

На правах рукопису

Брылов Сергій Володимирович

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ПРОСТОРОВИХ  
ТУРБУЛЕНТНИХ ВІДРИВНИХ ТЕЧІЙ ГАЗУ  
В БАГАТОВІНЦЕВИХ ТУРБОМАШИНАХ

05.04.12 - турбомашини та турбоустановки

Автореферат дисертації на здобуття наукового ступеня  
доктора технічних наук

755  
Дисертаційна рукопис

ЛНБ України ім. В. Стефаніка



00761579 (Z)

Роботу виконано в Інституті  
України

Науковий консультант: доктор технічних наук, професор  
Гнесін Віталій Ісайович

Офіційні споненти: доктор технічних наук, професор  
Слітенко Аркадій Федорович,  
доктор технічних наук, професор  
Терещенко Юрій Матвійович,  
доктор фізико-математичних наук,  
професор  
Хруц Віктор Кузьмич

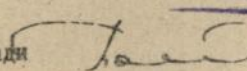
Провідне підприємство - Запорізьке моторобудівне  
конструкторське бюро "Прогрес"

Захист відбудеться "21" травня 1995 р. о 14<sup>30</sup> год. на  
засіданні спеціалізованої ради Д 02.09.12 при Харківському  
державному політехнічному університеті  
(310002, Харків-2, МСП, вул. Фрунзе 21).

З дисертацій можна ознайомитися в бібліотеці Харківського  
державного політехнічного університету.

Автореферат разісланий "3" листопада 1995 ЛНБ ім. В. Стефаніка  
РАН України

Вчений секретар  
спеціалізованої вченої ради

  
Потетенко О. В.

## ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Р звиток сучасного машинобудування на протязі останніх років має тенденцію значного зростання потужності турбінних та компресорних ступенів при дотриманні достатньо високих значень коефіцієнту корисної дії (ККД) проточної частини. Інтенсифікація енергообміну у лопаточних машинах супроводжується ускладненням структури течії в ґратках. Аеродинамічна взаємодія вінців характеризується істотною тривимірністю і нерідко супроводжується проникненням з однієї ґратки у іншу відривних зон або стрибків ущільнення, рухом через усю проточну частину турбомашини нестационарних хвиль. Такі недостатньо вивчені явища, що не піддаються точному аналітичному опису, як тривимірні криволінійні стрибки ущільнення та контактні поверхні, відривні зони, вторинні течії, кінцеві ефекти та ін., - у сучасних турбомашиних виявляються сумісно і часто щільно взаємопов'язані.

На теперішній час удосконалення проточних частин турбомашин вже практично неможливе без докладного знання просторової картини течії у лопаточних апаратах. Вірогідний опис такої картини течії, певно, можливий лише у межах моделей тривимірного нестационарного в'язкого обтікання реальних лопаточних вінців.

Сучасний рівень розвитку теоретичної аеродинаміки не дозволяє і навряд чи дозволить у найближчому майбутньому аналітично розв'язувати складні просторові нестационарні нелінійні задачі течії в'язкого газу у проточних частинах турбомашин. Експериментальні методи дослідження дуже трудомісткі і в сучасних умовах коштують надзвичайно дорого. Тенденція зростання потужності компресорних та турбінних ступенів неминуче буде призводити до збільшення затрат на експериментальні роботи і в майбутньому. У зв'язку з цим зростає роль обчислювальної аеродинаміки й існуючі тенденції зниження вартості чисельного експеримента, підвищення якості методів та алгоритмів дозволяють чисельному моделюванню течій в проточних частинах турбомашин не тільки доповнювати експериментальні дослідження, але й у окремих випадках майже цілком замінити їх. Чисельні методи розрахунку просторових течій в проточних частинах турбомашин останнім часом інтенсивно розробляються як у нашій країні, так і за кордоном,

однак їм притаманні серйозні недоліки.

По-перше, у більшості випадків дослідження обмежуються вивченням обтікання ґраток або нев'язким газом, або використовують спрощені моделі в'язко-нев'язкої взаємодії, у той час як відривні зони, кінцеві явища, сліди, втрати можуть бути адекватно описані лише у рамках найзагальніших моделей в'язкої течії.

По-друге, методи розрахунку течій в ґратках турбомашин, які було розроблено на теперішній час, дозволяють моделювати обтікання ізольованих лопаточних апаратів, хоч, як зазначалося вище, у багатьох випадках необхідно вивчати течії крізь систему послідовно росташованих вінців. Методи розрахунку наскрізної течії у декількох лопаточних апаратах, що з'явилися останнім часом, обмежені або вивченням течії лише у одному ступені, або двовимірною чи нев'язкою постановкою задачі.

По-третє, розповсюджені на цей час чисельні методи розв'язання систем рівнянь газової динаміки далекі від досконалості. Центральні-різницевою або TVD схемам інтегрування диференціальних рівнянь газової динаміки, що застосовуються багатьма авторами, притаманні великі похибки. Для в'язких течій зі складною структурою схемна (або штучна) нефізична в'язкість буде визначати розв'язки, що отримуються, якщо вона виявиться сумірною з реальною в'язкістю.

Виходячи з викладеного вище, очевидно, що вагомим та актуальним проблемою теорії турбомашин є розробка математичних моделей та чисельних методів розрахунку тривимірних течій в'язкого стисливого газу у ізольованих ґратках та у багатовінцевих турбомашинах. Застосування таких методів при проектуванні та удосконаленні лопаточних машин дозволить, істотно скоротивши затратні експериментальні дослідження, моделювати реальні течії, аналізувати складну тривимірну структуру потоку, прогнозувати конструкцію проточної частини, що забезпечить низький рівень втрат у широкому діапазоні режимів праці. Розв'язання такої проблеми і є основною метою цієї дисертаційної роботи.

При реалізації сформульованої мети роботи поставлено та розв'язано такі окремі задачі:

а) розвиток неявних монотонних ENO схем другого-третього порядку апроксимації на базі схеми Годунова;

б) розробка математичної моделі та методу розрахунку двовимірних турбулентних відривних течій в'язкого теплопровідного стисливого газу у плоских ґратках;

в) створення математичної моделі та методу розрахунку тривимірних турбулентних відривних течій в'язкого теплопровідного стисливого газу у ізольованих лопаточних вінцях;

г) розробка математичної моделі та методу розрахунку тривимірних турбулентних відривних течій в'язкого теплопровідного стисливого газу у багатовінцевих турбомашинах;

д) розробка комплексу програм, що реалізують згадані вище математичні моделі та чисельні методи;

- е) проведення обчислювального експерименту по вивченню
- в'язких дво- та тривимірних течій у компресорних та турбінних ґратках на різних режимах;
  - впливу шаблеподібності лопаток статора на структуру тривимірної течії у ступені;
  - процесів втрати стійкості у компресорах при малих витратах робочого тіла;

Розв'язання задач, викладених вище, має велике теоретичне значення, через те, що більшість з них, якщо і розв'язувалась раніше, то із застосуванням менш загальних математичних моделей та менш точними методами. Наукова новизна дисертаційної роботи полягає в досягненні таких нових наукових результатів, які вносяться до захисту:

1) постановка задачі, математична модель та чисельний метод розв'язання прямої задачі про тривимірну турбулентну відривну течію в'язкого теплопровідного стисливого газу у багатовінцевих турбомашинах;

2) чисельний метод розв'язання тривимірних нестационарних осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса у наближенні тонкого шару, які доповнюються алгебраїчною моделлю турбулентності, із застосуванням сім'ї явних та неявних квазімонотонних різницевих схем підвищеної точності, що побудовані на базі схеми Годунова;

3) комплекс прикладних програм *FlowER*, що дозволяє розв'язувати такі задачі внутрішніх течій у турбомашинах:

- розрахунок двовимірних турбулентних відривних трансзвукових течій в'язкого теплопровідного газу у решітці профілів;
- розрахунок тривимірних турбулентних відривних

трансзвукових течій в'язкого теплопровідного газу у ізольованому вінці осьової турбомашини;

- розрахунок тривимірних турбулентних відривних трансзвукових течій в'язкого теплопровідного газу у багатовінцевій осьовій турбомашині;

4) постановка задачі, математична модель та результати чисельного дослідження процесів втрати стійкості тривимірної стисливої течії у багатовінцевих компресорах;

5) результати чисельного дослідження впливу складного навалу (СН) напрямних лопаток (НЛ) на вторинні течії, втрати та структуру тривимірної течії у ступені турбіни.

Вірогідність та обґрунтованість основних положень та результатів дисертації підтверджуються:

- використанням для побудови моделей фундаментальних законів та класичних теоретичних положень;
- одержаними доказами апроксимації, стійкості та монотонності розроблених різницевих схем;
- методичними дослідженнями збіжності отриманих чисельних розв'язків;
- зіставленням результатів розрахунків з експериментальними та теоретичними даними інших авторів.

Практичне значення роботи полягає в тому, що

- розроблений комплекс програм *FlowER* являє собою надійний, точний та сучасний інструмент для практичних розрахунків дво- та тривимірних в'язких течій у ізольованих решітках та багатовінцевих турбомашинах, який може бути використаний при проектуванні та модернізації проточних частин турбін та компресорів;

- чисельні дослідження, проведені у дисертаційній роботі, дозволили отримати нові якісні та кількісні результати

- по структурі тривимірних в'язких течій у нерухомих ґратках і у ґратках, що обертається;
- по впливу шаблеподібності НЛ на характер течії у ступені;
- по процесам втрати газодинамічної стійкості течій у компресорах при малих витратах робочого тіла.

Основні результати дисертаційної роботи у вигляді методів розрахунку, комплексу програм *FlowER* та результатів чисельних експериментів упроваджено у ВОАТ "КТЗ", КІВПС, ЗМКБ "Прогрес", ІПМ ПАН (Польща), "Діагностики машин" (Польща),

використовано у навчальному процесі кафедри 201 ХАІ у межах курсу "Сучасні методи розрахунку лопаточних машин".

С нові наукові результати роботи пройшли апробацію на

- республіканській науково-технічній конференції "Математичні моделі процесів та конструкції енергетичних турбомашин в системах їх автоматизованого проектування" (Готвальд, 1988, 1991);

- 2-ій всесоюзній конференції "Математичне моделювання: нелінійні проблеми та обчислювальна математика" (Москва, 1990);

- республіканській науково-технічній конференції "Використання чисельних методів при розв'язуванні прикладних задач аеромеханіки" (Харків, 1990);

- 6-ї та 7-ї міжнародних конференціях "Методи аерофізичних досліджень" (Новосібірськ, 1992, 1994);

- міжнародній науково-технічній конференції "Удосконалення енергетичних та транспортних турбоустановок методами математичного моделювання, обчислювального та фізичного експериментів" (Зміїв, 1994);

- 5-ї міжнародній конференції по механіці рідини (Каїр, Єгипет, 1995).

По темі дисертації опубліковано 33 наукові праці. Особистий внесок автора дисертації у роботи, що написані у співавторстві, полягає ось у чому:

- у роботах [3,7,10,11] автором дисертації розроблено основні ідеї чисельного методу розв'язання рівнянь газової динаміки з другим порядком точності в усіх точках і без використання штучної в'язкості; проведено чисельні дослідження та аналіз результатів;

- у роботах [8,12] автором дисертації розроблено основні ідеї чисельного розв'язання задачі моделювання течії в'язкого газу; виконано аналіз результатів;

- у роботах [4,6,22,23] автором дисертації розроблено наближену модель в'язкого кромкового сліда; проведено чисельні дослідження; виконано аналіз результатів;

- у роботах [5,25,32] автором дисертації розроблено постановку задачі, математичну модель та чисельний метод розрахунку двовимірних турбулентних течій у плоских ґратках; проведено чисельні дослідження та аналіз результатів;

- у роботах [15,20,21,26,31] автором дисертації розроб-

лено постановку задачі, математичну модель та основні ідеї чисельного метода розрахунку тривимірних в'язких течій у лопаточних вінцях турбомашин; проведено аналіз результатів;

- у роботі [19] автором дисертації розроблено постановку задачі, математичну модель та чисельний метод розрахунку тривимірних в'язких течій у багатовінцевих турбомашинах; виконано аналіз отримання результатів;

- у роботах [28,33] автором дисертації розроблено постановку задачі дослідження впливу СН на характеристики в'язкої течії у напрямній ґратці і виконано аналіз результатів, що отримані у цьому дослідженні.

Дисертаційна робота складається з вступу, п'яти розділів, висновку, списку літератури, що включає 186 найменувань, додатку з актами упровадження. Роботу виконано на 450 сторінках, вона містить 153 рисунка. Основний зміст роботи викладено на 261 сторінці.

#### ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтовано актуальність проблеми, що розглядається, сформульовано мету та основні задачі дослідження, наведено стисло аотації отриманих нових результатів, охарактеризовано їх практичну цінність.

У першому розділі викладено теоретичні основи побудови математичної моделі просторового потоку у проточній частині турбомашини. Підкреслюється, що, незважаючи на значну різноманітність моделей течії рідянни, в однаковій мірі коректно описати основні особливості реального обтікання ґраток у проточних частинах турбомашини можливо лише з використанням найбільш загальної з них: моделі тривимірної нестационарної течії стисливого в'язкого газу, математичне формулювання якої спирається на систему нестационарних рівнянь Нав'є-Стокса. У той же час, враховуючи можливості сучасної обчислювальної техніки, що не дозволяє здійснювати пряме моделювання турбулентних течій при розв'язуванні складних прикладних задач, виникає необхідність використовувати деякі гіпотези та спрощувчі положення. Через це у дисертаційній роботі розглядаються осереднені за Рейнольдсом рівняння Нав'є-Стокса записані у наближенні тонкого шару і доповнені алгебраїчною моделлю турбулентності. Застосування цих рівнянь дозво-

ляє описувати до-, транс- та надзвукові відривні та невідривні турбулентні течії стисливого газу. У локальній криволінійній системі координат  $(\xi, \eta, \zeta)$ , що обертається та зв'язана з поверхнями тіл, які обтікаються потоком, згадані вище рівняння мають вигляд:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} = JH + \frac{\partial \hat{R}_\xi}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{R}_\eta}{\partial \eta}, \quad (1)$$

де

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ h \end{bmatrix}; \quad \hat{E} = J \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \rho \xi_x \\ \rho v U + \rho \xi_y \\ \rho w U + \rho \xi_z \\ (h+p)U \end{bmatrix}; \quad \hat{F} = J \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \rho \eta_x \\ \rho v V + \rho \eta_y \\ \rho w V + \rho \eta_z \\ (h+p)V \end{bmatrix};$$

$$\hat{G} = J \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho u W + \rho \zeta_x \\ \rho v W + \rho \zeta_y \\ \rho w W + \rho \zeta_z \\ (h+p)W \end{bmatrix}; \quad H = \begin{bmatrix} 0 \\ 2 \rho v \Omega + \rho \Omega^2 r \cos(r, x) \\ -2 \rho u \Omega + \rho \Omega^2 r \cos(r, y) \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix};$$

$$\hat{R}_\xi = \mu J \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{1}{3} \sigma_\xi \xi_x + \xi_0^2 \frac{\partial u}{\partial \xi} \\ \frac{1}{3} \sigma_\xi \xi_y + \xi_0^2 \frac{\partial v}{\partial \xi} \\ \frac{1}{3} \sigma_\xi \xi_z + \xi_0^2 \frac{\partial w}{\partial \xi} \\ \frac{1}{3} \sigma_\xi U + \xi_0^2 (u \frac{\partial u}{\partial \xi} + v \frac{\partial v}{\partial \xi} + w \frac{\partial w}{\partial \xi} + \frac{1}{Pr} \frac{\partial i}{\partial \xi}) \\ 0 \\ \frac{1}{3} \sigma_\eta \eta_x + \eta_0^2 \frac{\partial u}{\partial \eta} \\ \frac{1}{3} \sigma_\eta \eta_y + \eta_0^2 \frac{\partial v}{\partial \eta} \\ \frac{1}{3} \sigma_\eta \eta_z + \eta_0^2 \frac{\partial w}{\partial \eta} \\ \frac{1}{3} \sigma_\eta V + \eta_0^2 (u \frac{\partial u}{\partial \eta} + v \frac{\partial v}{\partial \eta} + w \frac{\partial w}{\partial \eta} + \frac{1}{Pr} \frac{\partial i}{\partial \eta}) \end{bmatrix};$$

$$\hat{R}_\eta = \mu J \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{1}{3} \sigma_\eta \eta_x + \eta_0^2 \frac{\partial u}{\partial \eta} \\ \frac{1}{3} \sigma_\eta \eta_y + \eta_0^2 \frac{\partial v}{\partial \eta} \\ \frac{1}{3} \sigma_\eta \eta_z + \eta_0^2 \frac{\partial w}{\partial \eta} \\ \frac{1}{3} \sigma_\eta V + \eta_0^2 (u \frac{\partial u}{\partial \eta} + v \frac{\partial v}{\partial \eta} + w \frac{\partial w}{\partial \eta} + \frac{1}{Pr} \frac{\partial i}{\partial \eta}) \end{bmatrix};$$

$\rho, \rho, u, v, w$  - тиск, густина та декартові компоненти швидкості;  
 $h = p/(\gamma-1) + \rho (u^2 + v^2 + w^2 - \Omega^2 r^2)/2$  - ротальпія;  $i$  - ентальпія;  $\gamma$  - показник адіабати;  $U = u \xi_x + v \xi_y + w \xi_z$ ,  
 $V = u \eta_x + v \eta_y + w \eta_z$ ,  $W = u \zeta_x + v \zeta_y + w \zeta_z$  - контраварі-

антні компоненти швидкості;  $J, \xi_x, \xi_y, \xi_z, \eta_x, \eta_y, \eta_z, \zeta_x, \zeta_y, \zeta_z$  - якобін перетворення координат та метричні коефіцієнти;  $\xi_0^2 = \xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2$ ;  $\eta_0^2 = \eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2$ ;  $\Omega$  - кутова швидкість обертання;  $r$  - радіус-вектор;  $\mu = \mu_1 + \mu_2$  - коефіцієнт в'язкості;  $Pr = \mu / (\mu_1 / Pr_1 + \mu_2 / Pr_2)$  - число Прандтля;  $Pr_1 = 0,72$ ;  $Pr_2 = 0,9$ ;  $\mu_1, \mu_2$  - коефіцієнти молекулярної та турбулентної в'язкості;  $\sigma_\xi = \xi_x \partial u / \partial \xi + \xi_y \partial v / \partial \xi + \xi_z \partial w / \partial \xi$ ;  $\sigma_\eta = \eta_x \partial u / \partial \eta + \eta_y \partial v / \partial \eta + \eta_z \partial w / \partial \eta$ .

Заміцання рівнянь (1) здійснюється за допомогою двошарової алгебраїчної моделі турбулентності (B.S. Baldwin, H. Lomax, 1978). У внутрішній області пограничного шару застосовується формулювання Прандтля довжини змішування  $l$ :

$$\mu_2 = \mu_1^* = \rho l^2 |\dot{\omega}|, \quad (2)$$

де  $\dot{\omega}$  - завихреність. У зовнішній області пограничного шару  $\mu_2$  визначається згідно з модифікованов формулов Клаузера:

$$\mu_2 = \mu_1^* = \alpha K_{cl} C_{cr} \rho^{Pr} F_w F_\kappa, \quad (3)$$

де  $C_{cr} = 1,8$ ;  $K_{cl} = 0,0188$  - константа Клаузера;  $\alpha = \alpha(Re_\theta)$ ;  $Re_\theta$  - число Рейнольдса, що визначене по товщині втрати імпульсу  $\theta$ ;  $F_w$  - функція сліду;  $F_\kappa$  - фактор перемінності Клебанова. У цій моделі турбулентності внесені такі модифікації. На інтенсивних відривах коефіцієнт турбулентної в'язкості збільшується пропорційно товщині відривної зони (D.W. Kinsey, S.E. Easter, 1988). У дальньому сліді розрахунок коефіцієнта турбулентної в'язкості виконується лише за використанням формули Клаузера (3), а у зоні ближнього сліду здійснюється зшивання розв'язків (W. Rody, K. Srinivas, 1989):

$$\mu_{tur} = \mu_{cl} + (\mu_{to} - \mu_{cl}) \exp(-x/(20\delta_{to})), \quad (4)$$

де  $\mu_{cl}$ ,  $\mu_{to}$ ,  $\mu_{tur}$  - коефіцієнти турбулентної в'язкості у сліді: по формулі Клаузера, у площині вихідних кромок згідно з моделлю Болдуїна-Ломакса та вислідні значення відповідно;  $x$  - відстань від площини вихідних кромок;  $\delta_{to}$  - товщина пограничного шару у площині вихідних кромок.

Розрахунок коефіцієнту турбулентної в'язкості у кутових областях здійснюється незалежно по обох поперечних до твердих поверхонь напрямках, а далі виконується зшивання розв'язків.

Розглядається постановка граничних умов для рівнянь (1), що описуєть течію в'язкого газу. При дозвуковій осьовій швидкості, характерній для течій у ґратках, на вході фіксуються повні температура та тиск, що задані у абсолютній сис-

темі координат; та два кута, що визначають напрям потоку, а на виході задається статичний тиск. Коректність таких умов обгрунтовується як відсутністю у рівняннях (1) повторних похідних у напрямку потоку  $\zeta$ , так і неминучістю чисельного завдання у граничних точках похідних для різницьових схем порядку апроксимації другого та вище. На твердих стінках виставляється умова прилипання і або температура стінки, або тепловий потік крізь стінку.

Одержано співвідношення, що виявляють зв'язок між тиском та швидкістю на поверхні тіла:

$$\frac{\partial p}{\partial \eta} = \rho a^2 (r_x x_\eta + r_y y_\eta) + \frac{1}{3} \frac{\partial}{\partial \eta} \left( \frac{\mu}{J} \frac{\partial V^* J}{\partial \eta} \right) + \rho_0^2 \frac{\partial}{\partial \eta} \left( \frac{\mu}{J} \frac{\partial V^* J}{\partial \eta} \right); \quad (5)$$

$$\frac{\partial p}{\partial \xi} = \rho a^2 (r_x x_\xi + r_y y_\xi) + \frac{1}{3} \frac{\partial}{\partial \xi} \left( \frac{\mu}{J} \frac{\partial U^* J}{\partial \xi} \right) + \rho_0^2 \frac{\partial}{\partial \xi} \left( \frac{\mu}{J} \frac{\partial U^* J}{\partial \xi} \right). \quad (6)$$

де  $V^*/J = (u x_\eta + v y_\eta + w z_\eta)/J$ ,  $U^*/J = (u x_\xi + v y_\xi + w z_\xi)/J$  - коваріантні компоненти швидкості у поперечних до тіла напрямках  $\eta$ ,  $\xi$  відповідно. Співвідношення (5), (6) є наслідком рівнянь (1) і тому їх використання при реалізації граничних умов на стінках слід віддавати перевагу перед застосуванням умов, що не виконуються у загальному випадку, таких як умова відбиття (R. W. MacGogmack, 1975) чи рівність нулю нормальної до стінки похідної тиску (J. L. Steger, 1978).

У другому розділі викладено принципи побудови чисельного методу розв'язання рівнянь (1). На підставі стислого огляду, сформульовано основні вимоги до чисельних методів, що використовуються для розв'язання систем рівнянь газової динаміки. Показано, що різницьові схеми, що широко використовувались до цього часу, не задовольняють цим вимогам. Центральні-різницьові схеми не забезпечують високу точність розв'язків за рахунок нелінійної нестійкості та немонотонності на розривах і у зонах великих градієнтів. Монотонні TVD схеми порядку апроксимації другого та вище неминуче переходять на перший порядок на локальних екстремумах та у граничних точках розрахункової області, що призводить до значного зниження точності. У зв'язку з цим зроблено висновок про необхідність розробки нових різницьових методів, які були б позбавлені цих недоліків, що й здійснено у дисертаційній роботі.

На основі схеми Годунова побудовано сім'я квазімонотонних різницьових схем, що включає явні та неявні схеми другого та третього порядку апроксимації. Пропонується застосовувати

таку явну апроксимацію системи (1):

$$\begin{aligned} \delta Q_{i,j,k}^n &= Q_{i,j,k}^{n+1} - Q_{i,j,k}^n = - \frac{\tau}{(\Delta \xi \Delta \eta \Delta \zeta)_{i,j,k}} \times \\ &\times \left\{ [(\hat{E} - \hat{R}_\xi)^n \Delta \eta \Delta \zeta]_{i+1/2,j,k} - [(\hat{E} - \hat{R}_\xi)^n \Delta \eta \Delta \zeta]_{i-1/2,j,k} + \right. \\ &+ [(\hat{F} - \hat{R}_\eta)^n \Delta \xi \Delta \zeta]_{i,j+1/2,k} - [(\hat{F} - \hat{R}_\eta)^n \Delta \xi \Delta \zeta]_{i,j-1/2,k} + \\ &\left. + [\hat{G}^n \Delta \xi \Delta \eta]_{i,j,k+1/2} - [\hat{G}^n \Delta \xi \Delta \eta]_{i,j,k-1/2} \right\} + \tau H_{i,j,k}^n. \quad (7) \end{aligned}$$

Цілочисельні індекси стосуються центрів комірок, а дрібні - їх граней. Нев'язкі потоки  $\hat{E}$ ,  $\hat{F}$ ,  $\hat{G}$  крізь грані комірок визначаються із застосуванням точного розв'язання задачі розпаду довільного розриву, початльні умови для якої обчислюються за допомогою просторової інтерполяції:

$$q_{m+1/2} = q_m + \Delta \tau \left( \frac{\partial q}{\partial \xi} \right)_m + \tau \left( \frac{\partial^2 q}{\partial \xi^2} \right)_m; \quad m=(i,j,k); \quad \nabla = (\xi, \eta, \zeta). \quad (8)$$

Похідні за часом  $\partial q / \partial t$ , які можуть бути знайдені із записаних у недивергентній формі рівнянь (1), має сенс використовувати лише для явних схем. Просторові похідні обчислюються за допомогою ENO-інтерполяції (А. Harten, 1987) (формули записані для рівномірної сітки; індекси, що не змінюються уздовж сіткової лінії, пропущені):

$$\Delta_\nabla \varphi = L_\nabla \Delta_\nabla q, \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \left( \frac{\partial q}{\partial \xi} \right)_m &= \frac{1}{\Delta \xi} \min \text{mod} \left[ \Delta_\nabla \varphi + \alpha \min \text{mod} \left[ \Delta_\nabla \varphi - \Delta_{m-1,\nabla} \varphi, \Delta_{m+1,\nabla} \varphi - \Delta_\nabla \varphi \right], \right. \\ &\left. \Delta_{m+1,\nabla} \varphi - \beta \min \text{mod} \left[ \Delta_{m+1,\nabla} \varphi - \Delta_\nabla \varphi, \Delta_{m+2,\nabla} \varphi - \Delta_{m+1,\nabla} \varphi \right] \right]; \quad (10) \end{aligned}$$

$$\left( \frac{\partial^2 q}{\partial \xi^2} \right)_m = L_\nabla^{-1} \left( \frac{\partial q}{\partial \xi} \right)_m, \quad (11)$$

де  $\Delta_\nabla q = q_m - q_{m-1}$ ;  $\alpha$  и  $\beta$  - константи. Формули для будь-якого сіткового напрямку можуть бути отримані з (8)-(11) заміною позначень  $\nabla$  на  $\xi, \eta, \zeta$  і  $m$  на  $i, j, k$  відповідно.

Вибір констант  $\alpha$  та  $\beta$  визначає конкретну різницеву схему. При  $\alpha = \beta = 0$  реалізується TVD схема локально другого порядку апроксимації за простором та часом, що близька до схеми Годунова-Колгана. При  $\alpha + \beta = 1$ , завдяки поправкам - другим різницям, досягається як мінімум другий порядок в усіх точках розв'язку. Розрахунки тривимірних в'язких течій у дисертаційній роботі виконані ENO схемою другого порядку за простором з  $\alpha = \beta = 1/2$ . При  $\alpha = 2\beta = 2/3$  маємо схему локально третього порядку апроксимації за простором, за допомогою якої розраховувались двовимірні течії у ґратках. Така схема у критичних точках перемкнення шаблону переходить не

на перший порядок апроксимації, як TVD схеми, а лише на другий. Наведено докази монотонності, апроксимації та стійкості схем цієї сім'ї.

При апроксимації "в'язких" членів рівнянь притягуються похідні  $(\partial \tilde{q} / \partial \eta)$ . Так, наприклад, величина  $\mu \frac{\partial u}{\partial \eta}$  на грані  $\xi$  може бути розрахована лінійною інтерполяцією (індекси  $i, k$ , що не змінюються уздовж сіткової лінії  $\eta$ , опущені):

$$\left(\mu \frac{\partial u}{\partial \eta}\right)_{j+1/2} = (\eta_{j+1/2} - \eta_j) \left(\mu \frac{\partial u}{\partial \eta}\right)_{j+1} + (\eta_{j+1} - \eta_{j+1/2}) \left(\mu \frac{\partial u}{\partial \eta}\right)_j. \quad (12)$$

Для ENO схем такий підхід забезпечує другий порядок точності і істотно спрощує алгоритм у порівнянні з центрально-різницевиими апроксимаціями "в'язких" членів.

Неявні схеми будуть застосовуватися застосуванням неявного оператора Біма-Уормінга-Стегера (J. L. Steger, 1978):

$$L_{\xi}^{-1} \left[ I + \frac{\tau \theta}{(1+\chi)J} \frac{\partial}{\partial \xi} (\Lambda_{\xi}^+ + \Lambda_{\xi}^-) \right] L_{\xi} L_{\eta}^{-1} \left[ I + \frac{\tau \theta}{(1+\chi)J} \frac{\partial}{\partial \eta} (\Lambda_{\eta}^+ + \Lambda_{\eta}^-) \right] L_{\eta} \times \\ L_{\zeta}^{-1} \left[ I + \frac{\tau \theta}{(1+\chi)J} \frac{\partial}{\partial \zeta} (\Lambda_{\zeta}^+ + \Lambda_{\zeta}^-) \right] L_{\zeta} \delta q^n = \frac{1}{1+\chi} \tau \delta q^n + \frac{\chi}{1+\chi} \delta q^{n-1}; \quad (13)$$

де  $L_{\xi}$ ,  $L_{\eta}$ ,  $L_{\zeta}$  - матриці лівих власних векторів матриць  $\tau \frac{\partial \hat{E}}{\partial \eta} \tau^{-1}$ ,  $\tau \frac{\partial \hat{E}}{\partial \eta} \tau^{-1}$ ,  $\tau \frac{\partial \hat{E}}{\partial \eta} \tau^{-1}$ ;  $\tau$  - матриця переходу від консервативних змінних  $Q$  до примітивних змінних  $q$ ;  $\delta q^n = q^{n+1} - q^n$ . Похідні у формулі (13) замінюються різницями проти потоку. Обернення неявного оператора здійснюється скалярними прогонками.

Для прискорення збіжності методу розрахунки виконуються на послідовності вкладених сіток з переходом на більш дрібну сітку по установленню розв'язку на грубій. Для стаціонарних задач використовується змінний по коміркам крок за часом. Завдяки неявній схемі, багатосітковому підходу та змінному часовому кроку досягається скорочення часу розрахунку тривимірних в'язких течій приблизно на два порядки.

Третій розділ присвячений задачі про двовимірну турбулентну відривну течію в'язкого стисливого газу у гратці профілів. Після невеликого огляду стисло описано постановку, математичну модель та чисельний метод розв'язання цієї задачі, які будуть за допомогою рівнянь (1), (5)-(13), що зводяться до двовимірного вигляду.

Двовимірна течія в'язкого газу у плоскій гратці описується нестационарними осередненими за Рейнольдсом рівняннями Нав'є-Стокса у наближенні тонкого шару, які інтегруються неявною ENO схемою Годунова локально третього порядку

точності. Ефекти турбулентності моделюються за допомогою модифікованої моделі турбулентності Болдуїна-Ломакса.

Тестування розробленого чисельного методу проведено на великій кількості тестових задач. Розглядалися одновимірний розпад розриву; нев'язка, ламінарна та турбулентна течія у ґратках з симетричними профілями у формі дуги кола; нев'язка течія у ґратці Хобсона; ламінарна та турбулентна течія на пластині. Показано, що в усіх випадках запропонований чисельний метод дозволив отримати достатньо точні результати, що добре кількісно та якісно узгоджуються з аналітичними розв'язками та експериментальними даними. Відзначається, що, завдяки забезпеченню другого порядку апроксимації в усіх точках, має місце значне зниження ентропійної похибки.

Розглядаються результати розрахунків турбулентних відривних течій газу при до-, транс- та надзвукових швидкостях у плоских турбінних та компресорних ґратках. На рис. 1 подані розрахункові ізолінії густини у ґратці SE1050 (ліворуч) та експериментальна інтерферограма (праворуч) (M. St'astny, P. Safarik, 1990) для режиму обтікання при куті атаки  $i = -67^\circ$  та адиабатичному числі Маха на виході  $M_{21} = 0,905$ . Спостерігається добра якісна відповідність розрахункових та експериментальних даних за положенням відривної зони та стрибків ущільнення. На рис. 2 показано розподіл адиабатичної швидкості  $\lambda_{ad}$  уздовж хорди профіля SE1050 на номінальному режимі при  $i = 0^\circ$  та  $M_{21} = 1,181$ . Результати розрахунку (суцільна лінія) добре кількісно погоджуються з експериментальними даними (крапки). Залежність коефіцієнту втрат кінетичної енергії  $\zeta$  від кута атаки подана на рис. 3. Результати розрахунків показані крапками, а дані експерименту — суцільною лінією. На підставі аналізу результатів, що отримані для ґратки SE1050, а також для ґраток VKI-1 (R. Klock та ін., 1986) та LS (J. H. Nicolson та ін., 1992) можна стверджувати, що розроблений чисельний метод дозволяє у широкому діапазоні геометричних та режимних параметрів якісно та кількісно точно розраховувати структуру потоку у плоских ґратках (включаючи сліди, стрибки ущільнення, відривні зони, хвилі розрідження та їх взаємодію), оцінювати втрати кінетичної енергії профілів з прийнятною точністю на близьких до розрахункових та істотно нерозрахункових режимах. Тестові розрахунки трансзвукових в'язких течій на пластині та в компресорних

гратках показують, що розроблений у дисертаційній роботі чисельний метод дозволяє якісно та кількісно правильно розрахувати взаємодію стрибків ущільнення з пограничним шаром при відриві потоку.

За допомогою розробленого методу проведено вивчення можливості моделювання відривних течій у гратках у рамках моделі течії невязкого газу. З цієї мети виконано розрахунки невязкого обтікання на різних режимах гратки SE1050, надзвукової компресорної гратки і розглянуто ламінарне ( $Re=125$ ), турбулентне ( $Re=23000$ ) та невязке обтікання уступу. Показано, що для правильного кількісного опису відривних течій необхідно притягувати чисельні моделі течії вязкого газу, що побудовані на основі різницевих методів підвищеної точності. У той же час, розв'язок рівнянь Ейлера методами підвищеної точності дозволяє якісно моделювати так звані "інерційні" відриви, основна причина появи яких полягає у різкій зміні напрямку потоку. Адекватне моделювання відривів, які викликані у першу чергу втратами частками кінетичної енергії у пограничному шарі, у принципі неможливо у рамках чисельної моделі рівнянь Ейлера через відсутність в ній механізму тертя на стінці.

У цілому, отримані результати дозволяють зробити висновок про точність та надійність запропонованого чисельного методу та доцільність його узагальнення на тривимірний випадок.

Четвертий розділ присвячений задачі про тривимірну турбулентну відривну течію вязкого стисливого газу у ізольованому вінці турбомашини. Після невеликого огляду стисло описано постановку, математична модель та чисельний метод розв'язання цієї задачі, при побудові яких використовуються теоретичні положення, сформульовані у першому та другому розділах дисертаційної роботи.

Тривимірну течію вязкого газу у ізольованому вінці турбомашини описано нестационарними осередненими за Рейнольдсом рівняннями Нав'є-Стокса у наближенні тонкого шару, які інтегруються неявно ENO схемою Годунова другого порядку точності. Моделювання турбулентності виконано за допомогою алгебраїчної моделі Болдуїна-Ломакса.

Показано, що різницеві рівняння допускають розв'язком однорідний потік, тільки якщо сума векторів площі граней кож-

ної комірки різницевої сітки дорівнює нулю:

$$\sum_{i=1}^6 s_i \bar{h}_i = 0. \quad (14)$$

Порушення умови (14) означає появу фіктивних джерел маси, імпульсу та енергії і призводить до втрати точності.

Описано структуру комплексу програм *FLOWER*, що реалізує запропонований чисельний метод. Програми комплексу можна поділити на чотири групи. Програми першої групи забезпечують введення та графічне подання початкової інформації з можливість її коректування у режимі діалогу. До другої групи відносяться програми розрахунку координат сіткових вузлів та метричних коефіцієнтів. До третьої групи належать програми створення початкового наближення та саме газодинамічного розрахунку. Програми четвертої групи забезпечують графічне подання результатів розрахунків у вигляді графіків, ізоліній та ін. Комплекс програм орієнтований до праці в операційних системах *UNIX*, *OS/2*, *MS-DOS* і дозволяє виконати стандартний розрахунок тривимірної турбулентної течії у гратці на сітці 300000 комірок приблизно за 80 годин процесорного часу персонального комп'ютера *AT-486 DX50 RAM32MB*.

Для перевірки достовірності розробленого методу здійснювалось його тестування на великій кількості плоских та просторових течій нев'язкого та в'язкого газу. Зокрема проведено розрахунки тривимірної турбулентної відривної обтікання двох еталонних прямих ґраток, експериментальне дослідження яких виконане у роботах Ходсона, Доміні (1988) та Ленгстона, Найса, Хупера (1977).

Решітка Ходсона та Доміні має такі геометричні характеристики: хорда  $C = 66,9$  мм, крок  $S = 31,5$  мм, довжина лопатки  $l = 100$  мм, ширина  $Cz = 52,5$  мм. Розрахунок проведений при таких параметрах течії: число Маха на вході  $M_1 = 0,496$ ; кут потоку на вході (від осі)  $\alpha_1 = 38,9^\circ$ ; число Рейнольдса по параметрам на вході  $Re_c = 2,3 \cdot 10^6$ ; ізоентропічне число Маха на виході  $M_{2,1} = 0,7$ ; товщина пограничного шару на меридіональних обводах на вході  $\delta = 0,06 l$ .

На рис. 4 зображено вектори швидкості вторинних течій та ізолінії коефіцієнту втрат повного тиску  $\zeta$  у поперечному до потоку перерізі, що розташоване на відстані  $z = 0,42 Cz$  за ґраток. Ліворуч приведено результати розрахунку запропонованим методом, а праворуч - результати експерименту. По век-

торам швидкості видно, що у цьому перерізі, також як й у експерименті, мають місце три вихрові області - кутовий вихор  $\Gamma$ , каналний вихор В та закрючковий вихровий слід С, що згорнувся у дискретний вихор. Спостерігається добре якісне узгодження розрахункових та експериментальних даних.

На рис. 5 показано вектори швидкості на торцевій поверхні. Тут лініями  $S_{1s}$  та  $S_{1p}$  позначено лінії відриву пограничного шару, що набігає, і указано положення сідлові точки А. Лінією  $S_2$  позначено лінію стікання, що відокремлює пристінну течію у пограничному шарі та область кутового вихору. Положення ліній  $S_{1s}$ ,  $S_{1p}$  та  $S_2$ , що отримане у цьому розрахунку, добре узгоджується з експериментальними даними та існуючими уявами про структуру таких течій.

Аналіз отриманих у розрахунку розподілів коефіцієнту тертя та полів векторів швидкості на поверхнях лопатки показує утворення трьох відривних зон - однієї на боці тиску при  $9 \cdot 10^{-2} Cz \leq z \leq 0,27 Cz$  та двох на боці розрідження при  $8 \cdot 10^{-3} Cz \leq z \leq 2 \cdot 10^{-2} Cz$  та  $0,7 Cz \leq z \leq 0,9 Cz$ . Таке розташування відривних зон практично збігається з результатами експерименту. Необхідно відзначити, що розрахунок, поданий у роботі Іванова М.Я. та Крупи В.Г. (1993), який виконано по TVD схемі другого порядку апроксимації з використанням більш складної диференційної  $q - \omega$  моделі турбулентності, дав істотно менш точне (у порівнянні з експериментом) положення відривних зон: на боці розрідження відривні області розташовані при  $8 \cdot 10^{-4} Cz \leq z \leq 1,8 \cdot 10^{-3} Cz$  та  $0,75 Cz \leq z \leq 0,8 Cz$ , а на боці тиску - при  $0,138 Cz \leq z \leq 0,212 Cz$ . Певно, така різниця результатів розрахунків пов'язана з тим, що TVD схема у порівнянні з ENO схемою має значно більш високу схемну похибку за рахунок переходу на перший порядок апроксимації у околі локальних екстремумів. На рис. 6 подано осереднені по кроку розподіли коефіцієнту втрат повного тиску  $\zeta$  за довжиною лопатки, що отримані у розрахунку та експерименті. Також у перерізі  $z = 1,42 Cz$  приведено результати розрахунку Іванова М.Я. та Крупи В.Г. (1993). Спостерігається добре якісне та кількісне узгодження з експериментальними даними чисельних результатів, здобутих з використанням запропонованого у дисертаційній роботі методу.

У цілому, по результатам розрахунків в обох еталонних прямих ґратках зроблено висновок про те, що запропонований

чисельний метод дозволяє моделювати основні особливості тривимірних турбулентних течій у лопаточних вінцях: підковоподібний, каналний та кутовий вихори, відриви, сліди та ін. Добре кількісне узгодження положення точок відриву та приєднання, розрахункових та експериментальних значень коефіцієнту втрат підтверджує достовірність чисельної моделі. Розроблений метод розрахунку тривимірних в'язких течій у порівнянні з іншими відомими методами має підвищені точність та надійність, що дозволяє використовувати його при проектуванні та модернізації лопаточних апаратів.

Проведено чисельне дослідження тривимірних турбулентних течій у напрямному апараті (НА) турбіни при різних формах СН лопаток. Розглядався модельний НА з циліндричними (без розкриття) меридіональними обводами та постійним за довжиною лопатки профілем (рис. 7), прототипом для якого був НА газотурбінного двигуна (ГТД) з лопатками шаблеподібної форми. За критерій ступеня шаблеподібності в осьовому та коловому напрямках вибрані параметри  $\bar{\xi}_z$  і  $\bar{\xi}_c$ , що визначають відношення величини зсуву плоского перерізу до довжини шаблеподібної ділянки лопатки. На рис. 7 показано основні форми СН. Вигин здійснювався або від точки *a* (навал *A*), або від точки *b* (навал *B*). Розрахунки проводились при таких параметрах потоку: повні тиск та температура на вході  $P_0 = 3,222 \cdot 10^5$  Па,  $T_0 = 1175$  К; статичний тиск на виході  $P_2 = 2,1 \cdot 10^5$  Па; тангенціальний кут натікання потоку на вході  $\beta = 16,7^\circ$  (від осі); початкова товщина пограничного шару на торцевих обводах  $\delta = 3,5$  мм.

На рис. 8 для трьох ступенів СН у коловому напрямі приведений розподіл ізоліній статичного тиску у площині, перпендикулярній осі обертання і розташованій у середньому за хордов перерізі міжлопаточного каналу. З рисунка видно, що градієнт тиску вище на боці розрідження, тому при навалі кінцеві зони лопатки переміщуються або до області із зниженим ( $\bar{\xi}_c = 1$ ), або з підвищеним ( $\bar{\xi}_c = -1$ ) градієнтом тиску. Таким чином, СН у коловому напрямі призводить до перерозподілу навантаження уздовж пера лопатки: при навалі кінців НЛ проти обертання ротора ( $\bar{\xi}_c = 1$ ) розвантажуються корневі та периферійні зони лопатки та довантажуються середні. Шаблеподібність у осьовому напрямі перерозподіляє навантаження у кінцевих зонах за шириною ґратки. При СН кінців лопатки проти

потоків вхідна кромка розвантажується та довантажується вихідна, а при СН по потоку, навпаки, довантажується вхідна кромка та розвантажується вихідна.

Розглянуто результати розрахунків в'язкої турбулентної течії газу у НА при двох формах лопаток: НА N1 - циліндричної (без навалу) та НА N2 - шаблеподібної з навалом  $\lambda$  та ступенем шаблеподібності, як у прототипу  $\bar{S}_a = \bar{S}_c = 1$ . На рис. 9 зображені ізолінії повного тиску у площинах, нормальних до осьової координати у перерізі  $z = 1,4 Cz$  (НА N1 - відзначений цифрой I, а НА N2 - цифрой II). В обох НА канальний вихор, вийшовши з міжлопаточного каналу, взаємодіє зі слідом, змінюючи при цьому траєкторії його руху. У НА N2 канальний вихор глибше проникає до середини лопатки, що пов'язано з появою у НА N2 радіального градієнту тиску у кінцевих областях (див. рис. 9), а значить і додаткового перетікання уздовж пера лопатки. У зв'язку з цим та, крім того, завдяки збільшенню площі поверхні сліда, у НА N2, захаращування ядра потоку слідом більше, ніж у НА N1.

На рис. 10 подано розподіл за висотами лопатки втрат кінетичної енергії у перерізі  $z = 1,4 Cz$  (цифрой 1 - відзначений НА N1, цифрой 2 - НА N2). Втрати кінетичної енергії у кінцевих зонах нижче у НА N2, оскільки тут, унаслідок меншого навантаження перерізів, нижче інтенсивність перетікання на циліндричних обводах. Втрати у середній частині лопатки вище у НА N2, це обумовлене більшим перемішуванням у сліді та збільшенням площі його взаємодії з основним потоком. Інтегральні втрати кінетичної енергії для НА N1 встановлюють 3,9%, а для НА N2 - 4,1%. У середній частині лопатки втрати кінетичної енергії у площині  $z = 1,16 Cz$  встановлюють для НА N1 - 2%, а для НА N2 (найбільш близького за формою до прототипу) - 2,26%. Такий рівень втрат добре узгоджується з експериментальними значеннями втрат, що для прототипу встановлювали 2,2%.

Таким чином, вплив СН на структуру течії та втрати кінетичної енергії не однозначний. З одного боку, за рахунок СН розвантажуються кінцеві зони лопатки, зменшуються перетікання пограничного шару та втрати на меридіональних обводах, а з іншого боку, ядро потоку захаращується вторинними течіями та слідом, що призводить до зростання втрат.

Запропоновано модифікована лопатка НА (НА N3) з навалом

в та ступенями шаблеподібності: на периферії  $\bar{\xi}_a = -1$ ,  $\bar{\xi}_c = 1$ ; у кореня  $\bar{\xi}_a = \bar{\xi}_c = 0.5$ . На рис. 9 та 10 результати, що отримано для НА №3, відзначено цифров 3. У НА №3 завдяки циліндричній формі лопатки у середніх перерізах виявилось можливим у ядрі потоку досягнути рівня втрат НА №1, а за рахунок навалу кінцевих зон на  $1/4$  довжини лопатки вдалося знизити втрати на меридіональних обводах. Інтегральні втрати кінетичної енергії у НА №3 встановлюють 3,6%, що на 0,3% менше, ніж у НА №1 (3,9%), лопатки якого мали циліндричну форму. Таким чином, за допомогою раціонального використання СН збережена форма лопатки, що дозволяє знизити втрати кінетичної енергії у НА.

У п'ятому розділі розглядено задачу про тривимірну турбулентну відривну течію в'язкого стисливого газу у багатовінцевій турбомашині. Після стислого огляду, у якому зроблено висновок про відсутність у дійсний час адекватних чисельних моделей такої течії, описано постановку, математичну модель та чисельний метод розв'язання цієї задачі, побудування яких здійснюється на основі теоретичних положень, що сформульовані у першому та другому розділах дисертаційної роботи.

Тривимірну течію в'язкого газу у багатовінцевій турбомашині описано нестационарними осередненими за Рейнольдсом рівняннями Нав'є-Стокса у наближенні тонкого шару, які інтегруються неявною ENO схемою Годунова другого порядку точності. Турбулентність змодельовано за допомогою модифікованої алгебраїчної моделі Болдуїна-Ломакса. При побудуванні моделі течії використано два істотних спрощення. По-перше, не враховуються перетікання крізь радіальні та міждіафрагменні зазори, через що достовірні результати можуть бути одержаними лише для проточних частин з малими перетіканнями і робочими лопатками, які є обандаженими. По-друге, припущено, що картина течії в усіх міжлопаточних каналах одного вінця у одну мить часу однакова, і при цьому не враховано нестационарність течії, що пов'язана з кроковою нерівномірністю потоку. Тому, гідродинамічна взаємодія суміжних вінців визначена лише осередненими у коловому напрямі параметрами газу в осьових зазорах, які у термінах невідбивальних граничних умов і виставлено внутрішніми умовами у зазорах.

Показано, що завдання протитиску при розрахунку течії у

компресорах не завжди є коректним, через те що одному й тому ж протитиску може відповідати декілька режимів течії, у тому рахунку і з від'ємними витратами. Моделювання режимів течії на лівій вітці характеристики компресора при такій граничній умові на виході виявляється практично неможливим. У цій роботі запропоновано на виході нав'язувати витрату  $G_2$  крізь компресор за допомогою такого співвідношення:

$$I_{n+1} = I_n + \sigma (G_2 - G^n), \quad (15)$$

де  $G^n = \sum \rho^n w^n s$  - поточна інтегральна витрата на виході;  $I_n = w - 2a / (\gamma - 1)$  - "лівий" інваріант Рімана;  $\sigma = 0,001 - 0,005$ .

Проведене тестування методу розрахунку тривимірної течії у багатовітцевій турбомашині, що включало перевірку коректності процедури осереднення у коловому напрямі потоку у зазорах, оцінку збіжності розв'язків при здрібнюванні сітки і порівняння результатів розрахунків з експериментальними даними інших авторів. Зіставлення було проведене для високонавантаженої одноступеньової турбіни газогенератора, що була досліджена Мустафов, Уїл'ямсоном та Окапуу (1986, 1988), дозвукового турбінного ступеня, випробуваного у ХПІ (Левіна М.Є., Фролов Б.І., Гребнев В.К., 1979), та для чотирьохвітцевого компресора, експериментальне дослідження якого проведене у ХАІ (Барішев І.В. та ін., 1977). Тестування виявило, що розроблений метод дозволяє достатньо точно розраховувати розподіл параметрів потоку у зазорах між гратками, на поверхнях лопаток та меридіональних обводів; чисельні результати практично не залежать від положення поверхні осереднення у коловому напрямі потоку у зазорах і спостерігається збіжність розв'язків при здрібнюванні сітки.

За допомогою розробленої чисельної моделі виконане моделювання втрати стійкості течії у чотирьохвітцевому компресорі ХАІ, що складався з вхідного НА, робочого колеса (РК) та двох спрямляючих апаратів. На рис. 11 показана характеристика компресора у вигляді залежності коефіцієнта адиабатичного напора  $\eta$  від безрозмірної витрати  $\zeta_2$ . Крапками на графіці подано результати розрахунків, а характеристику, яка отримана у експериментальному дослідженні компресора (Барішев І.В. та ін., 1977), показано суцільною лінією. Спостерігається добре узгодження результатів розрахунку та експерименту. Межа стійкості, якій у розрахунку відповідає виникнення пульсуючої відривної зони на периферії та гістерезиса

характеристики, визначена з похибкою по витраті близько 5 %.

Проведено дослідження стійкості течії у цьому компресорі при збуреннях повного тиску на вході у вигляді ступінчастої функції від часу. На рис. 12 показано діаграму стійкості компресора у координатах: тривалість збурення  $t$  та інтенсивність збурення  $\Delta P$ . Стійкість течії зберігалась для збурень, відповідних точкам на діаграмі, що лежать нижче суцільної кривої. Більш того, незалежно від тривалості при інтенсивності збурення нижче 6,3 % течія була стійкою. Втрата стійкості відбувалася при збуреннях, відповідних точкам, що лежать вище кривої на рис. 12. Процес втрати стійкості починався з утворення в периферійній області РК пульсуючої зворотної течії, яка через деякий час проникала на вхід компресора. У спектрі нестационарних навантажень на лопатках для різних режимів у області нестійкості спостерігаються низькочастотні пульсації з переважною частотою порядку 122 Гц, що підсилюються при зменшенні витрати. Наявність таких пульсацій означає можливість появи автоколивних процесів у компресорі на частотах близьких до цієї або кратних їй.

На рис. 13 подано механізм розповсюдження 6 % збурення тиску на вході. Графіки а, б, в, г показують залежність від часу периферійного статичного тиску на вході та у зазорах за входним НА, РК та першим спрямляючим апаратом відповідно. Проходження збурення крізь компресор має хвильовий квазіперіодичний характер з відбиттям хвиль від кожного із вінців. Швидкості руху хвиль відносно потоку приблизно відповідають швидкості звуку. Така поведінка течії узгоджується з відомими експериментальними та теоретичними результатами (Jansen, Swarden, Carlson, 1971).

Виконано розрахунки тривимірної турбулентної течії крізь модельний турбінний ступінь ГТД (див. рис. 7). Розглядалися три варіанти конструкції ступеня: з НА N1, НА N2 та НА N3. Форма робочих лопаток залишалась незмінною, а режим течії відповідав режиму, що був вибраний при дослідженні впливу СН, яке проводилось у четвертому розділі. Розрахункова структура течії у НА ступеня, як і очікувалось, практично збігається з результатами розрахунків у ізольованих НА. На рис. 14 для ротору ступеня з НА N1 приведено вектори швидкості пристінної течії на торцевій поверхні. Знижена ін-

тенсивність перетікання  $P$  з боку тиску на бік розрідження у міжлопаточному каналі, зміщення сідлових точок  $s$  у напрямі протилежному обертанню та перетікання  $L$  з боку розрідження на бік тиску повз вихідну кромку викликані обертанням частини торцевої поверхні, що пов'язана з ротором, відносно нерухомої її частини та розривом колової компоненти швидкості уздовж лінії їх розділу.

На рис. 15 показано ізолінії повного тиску на виході ротору для трьох форм лопаток НА. Сліди від лопаток РК, що обертаються відносно обводів, істотно розмиваються коло поверхонь втулки та периферії. У ступенях з шаблеподібними НА (НА N2 и НА N3), крім того спостерігається вигин осі сліду у напрямі обертання, що викликаний відривом у периферійних перерізах міжлопаточного каналу і, як наслідок, підвищеним кутом відставання потоку. Цей відрив чітко видно на рис. 16, де подані ізолінії числа Маха у перерізі, розташованому на відстані 3 % довжини лопатки від периферійного обводу. Поява відрива у міжлопаточних каналах РК для ступенів з шаблеподібними лопатками НА викликана у першу чергу тим, що при розвантаженні периферійних зон НА у периферійних перерізах РК, що працюють на трансзвуковому режимі, відбувається підвищення навантаження.

На рис. 17 показано розподіл за довжиною лопатки втрат кінетичної енергії у ступені, які визначались як  $\zeta = 1 - \frac{H}{H_p}$ , де  $H$ ,  $H_p$  - спрацьований та нальний тепलोперепад у ступені. З графіка видно, що у корневих та середніх перерізах втрати у ступені майже не залежать від форми НА. На периферії, як і очікувалось, втрати у ступенях з шаблеподібними НА значно вище. Інтегральний коефіцієнт втрат кінетичної енергії на виході за ротором встановлювався для ступеня з циліндричними лопатками (НА N1) - 0,066; для ступенів з шаблеподібними лопатками НА N2 та НА N3 - 0,066.

Таким чином, застосування СН хоч і дозволяє знизити втрати у НА, однак для зниження втрат у ступені у цілому необхідно, щоб лопатки ротору були узгоджені з лопатками статора по кутах натікання та перепаду, що спрацьовується; оптимізація лопаток статора при незмінній геометрії РК у загальному випадку виявиться менш ефективною.

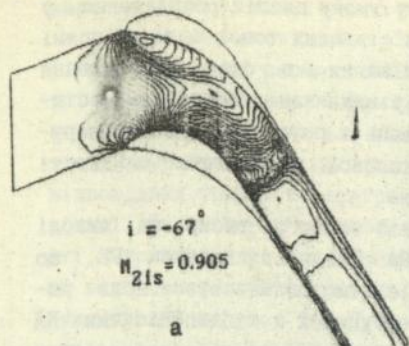


Рис. 1. Обтікання гратки SE1050 (а - розрахунок, б - експеримент)

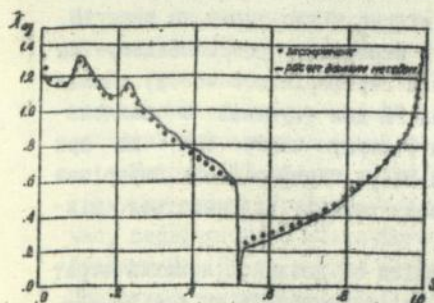


Рис. 2. Адиабатична швидкість на профілі гратки SE1050

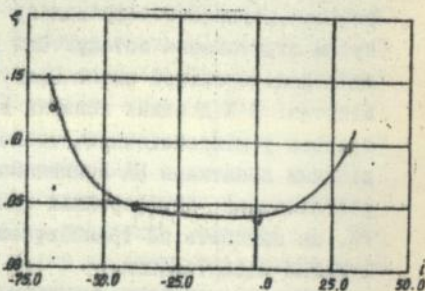


Рис. 3. Залежність втрат у гратці SE1050 від кута атаки

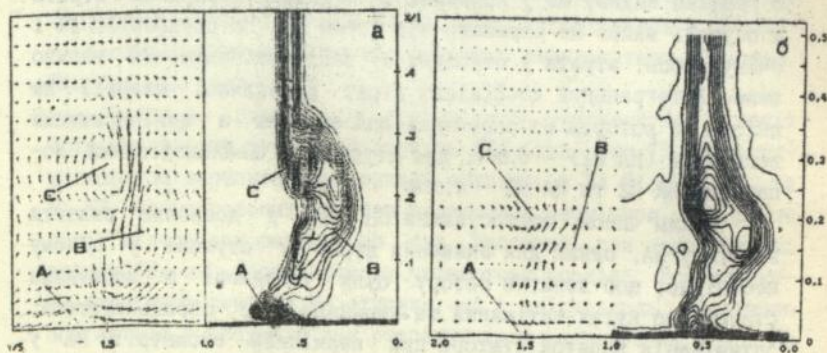


Рис. 4. Вторинні течії та ізолінії втрат повного тиску у гратці Ходсона (а - розрахунок, б - експеримент)

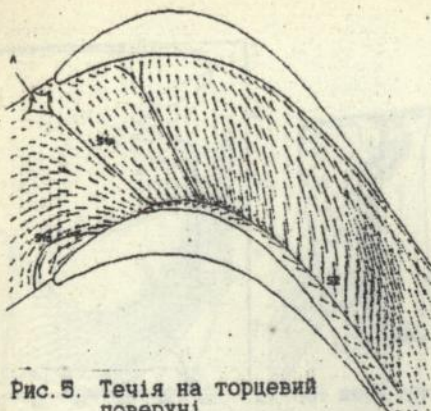


Рис. 5. Течія на торцевій поверхні

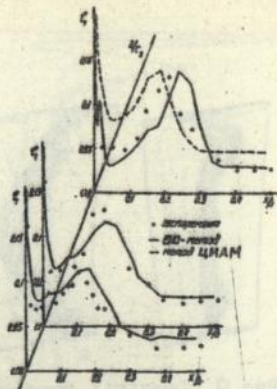


Рис. 6. Втрати повного тиску

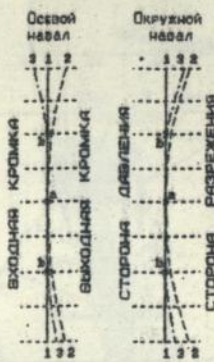
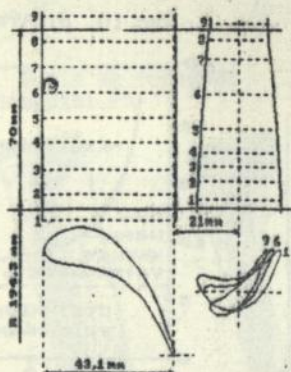


Рис. 7. Формы складного навалу лопатки ступени турбіни

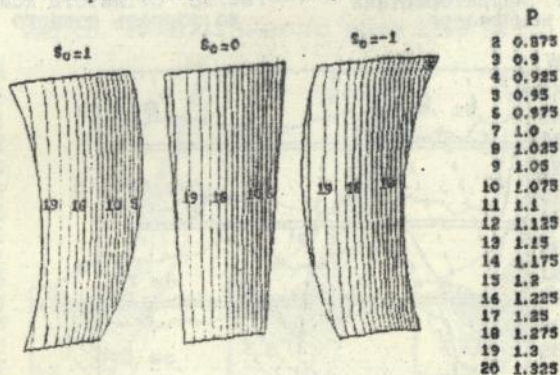


Рис. 8. Ізолінії статичного тиску у НА



Рис. 9. Ізолінії повного тиску поза НА



Рис. 10. Втрати у НА

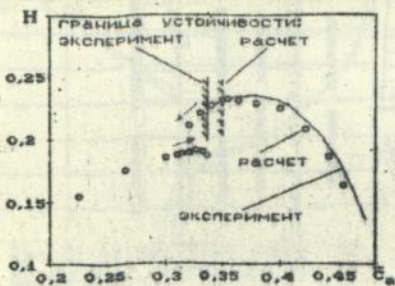


Рис. 11. Характеристика компресора



Рис. 12. Стійкість компресора до збурень повного тиску

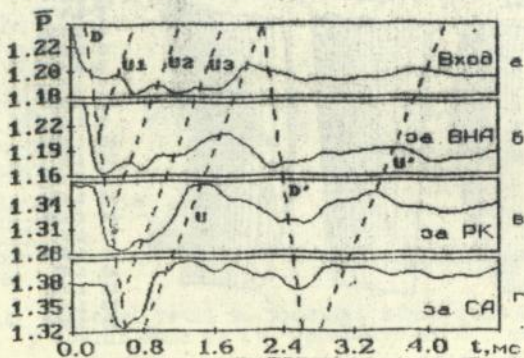


Рис. 13. Проходження збурення повного тиску крізь компресор

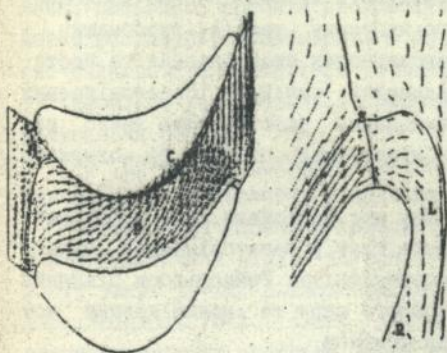


Рис. 14. Течія на торцевій поверхні РК

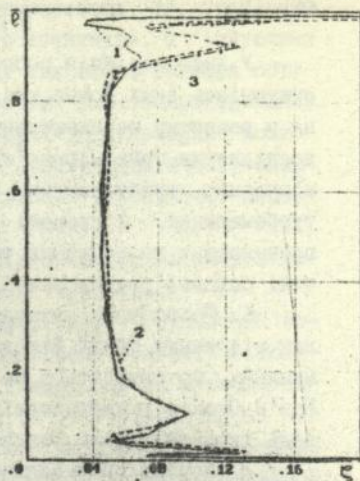


Рис. 17. Втрати у ступені

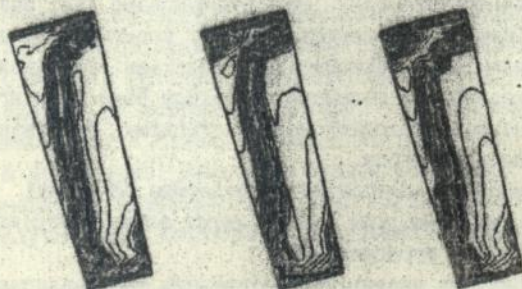


Рис. 15. Ізолінії повного тиску поза РК

М	
1*	.0
3*	.1
5*	.2
7*	.3
9*	.4
11*	.5
13*	.6
15*	.7
17*	.8
19*	.9
21*	1.0
23*	1.1
25*	1.2
27*	1.3

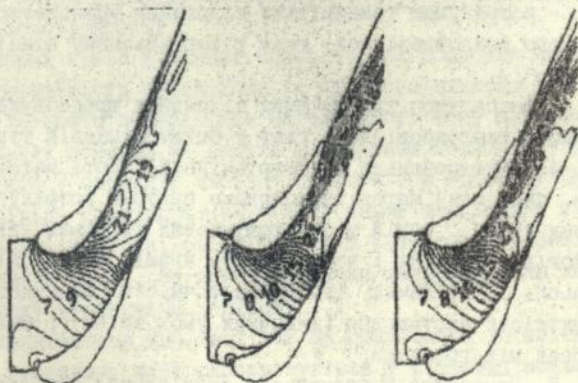


Рис. 16. Ізолінії чисел Маха у периферійному перерізі РК

У дисертаційній роботі розроблено теоретичні положення, сукупність яких можна кваліфікувати як нове вагоме досягнення у розвитку перспективного напрямку теорії турбомашин - дослідження тривимірних трансзвукових стаціонарних та нестаціонарних турбулентних відривних течій у багатовінцевих турбомашинах. У процесі виконання роботи розв'язано ряд принципових теоретичних та практичних питань та одержано такі основні результати.

1. Розроблено математичну модель тривимірних турбулентних відривних течій стисливого газу у багатовінцевих турбомашинах, що спирається на осереднені за Рейнольдсом рівняння Нав'є-Стокса у наближенні тонкого шару та модифіковану модель турбулентності Болдуїна-Ломакса.

2. Розвинуто чисельний метод розв'язку тривимірних нестаціонарних осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса у наближенні тонкого шару. Метод побудовано на базі схеми Годунова. Істотне підвищення точності досягнуто за допомогою ENO-інтерполяції, а обчислювальну ефективність підвищено за рахунок використання неявного оператора Біма-Уормінга-Стегера, спрощеного багатосіткового алгоритму та змінного по комірках часового кроку.

3. Розроблено алгоритми та створено об'єднані у комплекс *FlowER* програми розв'язання таких задач внутрішніх течій крізь ґратки турбомашин:

- розрахунок двовимірних відривних трансзвукових течій в'язкого теплопровідного газу у ґратці профілів;
- розрахунок тривимірних відривних трансзвукових течій в'язкого теплопровідного газу у ізольованому вінці турбомашини;
- розрахунок тривимірних відривних трансзвукових течій в'язкого теплопровідного газу у багатовінцевій турбомашині.

4. Запропоновані у дисертаційній роботі математична модель, чисельний метод та комплекс програм розрахунку тривимірних в'язких течій у багатовінцевих турбомашинах не мають аналогів в Україні і перевершують кращі закордонні розробки (Denton, 1990; Dawes, 1990) за точністю різницевої схеми, коректністю постановки граничних умов та внутрішніх умов у зазорах між ґратками.

5. Проведено розрахункове дослідження турбулентних від-

ривних стисливих течій у плоских компресорних та турбінних гратках. Зіставлення результатів розрахунків з існуючими експериментальними даними у ширшому діапазоні режимів обтікання дозволило зробити висновок про те, що запропонований метод розрахунку двовимірних в'язких течій у гратках дозволяє оцінювати з прийнятною точністю втрати кінетичної енергії профілів на близьких до розрахункових та істотно нерозрахункових режимах.

6. Проведено розрахункове дослідження тривимірних в'язких течій у ізольованих вінцях осьових турбомашин.

Розроблена чисельна модель тривимірних турбулентних течій у лопаточних вінцях дозволяє моделювати основні особливості таких течій: підковоподібний, каналний та кутовий вихорі, сідлові точки, сліди, відриви та ін. Розрахункові та експериментальні значення втрат добре якісно та кількісно узгоджуються, що підтверджує достовірність запропонованої чисельної моделі.

7. Проведено розрахункове дослідження тривимірних в'язких течій у багатовінцевих осьових турбомашинах. Виявлено істотну різницю в обтіканні лопаток соплової та робочої граток, що визвана як обертанням ротору, так і впливом радіальної нерівномірності потоку на вході до робочого колеса; у зв'язку з цим кінцеві ефекти та втрати у гратках, що обертуться, очевидно, неможливо правильно оцінювати по результатах розрахунків або випробувань нерухомих ізольованих граток.

8. Проведено чисельне дослідження в'язкої течії газу у турбінному ступені при різних формах СН НЛ. Одержано такі основні закономірності:

- коловий навал кінцевих перерізів НЛ дозволяє понизити інтенсивність каналного та кутового вихорів і через те зменшити перетікання пограничного шару на меридіональних обводах та втрати у кінцевих зонах статора;
- втрати у середній частині статора при коловому СН НЛ декілька зростають, по-перше, через збільшення загальної поверхні сліду та більш інтенсивне перемішування у ньому, по-друге, завдяки захаращенню ядра потоку вторинними течіями;
- розвантаження кінцевих зон НЛ призводить до збільшення перепаду, який спрацьовується у кінцевих зонах ло-

патоку ротору, що у випадку надзвукової швидкості на виході може спричинити підвищення втрат та утворення відривів;

- збільшення втрат у ступені з шаблеподібними НЛ може бути викликано, крім того, більшим проникненням вихрових утворень до ядра потоку та підвищеним у зв'язку з цим радіальною нерівномірністю потоку у відносному русі на вході до ротору;
- застосування СН дозволяє знизити втрати у НА, однак для зниження втрат у ступені в цілому необхідно, щоб лопатки ротору були узгоджені з лопатками статора по кутах натікання та перепаду, що на них спрацьовується.

9. Проведено розрахунки тривимірних течій у багатовінцевих компресорах, які показали, що запропонована модель течії газу у багатовінцевій турбомашині достовірно описує проходження нестационарних хвиль по проточній частині компресора, дозволяє моделювати процеси втрати стійкості течії у компресорі, оцінювати межу його стійкої праці, досліджувати амплітудно-частотні характеристики нестационарних течій у компресорах при знижених витратах.

Показано, що для коректного моделювання течії у компресорі, що працює на лівій вітці характеристики, необхідно граничною умовою на виході виставляти не протитиск, а витрату робочого тіла.

10. Теоретичний аналіз використуваної різнищевої схеми, проведений у цій роботі, та одержані чисельні результати дозволяють твердити, що розроблені методи, у порівнянні із іншими сучасними методами розрахунку просторових в'язких течій у гратках турбомашин, мають підвищені точність та надійність. Використання цих методів при проектуванні та модернізації проточних частин осьових турбомашин дозволить, істотно скоротивши коштовні експериментальні дослідження, моделювати реальні течії, аналізувати складну тривимірну структуру потоку, прогнозувати конструкції проточної частини, що забезпечить низький рівень втрат у широкому діапазоні режимів праці. Основні результати дослідження у вигляді методів, алгоритмів та програм розрахунку для персональних комп'ютерів, результатів чисельних експериментів та рекомендацій по аеродинамічному удосконаленню проточних частин турбомашин запроваджені у промисловість.

## ПУБЛІКАЦІЇ ПО РОБОТІ

1. Ершов С. В. Монотонная разностная схема второго порядка точности для решения нестационарных задач одномерной и двухмерной газовой динамики // Научн.-метод. материалы по прикл. задачам аэромеханики. - 1987. - Вып. 2. - С. 102-110.
2. Ершов С. В. Разностная схема второго порядка для расчета нестационарных разрывных решений газовой динамики // Труды ЦИАМ, 1988, N 1236. - С. 126-129.
3. Гнесин В. И., Ершов С. В. Монотонная разностная схема второго порядка точности для двумерных задач газовой динамики // Моделирование в механике. - 1988. - 2, N2. - С. 39-47.
4. Соколовский Г. А., Гнесин В. И., Ершов С. В. Влияние вязких кромочных следов на нестационарное обтекание взаимно движущихся решеток // Пробл. машиностроения. - 1988. - Вып. 30. - С. 66-70.
5. Gnesin V. I., Horejsi I., Jeršov S. V. Resení transsonického proudení v rovinných kanálech a profilových mřížích // Strojnický časopis. - 1989, 2, N 40. - S. 187-200.
6. Гнесин В. И., Ершов С. В., Аркадьев А. В. Аэродинамическое возбуждение лопаток турбомашин // Пробл. машиностроения. - 1989. Вып. 31. - С. 57-64.
7. Гнесин В. И., Ершов С. В., Гордейши И. Расчет двумерных трансзвуковых течений в решетках с использованием разностных схем С. К. Годунова и А. Джеймсона // Пробл. машиностр. - 1990. - Вып. 33. - С. 82-89.
8. Гнесин В. И., Ершов С. В., Смоленский С. Н. Численное моделирование ламинарного течения вязкого сжимаемого газа // Пробл. машиностроения. - 1990. - Вып. 33. - С. 90-94.
9. Ершов С. В. Расчет течений вязкого газа неявным монотонным методом С. К. Годунова второго порядка во всех точках решения // Пробл. машиностроения. - 1991. - Вып. 35. - С. 77-83.
10. Ершов С. В., Иванов И. В. Прохождение кромочных следов через рабочую решетку при аэродинамическом взаимодействии статора и ротора / Аэроупругость лопаток турбомашин: Сб. статей. - 1991. - Вып. 6. - С. 11-23. (Тр. ЦИАМ; N 1293).
11. Гнесин В. И., Голубев А. И., Ершов С. В., Смоленский С. Н. Численное моделирование сверхзвукового обтекания осесимметричного тела на основе решения уравнений Эйлера и Навье-Стокса // Пробл. машиностроения. - 1991. - Вып. 35. - С. 69-72.

12. Гнесин В. И., Ершов С. В., Смоленский С. Н. Численное моделирование пристеночных течений вязкого газа на основе решения уравнений Навье-Стокса / Проблемы прикладной аэромеханики: Сб. научн. тр. - Харьков: ХВВАИУ-ХАИ, 1991. С. 232-236.
13. Ершов С. В. Расчет невязких и вязких течений газа в плоской решетке с использованием квазимонотонных ENO-схем второго и третьего порядка точности / Проблемы прикладной аэромеханики: Сб. научн. тр. - Харьков: ХВВАИУ-ХАИ, 1991. С. 248-252.
14. Ершов С. В. Численное моделирование турбулентных отрывных течений в плоских решетках // Изв. вузов. Авиационная техника. - 1994. - С. 69-72.
15. Ершов С. В., Русанов А. В. Неявный метод С. К. Годунова повышенной точности для расчета пространственных течений в лопаточных аппаратах // Probl. машиностроения. - 1994. - Вып. 40. - С. 119-124.
16. Ершов С. В. Метод расчета пространственного стационарного течения в многовенцовой турбомашине // Probl. машиностроения. - 1994. - Вып. 40. - С. 124-129.
17. Ершов С. В. Расчет отрывных течений в плоских решетках // Probl. машиностроения. - 1994. - Вып. 40. - С. 130-133.
18. Ершов С. В. Численный метод расчета течений невязкого и вязкого газа в решетках профилей // АН Украины. Ин-т пробл. машиностр. - Харьков, 1992. - 83 с. - Деп. в ВИНТИ 29.12.92, N 3696-В92.
19. Ершов С. В., Русанов А. В. Неявный метод С. К. Годунова повышенной точности для расчета пространственных течений в многоступенчатой турбомашине / АН Украины, Ин-т пробл. машиностр. - Харьков, 1994. - 20 с. - Деп. в ВИНТИ 10.03.94, N 0560-В94.
20. Русанов А. В., Ершов С. В. Построение пространственной сетки для расчета трехмерных внутренних течений в межлопаточных каналах турбомашин / АН Украины, Ин-т пробл. машиностр. - Харьков, 1993. - 13 с. - Деп. в ВИНТИ 24.06.93, N 1754-В93.
21. Ершов С. В., Русанов А. В. Численный метод расчета турбулентных отрывных течений в пространственных решетках / АН Украины, Ин-т пробл. машиностр. - Харьков, 1994. - 28 с. - Деп. в ВИНТИ 08.08.94, N 2063-В94.

22. Гнесин В. И., Соколовский Г. А., Ершов С. В. Численные решения двух- и трехмерных задач нестационарного трансзвукового обтекания идеальным газом взаимно движущихся лопаточных венцов // 1-ая конф. по механике, Прага, 29 июня - 3 июля 1987 г.: Сб. докл.: В 8-и т. / ЧСАН, САН. - Прага-Братислава, 1987. - Т. 8. - С. 38-42.
23. Arkadyev A. B., Vanin V. A., Yershov S. V. Numerical simulation of transonic flow through oscillating and multi-row two-dimensional airfoil cascades // Unsteady aerodynamics and aeroelasticity of turbomachines and propellers. Proc. 5th Int. Symp., Sept. 18-21, 1989, Beijing, China, 1990. - P. 93-107.
24. Yershov S. V. Simulation of separated viscous flow using implicit monotonicity-preserving high-resolution Godunov's scheme // Proc. Int. Conf. Meth. Aerophysical Researches, Novosibirsk, 31 Aug. - 4 Sept. 1992, Novosibirsk, 1992, 1. - P. 152-155.
25. St'astny M., Safarik P., Gnesin V. I., Jersov S. V. Vliv uhlu nabehu na transsonicke proudeni turbinovou profilovou mizi // Sbornik prispevku kolokvia Dynamika Tekutin'93. Praha, 19-21.10.1993. - Ustav Termomechaniky Akademie Ved Ceske Republiky. - Praha, 1993. - S. 61-62.
26. Yershov S. V., Rusanov A. V. 3D separated viscous flow calculations using Godunov's high-resolution scheme // Proc. 7th Int. Conf. Meth. Aerophysical Researches, Novosibirsk, 22-26 Aug. 1994, Novosibirsk, 1994, 1. - P. 209-214.
27. Yershov S. V. Numerical simulation of 3D separated flow through multistage turbomachine // ICFM/95, Proc. 5th Int. Conf. Fluid Mechanics, Cairo, Egypt, 2 - 5 Jan. 1995, Cairo, Cairo University Publication, 1995, 1. - P. 443-452.
28. Gnesin V. I., Yershov S. V., Rusanov A. V. Numerical investigation of the 3D effects for space flow through a turbomachine stage // ICFM/95, Proc. 5th Int. Conf. Fluid Mechanics, Cairo, Egypt, 2 - 5 Jan. 1995, Cairo, Cairo University Publication, 1995, 2. - P. 443-452.
29. Ершов С. В. Применение ENO-схемы Годунова повышенной точности для расчетов невязких и вязких течений в плоских решетках // Республиканская научно-техническая конференция "Математическое моделирование и вычислительный

- эксперимент для совершенствования энергетических и транспортных турбоустановок в процессе исследования, проектирования, диагностирования и безопасного функционирования", Змиев, 18-20 сент. 1991 г.: Тез. докл.: В 2 ч. / АН УССР и др. - Харьков: Ин-т проблем машиностроения АН УССР, 1991. - Ч. 1. - С. 62.
30. Ершов С. В. Численное моделирование газодинамически неустойчивых трехмерных течений в осевых многосвечных компрессорах // Международная науч.-техн. конф. Совершенствование энергетических и транспортных турбоустановок методами математического моделирования, вычислительного и физического экспериментов, Змиев, 26-29 сент. 1994 г.: Тез. докл.: В 3-х ч. / НАН Украины и др. - Харьков, Ин-т пробл. машиностр. НАН Украины, 1994. - Ч. 1. - С. 11.
31. Ершов С. В., Русанов А. В. Численный метод расчета пространственных турбулентных течений в венцах турбомашин // Международная науч.-техн. конф. Совершенствование энергетических и транспортных турбоустановок методами математического моделирования, вычислительного и физического экспериментов, Змиев, 26-29 сент. 1994 г.: Тез. докл.: В 3-х ч. / НАН Украины и др. - Харьков, Ин-т пробл. машиностр. НАН Украины, 1994. - Ч. 1. - С. 9.
32. Ершов С. В., Смоленский С. Н. Расчет течения идеального и вязкого газа в плоских решетках и сопоставление с экспериментом // Международная науч.-техн. конф. Совершенствование энергетических и транспортных турбоустановок методами математического моделирования, вычислительного и физического экспериментов, Змиев, 26-29 сент. 1994 г.: Тез. докл.: В 3-х ч. / НАН Украины и др. - Харьков, Ин-т пробл. машиностр. НАН Украины, 1994. - Ч. 1. - С. 41.
33. Гнесин В. И., Ершов С. В., Русанов А. В. Влияние сложного навала на течение в турбинной ступени // Международная науч.-техн. конф. Совершенствование энергетических и транспортных турбоустановок методами математического моделирования, вычислительного и физического экспериментов, Змиев, 26-29 сент. 1994 г.: Тез. докл.: В 3-х ч. / НАН Украины и др. - Харьков, Ин-т пробл. машиностр. НАН Украины, 1994. - Ч. 1. - С. 10.

## A B S T R A C T

Yershov S. V. A mathematical simulation of the 3D turbulent separated gas flows through multi row turbomachines. Manuscript. 05.04.12 - turbomachines and turboinstallations. Institute for problems in machinery of the National Academy of Sciences of Ukraine, Kharkov, 1995.

The mathematical model of the 3D separated flow through a multi row turbomachine is developed. This model is based on the thin-layer Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. The implicit Godunov ENO scheme is suggested to solve them. The numerical results for 2D and 3D flows through isolated cascades and multi row turbomachines are compared with experimental data. The stator blade compound lean influence on the 3D flow structure and energy losses is studied numerically for turbine stage. The simulation of the flow stability loss is performed for compressor at the low flow rate.

## А Н Н О Т А Ц И Я

Ершов С. В. Математическое моделирование пространственных турбулентных отрывных течений газа в многовенцовых турбомашинках. Рукопись. 05.04.12 - турбомашинки и турбоустановки. Институт проблем машиностроения НАН Украины. Харьков. 1995.

Разработана математическая модель трехмерных отрывных течений в многовенцовой турбомашине, основанная на осредненных по Рейнольдсу уравнениях Навье-Стокса в приближении тонкого слоя, для решения которых развита неявная ENO схема С. К. Годунова. Результаты расчетов двух- и трехмерных течений в изолированных решетках и многовенцовых турбомашинках сопоставлены с экспериментальными данными. Численно исследовано влияния сложного навала лопаток статора на структуру течения и потери в ступени. Проведено моделирование процесса потери устойчивости в компрессоре при малых расходах рабочего тела.

## КЛЮЧОВІ СЛОВА

Тривимірна турбулентна течія, багатовінцеві турбомашинки, рівняння Нав'є-Стокса, ENO схема Годунова, вторинні течії, складний навал, втрати, газодинамічна нестійкість.

Ав 33.522

Відповідальний за випуск д-р техн. наук проф. Гнесін В.І

---

Підп. до друку 28.10.1995 р. Формат 60×90 1/16  
Папір друк. М1 Ум. друк. арк. 1,0 Обл.-вид. арк.  
Тираж 100 прим. Зам. N 145

---

Ротапринт Інституту проблем машинобудування НАН України  
310046, Харків, вул. Пожарського, 2/10