

ХАРКІВСЬКИЙ АВІАЦІЙНИЙ ІНСТИТУТ ІМ. М. С. ЖУКОВСЬКОГО

На правах рукопису

Яневич Володимир Миколаєвич

РОЗРАХУНКОВО - ТЕОРЕТИЧНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ДВОМІРНОЇ  
ТЕЧІЇ В БАГАТОСТУПНЄВИХ ОСЬОВИХ КОМПРЕСОРАХ

Спеціальність: 05.07.05 - теплові двигуни  
літальних апаратів

Автореферат дисертації

на одержання вченого ступеня кандидата технічних наук

Харків 1993

Дисертація є рукописом

Робота виконана на кафедрі теорії повітряно-реактивних двигунів Харківського авіаційного інституту ім. М. Е. Жуковського

Науковий консультант: Заслужений робітник вищої школи України, доктор технічних наук, професор В. М. Єршов

Науковий керівник: кандидат технічних наук, старший науковий співробітник Л. Г. Бейко

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор Д. А. Мунштуков,  
доктор технічних наук, професор А. А. Палагін

Ведуче підприємство - Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро "Прогрес" (м. Запоріжжя).

Захист відбудеться "31" березня 1995р. о 14 год. у ауд. 427 головного корпусу на засіданні спеціалізованої ради Д053.14.02 у Харківському авіаційному інституті (310070, Харків, вул. Чкалова, 17).

Просимо прийняти участь у обговоренні дисертації або відіслати відгук на автореферат, засвідчений печаткою.

З дисертацією можна ознайомитися у бібліотеці Харківського авіаційного інституту

Автореферат розісланий " 25 " 02. 1995р.

Вчений секретар спеціалізованої

вченої ради Д 053.14.02

кандидат технічних наук, професор *С. Корнілов* С. Корнілов ..Л.

ЛННБ України ім.В.Стефаніка



00777436 (Y)

ЛННБ ім. В. Стефаніка  
АН України

## ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Розробка високоекономічних, ефективних, обладаних значним ресурсом авіаційних двигунів та стаціонарних газотурбінних установок - важлива задача для економіки України, рішення якої дозволяє зменшити гостроту паливо-енергетичної проблеми для народного господарства країни, а також створити конкурентоздібну на світовому ринку продукцію.

В цьому зв'язку є актуальною розробка нових і уточнення існуючих засобів розрахунку течії в двигунах та їх елементах на основі досягнень експериментальних досліджень та більш повного обліку просторових і в'язких ефектів. Крім того, більшість розрахункових методик, використовуваних у цей час у практиці конструкторських бюро, створені поза територією України, що ускладнює оновлення застарілих версій та усунення виявлених в процесі експлуатації програм недоліків.

Метою дисертаційної роботи є удосконалення розробленого раніше в ХАІ методу розрахунку двомірної течії в дозвукових багатоступневих осьових компресорах. Аналіз особливостей потоку в реальних компресорах, виробка рекомендацій по підвищенню їх ефективності, впровадження результатів на підприємствах промисловості визначають практичні завдання дослідження.

Для здобутку зазначеної цілі були переглянуті, уточнені і доповнені алгоритми основних структурних елементів вихідного методу, проведено їх тестування по результатам експериментальних досліджень, проаналізована течія в шести компресорах авіаційних двигунів і стаціонарних газотурбінних установок на різних режимах по розході та частоті обертання.

Новими науковими результатами є наступні.

1. Розроблен удосконалений варіант методу розрахунку двомі-

4  
рної дозвуквої течії в багатоступневому осьовому компресорі. що дозволяє визначати радіальний розподіл параметрів середовища за вішнями, розраховувати сумарні характеристики, прогнозувати вплив зміни геометрії проточної частини на величину параметрів потоку.

2. Розроблена методика розрахунку параметрів прикордонного шару на торцевих поверхнях багатоступневого компресору, заснована на рішенні системи рівнянь руху в'язкої нестисливої рідини в поміждопаткових каналах вішнів і що враховує зміну діючих на лопатку сил по висоті прикордонного шару, процес обміну між ядром потоку та прикордонним шаром.

3. Запропонована методика визначення границі стійкої роботи багатоступневого компресора, використовуюча напівемпіричний критерій відриву, варіаційну умову максимуму потоку механічної енергії.

Практична цінність роботи складається в наступному.

1. Розроблен та впроваджен в практику проектування комплекс програм розрахунку течії в багатоступневому компресорі.

2. Проведено чисельне дослідження течії в компресорах авіаційних двигунів і стаціонарних ГТУ на різних режимах, що дозволило доповнити існуючий обсяг експериментальної інформації про структуру потоку.

3. Для знов спроектованих компресорів, по яким відсутні експериментальні дані, виконан аналіз відповідності сумарних параметрів їх проектним величинам, умов обтікання вішнів, узгодження роботи ступенів.

4. На основі результатів обчислень запропоновані модифіковані варіанти проточних частин компресорів стаціонарних ГТУ, що дозволять поширити область стійкої роботи і підвищити сумарний роз-

Апробація роботи. Порівняння результатів обчислень із даними експериментального дослідження течії в компресорах, статистична оцінка точності одержаних результатів підтвердили достатню надійність програмного комплексу та можливість його застосування на етапах проектування і доводки багатоступневих машин.

Одержані в дисертаційній роботі результати і комплекс програм використовуються у Запорізькому машинобудівному КБ "Прогрес", Харківському науково-виробничому об'єднанні "Турбоатом", Запорізькому підприємстві "Мотор Січ".

Основні матеріали і результати дисертації доповідалися на: III Всесоюзній науково-технічній конференції "Сучасні проблеми двигунів і енергетичних установок літальних апаратів", МАІ, Москва, 1986р.; Всесоюзній науковій конференції "Газотурбінні та комбіновані установки", МВТУ ім. Баумана, Москва, 1987р.; республіканській конференції "Математичне моделювання процесів і конструкцій енергетичних і транспортних газотурбінних установок в системах автоматизованого проектування" м. Готвальд, 1988р.; першому Всесоюзному науково-практичному семінарі по автоматизації інженерної праці, м. Харків, 1990р.; III галузевій науково-технічній конференції "Аеродинаміка і газодинамічна стійкість компресорів ГТД", м. Москва, ЦІАМ ім. Баранова, 1991р.; міжнародній науково-технічній конференції "Удосконалення енергетичних і транспортних турбоустановок засобами математичного моделювання, обчислювального і фізичного експерименту", м. Зміїв, 1994р.; науково-технічних конференціях ХАІ в період 1987-1993р.

Публікації. Результати виконаних робіт опубліковані в 6 статтях і 6 тезисах доповідей.

Структура і обсяг роботи. Дисертація складається із вступу, 4 розділів, закінчення, списку використаних джерел, включаючого

151 найменування. Робота містить 131 сторінок машинописного тексту, 73 малюнка, 7 таблиць, всього 198 сторінок.

ЗНІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтовується актуальність обраної науково-технічної задачі, формулюється новина та практичне значення одержаних результатів.

В першому розділі розглянуті можливі шляхи побудови сучасних методів розрахунку течії в багатоступневих компресорах.

В алгоритмах таких методів використовуються наступні структурні елементи: розрахунок нев'язкого потоку, облік впливу властивостей течії реалічної рідини, включачий визначення втрат повного тиску, кутів відставання потоку, загарашення проточної частини прикордонними шарами. Результати експериментальних досліджень останніх років свідчать про необхідність врахування турбулентного перемішування потоку в радіальному напрямі.

Показано, що при розрахунку параметрів рідини в компресорному ступені можливо використання підходу, що спирається на концепцію активного диску в поєднанні з запропонованою В.М. Єршовим варіаційною умовою максимуму потоку механічної енергії крізь визначачий переріз (F). Згідно з цією умовою серед безлічі математично можливих форм руху на лійниці, що роздивляється, у течії реалізується бта єдина форма, при якій для заданого сумарного розходу приріст механічної енергії (J) буде максимальним

$$J = \int_F H \rho c_x dF \rightarrow \max,$$

де H - приріст механічної енергії.

Диференціальне рівняння, що витикає із варіаційної умови максимуму потоку механічної енергії

$$\frac{dHr_{cx}}{dr_{cx}} = const$$

(1)

дозволяє визначити режими роботи окремих перерізів по висоті лопатки.

Проаналізовані відомі з літератури засоби обліку впливу турбулентного перемішування на структуру потоку, в основі яких розглядається або переважний вплив вторинної течії на перенос властивостей потоку, або дифузійних процесів.

В ряду відомих засобів розрахунку прикордонного шару на торцевих поверхнях компресора використовується підхід Медора і Вуда, який враховує зміну діючих на лопатку сил. Показано доцільність збереження в рівняннях руху членів, ставовлячих додаткові напруги, діючі на елемент рідини поряд із турбулентними дотичними напругами. Додаткові напруги пов'язані з нерівномірністю потоку по кроку поміждопаткового каналу і є одним із джерел процесу обміну між ядром потоку та прикордонним шаром.

Розглянуті засоби визначення границі стійкої роботи компресора, застосовані на лінеаризації рівнянь руху і використанні напівемпіричних критеріїв зриву.

Приведені основні положення розробленого раніше в ХАІ методу розрахунку течії в компресорі, в основі якого лежить використання варіаційної умови максимуму потоку механічної енергії, облік впливу турбулентного перемішування, втрат і кутів відставання потоку, плоского торцевого прикордонного шару. Необхідність уточнення та доповнення існуючого алгоритму, поширення його можливостей, включаючи удосконалення методики розрахунку втрат на різних режимах, розрахунок параметрів течії в пристінних областях і границі області стійкості компресора, визначили завдання дисертаційної роботи.

В другому розділі описано алгоритм пропонуемого методу розра-

хутику течії в ступені і багатоступневому компресорі. При схематизації течії в ступені умовно поділені процеси підводу енергії до потоку та турбулентного перемішування рідини по висоті каналу. Проточна частина представлена послідовністю активних дисків, замінюючих ступені, і междискових просторів, де відбувається турбулентний обмін імпульсом, повною та механічною енергією в радіальному напрямі.

Розрахунок течії в ступені складається із слідуєчих основних етапів.

1. З використанням співвідношень, що витікають із варіаційної умови максимуму потоку механічної енергії, і одержаних розрахунковим шляхом характеристик елементарних решіток, в перерізі за робочим колесом визначається епіюра осьової швидкості по висоті лопатки.

2. Оцінюється вплив турбулентного перемішування потоку на радіальну структуру течії, вносяться відповідні поправки в одержані раніше результати розрахунку течії в ступені.

3. Враховуються параметри торцевого прикордонного шару і враховується його вплив на розподіл параметрів рідини по висоті лопатки.

Докладно розглянуті особливості окремих елементів методу та їх взаємодія один з іншим. Для обліку впливу турбулентного перемішування на структуру потоку використовується підхід, розроблений раніше в ХАІ. Під турбулентністю умовно розуміється сукупність великомасштабних вихроутворень, зв'язаних із різноманітними перетіканнями в ступені і прибудячих до переносу мас, а разом із ними і характерних властивостей потоку, уздовж розмаха лопатки. Вирішуються рівняння, що описують перенос імпульса, повної і механічної енергії в радіальному напрямі.

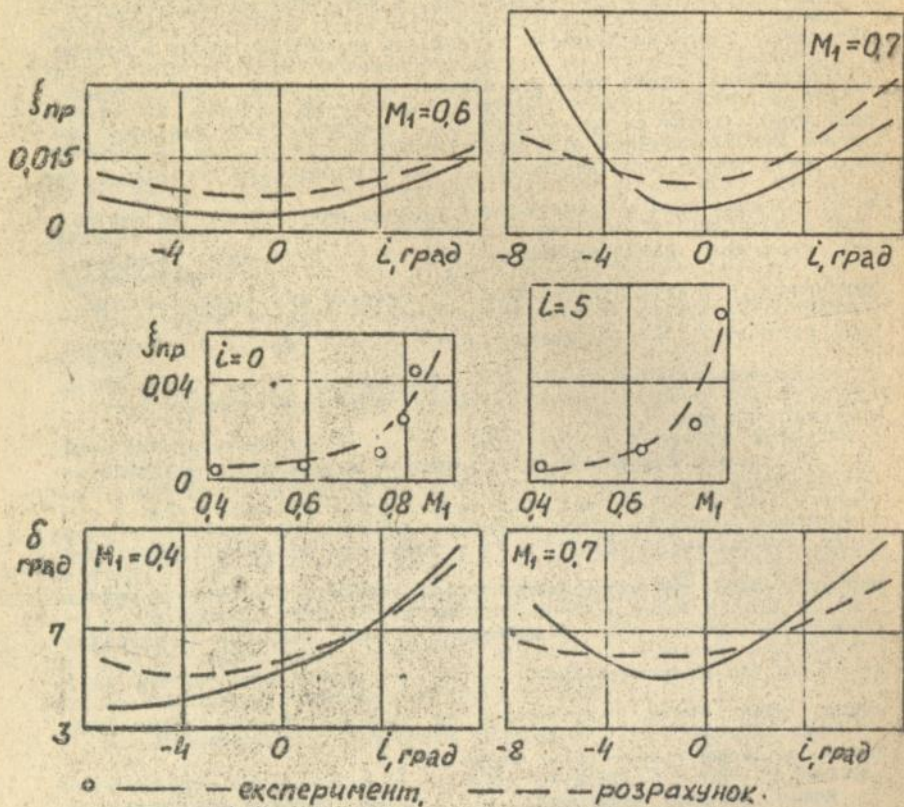
На основі аналізу приведених в літературних джерелах результатів експериментальних досліджень структури потоку в вінцях і узагальнених даних продувок плоских решіток розроблена методика розрахунку втрат по висоті лопатки. При обчисленні значення коефіцієнту профільних втрат ( $\xi_{np}$ ) використовуються співвідношення, в основі яких лежить застосування чинника дифузійності як критерію аеродинамічної навантаженості решіток. Результати розрахунку величини  $\xi_{np}$  та кута відставання ( $\delta$ ) залежно від числа  $Re$  потоку і кута натикання ( $i$ ) для плоских компресорних решіток в порівнянні із експериментальними даними А. І. Буніновича і А. І. Святогорова приведені на мал. 1.

На основі узагальнених залежностей визначаються величини коефіцієнтів вторинних, кінцевих втрат, втрат від перетікань у області радіального зазору і їх розподіл по висоті лопатки. При зниженні числа  $Re$  нижче критичного значення уточнюються величини профільних втрат і кутів відставання потоку. Одержано задовільний збіг із експериментальними даними результатів розрахунку радіальних епюр тиску гальмування на різних режимах роботи ряду багатоступневих компресорів, розділ 4.

Еюра осьової швидкості за робочим колесом уточнюється в відповідності з прийнятим поданням про турбулентне перемішування потоку. Розраховуються параметри торцевого прикордонного шару і враховується його вплив на течію в ядрі потоку, розділ 3.

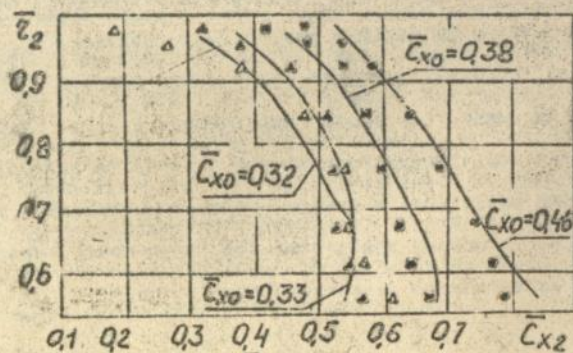
По розподілу осьової швидкості за робочим колесом ( $C_{x2}$ ) і відомим характеристикам перерізів вираховуються інші параметри рідини. Внаслідок осереднення температури і тиску гальмування по висоті лопатки визначаються сумарні параметри ступеня і компресора. В багатоступневому компресорі параметри течії вираховуються в процесі послідовного розрахунку його ступенів.

## Аеродинамічна характеристика плоскої решітки



Мал. 1

## Розподіл осевої швидкості за РК ступеня Д-16



o, ■, ▲, △ - эксперимент,  $\bar{c}_{x0}=0,46, 0,38, 0,33, 0,32$

Мал. 2

На етапі доводки компресорів при умові накопичування достатнього обсягу експериментальної інформації стає можливим підвищення точності обчислень шляхом ідентифікації значень найменш достовірних параметрів математичної моделі по результатах експериментальних досліджень. В даній роботі вводяться поправки до величини коефіцієнтів профільних втрат ( $K_f$ ) і кутів відставання потоку ( $K_\delta$ ). В процесі ідентифікації мінімізується квадратичне відхилення величин міри підвищення тиску компресору ( $\Pi_k^*$ ) і ККД ( $\eta_k^*$ ) від відповідних експериментальних значень.

При визначенні границі стійкої роботи ізольованого ступеня і компресора використовується спрощена модель течії на передзрильних режимах, в основі якої лежать результати експериментальних і теоретичних досліджень, виконаних в ХАІ в попередні роки. Припускається, що відрив потоку із поверхні профіля наступає при певному значенні чинника дифузійності. Послідовність наближення характеристик елементарних перерізів до границі зриву залежить від умов на вході в вінець і закону профільовання лопаток. Зона відриву моделюється кільцевою областю з постійною по колу осью швидкості, рівній значенню швидкості на режимі відриву. В процесі дослідження ступеня зона відриву розповсюджується в радіальному напрямі до тих пір, поки зривний рух не охопить всю площу проходного перерізу вінця. Подальше зниження розкоду приводить до порушення осівої симетрії і виникнення обертової зони повного зриву, що поширюється в окружному напрямі по мірі зменшення розкоду.

Результати розрахунку осьової швидкості в ізольованому ступені, дослідженому раніше в ХАІ, показали задовільний збіг з експериментом на різних режимах, включаючи передзрильні, мал. 2.

В перших ступенях багатоступеневого компресора на знижених частотах обертання можливо демпфювання зривної течії, виникаючої

проти потоку. При оцінці взаємовпливу зон повного зриву в сусідніх ступенях компресора в одновимірній постановці одержано вираз, що зв'язує розвиток зривної течії уздовж проточної частини в величині розкоду, геометрії проточної частини, формою напірних кривих ступеня.

Відносна погіршеність визначення границі стійкої роботи двох ізольованих ступенів і семиступеневого компресора не перевищує 3,4% від сумарного розкоду і залежить від частоти обертання.

В розділі 3 дисертації представлено алгоритм методики розрахунку параметрів прикордонного шару на поверхнях, що обмежують компресор. Розглядається система осереднених по кроку міжпаткового каналу рівнянь руху та нерозривності, що описують стаціонарну течію в'язкої нестисливої рідини. Враховуються додаткові напруги, близькі по структурі до напруг Рейнольдса, і обумовлені невісесиметричністю течії. В ході перетворення рівнянь допускається, що закрутка потоку по висоті прикордонного шару змінюється незначно, лопатки установлені по нормалі до торцевої поверхні. Використання підходу теорії прикордонного шару щодо оцінки величини окремих членів дозволяє спростити вихідну систему рівнянь. Внаслідок інтегрування по висоті прикордонного шару рівняння руху та нерозривності одержані в наступній формі

$$\frac{d}{dx}(C_{xe}^2 \delta_x^{**}) + \delta_x^* C_{xe} \frac{dC_{xe}}{dx} = D_{1x} - D_{2x} + D_{3x} + \frac{\tau_{0x}}{\rho} + C_{xe} C_{y0} + (C_x C_y) e^{-\frac{(\tau_{xy})e}{\rho}} \quad (2)$$

$$\frac{d}{dx}(C_{xe} C_{ze} \delta_z^{**}) + \delta_x^* C_{xe} \frac{dC_{ze}}{dx} = D_{1z} - D_{2z} + \frac{\tau_{0z}}{\rho} + C_{ze} C_{y0} + (C_z C_y) e^{-\frac{(\tau_{zy})e}{\rho}} \quad (3)$$

$$\frac{d}{dx} [C_e (\delta - \delta_x^{**})] - C_e \frac{\sin 2\beta_e}{2} \cdot (\delta_z^{**} - \delta_x^{**}) \cdot \frac{d}{dx} \operatorname{ctg} \beta_e = \frac{F \cdot C_e}{\sin \beta_e} \quad (4)$$

де індексами x, y, z позначаються проекції параметрів на осі декартової системи координат (відповідно осьовий, радіальний, окружний напрям); e, 0 - значення параметрів на границі прикр-

донного шару і торцевої стінки;  $\delta, \delta^*, \delta^{**}$  - товщини прикордонного шару, витиснення, втрати імпульса;  $\tau$  - дотична напруга,  $F$  - функція ежекції, становляча безрозмірну швидкість підмішування рідини у області переходу основного потоку в прикордонний шар.

Рівняння нерозривності зв'язує збільшення товщини прикордонного шару із зміною швидкості основного потоку, навантаженням на лопатку, інтенсивністю вторинної течії і отієї кількості рідини, що втягається із ядра потоку в прикордонний шар по мірі руху робочого середовища уздовж проточної частини.

Члени  $D_{1x}, D_{2x}$  (або дефекти сили) є інтегральною різницею між силами, діючими на лопатку всередині і на границі прикордонного шару.  $D_{2x}, D_{2z}$  представляють напруги, обумовлені нерівномірним характером розподілу проекцій швидкості по кроку.  $D_{3x}$  по впливу на течію аналогічно зміні осьового градієнту тиску по висоті прикордонного шару. Напруги  $[(C_x' C_y')_e - (\tau_{xy})_e], [(C_z' C_y')_e - (\tau_{zy})_e]$  характеризують обмін імпульсом між ядром потоку і зовнішньою частиною прикордонного шару при русі середовища по тракту компресора.

Для замикання системи рівнянь ( 2, 3, 4 ) використовуються відомі із літератури співвідношення, одержані на основі узагальнення експериментальної інформації. Значення коефіцієнту тертя вираховується по формулі Людвіга-Тілмана, швидкості ежекції - по співвідношенню Хеда. При визначенні величин  $D_{1x}, D_{1z}$  допускається, що діючі на лопатку сили спрямовані по нормалі до швидкості потоку на границі прикордонного шару, тобто виконується умова  $C_x D_{1x} + C_z D_{1z} \approx 0$ .

Члени рівняння ( 3 ) множаться на  $C_z g \beta_e$  і складаються з членами рівняння ( 2 ), що дозволяє виключити величини  $D_{1x}, D_{2x}$  із подальшого аналізу. Згідно з даними експериментальних досліджень  $D_{3x} - D_{2x} - D_{3z} \text{ctg} \beta_e \approx 0$ . Пульсаційні

члени визначаються зміною імпульса в ядрі потоку внаслідок турбулентного перемішування по висоті лопатки у перерізах на вході і виході з вінця.

Використання аналітичних профілів швидкості по висоті прикордонного шару (статичного в напрямі швидкості основного потоку і профіля Хорлока - по нормалі до  $C_e$ ) дозволяє пов'язати величини  $\delta^*$ ,  $\delta_z^*$ ,  $\delta_x^{**}$ ,  $\delta_z^{**}$ ,  $\zeta_x$ ,  $\zeta_z$  інтенсивності вторинного руху. Враховано вплив перетікань в області радіального зазору на розподіл швидкості по висоті прикордонного шару.

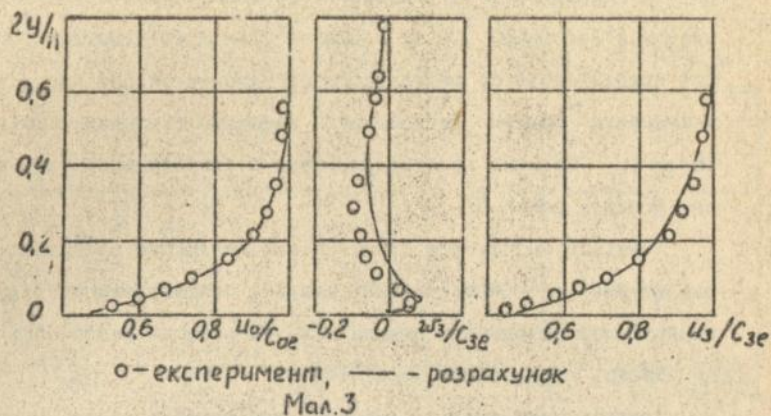
Рівняння руху і нерозривності інтегруються в осьовому напрямі і розв'язуються з використанням ітераційної процедури. Після визначення товщини прикордонного шару вираховуються величини швидкості, повороту потоку, температури та тиску гальмування.

Приведене на мал. 3 порівняння з експериментальними даними результатів розрахунку епіюр поздовжньої і поперечної швидкостей в перерізах на вході і виході помірно - навантаженої плоскої решітки показало задовільну точність обчислень.

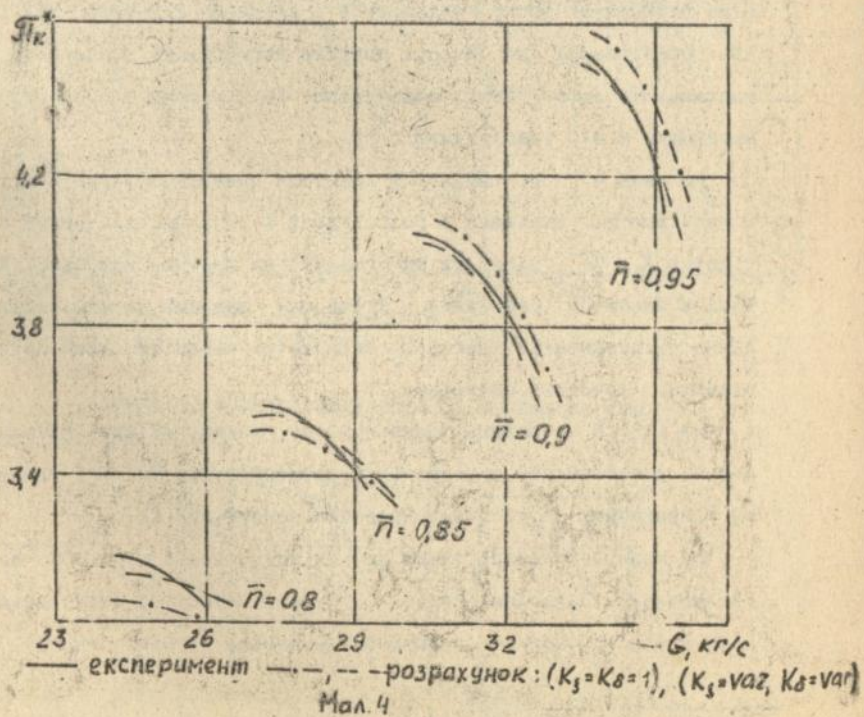
В розділі 4 представлені результати чисельного аналізу течії в шести багатоступневих компресорах і моделях окремих блоків ступенів. Це шести- та семиступневі компресори (К1 і К2) сучасних авіаційних ГТД, три компресори стаціонарних ГТУ: ГТЕ-115, ГТЕ-115М, ГТЕ-45, що мають відповідно 16, 18, 16 ступенів, блок перших шести ступенів компресора К-4950, що застосовується в металургійному виробництві.

В ході розрахунків перевірялась працездатність методу на етапах проектування та доводки виробів, що істотно відрізняються по конструкції і області використання: аналізувалися умови обтікання і навантаженість вінців у різних перерізах по висоті лопатки, узгодження роботи ступеня на різноманітних режимах; роздільялася

Розподіл проєкцій швидкості по висоті  
прикордонного шару



Характеристика компресора



можливість поширення області стійкої роботи компресорів, підвищення їх напірності і сумарного розходу за рахунок модернізації проточної частини. Також з використанням ідентифікації поправочних коефіцієнтів по результатам експериментальних досліджень розрахунковим шляхом визначалися величини отих параметрів потоку, інформація про які не була одержана в експерименті, але необхідна при доводці виробів.

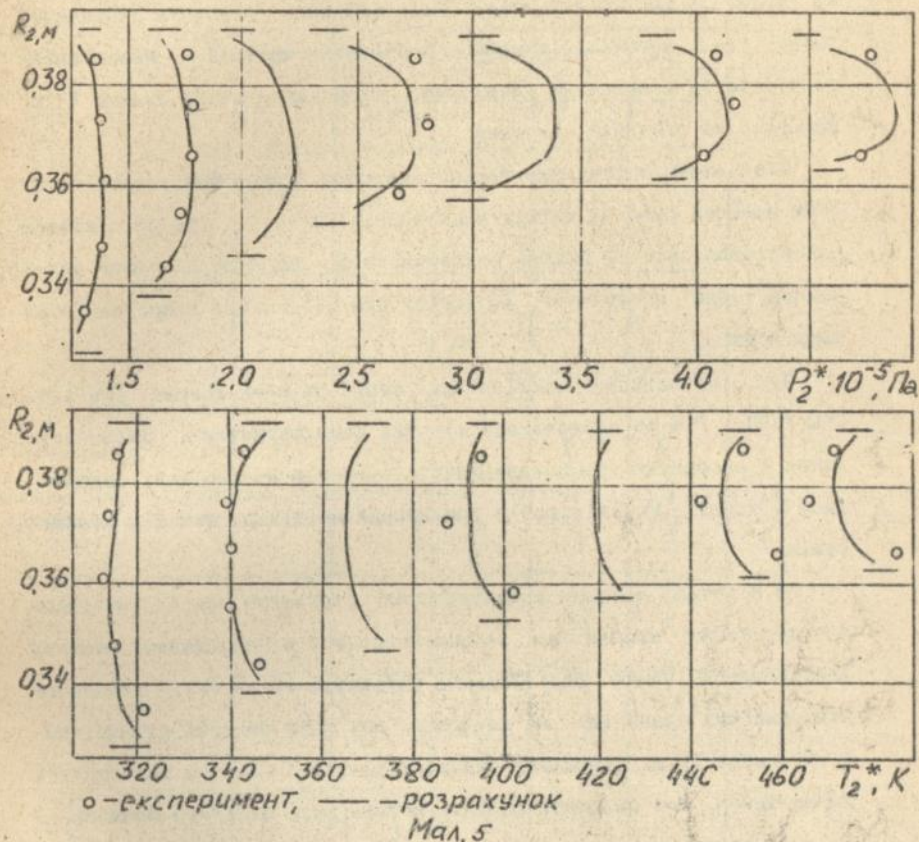
Точність визначення сумарних характеристик оцінювалася шляхом порівняння експериментальних даних і результатів розрахунку двох компресорів авіаційних двигунів на 44 режимах роботи без уточнення значень поправочних коефіцієнтів.

Статистичний аналіз одержаних результатів показав, що з довірчою імовірністю 0.95 відносна погрішність розрахунку величини міри підвищення тиску укладається в діапазон 2.2-4.8%, ККД 1.5-2.7%. Осередненна по висоті лопатки погрішність визначення форми радіальних елвр тиску гальмування за колесами компресора К2 не перевищує 4.0%, температури 1.5%.

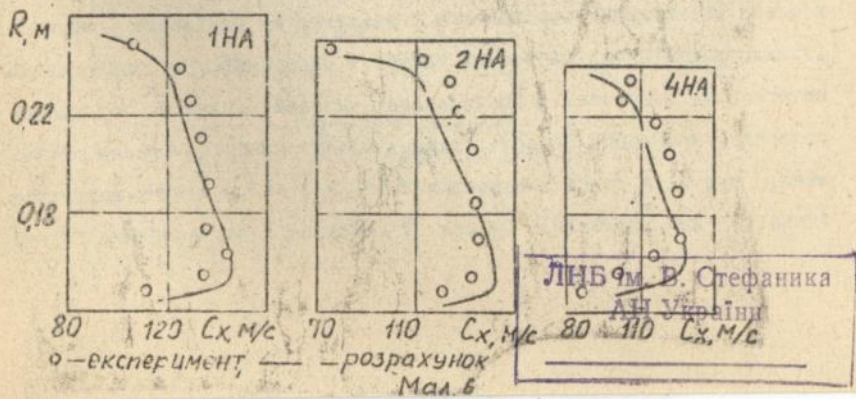
На мал. 4 в порівнянні з дослідом приведена характеристика компресора К1, одержана в розрахунках з вихідним значенням коефіцієнтів  $K_{\gamma}$ ,  $K_{\delta}$  і після їх корегування на режимах максимуму ККД на різних частотах обертання. Уточнення значень коефіцієнтів по даним експериментів навіть в одній точці характеристики дозволило підвищити точність обчислень.

На мал. 5 на режимі, близькому до границі стійкої роботи, при  $\eta=0.94$  в порівнянні з досвідом приведені елври тиску і температури гальмування за робочими колесами компресора К2.

На мал. 6 показано зміну по радіусу осьової швидкості за направляючими апаратами першої, другої, четвертої ступенів моделі компресору К-4950 на режимі близькому до розрахункового. Також

Розподіл  $P_2^*$  та  $T_2^*$  за РК компресора

Розподіл сьової швидкості за НА компресора



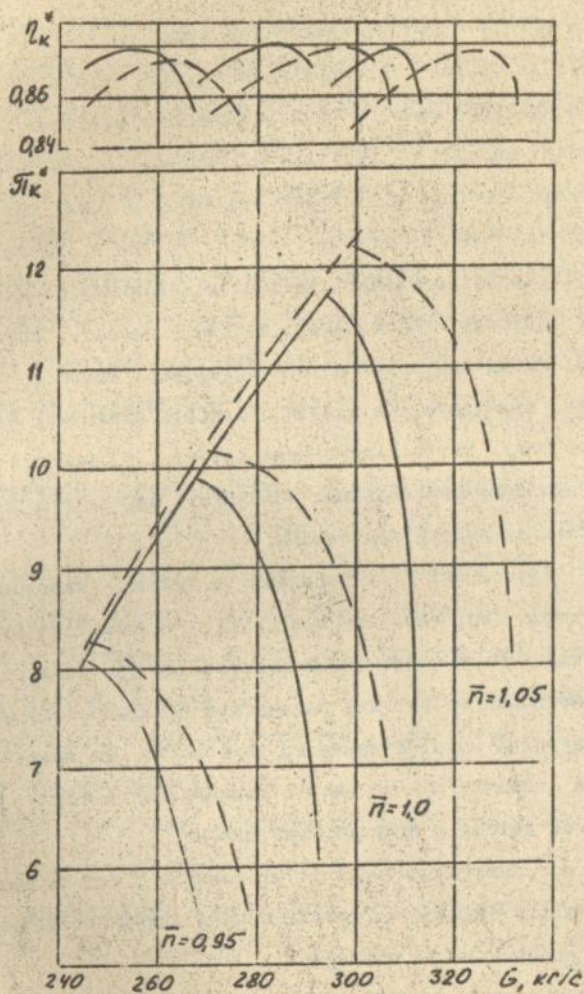
одержано задовільний збіг з експериментальними даними епюр повного тиску за шостим апаратом, що направляє розподіл статичного тиску на корпусі уздовж проточної частини. Максимальна погрішність розрахунку величини статичного тиску складала 7% в перерізі за останнім ступенем.

Результати розрахунку радіальних епюр параметрів і характеристик моделей окремих блоків компресорів ГТЕ-115, ГТЕ-45 показали задовільний збіг із даними експериментів, що дало підставу для використання програмного комплексу при розрахунку повнорозмірних компресорів.

При чисельному дослідженні течії в компресорах ГТЕ-115, ГТЕ-115М, ГТЕ-45 визначалися сумарні характеристики, умови обтікання і аеродинамічна навантаженість вінців по радіусу, виявлялися ступені, що ініціюють виникнення нестійкої течії в компресорах.

На підставі аналізу характеристик, структури потоку, обтікання лопатевих вінців на розрахунковому і передзрівному режимах здійснювався пошук раціональних варіантів зміни кутів установки направляючих апаратів, що дозволило поширити область стійкої роботи компресорів, підвищити сумарний розхід. Лопатки поверталися таким чином, щоб змістити характеристики вбік більшого розходу, а також знизити навантаженість отих робочих коліс, в яких, раніше ніж в інших, виникає зривна течія. Ефективність того чи іншого рішення оцінювалася порівнянням характеристик вихідного і модернізованого варіантів на різних частотах обертання. В висновках по матеріалам дисертації представлені чисельні значення збільшення розходу і поширення області стійкої роботи компресорів при збереженні величини ступені підвищення тиску і ККД вихідних варіантів виробів. Для ілюстрації на мал. 7 показана характеристика ГТЕ-45

## Характеристика компрессора



— — — — — исходний варіант,  
 - - - - - модифікований варіант

Мал. 7

з вихідною і модернізованою проточними частинами.

### ВИСНОВКИ

В роботі одержані наступні основні результати.

1. Розроблен удосконалений варіант методу розрахунку двомірної дозвукової течії в багатоступневому осьовому компресорі, що дозволяє визначати радіальний розподіл параметрів середовища в перерізах за вінцями в усьому діапазоні робочих режимів компресора, розраховувати сумарні характеристики, прогнозувати вплив зміни геометрії проточної частини на величину параметрів потоку.

Особливістю удосконаленого варіанту засобу є використання варіаційної умови максимуму потоку механічної енергії, облік турбулентного перемішування рідини по висоті проточної частини, втрат повного тиску, кутів відставання потоку, захарашення проточної частини прикордонними шарами, можливість чисельного визначення границі стійкої роботи компресора.

2. Розроблені і апробовані в процесі удосконалення методу нові структурні елементи можуть бути використані як в складі методу, так і мати самостійний додаток. До їх числа відносяться:

- методика розрахунку параметрів прикордонного шару на торцевих поверхнях багатоступневого компресора, що враховує зміну діючих на лопатки сил по висоті прикордонного шару, процес обміну між ядром потоку і прикордонним шаром;

- методика визначення втрат повного тиску по висоті лопатки, що базується на аналізі опублікованих даних про структуру течії в вінцях компресорного ступеня;

- методика визначення границі стійкої роботи компресора, заснована на використанні напівемпіричного критерія відгибу потоку, варіаційної умови максимуму потіка механічної енергії;

- методика спрощеної ідентифікації значень робочих ко-

ефіцієнтів по результатах експериментальних досліджень, спрямована на підвищення точності обчислень на етапі доводки компресорів.

3. Розроблен комплекс програм розрахунку течії в багатоступневому компресорі. Час розрахунку параметрів шестиступневого компресора складає 1.1хв. на ЕОМ типу РС-АТ386-DX/33.

4. Оцінена вірогідність результатів розрахунку шляхом порівняння з даними експериментального дослідження течії в шести багатоступневих компресорах на різних режимах. Статистичний аналіз точності визначення сумарних параметрів двох компресорів авіаційних ГТД на 44 режимах показав, що з довірчою імовірністю 0.95 відносна погрешність розрахунку  $\eta_k^*$  складає 2.2-4.8%,  $\eta_k^*$  1.4-2.7%.

5. Одержані характеристики і радіальний розподіл параметрів потоку за вінцями знов спроектованих компресорів стаціонарних ГТУ: ГТЕ-115, ГТЕ-115М, ГТЕ-45. Запропоновані варіанти зміни кутів установки лопаток направляючих апаратів, що дозволяє, відповідно до розрахунку, при  $\bar{n}=1.0$  збільшити запаси стійкої роботи машин відповідно на 3.1%, 7.0%, 8.3%, підвищити розход на режимі максимального ККД для ГТЕ-115М і ГТЕ-45 на 4.7%, 5.3% при збереганні заданих значень  $\eta_k^*$ ,  $\eta_k^*$ .

6. Метод розрахунку, комплекс програм і результати розрахункового дослідження структури течії в компресорах використовуються в практиці проектування Запорізького машинобудівного КБ "Прогрес", Харківського НВО "Турбоатом", Запорізького підприємства "Мотор Січ".

Результати дослідження можуть бути застосовані на підприємствах, що займаються проектуванням газотурбінних двигунів і стаціонарних ГТУ.

## СПИСОК РОБІТ ПО ТЕМІ ДИСЕРТАЦІЇ

1. Бойко Л. Г., Ершов В. Н., Яневич В. Н. Оценка работоспособности модели многоступенчатого компрессора //Газовая динамика двигателей и их элементов: Темат. сб. научн. тр. -Харьков. -1987. -№2. -С. 65-71.
2. Бойко Л. Г., Ершов В. Н., Гирич Г. А., Яневич В. Н. Метод расчета двумерного течения в многоступенчатом осевом компрессоре //Изв. вузов. Машиностроение. -1989. -№5. - с. 56-60.
3. Бойко Л. Г., Ершов В. Н., Гирич Г. А., Яневич В. Н. Результаты практического использования двумерного метода расчета течения в компрессоре //Изв. вузов. -Машиностроение. -1989. -№7. -С. 72-75.
4. Герасименко В. П., Яневич В. Н. Определение границы устойчивой работы ступени осевого компрессора //Энергетич. машиностр. -1989. -№47. -С. 21-23.
5. Бойко Л. Г., Ершов В. Н., Яневич В. Н. Использование математической модели многоступенчатого компрессора для расчета течений с радиально - неравномерными условиями на входе //Энергетич. машиностр. -1986. -№41. -С. 9-14.
6. Ершов В. Н., Бойко Л. Г., Яневич В. Н. Применение двумерной математической модели к расчету течения в многоступенчатом осевом компрессоре //Математическое моделирование процессов и конструкций энергетических и транспортных газотурбинных установок в системах автоматизированного проектирования: Тез. докл. респ. конф. -Готвальд. 1988. -С. 17-168.
7. Ершов В. Н., Бойко Л. Г., Яневич В. Н. Комплекс программ расчета течения в многоступенчатом осевом компрессоре //Первый Всесоюзный научно - практический семинар по автоматизации инженерного труда: Тез. докл. - Харьков, 1990. -С. 239-241.
8. Ершов В. Н., Бойко Л. Г., Яневич В. Н. Комплекс программ для расчета двумерного течения в многоступенчатом осевом компрессоре //Девятая международная научно-техническая конференция 1991

компрессоростроению: Тез. докл. - Казань, 1993. - С. 70-71.

9. Ершов В. Н., Бойко Л. Г., Яневич В. Н. Метод расчета двумерного осесимметричного течения в многоступенчатом осевом компрессоре // Совершенствование энергетических и транспортных турбоустановок методами математического моделирования, вычислительного и физического эксперимента: Тез. докл. - Эниев, 1994. - С. 18.

#### АННОТАЦИЯ

Разработан метод расчета двумерного течения в проточной части многоступенчатого компрессора, в котором учтено влияние турбулентного перемешивания потока, потерь давления и торцевого пограничного слоя на радиальную структуру течения. Представлены результаты расчетов суммарных характеристик и радиальных эпюр параметров потока в сравнении с экспериментом в шести многоступенчатых компрессорах. Оценена точность полученных результатов. Предложены варианты изменения углов установки направляющих аппаратов ряда компрессоров стационарных ГТУ, позволяющие расширить область устойчивой работы и повисить суммарный расход.

#### ABSTRACT

Vanevich V. N. The prediction of 2D flow in the multistage axial compressors. Thesis for an academic degree of a candidate of technical sciences of the speciality 05.07.05 - aircraft heat-engines. Kharkov aviation institute. 1995.

A method of calculation 2D flow in the multistage compressor counted turbulent mixing, pressure losses and end-wall boundary layer influence on the flow radial structure is proposed. The flow performance radial flow parameters distribution, received by calculation, are compared with the results of experimental investigations of six multistage axial compressors. Accuracy of obtained results is evaluated. To extend the stability region and

increase the flow rate se  
angles of stationary gas-turbine compressors are proposed.

КЛЮЧОВІ СЛОВА

Багатоступневий компресор, торцевий прикордонний шар, турбу-  
лентне перемішування потоку, втрати повного тиску.