

На правах рукопису

Русанов Андрій Вікторович

ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ТРИВИМІРНИХ В'ЯЗКИХ  
ТЕЧИЙ У ВІНЦЯХ ТУРБОМАШИН

05.04.12 - турбомашини та турбоустановки

Автореферат дисертації на здобуття наукового ступеня  
кандидата технічних наук

*Русанов*



Дисертацій є рукопис

Робота виконана в Інституті проблем машинобудування НАН України

Наукові керівники: доктор технічних наук, професор  
Гнесін Віталій Ісаєвич,  
кандидат технічних наук, старший  
науковий співробітник  
Бршов Сергій Володимирович

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор  
Слітенко Аркадія Федорович,  
кандидат технічних наук, старший  
науковий співробітник  
Угрюмов Михайло Леонідович

Провідне підприємство - Запорізьке моторобудівне  
конструкторське бюро "Прогрес"

Захист відбудеться "22" середина 1994 р. о 15<sup>00</sup> год. на  
засіданні спеціалізованої ради Д 068.039.01 у Харківському  
державному політехнічному університеті  
(310002, Харків-2, МСП, вул. Фрунзе 21).

З дисертацій можна ознайомитися в бібліотеці Харківського  
державного політехнічного університету.

Автореферат розісланий "21" листопада 1994 р.

Вчений секретар  
спеціалізованої вченої ради

Зайченко Є. Т.

## ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність роботи. Можливості удосконалення проточних частин лопаточних машин за рахунок оптимізації форми плоских перерізів лопаток в дійсний час практично вичерпані. В той же час просторове профілювання лопаточних вінців: використання зворотної закрутки та складного навалу - "шаблевидності" лопаток - містять в собі великі резерви по підвищенню коефіцієнту корисної дії (ККД) турбомашин.

Реальні течії в проточних частинах лопаточних машин супроводжуються складними аеродинамічними явищами, такими як: перетікання в приграничному шарі на торцевій поверхні, тривимірний відрив на вхідній кромці у торцевій поверхні, підковообразний та кутовий вихори та т.п. Експериментальне дослідження описаних явищ зв'язано з великими матеріальними витратами та технічними складнощами. Тому стає очевидним необхідність розвитку та удосконалення чисельних методів моделювання тривимірних в'язких течій у лопаточних апаратах турбомашин, застосування котрих з одного боку дозволить глибше зрозуміти фізику явищ спостерігаємих у просторовому потоці крізь решітку, а з іншого боку буде сприяти досягненню високих значень ККД при розробці та модернізації проточних частин турбомашин.

Метод роботи є побудова чисельної математичної моделі тривимірної в'язкої течії газу в ізольованому вінці турбомашини, давчій змогу з достатньо високою точністю моделювати основні газодинамічні ефекти виникаючі при такого роду течіях і в кінцевому ітозі дозволяючій проводити аеродинамічне удосконалення проточних частин лопаточних апаратів.

Наукова новизна роботи полягає у наступному:

- на базі неявної ENO-схеми С.К. Годунова розроблен чисельний метод розрахунку тривимірних в'язких течій у лопаточних вінцях, володіючий у зрівнянні з іншими відомими методами значно меншою схемною в'язкістю, завдяки чьому істотно підвищується точність отримуваних рішень;

- уперше для тривимірних рівнянь Нав'є-Стокса використована погоджена з цими рівняннями процедура постановки граничних умов на стінках;

- уперше проведено чисельне дослідження впливу складного навалу (шаблевидності) на структуру течії та втрати кінетичної енергії у направляючому апараті (НА) турбінної

ступені газотурбінного двигуна (ГТД).

Практичне значення роботи:

- розроблена чисельна модель тривимірної в'язкої течії газу у вінці турбомашини;
- розроблен комплекс прикладних програм для розрахунку тривимірних в'язких течій у вінцях турбомашин;
- досліджено вплив складного навалу на структуру течії та втрати кінетичної енергії у НА турбіни ГТД;
- результати роботи можуть бути використані при проектуванні та модернізації проточних частин турбомашин.

Достовірність розробленого методу підтверджена:

- вирішенням ряду тестових задач маючи точні рішення;
- зіставленням результатів розрахунків з експериментальними даними та чисельними результатами інших авторів.

На захист виносяться:

- чисельна модель розрахунку тривимірних в'язких течій у вінцях турбомашин, застосована на чисельному інтегруванні осереднених по Рейнольдсу рівнянь Нав'є-Стокса у приближенні тонкого шару з допомогою неявної ENO-схеми С.К. Годунова;
- комплекс програм *FlowER*, призначений для розрахунку тривимірних в'язких течій у вінцях турбомашин;
- тестові розрахунки тривимірних турбулентних течій у турбінних решітках та чисельне дослідження впливу складного навалу на просторову структуру потоку та втрати кінетичної енергії у НА турбіни ГТД.

Реалізація результатів роботи. Метод розрахунку тривимірних течій у вінцях турбомашин у вигляді комплексу прикладних програм *FlowER* впроваджено у КІВПС та у ЗМКБ "Прогрес".

Апробація роботи. Матеріали роботи доповідались та одержали позитивну оцінку на 7-ій міжнародній конференції "Методи аерофізичних досліджень", Новосибірськ, 1994 р. та на міжнародній науково-технічній конференції "Удосконалення енергетичних та транспортних турбоустановок методами математичного моделювання, обчислювального та фізичного експериментів", Зміїв, 1994 р.

Публікації. За темою дисертації опубліковано 6 робіт.

Структура та обсяг роботи. Дисертація містить вступ, 4 розділи, загальні висновки та список літератури. Робота виконана на 139 сторінках, містить 49 рисунків. Список літератури включає 68 найменувань.

## ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтовується актуальність роботи. Зроблен висновок про необхідність розвитку та удосконалення чисельних методів моделювання тривимірних в'язких течій у лопаточних апаратах, з одного боку, дозволяючих глибше зрозуміти фізику, спостерігаємих у просторовому потоці явищ, а з іншого боку, спряжючих досягненню високих значень ККС при розробці та модернізації проточних частин турбомашин.

Сформована основна ціль роботи - побудова чисельної математичної моделі тривимірної в'язкої течії газу в ізольованому вінці турбомашини, даючій змогу з достатньо високою точністю моделювати основні газодинамічні ефекти, виникаючі при такого роду течіях, та у кінцевому підсумку дозволяючій проводити аеродинамічне удосконалення проточних частин лопаточних апаратів.

У першому розділі обговоренні проблеми пов'язані з проектуванням сучасних високонавантажених решіток турбомашин. Описані основні газодинамічні ефекти, виникаючі у потоці газу при обтіканні решіток, такі як канальний, підковообразний та кутовий віхори, відривні течії, ударні хвилі, крайові сліди. Зроблен висновок, що без урахування описаних явищ неможливо подальше аеродинамічне удосконалення проточних частин лопаточних апаратів. Розглянуті основні засоби дослідження перелічених газодинамічних ефектів, серед котрих у дійсний час одним з найбільш перспективних є чисельний експеримент на підставі рішення осереднених по Рейнольдсу рівнянь Нав'є-Стокса.

В огляді моделей турбулентної в'язкості зроблен висновок про те, що у дійсний час не існує достатньо надійних та універсальних, тому, віддається перевага простим алгебраїчним моделям.

Розглянуті найбільш розповсюджені різницеві схеми, застосовуемі для розрахунків в'язких течій. Немонотонні схеми другого порядку апроксимації приводять до появи нефізичних осциляцій в областях течій з великими градієнтами. TVD-схеми локально другого порядку апроксимації не приводять до осциляцій рішень, але вони переходять на перший порядок точності на локальних екстремумах. Чим складніше структура течії, тим у більшій кількості точок можливо здійснення такого переходу, і, як слідство, вище погрішність одержуємих рішень.

Схемами облішеними перелічених недоліків, є схеми використувучі уведенний Хартеном ENO-принцип.

Відзначено, що у дійсний час кількість методів розрахунку тривимірних турбулентних течій у лопаточних вінцях, дуже мала. До їх числа відносяться методи Дентона (1990), Чоя, Найта (1990), побудованні на підставі немонотонних схем, та метод Іванова М. Я., Крупи В. Г. (1993), використувучий TVD-схему.

Зроблен висновок, що для розрахунку просторових в'язких турбулентних течій у вінцях турбомашин доцільно використувувати ENO-схему, застосування котрої у двовимірному випадку уперше виконано Єршовим С. В. (1992).

У другому розділі описан чисельний метод розрахунку тривимірних в'язких течій у вінці турбомашини, побудованний на базі неявної ENO-схеми С. К. Годунова підвищеної точності.

Для опису течії в'язкого газу у ізольованому вінці (рис. 1), використувуються осереднені по Рейнольдсу рівняння Нав'є-Стокса записані у приближені тонкого шару у криволінійній системі координат:

$$J \frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} + \frac{\partial G}{\partial \zeta} = JH; \quad (1)$$

де

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

$$\hat{E} = J \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho uU + p\zeta_x - \frac{1}{3} \mu \zeta_x \sigma_\xi - \mu \zeta_0^2 \frac{\partial u}{\partial \xi} \\ \rho vU + p\zeta_y - \frac{1}{3} \mu \zeta_y \sigma_\xi - \mu \zeta_0^2 \frac{\partial v}{\partial \xi} \\ \rho wU + p\zeta_z - \frac{1}{3} \mu \zeta_z \sigma_\xi - \mu \zeta_0^2 \frac{\partial w}{\partial \xi} \\ (h+\rho)U - \frac{1}{3} \mu U \sigma_\xi - \mu \zeta_0^2 \left[ u \frac{\partial u}{\partial \xi} + v \frac{\partial v}{\partial \xi} + w \frac{\partial w}{\partial \xi} + \frac{1}{Pr} \frac{\partial h}{\partial \xi} \right] \end{bmatrix};$$

$$\hat{F} = J \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho uV + p\eta_x - \frac{1}{3} \mu \eta_x \sigma_\eta - \mu \eta_0^2 \frac{\partial u}{\partial \eta} \\ \rho vV + p\eta_y - \frac{1}{3} \mu \eta_y \sigma_\eta - \mu \eta_0^2 \frac{\partial v}{\partial \eta} \\ \rho wV + p\eta_z - \frac{1}{3} \mu \eta_z \sigma_\eta - \mu \eta_0^2 \frac{\partial w}{\partial \eta} \\ (h+\rho)V - \frac{1}{3} \mu V \sigma_\eta - \mu \eta_0^2 \left[ u \frac{\partial u}{\partial \eta} + v \frac{\partial v}{\partial \eta} + w \frac{\partial w}{\partial \eta} + \frac{1}{Pr} \frac{\partial h}{\partial \eta} \right] \end{bmatrix};$$

$\rho, p, u, v, w$  - тиск, густина, складові швидкості, відповідно;  $h$  - ентальпія;  $\gamma$  - показник адиабати.

$$h = \frac{p}{\gamma-1} + \rho/2 (u^2 + v^2 + w^2 - \Omega^2 r^2) - \text{ротальпія. } \mu = \mu_1 + \mu_2 -$$

коефіцієнт в'язкості;  $Pr = \frac{\mu_1 + \mu_2}{\mu_1/Pr_1 + \mu_2/Pr_2}$  - число Прандтля;

$\mu_1 = \mu_0 \frac{383}{t+170} \left[ \frac{t}{273} \right]^{3/2}$ ;  $\mu_0 = 16,8 \cdot 10^{-6}$ ;  $t$  - температура;  
 $Pr_1 = 0,72$ ;  $Pr_2 = 0,9$ ; а значення  $\mu_2$  знаходиться з використанням моделі турбулентності.  $U = \xi_x u + \xi_y v + \xi_z w$ ,  $V = \eta_x u + \eta_y v + \eta_z w$ ,  $W = \zeta_x u + \zeta_y v + \zeta_z w$  - контраваріантні складові швидкості;  $\Omega$  - кутова швидкість обертання  $\sigma_\xi = \xi_x \frac{\partial u}{\partial \xi} + \xi_y \frac{\partial v}{\partial \xi} + \xi_z \frac{\partial w}{\partial \xi}$ ;  $\sigma_\eta = \eta_x \frac{\partial u}{\partial \eta} + \eta_y \frac{\partial v}{\partial \eta} + \eta_z \frac{\partial w}{\partial \eta}$ ;  $\xi_0^2 = \xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2$ ;  $\eta_0^2 = \eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2$ ;  $J$ ,  $\xi_x$ ,  $\xi_y$ ,  $\xi_z$ ,  $\eta_x$ ,  $\eta_y$ ,  $\eta_z$ ,  $\zeta_x$ ,  $\zeta_y$ ,  $\zeta_z$  - якобіан перетворення та прями метричні коефіцієнти.

Як граничні умови при дозвуковій швидкості на вході у розрахункову область задаються повна температура, повний тиск, напрямок потоку та товщина пограничного шару, а на виході фіксується статичний тиск. На поверхнях лопаток, периферійних та корньових обводах встановлюється вимога прилипання, а також або температура стінки, або тепловий потік крізь стінку.

У розрахунковій області будується сітка типу H (рис. 1) з згущенням по сітковим напрямкам  $\xi$  та  $\eta$  до стінок та по сітковому напрямку  $\zeta$  в області вхідних кромки. Воспівнення поверхні лопатки здійснюється з допомогою спеціальної методики, забезпечуючій високу точність та не допускаючій осциляцій.

Різницєва апроксимация рівняння (1) має вигляд:

$$R_\xi \left\{ I + \frac{\tau \varphi}{J(1+\nu)} \left[ \frac{\Delta_1 \Lambda_1^*}{h_1} - \frac{\Delta_{1+1} \Lambda_{1+1}^*}{h_{1+1}} \right] \right\} L_\xi R_\eta \left\{ I + \frac{\tau \varphi}{J(1+\nu)} \left[ \frac{\Delta_j \Lambda_j^*}{h_j} - \frac{\Delta_{j+1} \Lambda_{j+1}^*}{h_{j+1}} \right] \right\} L_\eta R_\zeta \left\{ I + \frac{\tau \varphi}{J(1+\nu)} \left[ \frac{\Delta_k \Lambda_k^*}{h_k} - \frac{\Delta_{k+1} \Lambda_{k+1}^*}{h_{k+1}} \right] \right\} L_\zeta \delta q = \\ = \frac{\tau_{ijk}}{1+\nu} T_{ijk}^n \left\{ - \frac{1}{(J\bar{V})_{ijk}} \left[ (ES_\xi^j)_{1+1/2jk} - (ES_\xi^j)_{1-1/2jk} + (FS_\eta^j)_{1j+1/2k} - (FS_\eta^j)_{1j-1/2k} + (GS_\zeta^j)_{1jk+1/2} - (GS_\zeta^j)_{1jk-1/2} \right] + H_{ijk} \right\}^n + \frac{\nu}{1+\nu} \delta q_{ijk}^{n-1}; \quad (2)$$

де  $q = |\rho, u, v, w, p|^T$ ,  $\Delta_n \chi = \chi_n - \chi_{n-1}$ ;  $h_n = \varphi_n - \varphi_{n-1}$ ;  
 $m = [i, j, k]$ ;  $\bar{V} = \Delta \xi \Delta \eta \Delta \zeta$  - криволінійний об'єм;  $S_\xi = \Delta \eta \Delta \zeta$ ,  
 $S_\eta = \Delta \xi \Delta \zeta$ ,  $S_\zeta = \Delta \xi \Delta \eta$  - криволінійні площі;  $\varphi = 1, \nu = 1/2$ ;  
 $\Lambda_0^* = 1/2 (\Lambda_0^+ \pm \Lambda_0^-)$ ;  $A = \frac{\partial E}{\partial q}$ ,  $B = \frac{\partial F}{\partial q}$ ,  $C = \frac{\partial G}{\partial q}$ ;  $\Lambda_0^-$  - діагональні матриці та  $R_\varphi$ ,  $L_\varphi$  - відповідно праві, ліві матриці

власних векторів  $A, B, C$ . Цілочисельні індекси відносяться до центрів комірок, а дрібні до граней. У рівнянні (2) вираження у лівій частині - неявний оператор Біма-Уормінга-Стегера, котрий вирішується з допомогою скалярних прогонок. Величини потоків крізь грані комірок  $E, F$  та  $G$  присутні у правій частині (2), - явному операторі - знаходяться по параметрам, одержуваним при рішенні задачі розпаду довільного розриву, початкові вимоги для котрої визначаються з використанням просторової інтерполяції:

$$q_{n \pm 1/2} = q_n \pm \frac{1}{2} \Delta \theta \left[ \frac{\partial q}{\partial \xi} \right]_n \quad (3)$$

Просторові похідні у рівнянні (3) розраховуються з використанням ENO-апроксимації (формула записана для рівномірної сітки):

$$\begin{aligned} \Delta \chi &= L_0 \Delta q; \\ \left[ \frac{\partial \chi}{\partial \xi} \right]_n &= \min \text{mod} \left\{ \Delta_n \chi + \beta \min \text{mod} \left[ \Delta_n \chi - \Delta_{n-1} \chi, \Delta_{n+1} \chi - \Delta_n \chi \right], \right. \\ &\quad \left. \Delta_{n+1} \chi - \alpha \min \text{mod} \left[ \Delta_{n+1} \chi - \Delta_n \chi, \Delta_{n+2} \chi - \Delta_{n+1} \chi \right] \right\}; \\ \left[ \frac{\partial q}{\partial \xi} \right] &= R_0 \left[ \frac{\partial \chi}{\partial \xi} \right]. \quad (4) \end{aligned}$$

Функція  $\min \text{mod}$  має вид  $\min \text{mod}(a, b) = \text{sign}(a) \max(0, \min(|a|, -b \text{ sign}(a)))$ . Константи  $\alpha$  та  $\beta$  визначають порядок апроксимації схеми по простору, при  $\alpha=2/3, \beta=1/3$  - ENO-схема локально третього порядку апроксимації по простору.

Для замикання рівняння (1) використовується модифікована алгебраїчна модель турбулентності Болдвіна-Ломакса, з допомогою котрої здійснюється незалежний розрахунок коефіцієнтів турбулентної в'язкості вдовж сіткових напрямлень  $\xi$  та  $\eta$  (рис. 1), а потім робиться "зшивка" одержаних рішень.

Для замикання рішень на стінках з рівняння (1) одержані співвідношення, котрі установлюють зв'язок між тиском та швидкістю поблизу поверхні тіла. Так, на поверхні  $\xi = \text{const}$  справедливе рівняння:

$$\begin{aligned} \frac{\partial p}{\partial \xi} &= \frac{1}{J} \left\{ \left( \frac{1}{J} + \xi_0^2 \right) \mu \frac{\partial}{\partial \xi} \left[ \frac{\partial(JU)}{\partial \xi} \right] + \left( x_\xi x_\eta + y_\xi y_\eta + z_\xi z_\eta \right) \times \right. \\ &\times \frac{\partial}{\partial \xi} \left[ \xi_0^2 \mu \frac{\partial(JV)}{\partial \xi} \right] + \left( x_\xi x_\zeta + y_\xi y_\zeta + z_\xi z_\zeta \right) \frac{\partial}{\partial \xi} \left[ \xi_0^2 \mu \frac{\partial(JW)}{\partial \xi} \right] \left. \right\} + \\ &+ \rho \Omega r_\xi \left\{ \Omega - \Omega^* \left[ 2 + \eta_x \cos(r, x) - \eta_y \cos(r, y) \right] \right\}; \quad (5) \end{aligned}$$

де

$$r_\xi = x_\xi \cos(r, x) + y_\xi \cos(r, y).$$

$\alpha^* = \begin{cases} \alpha, & \text{коли стінка рухається відносно лопаток;} \\ 0, & \text{коли стінка нерухома відносно лопаток.} \end{cases}$   
 $x_\xi, x_\eta, x_\zeta, y_\xi, y_\eta, y_\zeta, z_\xi, z_\eta, z_\zeta$  - оберті метричні коефіцієнти. Для замикання рішень у перетинах входу та виходу розрахункової області використовуються одновимірні співвідношення на характеристиках вздовж сіткових ліній  $\zeta$ .

У третьому розділі розглянуті питання зв'язані з перевірок достовірності розробленого методу, особливостями його чисельної реалізації, а також розглянута структура розробленого комплексу прикладних програм.

Комплекс *FlowER* складається з набору програм, котрі можна розділити на чотири основні групи. Програми першої групи забезпечують увід інформації на всіх етапах підготовки газодинамічного розрахунку та графічне представлення уведеної інформації зі змогою її корекції у діалоговому режимі. До другої групи відносяться програми розрахунку координат сіткових вузлів та метричних коефіцієнтів. До третьої групи відносяться програми створення початкового приближення та власне газодинамічного розрахунку. Програми четвертої групи забезпечують представлення результатів розрахунків у вигляді графіків розподілів газодинамічних параметрів, ізоліній, векторів швидкості.

З метою перевірки достовірності розробленого методу виконана велика кількість тестових розрахунків ідеальних та в'язких, плоских та просторових течій газу. Так, проведено два розрахунки тривимірної в'язкої турбулентної течії газу у решітках з постійним по довжині лопатки перерізом профілю, установленими між плоскими поверхнями.

Першими подані результати розрахунку решітки, експериментальне дослідження котрої виконано у роботі Ходсона, Доміні (1988). Геометричні характеристики решітки: ширина решітки  $Cz$  - 52,5 мм.; хорда  $C$  - 55,9 мм., крок  $S$  - 31,5 мм.; довжина лопатки  $l$  - 100 мм. Розрахунок проводився при наступних параметрах течії: число Маху набігаючого потоку - 0,496; кут потоку на вході (від осі) - 38,8°; число Рейнольдса по параметрам на вході - 2,3·10<sup>8</sup>; число Маху ізоентропійної течії на виході - 0,7; товщина пограничного шару на вході - 0,06 l.

На рис. 2 подані поля векторів швидкості на сторонах тиску та розрідження лопатки. У розрахунку у середніх пере-

різях лопатки було одержано три відривних пузиря - два на боці розрідження та один на боці тиску, положення кордонів котрих відповідає  $8 \cdot 10^{-3} Cz + 2 \cdot 10^{-2} Cz$ ,  $0,7 \cdot Cz + 0,9 Cz$  (бік разрідження) та  $9 \cdot 10^{-2} Cz + 0,27 Cz$  (бік тиску). Таке розташування відривних зон практично співпадає з результатами експерименту. Цікаво відзначити, що розрахунок поданий у роботі Іванова М.Я. та Крупи В.Г. (1993) виконаний по TVD-схемі з використанням більш складної  $q - \omega$  моделі турбулентності дав істотно менш точне (у порівнянні з експериментом) положення відривних зон: на боці тиску область відриву розташована у межах  $0,136 Cz + 0,212 Cz$ , а на боці розрідження  $6 \cdot 10^{-4} Cz + 1,8 \cdot 10^{-3} Cz$  та  $0,75 Cz + 0,8 Cz$ . Певно, різниця результатів розрахунків по TVD та ENO методам зв'язана з тим, що TVD-схема має значно більш високу схемну погрішність за рахунок переходу на перший порядок апроксимації у місцях локальних екстремумів.

На рис. 3 подані вектори швидкості на торцевій поверхні. Тут лініями S1s та S1p позначені лінії відриву набігаючого пограничного шару, а також указано положення сідлової точки A. Ліній S2 позначена лінія стикання, розділяюча пристінну течію у пограничному шарі та область кутового вихора. Положення ліній S1s, S1p та S2, одержаних у розрахунку, добре погоджується з експериментом та уявами про структуру таких течій.

На рис. 4 подані вектори швидкості вторинних течій та ізоліній коефіцієнту втрат повного тиску  $\zeta$  у проекції на площину, паралельну фронту решітки у перерізі  $1,42 Cz$ . По векторам швидкості видно, що у данному перерізі так, як і у експерименті, мають місце три вихрові області - кутовий вихор (A), каналний вихор (B) та закрючний вихровий слід (C), згорнувшись у дискретний вихор.

На рис. 5 подані розрахункові та експериментальні осереднені по кроку коефіцієнти втрат повного тиску  $\zeta$ . Також, у перерізі  $1,42 Cz$  подані результати розрахунку Іванова М.Я. та Крупи В.Г. (1993). Спостерігається добре якісне та кількісне погодження розрахункових та експериментальних результатів.

Далі розглянуті результати розрахунку течії у решітці, експериментальне дослідження котрої виконано у роботі Ленгстона, Найса, Хупера (1977). Геометричні характеристики ре-

шітки: ширина решітки Cz - 281,3 мм.; хорда C - 344,4 мм.; крок S - 268,8 мм.; довжина лопатки l - 278,1 мм. Параметри течії: швидкість набігаючого потоку - 33,5 м/с; кут потоку на вході (від осі) - 45,3°; число Рейнольдса по параметрам на вході - 5,9·10<sup>5</sup> та параметрам на виході - 10<sup>6</sup>; товщина пограничного шару на вході - 33 мм.

На рис. 6 зображені лінії рівних значень коефіцієнту втрат повного тиску у плоскостях, паралельних фронту решітки. По положенню та розмірам локальних максимумів втрат можливо прослідкувати розвиток канального вихора. По мірі просування уздовж осьової координати канальний вихор збільшується у розмірах, а його центр зміщується до середини каналу.

Зроблен висновок, що тестові розрахунки просторових турбулентних течій у турбінних лопаточних вінцях показали основні особливості таких течій (підковообразний, канальний та кутовий вихори, відриви та т.п.). Розрахункові результати добре співпадають з експериментальними даними. Розроблений метод, у порівнянні з іншими методами, володіє підвищеними точністю та надійністю, що робить можливим використовувати його при проєктуванні та модернізації лопаточних вінців.

У четвертому розділі проведено дослідження впливу складного навалу на структуру течії у вінці турбомашини. Розглядався модельний НА з постійним по довжині лопатки перерізом профілю та циліндричними (без розкриття) меридіанальними обводами, прототипом для якого був НА ГТД, лопатки якого мали шаблевидну форму (рис. 1, 7). За критерій ступеня шаблевидності в осьовому та коловому напрямках вибрані параметри  $\bar{z}_c$  та  $\bar{z}_\theta$ , котрі визначають відношення зрушення плоского перерізу до довжини шаблевидного участку лопатки. На рис. 7 показані основні форми навалу. Вигін здійснювався або від точки а (навал А), або від точки б (навал В). Розрахунки проводились при наступних параметрах потоку: повний тиск  $P_0 = 3,222 \cdot 10^5$  Па; повна температура  $T_0 = 1175$  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 циліндричних обводах - 3,6 мм.

Проведена серія розрахунків обтікання досліджуемого НА у рамках моделі нев'язкої течії газу.

На рис. 9 приведен розподіл ізоліній статичного тиску у плоскості, перпендикулярній осі обертання та розташованій у

середньому перерізі міжлопаточного каналу для трьох ступенів шаблевидності у коловому напрямку. Із рисунку видно, що градієнт тиску вище на боці розрідження, за рахунок чого при навалах кінцеві перерізи лопатки переміщуються в області з пониженим ( $\bar{\alpha}_c = 1$ ), або з підвищеним ( $\bar{\alpha}_c = -1$ ) градієнтом тиску. Таким чином, складний навал у коловому напрямку приводить до перерозподілу навантаження по перу лопатки. Так, на рис. 8 подані розподіли погонної колової сили по довжині лопатки для різних ступенів шаблевидності у коловому напрямку. Тут, на рис. 8. а приведені результати для лопатки з навалом А, а на рис. 8. б - з навалом В. Видно, що складний навал на бік розрідження ( $\bar{\alpha}_c = 1$ ) розвантажує корньові та периферійні перерізи, довантажую при цьому середні перерізи лопатки.

На рис. 10 подані графіки розподілу статичного тиску на лопатці у корньовому, середньому та периферійному перерізах для лопаток при складному навалі уверх ( $\bar{\alpha}_g = -1$ ) та униз ( $\bar{\alpha}_g = 1$ ) по потоку. Шаблевидність в осьовому напрямі перерозподіляє навантаженість кінцевих перерізів по кроку решітки. При складному навалі уверх по потоку вхідна кромка розвантажується та довантажуються вихідна, а при складному навалі униз по потоку, навпаки, довантажуються вхідна та розвантажуються вихідна кромки.

Зроблен висновок, що розрахунки на підставі нев'язкої моделі течії дають змогу отримувати з достатньо високим ступенем достовірності силові характеристики решіток, за винятком тих випадків, коли розміри областей підлеглих впливу в'язких ефектів сумірні з розмірами ядра потоку. Оцінка економічності решіток можлива тільки на підставі в'язкої моделі течії.

Далі розглянуті результати розрахунків в'язкої турбулентної течії газу у НА при двох формах лопаток: циліндричної форми (без навалу) - НА N1 та шаблевидної форми з навалом А з міров шаблевидності, як у прототипу  $\bar{\alpha}_c = \bar{\alpha}_g = 1$  - НА N2.

На рис. 12 зображені вектори швидкості на боці розрідження лопатки (НА N1 відзначен цифрою I, а НА N2 - цифрою II). В кінцевих областях існує зона відхилення потоку від осьового напрямку до середніх перерізів, відповідаюча положенню каналного вихора. В НА N2 область, займаема каналним вихором, більша, від НА N1, от же каналний вихор в НА N2 проникає глибше до середніх перерізів. На різне положення

канальних вихорів має вплив те, що у НА N2 за рахунок навалу на боці розрідження величина статичного тиску понижується до середніх (по довжині) перерізів лопатки (див. рис. 9), от же у НА N2 відбувається додаткова течія газу із області підвищеного в область зниженого тиску удовж пера лопатки. Оскільки у НА N2 канальний вихор дістає глибше до середніх перерізів лопатки, у цих областях втрати кінетичної енергії будуть вище, ніж у НА N1.

На рис.13 зображені ізолінії повного тиску у перерізах, нормальних до осьової координати у перерізі 1.4 Cz (НА N1 відзначен цифров I, а НА N2 - цифров II). В обох НА канальний вихор вийшовши з міжлопаточного каналу взаємодіє зі слідом, змінюючи при цьому траєкторію його руху. У НА N2 канальний вихор глибше дістає до середніх перерізів, крім того ширина сліду у НА N2 більша, ніж у НА N1.

На рис.11 подано розподіл по довжині лопатки осереднених по кроку втрат кінетичної енергії у перерізі 1,4 Cz (цифров 1 відзначен НА N1, цифров 2 - НА N2). Втрати кінетичної енергії у кінцевих перерізах нижче у НА N2, оскільки тут, унаслідок меншої навантаженості перерізів, нижче інтенсивність течії на циліндричних обводах. Втрати у середніх перерізах (в області сліду) вище у НА N2, це обумовлено зростанням перемішування у сліді та площі його взаємодії з основним потоком.

Осереднені по витраті втрати кінетичної енергії на виході розрахункової області для НА N1 встановлюють 3,9%, а для НА N2 - 4,1%. У середніх перерізах лопатки, втрати кінетичної енергії у перерізі 1,16 Cz встановлюють для НА N1 - 2%, а для НА N2 (найбільш близького по формі до прототипу) - 2,25%. Такий рівень втрат добре погоджується з експериментальними даними, отриманими для прототипу, котрі встановлюють - 2,2%.

Зроблен висновок, що вплив складного навалу на структуру течії та втрати кінетичної енергії не однозначний. З одного боку, з допомогою шаблевидності можливо розвантажити кінцеві перерізи лопатки та, отже, зменшити інтенсивність течії пограничного шару на циліндричних обводах, що приводить до зниження втрат у даній області. З іншого боку, у цьому разі зростає область вторинних течій, збільшується площа взаємодії сліду з основним потоком, що приводить до

зростання втрат.

З урахуванням отриманих результатів запропонована модифікація лопатки НА (НА N3), виконана з навалом В зі ступенями шаблевидності: у корня  $\bar{\delta}_a = \bar{\delta}_c = 0.6$ ; на периферії  $\bar{\delta}_c = -\bar{\delta}_a = 1$ .

Поле векторів швидкості на стороні розрідження лопатки для модифікованного НА приведено на рис.12 (відзначено цифрою III). Розмір області відхилення потоку від осевого напрямку до середніх перерізів у кінцевих перерізах лопатки у розглядаемого НА займає проміжучтне положення між НА N1 та НА N2, от же проникнення канального вихора до ядра потоку у НА N3 у порівнянні з НА N2 зменшено.

На рис.13 (НА N3 позначен цифрою III) у НА N3 спостерігається картина течії проміжучтна між отриманими у НА N1 та НА N2. Тут розміри області, займаемої канальним вихором менші, ніж у НА N2, але більші, ніж у НА N1.

На рис.11 подано розподіл втрат кінетичної енергії по довжині лопатки, у перерізі 1,4 Cz. У кінцевих перерізах рівень втрат, у порівнянні з НА N2 кілька зріс, але у середніх перерізах втрати кінетичної енергії залишилися на рівні близькому до НА N1. Осереднені по витрату втрати кінетичної енергії на виході розрахункової області у НА N3 встановили 3,6%, що на 0,5% менше, ніж у НА N3 (4,1%), котрий е найбільш близьким до прототипу.

Таким чином, за допомогою раціонального використання складного, навалу отримана форма лопатки, дозволяюча знизити втрати кінетичної енергії.

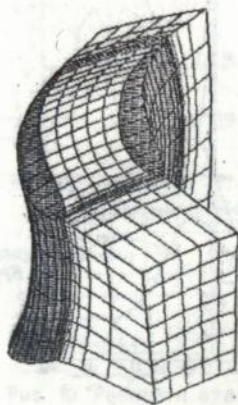


Рис. 1. Розрахункова область

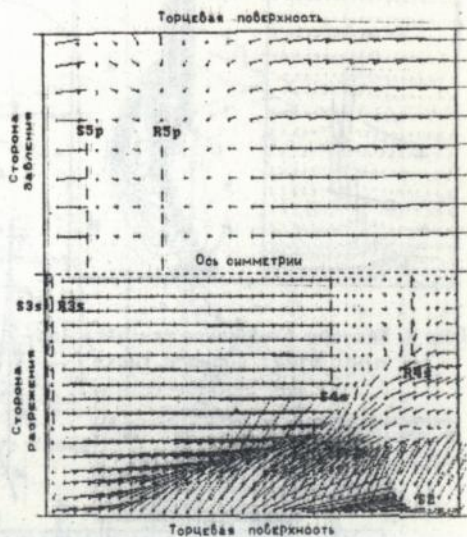


Рис. 2. Поле векторів швидкості на поверхні лопатки

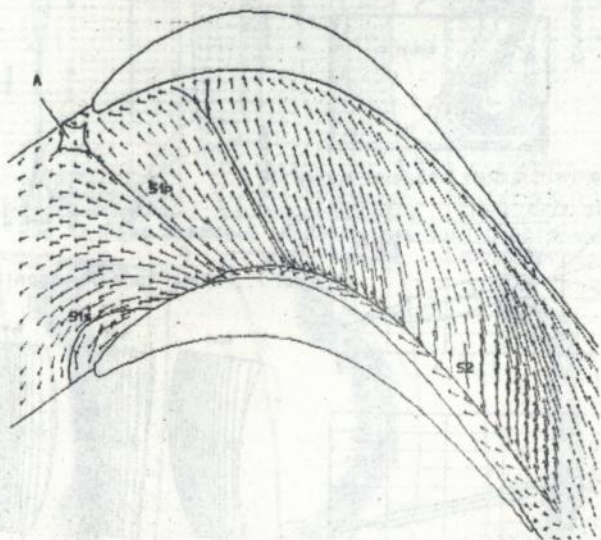


Рис. 3. Поле векторів швидкості на торцевій поверхні

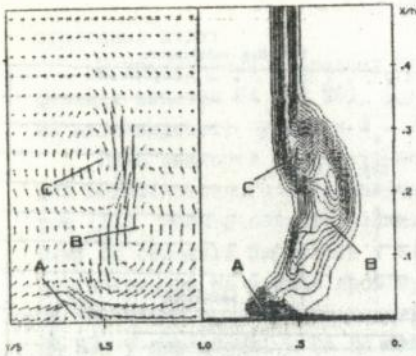


Рис. 4. Вектори вторинних течій та ізо- лінії втрат повного тиску

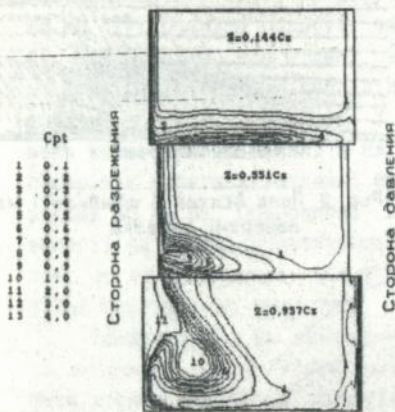


Рис. 6. Ізолінії втрат повного тиску

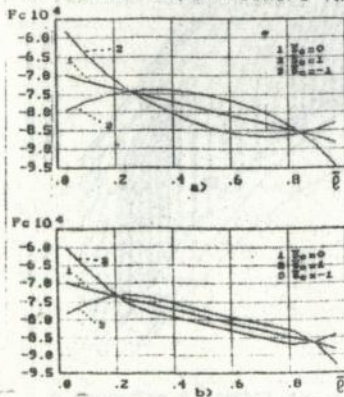


Рис. 8. Розподіл погонної колової сили

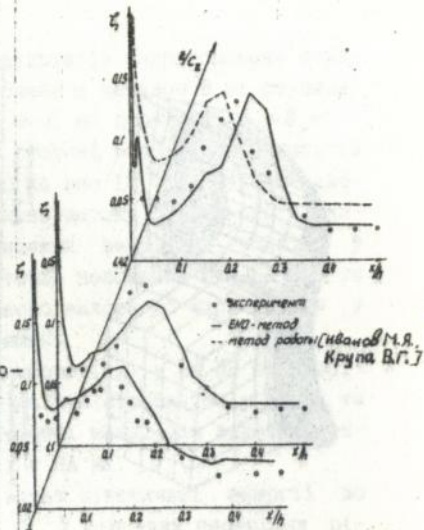


Рис. 5. Втрати повного тиску в області сліду

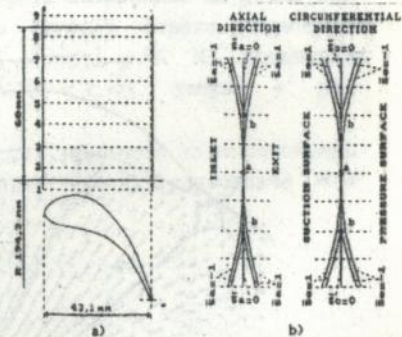


Рис. 7. Форма лопатки досліджуемого НА

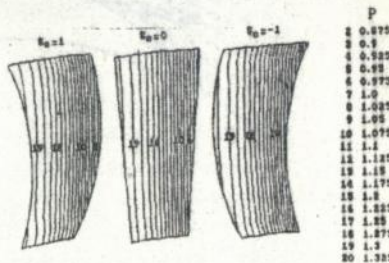


Рис. 9. Ізолінії статичного тиску

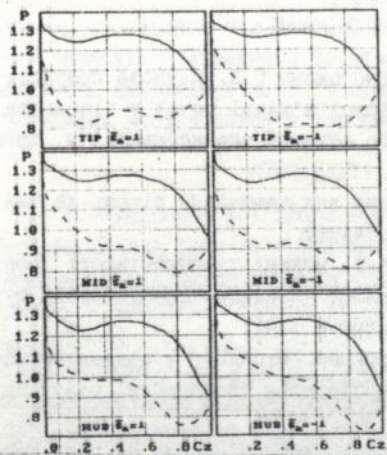


Рис. 10. Розподіл статичного тиску

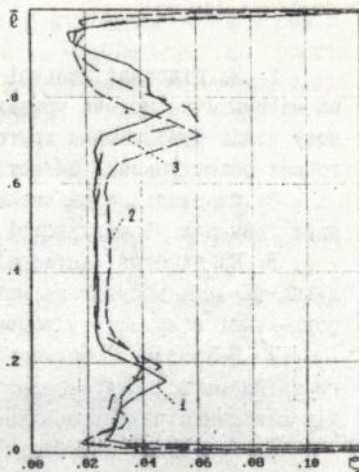


Рис. 11. Розподіл втрат кінетичної енергії

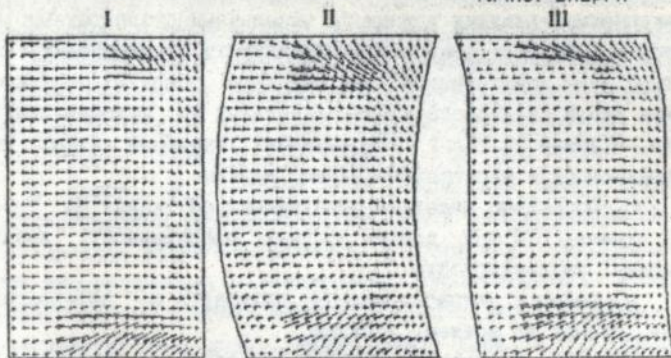


Рис. 12. Поле векторів швидкості на боці розрізання

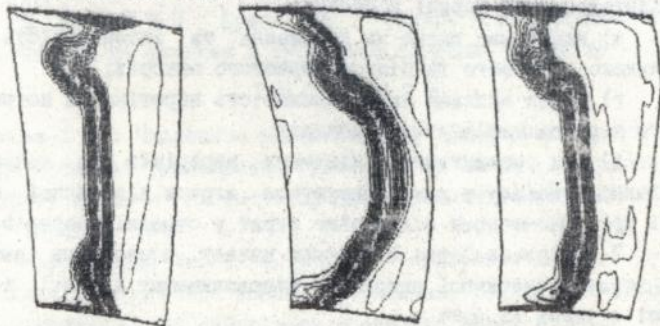


Рис. 13. Ізолінії втрат кінетичної енергії в області облізу

1. На підставі неявної ЕНО-схеми С.К. Годунова побудована математична модель тривимірної в'язкої течії у ізольованому вінці турбомашини другого ступеня апроксимації у всіх точках розрахункової області.

2. Одержані співвідношення для замикання рішень на твердих границях розрахункової області.

3. На підставі алгебраїчної моделі турбулентності Болдуїна-Ломакса побудована методика визначення коефіцієнтів турбулентної в'язкості у тривимірній течії.

4. Розроблен комплекс програм "FlowER", у рамках котрого здійснюється підготовка, проведення та обробка результатів газодинамічних розрахунків.

5. Проведена апробація розробленого методу на ряді тестових розрахунків дво- та тривимірних течій ідеального та в'язкого газу. Проведено сопоставлення одержаних результатів з експериментальними даними та чисельними результатами інших авторів. Одержані результати розрахунків турбулентних течій у турбінних лопаточних вінцях містять основні особливості таких течій (підковообразний, канальний та кутовий вихорі, слід, відрив та т.п.). Розрахункові значення втрат добре погоджуються з експериментальними даними.

6. Проведено чисельне дослідження обтікання НА турбінної ступені ГТД при різних формах шаблевидності лопатки. Одержані закономірності:

а) навал у коловому напрямі приводить до перерозподілу сили, діючої по довжині лопатки;

б) навал в осьовому напрямі приводить до перерозподілу навантаження по ширині лопатки;

в) навал має вплив на положення та інтенсивність канального, кутового та підковообразного вихорів;

г) навал впливає на інтенсивність перетікання пограничного шару на циліндричних обводах;

д) при розвантаженні кінцевих перерізів за допомогою складного навалу у них зменшуються втрати кінетичної енергії при одночасному підвищенні втрат у середніх перерізах;

7. Одержана форма складного навалу, дозволяюча зменшити втрати кінетичної енергії у направляючому апараті турбінної ступені на 0,5%.

8. Розроблена чисельна модель, у зрівнянні з іншими ві-

домими чисельними моделями розрахунку в'язких течій у решітках, володіє підвищеними точністю та надійністю, що робить можливим використовувати її при проектуванні та модернізації проточних частин осьових турбомашин.

#### ПУБЛІКАЦІЇ ПО РАБОТІ

1. 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.

2. Ершов С. В., Русанов А. В. Неявный метод С. К. Годунова повышенной точности для расчета пространственных течений в многоступенчатой турбомашине / Там же, 1994. - 20 с. - Деп. в ВИНТИ 10.03.94, N 0560-В94.

3. Ершов С. В., Русанов А. В. Численный метод расчета турбулентных отрывных течений в пространственных решетках / Там же, 1994. - 28 с. - Деп. в ВИНТИ 08.08.94, N 2063-В94.

4. Yershov S. V., Rusanov A. V. 3D Separated Viscous Flow Calculations Using Godunov's High-Resolutions Scheme // Proc. 7th Int. Conf. Meth. of Aerophysical Researches, 22 - 26 Aug. 1994, Novosibirsk, - 1994, 1 - P. 209 - 214.

5. Ершов С. В., Русанов А. В. Численный метод расчета пространственных турбулентных течений в венцах турбомашин // Международная научно-техническая конференция. Совершенствование энергетических и транспортных турбоустановок методами математического моделирования, вычислительного и физического эксперимента: Тез. докл., Змиев, сент. 1994 г. - Харьков: Ин-т пробл. машиностр. НАН Украины, 1994, - Ч. 1 - С. 9.

6. Гнесин В. И., Ершов С. В., Русанов А. В. Влияние сложного навала на течение в турбинной ступени // Там же - С. 10.

#### А Н Н О Т А Ц И Я

Русанов А. В. Численное моделирование трехмерных вязких течений в венцах турбомашин. Рукопись. 05.04.12 - турбомашини и турбоустановки. Институт проблем машиностроения НАН Украины. Харьков. 1994.

Разработана численная модель трехмерного вязкого течения газа в лопаточном венце турбомашини, основанная на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, записанных в приближении тонкого слоя, для замыкания которых ис-

455350

пользуется алгебраическая модель аппроксимация исходных уравнений ENO-схемы С.К.Годунова. Представлены результаты тестовых расчетов пространственных турбулентных решеточных течений в сопоставлении с экспериментальными данными. Проведено численное исследование влияния сложного навала на структуру течения и потери кинетической энергии в направляющем аппарате турбины.

## А B S T R A C T

Rusanov A.V. A numerical simulation of the 3D viscous flows through turbomachine cascades. Manuscript. 05.04.12 - turbomachine and turboinstallations. Institute for problems in machinery of the National Academy of Sciences of Ukraine. Kharkov. 1994.

The numerical model of the 3D viscous flows through an turbomachine blade row is developed. This model is based on the solution of the thin-layer Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with an algebraic turbulence simulation. A finite-difference approximation of the governing equations is performed basing on the implicit Godunov's ENO-scheme. The presented testing results for the 3D turbulent cascade flows are compared with experimental data. The compound lean influence on the 3D flow structure and kinetic energy losses for turbine stator row is investigated numerically.

## КЛЮЧОВІ СЛОВА

Чисельне моделювання, тривимірна в'язка течія, решітка турбомашин, складний навал, вторинні течії

*Rusanov*

Відповідальній за випуск канд. техн. наук Биков А. О.

Підп. до друку 17.11.1994 р. Формат 60×90 1/16  
Папір друк. М1. Ум. друк. арк. 1,0 Обл.-вид. арк. 1  
Тираж 100 прим. Зам. N 358