до призначення літального апарату.

Традиційними напрямками розвитку військової авіації є підвищення швидкості і дальності польоту, поліпшення льотно-технічних характеристик. До льотно-технічних характеристик ЛА відносяться всі кількісні показники ЛА, необхідні для виконання покладених на нього завдань.

Оцінка практичної дальності і тривалості польоту літака проводиться з обліком:

витрати палива на запуску, випробуванні двигунів і рулювання ЛА; витрати палива і часу на зліт, виходу на режим набору висоти, заходу на посадку і посадку;

гарантійного технічного запасу палива.

Для здійснення вимог необхідні могутніші, економічніші і надійніші силові установки. Вдосконалення двигунів можна охарактеризувати наступними чинниками:

збільшенням тяги при зниженні питомої маси; зменшенням габаритів і об'ємів; зменшенням питомої витрати палива .

Одним з основних напрямів подальшого вдосконалення двигунів є розробка і застосування нових схем двигунів і їх складових елементів, які б забезпечували підвищення економічності, розширення діапазону швидкостей і висот польоту літальних апаратів.

При створенні газотурбінного двигуна найбільш значні проблеми виникають при проектуванні елементів його проточної частини, які працюють при високих температурах і тиску робочого тіла. Газогенератор є найважливішим і найбільш напруженим елементом двигуна, і його дані, в основному, визначають характеристики і термін служби ГТД . Збільшення значень ступеня підвищення тиску і температури газів перед турбіною в перспективних авіаційних двигунах супроводжується зростанням труднощів при створенні високоефективних елементів газогенераторної частини, зокрема, компресора

Проектування лопаток компресорів - одне з найбільш відповідальних завдань при конструюванні ГТД. При проектуванні лопаток враховуються новітні науково-технічні досягнення у області газової динаміки машин, лопаток, теорій міцності і колівань, теплотехніки, матеріалознавства, можливостей технології виробництва.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Проблеми зниження втрат та підвищення коефіцієнта корисної дії осьових компресорів присвячена велика кількість робіт [1, 2]. В цих роботах основна увага приділялась профільним втратам. В сучасних ГТД аеродинамічна досконалість профілів лопаток надзвичайно висока, тому зменшити рівень профільних втрат в проточній частині досить складно. Перспективною з точки зору зменшення рівня втрат в осьовому компресорі, є задача зменшення вторинних втрат. По оцінкам [3, 4] вторинні втрати зменшують ККД компресора на 4 – 5 %, тому зменшення їх інтенсивності дозволить підвищити ККД компресора та двигуна.

Мета статті полягає в аналізі проблеми проектування високоефективних осьових компресорів ГТД бойових літаків.

Виклад основного матеріалу

Питання зменшення розходу палива будь-якого двигуна при його проектуванні та модернізації завжди було актуальним. Особливе значення це питання набуло в теперішній час, в зв'язку зі значним збільшенням вартості паливо-мастильних матеріалів.

Однією з головних вимог до газотурбінних двигунів являється покращення їх економічності, яка в значній степені визначається коефіцієнтом корисної дії компресора. Ефективність роботи компресора визначається рівнем втрат в його проточній частині. Втрати в осьовому компресорі діляться на профільні, кінцеві та вторинні.

Профільні втрати обумовлені тертям в пограничному шарі на профілі лопаток.

Кінцеві втрати обумовлені тертям в пограничному шарі на стінках, які обмежують проточний канал по висоті.

Вторинні втрати враховують просторові ефекти при обтіканні лопаток. Вторинні втрати складаються з втрат на тертя у обмежуючих поверхнях, додаткових профільних втрат, які пов'язані з зростанням товщини пограничного шару на спинках лопаток і втрат від змішування потоків.

Проблемі зменшення втрат і підвищення коефіцієнта корисної дії осьових компресорів приділялася значна увага при їх проектуванні. В основному вирішувалося питання зменшення профільних втрат. На теперішній час аеродинамічне удосконалення профілів лопаток достатньо високе, отже зменшити рівень профільних втрат досить важко.

В той же час вторинні втрати мають той же рівень, що і профільні, а інколи навіть перевищують їх. Перспективною з точки зору зменшення втрат і підвищення коефіцієнта корисної дії осьового компресора є задача зменшення вторинних втрат. По різним оцінкам вторинні втрати зменшують коефіцієнт корисної дії компресора на 4 – 5%.

Тенденції в розвитку авіаційних двигунів спрямовані на підвищення параметрів робочого процесу, а саме температури газу перед турбіною ($T^*_Г$) та степені підвищення тиску в компресорі ($\pi^*_К$). В компресорах з високими значеннями $\pi^*_К$ основною причиною зменшення коефіцієнта корисної дії являється ріст вторинних втрат. Причиною їх збільшення в таких компресорах являється вплив просторових ефектів (вихрових течій, вторинних перетікань) в ступенях з короткими лопатками.

Перед розглядом існуючих та перспективних прийомів зменшення вторинних втрат доцільно було б розглянути характер течії у лопаточному

апараті осьового компресора. Наявність поперечного по відношенню до напрямку течії градієнта тиску в каналі викликає на поверхнях, які обмежують канал формування просторового приграничного шару. Цей шар має три складові швидкості: поздовжню, яка співпадає по напрямку з основним потоком, поперечну перпендикулярну до першої складової та вертикальну. Режим течії в просторовому пограничному шарі, як і плоскому, може бути ламінарним та турбулентним. В решітках компресорів та турбін просторовий пограничний шар утворюється перед лопатками в місцях їх з'єднання з торцевими поверхнями, на профільних поверхнях із-за радіального градієнта тиску, в міжлопаточному каналі та на торцях криволінійних каналів. Вивчення просторового пограничного шару представляє значні труднощі, особливо складною проблемою є відрив такого шару. У випадку просторового пограничного шару відривні течії представляються в вигляді вихрового сліду, який лежить всередині пограничного шару. Відрив пограничного шару можливий коли зворотні течії та тертя на поверхні не нульові. Такий шар має велику стійкість, оскільки загальмована маса повітря може змінювати напрямку і протікати в напрямку сприятливого розподілення тиску. Частина загальмованої маси повітря в торцевій поверхні під дією поперечного градієнта тиску стікатиме по торці до спинки лопатки. Віддаляючись від торця, маса повітря під впливом тертя і дії основної поздовжньої течії переміститься до вихідної кромки лопатки. На деякій відстані накопичується та спостерігається значне місцеве збільшення пограничного шару на спинці лопатки. При взаємодії з пограничним шаром на торці та спинці профілю лопатки маса повітря, що перетікає приймає участь в складному русі, утворює два вихрових шнура, які розміщені у спинки лопатки та отримали назву парного вихору.

При обтіканні решітки профілів, що обмежена торцевими поверхнями перед вхідною кромкою профілю на торці утворюється так званий вхідний або підковоподібний вихор, який двома гілками ввійде у вхідний канал. Одна його гілка під дією поперечної різниці тисків в каналі прижмається до спинки профілю і в кутовій зоні утворюється вихор. Друга гілка зноситься через увесь канал до спинки сусіднього профілю. В область проходження вихору в каналі змінюється розподіл швидкості та напрям течії по товщині пограничного шару. Крім того в місці проходження вихору проходить розбухання пограничного шару і профіль швидкості може набути передвідривний характер.

Парний вихор виникнув всередині каналу розростається за рахунок підтікань з торця загальмованої маси повітря та може підживлюватися пограничним шаром зі спинки лопатки (рис. 1).

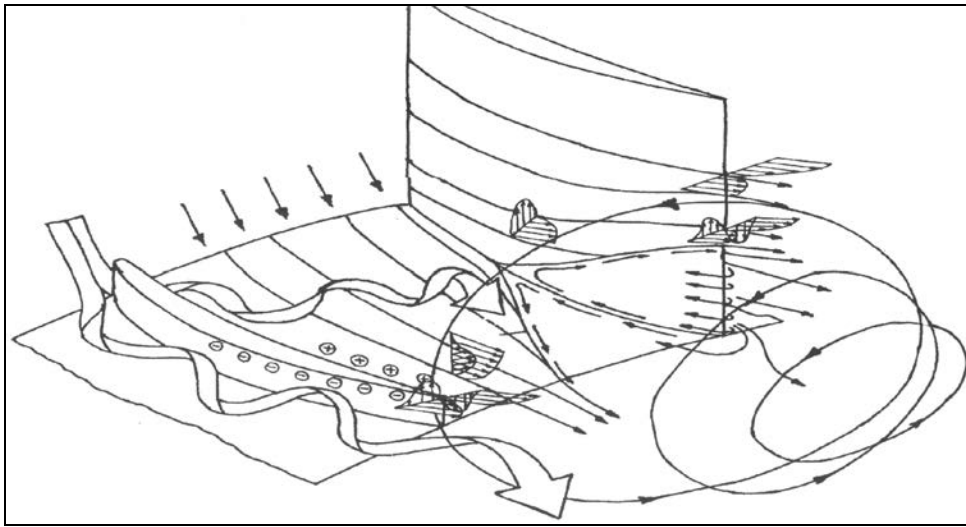


Рис. 1. Структура потоку в міжлопаточному каналі осьового компресора

Зона вторинних течій визначається положенням потовщеного пограничного шару на спинці профілю і парного вихору.

В області вторинних течій змінюється кут виходу потоку з решітки, на цьому участку може з'явитися не розрахунковий кут набігання на наступний венець.

Основні втрати – це втрати в пограничному шарі на торці, в потовщеному пограничному шарі на спинці лопатки та в парному вихорі. Втрати в потовщеному пограничному шарі можуть бути розглянуті як допоміжні профільні втрати, а втрати в парному вихорі, як втрати від зміщення потоків.

Більшість експериментальних робіт пов'язаних з вторинними втратами присвячена способам їх зменшення.

Одним з конструктивних прийомів зменшення вторинних втрат було рішення встановлення полук на обмежуючих поверхнях на стороні розрідження в кутовій області і в середній частині спинки лопаток.

Одним із способів зменшення вторинних втрат може бути використання дворядних лопаток які профілюються спеціальним чином для зон вторинних течій.

Ефективним способом зменшення вторинних втрат може застосовуватися відсос пограничного шару через спеціальні прорізи, які розміщені вздовж твірної лопатки зі сторони розрідження.

Для зменшення втрат можливо також застосування вдуву повітря в пограничний шар під малим кутом до основного потоку.

Зниження втрат може бути досягнуто використанням додаткових лопаток встановлених в міжлопаточних каналах.

Ці лопатки мають висоту розміром товщини

пограничного шару та довжину вимірну з напівшагом решітки. Висота та довжина допоміжних лопаток суттєво впливають на вторинні втрати. Можливе застосування уступів та виступів в торцевій частині лопатки, але положення їх строго визначається для конкретної ступені. Додаткові лопатки, уступи та виступи переслідують одну ціль розділення вихрової зони на торці. Зменшенню вторинних втрат сприяє правильна організація осьових зазорів, закрутка лопатки попередньої ступені.

Значний об'єм експериментального матеріалу, а також поява потужних ЕОМ та ефективних числових методів розрахунку течії дали можливість використовувати просторове профілювання лопаточних апаратів турбомашин. Шляхом спеціального профілювання лопаток робочого колеса та направляючого апарату забезпечуються рівномірні поля параметрів потоку на виході з лопаточного вінця та на входів в наступний венець, зменшується інтенсивності вторинних течій та сумарних втрат.

Одним із способів покращення аеродинаміки проточної частини компресорів та турбін є застосування змінного по висоті навалу лопаток в окружному та осьовому напрямках (рис. 2). Застосування таких лопаток зменшує інтенсивність вторинних перетікань у втулкових та периферійних областях, а також зменшує радіальні та поперечні градієнти тиску в зонах формування вторинних течій, що в свою чергу приводить до зменшення вторинних втрат та збільшення коефіцієнта корисної дії турбомашин.

Експериментальні роботи по застосуванню змінного по висоті навалу лопаток дозволяє підвищити коефіцієнт корисної дії ступені осьового компресора на 2 – 3 %.

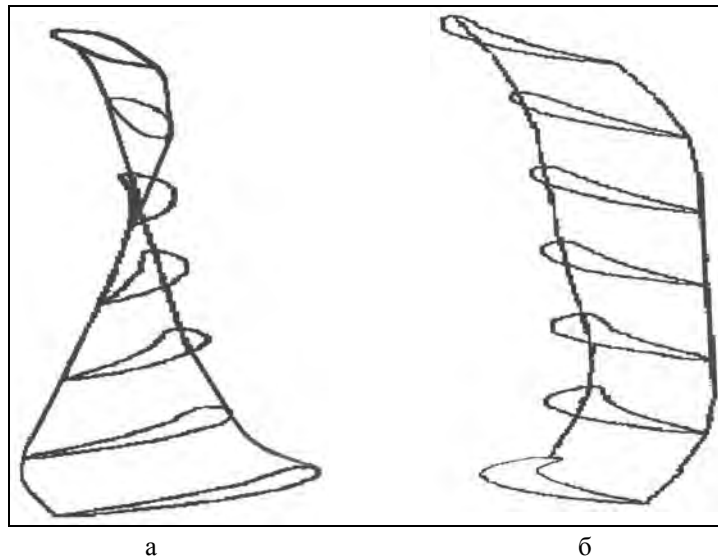


Рис. 2. Лопатки робочого колеса (а) та направляючого апарату (б) осьового компресора з перемінним по висоті навалом

Для розрахунку перемінного по висоті навалу виконують вибір наступних геометричних параметрів:

- величину загину кореневої та кінцевої частини лопатки;
- радіус поздовжнього загину кореневої та кінцевої частини лопатки;
- радіус поперечного загину кореневої та кінцевої частини лопатки.

Вибір цих параметрів виконується як для лопаток робочого колеса так і направляючого апарату.

Висновки

Таким чином, суть завдання при застосуванні в осьовому компресорі лопаток з перемінним по висоті навалом полягає в розробленні методики оптимального вибору цих геометричних параметрів.

Таку методику було б доцільно використовувати при проектуванні та модернізації осьових компресорів газотурбінних двигунів, як для літальних апаратів так і наземних установок.

Список літератури

1. Гречаниченко Ю.В. Исследование концевых потерь в углах натекания / Ю.В. Гречаниченко // Теплоэнергетика. – 2000. – № 11. – С. 44-47.
2. Кулик В.И. Экспериментальные исследования потерь у корня лопаток / В.И. Кулик // Труды ЛПН. – 2003. – № 19. – С. 83-87.
3. Сиверлинг. Современные достижения в исследовании особенностей вторичных течений в каналах турбинных решеток / Сиверлинг // Труды Американского общества инженеров – механиков. Энергетические машины установки. – 2008. – №2. – С. 1-13.
4. Гречаниченко Ю.В. Вторичные течения в решетках турбомашин / Ю.В. Гречаниченко, В.А. Нестеренко // Теплоэнергетика. – 2007. – № 6. – С. 64-70.

Надійшла до редколегії 18.05.2011

Рецензент: д-р військ. наук проф. Г.А. Дробаха, Академія внутрішніх військ МВС України, Харків.

АНАЛИЗ КОНСТРУКТИВНЫХ ПРИЕМОВ УМЕНЬШЕНИЯ ВТОРИЧНЫХ ПОТЕРЬ В ОСЕВОМ КОМПРЕССОРЕ

М.В. Тапол, Ю.А. Дорошенко, Г.Н. Карпенко

Рассмотрены существующие и перспективные приемы уменьшения вторичных потерь высокоэффективных осевых компрессоров, газотурбинных двигателей боевых самолетов. Определены их недостатки. Предложены способы уменьшения вторичных потерь в осевом компрессоре

Ключевые слова: летательный аппарат, газотурбинный двигатель, расход топлива

ANALYSIS OF DESIGN TECHNIQUES REDUCE SECONDARY LOSSES IN THE AXIAL COMPRESSOR

M.V. Tapol, U.A. Doroshenko, G.M. Karpenko

Consider existing and future methods of reduction of secondary losses of highly efficient axial compressors of gas turbine engines of military aircraft. Here were certain of their shortcoming. Suggested ways to reduce secondary losses in axial compressors.

Keywords: aircraft, gas turbine engine, fuel consumption.