

**ХАРКІВСЬКИЙ Авіаційний ІНСТИТУТ
Ім. М.Є.ЖУКОВСЬКОГО**

УДК 621.438.081.11:532.54:518.5

На правах рукопису

Амброзевич Олександр Володимирович

**УЗАГАЛЬНЕНІ ГАЗОДИНАМІЧНІ МОДЕЛІ ТА МЕТОДИ
ЧИСЕЛЬНОЇ ДІАГНОСТИКИ НЕСТАЦІОНАРНИХ ПРОЦЕСІВ
У ГАЗОТУРБІННИХ ТА ТУРБОПОРШНЕВИХ ДВИГУНАХ**

Спеціальність 08.07.05 - теплові двигуни літальних апаратів

**Автореферат дисертації на здобуття вченого ступеню
доктора технічних наук**

Харків - 1997

629.4.03

ЛНБ України ім.В.Стефаніка



00344130 (F)

ХАРКІВСЬКИЙ АВІАЦІЙНИЙ ІНСТИТУТ

ім. М.Є.ЖУКОВСЬКОГО

УДК 621.438.081.11:532.54:518.5

На правах рукопису

Амброжевич Олександр Володимирович

**УЗАГАЛЬНЕНІ ГАЗОДИНАМІЧНІ МОДЕЛІ ТА МЕТОДИ
ЧИСЕЛЬНОЇ ДІАГНОСТИКИ НЕСТАЦІОНАРНИХ ПРОЦЕСІВ
У ГАЗОТУРБІННИХ ТА ТУРБОПОРШНЕВИХ ДВИГУНАХ**

Спеціальність 05.07.05 - теплові двигуни літальних апаратів

Автореферат дисертації на здобуття вченого ступеню

доктора технічних наук

Харків - 1997

**ЛІТЕ ім. Б. Стефаніка
АН України**

AB 39.367

Дисертацією є рукопис.

Роботу виконано на кафедрі "Теплофізичні основи двигунобудування"
Харківського авіаційного інституту ім.М.Є.Жуковського.

Науковий консультант: доктор технічних наук, професор
Д.А.Мунштуков;

Офіційальні опоненти: доктор технічних наук, професор
А.А.Палагін;
доктор технічних наук, професор
І.М.Приходько;
доктор технічних наук, старший науковий співробітник
Л.Г.Бойко.

Провідна організація: Запорізьке машинобудівне конструкторське
бюро "ПРОГРЕС".

Захист відбудеться "20" 03 1998 р. о 14 год 00 хв. на засіданні спеціалі-
зованої ради Д 02.27.05 у Харківському авіаційному інституті за адресою: 310070,
м.Харків, вул.Чкалова 17.

Просимо прийняти участь в обговоренні дисертації або надіслати відгук на авто-
реферат, засвідчений печаттю.

З дисертаційною роботою можна ознайомитися в бібліотеці Харківського авіа-
ційного інституту.

Автореферат розісланий "2" 02 1998р.

Вчений секретар
спеціалізованої ради Д 02.27.05,
кандидат технічних наук, професор

 Г.Л.Корнілов

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Одним з ключових напрямків розвитку авіаційної техніки з'являється удосконалення традиційних та створення перспективних типів газотурбінних та турбопоршневих двигунів (ГТД та ТПД) на базі прогресивних технологій та методів наукових досліджень. До числа найбільш перспективних шляхів подолання тенденції до зниження темпів зросту у даній галузі, що намітилася, входить використання чисельної діагностики на стадії НДОКР, що забезпечує досягнення якісно нового рівня повноти уявлень про процеси, що досліджуються, та ступені їх оптимізації у широкому спектрі режимів роботи, включаючи нестационарні, а також зменшення частки багатокоштовного натурального експерименту у загальному обсязі НДР. У практиці двигунобудівних КБ часто зустрічається клас різноманітних задач, що звичайно зв'язані з необхідністю діагностики та дальшої оптимізації параметрів нестационарних газодинамічних процесів у багаторежимних ГТД, двигунах з циклічним робочим процесом - ТПД або ГТД з періодичним горінням. Задовільний практичний результат при цьому може бути досягнутий тільки на ґрунті комплексної (цілісної) моделі усього об'єкту досліджень. Звідси походить висновок щодо актуальності проблеми створення універсальних методів розрахунково-теоретичних досліджень нестационарних течій в усій сукупності основних елементів газоповітряного тракту ГТД і ТПД із обліком взаємозв'язку між ними.

Задачею досліджень з'являлося створення сімейства універсальних цілісних малоресурсних моделей нестационарних просторово неоднорідних газодинамічних процесів в усьому тракті ГТД та ТПД або великих його фрагментах, що забезпечує можливість наскрізної діагностики нестационарних течій, з ціллю зниження кошторису та скорочення термінів циклу НДОКР, а також підвищення рівня оптимізації характеристик об'єктів, що розроблюються, при умові часткової заміни натурального експерименту чисельними дослідженнями.

* **Наукова новина** дисертаційної роботи полягає у тому, що у ній вперше запропоноване сімейство узагальнених моделей та методів, що забезпечують рішення проблеми комплексної чисельної діагностики нестационарних просторово неоднорідних газодинамічних процесів в усьому газоповітряному тракті ГТД та ТПД або великих його фрагментах на усіх можливих режимах роботи, включаючи "нерозрахункові". Сімейство газодинамічних моделей побудоване на ґрунті уніфікованих принципів, що дозволяють одержати однорідний математичний опис комплексу газодинамічних процесів у термінах методу особливостей та використовувати, у наслідок цього, для рішення відповідних систем рівнянь єдині малоресурсні чисельний метод та засоби програмної реалізації. Для побудови моделей течій двох рівней: типових повузлових (підмоделей камер згоряння, багатосхідчастих допаткових машин, колекторів та ін.) та комплексних (цілісних), що складені з підмоделей вузлів, використовується набір універсальних базових методів такого складу:

1) сімейство методів імітації просторових течій у місцях стрибкоподібного змінення геометрії проточної частини (уступів трубопроводів, клапанних пристроїв та ін.) в моделях із зниженим числом вимірень, що дозволяє виключити потребу у використанні апріорної інформації на зразок коефіцієнтів розходу;

2) метод відображення кінетики горіння окремих порцій палива, що впорскується у потік газоповітряної суміші у довільні моменти часу;

3) сімейство методів імітації взаємодії профілів з потоком, що обліковує миттєвий стан полів параметрів течії, геометричні характеристики проточної частини, профільні втрати, дію коріолісових та відцентрових сил, та призначене до використання у формі несучих дисків або дискретних створинь, що віддзеркалюють окремі профілі, для дослідження течій у ґратках радіально-осьових лопаткових машин, як компресорного, так і турбінного типу, на будь-яких режимах, що фізично реалізуються, при наявності сильних нелінійних збурень, зривних явищ та екзотермічних реакцій;

4) метод синтезу комплексних моделей течій в усьому газоповітряному тракті ГТД та ТПД різноманітних типів із обліком симетрії та періодичності процесу.

Для визначення границі газодинамічної сталості (ГДС) компресорів на базі наближеної моделі процесу, що реалізується на грубих сітках, які не дозволяють віддзеркалити тонкі структури течій, була розроблена методика, що використовує умову зростання ентропії у напрямку течії у квазірівноважних процесах.

Практична цінність. Узагальнені моделі та методи чисельної діагностики були реалізовані у вигляді комплексів програм (КП) та їх було вжито для проведення комплексних досліджень газодинамічних процесів: у камері згоряння періодичної дії (КП НІН); у лопаткових машинах - робочому колесі імпульсної турбіни газогенератора ГТД з періодичним горінням (КП VIS), доцентровій турбіні та відцентровому компресорі агрегата наддуву К-36 (КП ІМПАКТ, RYU), багатосхідчастому осевідцентровому компресорі ГТД (КП RYU); у двокаскадному авіаційному ГТД з вільною турбіною при влученні до супутного струменя (КП TATSU); у газогенераторі дослідного ГТД ПГ, що складається з відцентрового компресора, ресивера, блока двоклапанних камер згоряння періодичної дії та парціальній імпульсній турбіні (КП МАСН); у чотиритактному ТПД MTU 8V396TC4 виробництва ЧДЗ (КП MANJ1).

Результати досліджень використовувалися при рішенні задач НДОКР, що пов'язані з повузловою ув'язкою та оптимізацією параметрів робочого процесу у ТПД та багаторежимних ГТД, здобуттям характеристик двигунів як об'єктів регулювання, розробкою ГТД з періодичним робочим процесом.

Основні результати. Розроблені КП та результати чисельних досліджень запроваджені у практику НДОКР Запорізького машинобудівного конструкторського бюро (ЗМКБ) "Прогрес", Харківського конструкторського бюро по двигунам (ХКБД), СКБ Чебоксарського дизельного заводу (ЧДЗ), а також до учбового процесу кафедри 205 ХАІ у рамках курсу "Чисельне моделювання течій у теплових двигунах та енергоус-

тановках". Внаслідок часткової заміни натурального експерименту чисельним знижена варіативність та скорочені строки виконання програми НДОКР, що проводилася в ХКБД.

Дисертаційна робота підготовлена на кафедрі "Теплофізичні основи двигунобудування" Харківського авіаційного інституту ім.М.Є.Жуковського при виконанні НДР по держбюджетній тематиці, господарчих договорів з ЗМКБ "Прогрес", ХКБД та СКБ ЧДЗ.

Достовірність та обґрунтованість основних положень та результатів дисертації забезпечені використанням для побудови моделей та методів, що вона уміщує, класичних форм фундаментальних фізичних законів та підтверджені задовільною, з точки зору практики, відповідністю результатів серії обчислювальних експериментів - з одного боку, а з іншого - натурних досліджень та розрахунків, що виконані за стандартними методиками, а також проведеними методичними дослідженнями алгоритмів та комплексів програм.

Апробація. Результати робіт за темою дисертації доповідалися на Всесоюзних міжвузівських конференціях "Газотурбінні та комбіновані установки" (Москва, МВТУ-МДТУ, 1983, 1987, 1991р.р.), X Всеросійській міжвузівській конференції "Газотурбінні та комбіновані установки та двигуни" (Москва, МДТУ, 1996р.), республіканському семінарі "Гідроаеромеханіка двигунів та машин" (Харків, ХАІ, 1985р.), на секції "Інженерні проблеми тепломасопереносу при фазових перетвореннях у теплообмінній апаратурі" Наукової ради ДКНТ за проблемою "Масо- та теплоперенос у технологічних процесах (Харків-Рибаче, ХАІ, 1985р.), III Всесоюзній науково-технічній конференції (Москва, МАІ, 1986р.), на семінарі відділу №704 Центрального інституту авіаційного моторобудування (Москва, 1987р.), на семінарі кафедри "Турбобудування" Казанського авіаційного інституту (Казань, 1988р.), республіканській науково-технічній конференції "Математичне моделювання процесів та конструкцій енергетичних та транспортних установок у системах їх автоматизованого проектування"(Харків-Готвальд, ІПМаш АН УРСР, 1988р.), на Всесоюзній конференції з гідромеханіки (Рибаче, НДІ Механіки МДУ-ХАІ, 1989р.), XII Всесоюзній науково-технічній конференції з аеропружності турбомашин (Рига-Юрмала, ЦІАМ, 1989р.), II Всесоюзній науково-технічній конференції "Проблеми газової динаміки двигунів та силових установок" (Москва, ЦІАМ, 1990р.), на республіканській науково-технічній конференції "Математичне моделювання та обчислювальний експеримент для удосконалення енергетичних та транспортних турбоустановок в процесі дослідження, проектування, діагностики та безпечного функціонування" (Харків, ІПМаш АН УРСР, 1991р.), на Міжнародній науково-технічній конференції "Удосконалення енергетичних та транспортних турбоустановок методами математичного моделювання, обчислювального та фізичного експериментів"(Харків, ІПМаш НАН України, 1994р.), II конгресі двигунобудівників України з іноземною участю "Прогрес-Технологія-Якість" (Рибаче, ХАІ, 1997р.). Склав дисертації був апробований на семінарах та розширеному засіданні кафедри "Теплофізичні основи двигунобудування" Харківського авіаційного інституту.

Публікації. За матеріалами дисертації опубліковані 11 статей, з них 3 - єдиноособні, 4 доповіді на міжнародній науково-технічній конференції та курс лекцій - єдиноособно. В них особисто автором запропоновані постановка задачі досліджень, моделі та методи розрахунку нестационарних газодинамічних процесів у гратках профілів, методики обліку профільних вірат, метод відображення кінетики горіння палива у потоці газоповітряної суміші, узагальнена модель процесу у камері згоряння, універсальний метод побудови сімейства комплексних моделей нестационарних течій в усьому газоповітряному тракці ГТД та ТПД з обліком властивостей періодичності та симетрії робочих процесів, варіанти методів обліку просторового характеру течій у моделях із зниженим числом вимірювань, сімейство методів чисельної реалізації моделей усіх рівней, методика визначення газодинамічної сталості компресору з використанням умови зростання ентропії по потоку на рівноважних режимах, подані практичні результати чисельної діагностики процесів у камері згоряння періодичної дії, лопаткових машинах, ГТД та ТПД в цілому.

Структура та обсяг роботи. Дисертація складається з вступу, п'яти розділів, висновування та списку використаних джерел. Робота уміщує 295 сторінок, 66 ілюстрацій та 18 таблиць. Список літератури уміщує 156 найменувань.

СКЛАД РОБОТИ

У вступі дано обґрунтування актуальності вибраного напрямку досліджень та сформуована їх ціль, подана загальна характеристика роботи.

У першому розділі розглядені публікації, що мають відносин до тематики запропонованої дисертації. Відзначений позитивний досвід створення комплексних моделей ГТД, що уміщується у роботах О.Н.Крайка, В.Т.Гриня, Л.Г.Мілера, М.Я.Іванова, в яких використовуються метод особливостей та різноманітні модифікації методу С.К.Годунова. На основі поданого аналізу зроблено таке висновування: вибраний напрямок досліджень уміщує в собі комплекс задач, які не мають прямих аналогів як у своїй постановці, так і у методах рішення; найбільш доцільною принциповою основою для рішення задач даного напрямку є метод особливостей, як такий, що має універсальні засоби відображення течій з екзотермічними реакціями, забезпечує достатні економічність та змістовність моделі течії у лопатковій машині у формі несучого диску або локалізацій у згоді з геометрією гратки профілів, а також можливість одностаійного опису процесів, що відбуваються у основних елементах ГТД та ТПД; оптимальні методи чисельного рішення систем рівнянь моделей даного класу засновуються на кінцево-різницевої схемі С.К.Годунова, як найбільш універсальній, сталій та консервативній.

У другому розділі викладені основні принципи побудови моделей та реалізуючих чисельних методів, що забезпечують рішення проблеми комплексної чисельної діагностики течій у газоповітряному тракці ГТД та ТПД. Необхідна економічність усіх рівней технології чисельної діагностики: математична модель → чисельний метод → програма закладена у єдиній принципівій основі-моделей, поданої у підрозділі 2.1. Фактори, що обумовлюють порушення ізольованості течії (див. табл.1), відображуються

джерелами-стоками (ДС) маси усього середовища в цілому, окремих її компонентів та функцій субстанціональних властивостей, імпульсу та енергії.

ДС, що образують модель течії в двигуні

Таблиця 1

m	Фізичний зміст ДС
1	Підвід теплоти та зміння концентрації компонентів середовища при згорянні палива
2	Теплообмін між газоповітряною сумішшю та елементами тракту
3	Дія відцентрових та коріолісових сил
4	Реакція ґратки профілів на потік середовища
5	Дисипативні явища
6	Торцеві перегікання, підвід охолоджуючого повітря до турбіни та відвід повітря з компресора
7	Енергообмін у робочій ґратці, що його викликано спільною дією відцентрових, коріолісових та поверхневих сил
8,9	Просторові явища

Одностайна форма систем рівнянь моделей дозволяє вжити універсальний чисельний метод та програмне забезпечення. З міркувань економічності використовуються 0-2D моделі процесів. У найбільш загальному (2D) випадку (рис.1) стани течії визначаються набором параметрів: $\vec{\Pi}(x_1, x_2, t) = \{p, T, \vec{w}, \vec{C}\}(x_1, x_2, t)$, де t - час, x_1 - окружна (кутова) координата, x_2 - меридіональна (лінійна), p - тиск, T - температура, $\vec{w} = \{w_1, w_2\}$ - швидкість, $\vec{C} = \{\omega, \omega_r, t, S\}$ - набір функцій субстанціональних властивостей, ω, ω_r - масові концентрації продуктів згорання та пального, t - індивідуальний час хімічно реагуючої частки, S - ентропія. Для опису процесів, що моделюються, використовуються рівняння законів збереження маси, імпульсу та енергії, переносу функцій субстанціональних властивостей, подані у дивергентному векторному вигляді:

$$\frac{\partial \vec{F}}{\partial t} = \sum_{m=0}^M \vec{\Phi}_{(m)}, \quad (1)$$

де $\vec{\Phi}_{(m)} = \frac{1}{R} \left[\sum_{k=1}^2 \frac{\partial}{\partial x_k} (\vec{\Phi}_{(m,k)} R^{k-1}) + \Delta_{(m)} \right]$ - функції мінімальності течії за рахунок внутрішніх факторів (при $m=0$) або дії груп ДС (при $m=1, \dots, M$); M - максимальне число груп ДС, що взаємно накладаються; $K=1$ - для 2D моделі, $K=2$ - для 1D; k - індекс напрямку у просторі; $R = R(x_2)$ - радіус середньомеридіональної поверхні

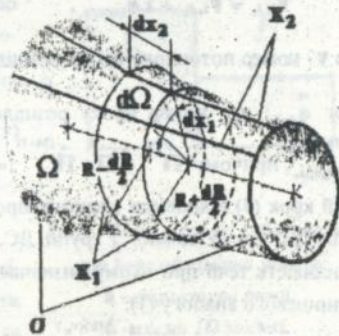


Рис.1. Двовимірна геометрична подібність рішення, що створена середньомеридіональним перерізом осесиметричної проточної частини, з ортогональною сіткою

(рис.1): $\vec{F} = \rho A \{ \vec{C}, \varepsilon^*, \vec{w}_1, \vec{w}_2 \}$; ρ - щільність; A - товща шару середовища над 2D областю течії або площа похідного перерізу каналу у 1D моделях; ε^* - внутрішня енергія за повними параметрами; $\vec{\Phi}_{(m,k)} = (\vec{F} \vec{w}_k + \rho A \{0,0, \delta_{1,k} \delta_{m,0}, \delta_{2,k} \delta_{m,0}\})_{(m)}$; δ_{\dots} - символ Кронекера; $\vec{\Delta}_{(0)} = \{0,0,0, \frac{\partial}{\partial x_1}, \frac{\partial}{\partial x_2}\} (AR^{k-1})$, $\vec{\Delta}_{(m)} = \{0, \Delta_C, \Delta_1, \Delta_1, \Delta_1\}_{(m)}$ - об'ємні інтенсивності "вільних" ДС, тобто таких, що обумовлені зміною концентрацій компонентів, енергії та імпульсу та не зв'язані з переносом маси усього середовища.

Система (1) замикається термічним та калоричним рівняннями стану:

$$p = \rho RT, \quad (2)$$

$$\varepsilon = \varepsilon(\omega, \omega_r, T), \quad (3)$$

співвідношенням Майєра: $e_p = e_r + R$, припущенням про масову адитивність властивостей суміші: $I_{e,m} = [I_e(1 - \omega - \omega_r) + I_{e,r}\omega] / (1 - \omega_r)$, де $I = \{c_p, c_v, R, \varepsilon, i\}$, i - ентальпія, "см" - суміш, "в" - повітря, "пс" - продукти згоряння; залежностями: $c_p = c_p(\omega, \omega_r, T)$, співвідношеннями, що визначають інтенсивності ДС, крайовими умовами.

У підрозділі 2.2 подані універсальні чисельні методи реалізації моделей течій у ГТД та ТПД. У відповідності за принципом розщлення, що лежить у їх основі, на протязі одного часового кроку окремі фізичні процеси або їх групи можуть вважатися незалежними. Тоді при використанні двоточечної апроксимації $\partial \vec{F} / \partial t$ будь-який крок різничевої схеми може бути уявленим у вигляді:

$$\vec{F}_{i,j_2}^{(v)} = \vec{F}_{i,j_2}^{(v-1)} + \tau \Phi_{(m),j_2}^{(v)}, \quad (4)$$

де v - номер поточного кроку розщлення, $v = 1, \dots, M+1$; $\Phi_{(m),j_2}^{(v)}$ - явний сіточний аналог $\Phi_{(m)}$; v_m - номер кроку розщлення, що задає вихідний стан \vec{F} для визначення $\Phi_{(m),j_2}^{(v)}$, причому $\vec{F}_{i,j_2}^{(v)} = \vec{F}_{i,j_2}^{(v-1)}$, $\vec{F}_{i,j_2}^{(v)} = \vec{F}_{i,j_2}^{(v-1)}$, i - індекс часового шару. Таким чином, кожний крок (4) відповідає єдиному процесу: "вільній" перебудові течії, що ізольована від усіх ДС, та дії кожної з груп ДС, що взаємно насуваються. Результуюча локальна мінливість течії при цьому визначається суперпозицією (4), звідки походить вираз для різничевого аналогу (1):

$$\vec{F}_{i,j_2}^{(v)} = \vec{F}_{i,j_2}^{(v-1)} + \tau \sum_{m=0}^M \Phi_{(m),j_2}^{(v)}, \quad (5)$$

Структурні варіанти різницевих схем вигляду (4), (5) породжують сімейство різницевих схем, що реалізують моделі течій у двигунах різноманітних типів. Крок схеми (4) при $m=0$ уявляє собою модифіковану схему С.К.Годунова:

$$\Phi_{(m),j_2}^{(v)} = \frac{1}{h_m} \sum_{k=1}^2 \sum_{s=1}^2 \frac{(-1)^{s+1}}{h_s} h_{i_1}^{s-1} [\Phi_{(0,k),j_2}^{(v)} - \Phi_{i_1,j_2}^{(v)} A_{i_1,k} \{0,0,0,0, \delta_{2,k}\}], \quad (6)$$

де $h_1 = R(x_2) \Delta x_1$, $h_2 = \Delta x_2$ - лінійні кроки у окружному та меридіональному напрямках; $h_m = 0,5(h_1^{1/2} + h_1^{1/2})$, $i_p^k = i_p + 0,5(-1)^k \delta_{p,k}$. На меридіональних границях роз-

рахункової області діють умови періодичності. Компоненти вектора $\vec{\Phi}_{(0,1)}^{(r)}$ визначаються на ґрунті точних або наближених рішень відомих автономних задач. Основою для побудови (6) з'являється аналітичне рішення задачі про розпад розриву, одержане в ізентропічному наближенні з використанням припущень про нехтуєчу малу відзнаку властивостей контактуючих газів та збереженні щільності течії. Для реалізації умов непроникності вживається рішення задачі про взаємодію 1D однорідного потоку газу з плоскою перешкодою, де у випадку гальмування також вживається наближення простої хвилі. Крім того, дане наближення використовується для розрахунку витікання до "необмеженого" простору.

Для імітації 3D явищ на ділянках стрибкоподібної зміни перерізів тракту: вхідних пристроїв, клапанів, сполучень з ресиверами тощо у 0-2D моделях розроблено сімейство методів на основі схеми течії у зоні діафрагми з отвором, що розташована на уступі (рис.2а). Потік перед діафрагмою вбирається стоком (поз.1, рис.2б) та потім повертається до каналу крізь систему джерел (поз.2). 3D властивості сформованої хвилі розрідження (XP), задовільно віддзеркалюються інтегралом Ейлера, звідки знаходиться швидкість витікання крізь отвір:

$$w = \sqrt{w^2 + 2c_p T_0 [1 - (p/p_0)^{(r-1)/r}]} \quad (7)$$

де індексом "-" позначені параметри вверх по потоку, p - тиск струї у перерізі $A_0 = A_0(t)$. Міра проявлення 3D властивостей процесу у будь-який довільний момент часу визначається співвідношенням хляку, що його пройшла XP з моменту початку відкриття отвору: $I = \int_0^t [a(l-x_0, t) - w(l-x_0, t)] dt$, де a - локальна швидкість звуку, та характерного розміру у A_0 ($I_0(t)$) із обліком геометрії каналу:

$$I(t) = (I - I_0 / I_0) \chi, \begin{cases} \chi = I / I_0, I < I_0 \\ \chi = I, I \geq I_0 \end{cases} \quad (8)$$

Імітатор просторової XP (ПХР) реалізований сімейством кінцево-разностевих методів, відміни між якими полягають у засобах використання (7), (8) та визначення p , що віддзеркалюється на точності відтворення розхідних характеристик, ресурсосмкості

та сталості процесу обчислень. Вузол, що розташований вверх по потоку, має індекс "i", вниз - "i+1", діафрагма знаходиться у вузлі "i + 1/2". Для отримання "суто 1D" рішення використовується задача про розпад розриву. Перша форма (ПХР-1/а, табл.2) має у своїй основі "підпиту" "1D" стока додатковим стоком, що враховує актуальну стадію розвитку 3D XP згідно (7)-(8).

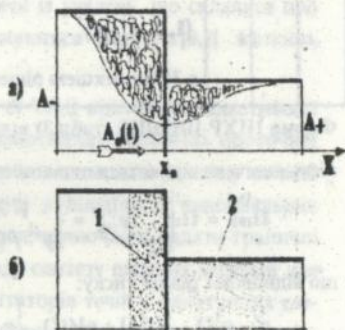


Рис.2. Течія у каналі з діафрагмою

та його одновимірна модель:

а - структура течії;

б - схема 1D моделі;

1 - локальний стік;

2 - розподілені джерела

Таблиця 2

v	m	v _n	Фізичний зміст кроку та структура алгоритмів	ІПХР-I	ІПХР-Ia
1	0	0	Облік змінення основної течії під дією внутрішніх факторів: (6)	-	-
2	8	0	Розрахунок інтенсивності "1D" стоку	-	-
3	9	2	Розрахунок інтенсивності "3D" стоку: $\beta = p_1^{o1} / p_{(8)1,2}^{(1)}$ \rightarrow $\left\{ \begin{array}{l} \beta < \beta^*, p_{(9)1,2}^{(2)} = p_{(8)1,2}^{(1)}, (7) \rightarrow w_{(9)1,2}^{(2)} \\ \beta \geq \beta^*, p_{(9)1,2}^{(2)} = p_1^{o1}, w_{(9)1,2}^{(2)} = a_1^{*1} \end{array} \right\} \rightarrow \Pi_{(9)1,2}^{(2)} \rightarrow$ $\vec{\Phi}_{(9)1,2}^{(2)} = [(\rho w)_{(9)}^{(2)} - (\rho w)_{(8)}^{(1)}]_{1,2} \Lambda_o(t^1) I(t^1)$ $\{l, \vec{C}, \varepsilon^o, w\}_l$ з 3D корекцією рішення: $\vec{\varphi}_{(9)1,2}^{(2)} = \vec{\Phi}_{(9)1,2}^{(2)} / h$	$\chi = \frac{at}{l_o}$	$\chi = 1$

Форма ІПХР-II/IIa/IIб (табл.3) відзеркалює 3D властивості течії дією стоку, інтенсивність якого визначається шляхом приведення $\vec{\Pi}_l^1$ згідно (7), (8) до стану:

$$\vec{\Pi}_{(9)l}^{(v_1)} = \vec{\Pi}_l^1 \cdot p_{(9)l}^{(v_1)} = \begin{cases} p^*, p^{o1} / p^* < \beta^* \\ p^{o1} / \beta^*, p^{o1} / p^* \geq \beta^* \end{cases} \quad (9)$$

що відповідає рівню тиску:

$$p^* = p_1^1 [1 - I(t^1)] + p I(t^1), \quad \left\{ p = p_{(8)1,2}^{(1)} \vee p = p_{1,1}^1 \right\} \quad (10)$$

Чисельна реалізація ІПХР-II/IIa/IIб на основі (4)-(5) при M=1

Таблиця 3

v	m	v _n	Фізичний зміст кроку та структура алгоритмів	ІПХР-II	ІПХР-IIa	ІПХР-IIб
1	0	0	Облік змінення течії під дією внутрішніх факторів: (6)	-	-	-
2	8	0	Розрах. інтенсивності стоку: (9), (10) з 3D корекцією: $\vec{\varphi}_{(9)1,2}^{(2)} = \vec{\Phi}_{(9)1,2}^{(2)} / h$	$p = p_{(8)1,2}^{(1)}$ $\chi = \frac{at}{l_o}$	$p = p_{(8)1,2}^{(1)}$ $\chi = 1$	$p = p_{1,1}^1$ $\chi = 1$

Спрощені варіанти методів (ІПХР-Ia, IIa/IIб) використовуються за умовою переваги квазістационарних властивостей течії. При цьому у (8) враховуються тільки геометричні характеристики каналу, що відповідає сформованій 3D ХР. Вниз по потоку від діафрагми різниці параметрів течії (основного та джерельного, поз.2. рис.26) обумовлює диси-

пацію, що імітує втрати при відривному витіканні.

З ціллю забезпечення відповідності між фізичною та апроксимаційною в'язкостями розроблена спеціальна методіка. Система (1) уміщує "надмірне" рівняння:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho AS) + \frac{1}{R} \sum_{k=1}^2 \frac{\partial}{\partial x_k}(\rho A W S R^{k-1}) = 0, \text{ з різницевого аналога якого при припущенні про}$$

сталість термодинамічних властивостей визначається значення ентропії ($S^{(w)}$) в ізоентропічному процесі. У той же час, рішення (4) для будь-якого кроку (v) дає рівень ентропії, що віддзеркалює схемну дисипацію: $S^{(v)} = c_p \ln \left[T^{(v)} / T_0 (p_0 / p^{(v)})^{(\gamma-1)/\gamma} \right]$, де T_0, p_0 - параметри певного початкового стану. Звідки отримується приріст ентропії, що обумовлений апроксимаційною в'язкістю: $\Delta S = S^{(v)} - S^{(w)}$. Для компенсації ΔS слід відвести теплоту $\Delta Q = T^{(v)} \Delta S$, що має бути збалансоване еквівалентною роботою об'ємної сили, яка діє у напрямку вектора швидкості \vec{w} . Інтенсивність регулюючого апроксимаційну в'язкість ДС імпульса визначається співвідношенням: $\Delta_i = (\rho A T \Delta S / \vec{w}^2)_i \frac{1}{\tau} \tau_i$, де τ_i - поле коефіцієнтів релаксації, що задається, походячи із уявлень, що склалися про дисипативні властивості класу процесів, які досліджуються (при $\tau_i \in [0,1]$ в'язкість зменшується, при $\tau_i < 0$ - підвищується).

Для сталих режимів роботи ГТД циклу $V = \text{const}$ та ТПД притаманні властивості симетрії та періодичності газодинамічного процесу у однотипних елементах проточної частини. У таких випадках не є доцільним задавати глобальну модель процесу на всій області течії. Достатньо обмежитися розрахунком течії у підобласті максимальних розмірів, у якій указані властивості не проявляються, але одночасно задати граничні умови, що витікають з цих властивостей. У основі методу синтезу цілісних моделей для такого роду задач лежить використання ітераційних імітаторів течії у однотипних елементах проточної частини. Рішення задачі про встановлення періодичної течії у одному з таких елементів знаходиться у результаті обчислювального процесу, ітераційний цикл якого з'являється аналогом періоду фізичного оригіналу. Таким чином, у результаті завершення обчислювань для чергового періоду буде знайдено сіточне наближення його фазової діаграми: $\tilde{\Pi}_i^j(x_i^j, t^j), x_i^j \in \sigma_i^j, t^j \in T_a[j-1, j]$, де j - номер ітерації (періоду), x_i^j - сукупність геометричних координат приграничного вузлу, σ_i^j - внутрішнє ближнє оточення границі підобласті течії, T_a - період циклу, що дозволить задати граничні умови для наступного періоду у вигляді ітераційного імітатору суміжного елемента:

$$\tilde{\Pi}_i^{j+1}(x_i^{j+1}, t^{j+1}) = \chi \tilde{\Pi}_i^j(x_i^j, \tilde{t}^j) + (1 - \chi) \tilde{\Pi}_i^j(x_i^j, \tilde{t}^{j+1}), \quad (11)$$

де $x_i^j \in \sigma_i^j$ - координати приграничних вузлів підобласті течії; $\{\tilde{t}^j, \tilde{t}^{j+1}\} \in [0, T_a]$, $\chi = (\tilde{t} - \tilde{t}^j) / \tau^j$; $\tau^j = \tilde{t}^{j+1} - \tilde{t}^j$, $\tau_{\text{min}}^j \geq \tau^j$; $\tilde{t} = t^j - j T_a + \theta$ - фазовий час періодичного процесу ($\tilde{t} \in [0, T_a]$, $\tilde{t} \in \{\tilde{t}^j, \tilde{t}^{j+1}\}$); j - номер попереднього періоду; θ - фазове зрушення.

У третьому розділі поданий базовий набір підмоделей (ПМ) течії у основних типових елементах ГТД та ТПД: 1-2D - у камерах згоряння, 2D - у радіально-осьових

ЛМ, 2D - у завітках ЛМ, 0D - у циліндрах, що побудовані на ґрунті універсальних принципів, які викладені у-першому розділі, та призначені для синтезу цілісних моделей нестационарних газодинамічних процесів у проточних частинах двигунів.

У підрозділі 3.1 розглядена універсальна 1-2D ПМ камери згоряння (КЗ) (рис.3), що забезпечує можливість розрахунку процесів з ізобаричним та ізохоричним горінням. Для імітації впорску та згоряння палива служать джерела масової концентрації пального, субстанціональних властивостей (поз.1) та джерела енергії, стоки концентрації повітря та джерела концентрації продуктів згоряння (поз.2). 3D явища при втіканні до впускного каналу та клапанні пристрої (впускний та випускний) імітуються дією локальних стоків (поз.3,5,7) та збалансованих з ними джерел маси, концентрації повітря, імпульсу та енергії (поз. 4, 6, 8). Дисипативні процеси, що протікають при змішуванні різнорідних потоків за клапанними пристроями, відтворюються розподіленими джерелами маси (концентрації), імпульсу швидкості та енергії (поз.5,7). Гидравличний опір відображується стоками імпульсу, що діють уздовж усього тракту. У термінах (1) ПМ КЗ описується з використанням ДС видів $\vec{\Delta}_{(m)}$ та $\vec{\Phi}_{(m)}$, $M = 6$. Інтенсивності ДС (поз.1 - 8) мінливі у часі. Область впливу ДС (поз.2) має рухомі межі. Приблизна циклограма дії ДС (поз.1-8) також подана на рис.3 (b- зона початкового сумішеутворення).

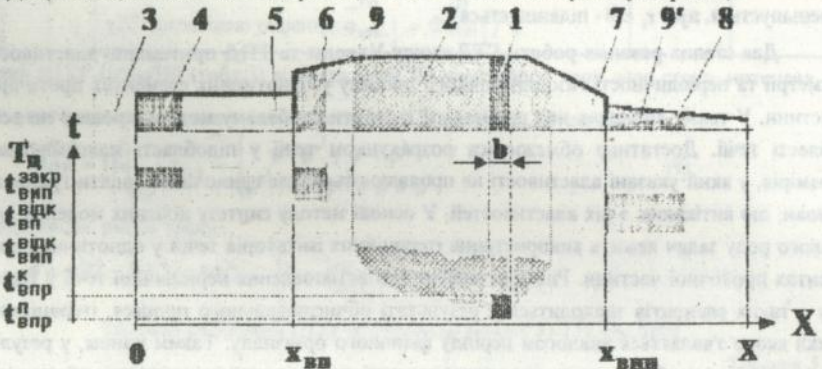


Рис.3. Схема розташування ДС, що імітують процес у камері згоряння:

1-джерело маси та субстанціональних властивостей пального; 2-джерела енергії та концентрації продуктів згоряння; 3, 5, 7 - стоки, 4, 6, 8 - джерела маси, субстанціональних властивостей, імпульсу та енергії; 9, 9'-геометрія при зачинених клапанах; $t_{\text{впр}}$, $t_{\text{вип(впк)}}$ - моменти початку (кінець) впорску, відкриття (закриття) впускного(випускного) клапанів відповідно; $T_{\text{д}}$ - тривалість циклу; $x_{\text{ан(ам)}}$ - координати впускного (випускного) клапану.

Процес горіння визначається станом $\vec{P}(x, t)$ та інтенсивністю джерел маси, концентрації та субстанціональних властивостей пального (поз.1):

$$\frac{d\vec{\Phi}_{(1)}}{dx} = \frac{G_r}{b} (1, \vec{C}_{(1)}, e_{(0)}, 0, 0), \quad (12)$$

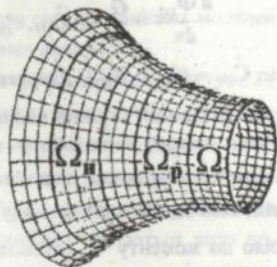
де $\vec{C}_{(1)} = \{0, 1, 0, S_{(0)}\}$. Джерело, що імітує роботу форсунки, розподілене у смугі шириною b . Процес горіння палива непосредньо залежить від концентрацій продуктів згорання $-\omega(x, t)$ та пального $-\omega_f(x, t)$, а також індивідуального часу кожної частки пального, що відраховується з моменту впорску $-\tilde{t}(x, t)$. Кінетика горіння відображується відомою залежністю вигляду $X_r = X_r(\tilde{t})$, де $X_r \in [0, 1]$ - масова частка палива, що згоріло до моменту \tilde{t} . Інтенсивності джерел енергії та концентрації продуктів згорання визначаються співвідношеннями такого вигляду:

$$\Delta_x = \xi H u A \rho_r, \quad \Delta_o = L_o \rho_r, \quad (13)$$

де $\rho_r = \frac{d}{dt}(\rho \omega_r X_r)$, ξ - коефіцієнт півноти згорання; $H u$ - найнижча теплотворна здатність палива; L_o - стехіометричний коефіцієнт. Функція X_r визначається формулою Вібе: $X_r = 1 - \exp[\ln(1 - X_r(t_z))(t/t_z)^{m-1}]$, де t_z - час повного згорання, m - константа, або відомою залежністю ЦНДЛІ: $X_r = 1 - (1 - \bar{t}) \exp \bar{t}$, де $\bar{t} = t / \Delta t_c$, Δt_c - часовий інтервал від початку реакції до моменту досягнення максимального значення швидкості вигорання. У випадку процесу з періодичним згоранням вживається спрощена модель, що використовує замість полів $\tilde{t}(x, t)$ єдиний час, що відраховується з моменту впорску, при умові, що у процесі згорання бере участь тільки фіксований паливо-повітряний заряд, який уміщується у зоні початкового сумішеутворення. Чисельний метод, що реалізує ПМ КЗ, побудований з методів розрахунку складових течій - основного та викликаних дією ДС ($m = 1$), на базі сімейства (4),(5). Інтенсивності джерел маси пального, його концентрації та субстанціональних властивостей (поз.1, рис.3) визначаються різними аналогами (12) при $m = 1$ ($v_1 = 0$), умові $b = h_1$ та заданому $G_r(t)$. Інтенсивності джерел енергії та концентрації продуктів згорання (поз.2) визначаються згідно (13) при $m = 2, v_2 = 0$. Розрахунок стоків (поз.3, 5,7) виконується по методам сімейства ПХР. Сполучене джерело (поз.4) локалізоване у єдиному вузлі, що відповідає режиму безвідривної течії.

У підрозділі 3.2 подана ПМ нестационарного просторово неоднорідного газодинамічного процесу у ґратці профілів (ГП) радіально-осьового типу, що задана у 2D геометричній підобласті рішень (рис.4). У моделі у формі ДС імпульсу та енергії віддзеркалений комплекс основних зовнішніх впливів 1-7 (табл.1). До основи ПМ течії у ГП покладені такі принципи. Многозв'язна область течії у ГП з криволінійними внутрішніми межами замінюється однозв'язною. Замість складних підструктур течії, як прилеглих до профілів, так і вдалених, розглядується єдина осереднена спрощена структура. Замість умови непротікання поверхні донаток у зоні впливу ГП, (рис.4) вводиться безперервно розподілене по об'єму силове поле, що є еквівалентним вихідному у кожний момент часу. Враховується вплив полів відцентрових та коріолісових сил, бо рух у

загальному випадку має ненульові радіальні складові. Сукупності об'ємних силових полів, що перелічені, утворюють імітатори ґраток (ІГ), які уявляють собою розподілені у Ω_n та Ω_p ДС імпульсу та, тільки у Ω_p , ДС енергії. Для імітації профільних втрат використовуються стоки імпульса. Вдув охолоджуючого повітря та торцеві перетікання імітуються дією ДС маси, з котрими зв'язані ДС імпульсу швидкості, енергії та концентрації повітря. Догорання палива у потоці у загальному випадку віддзеркалюється джерелами енергії та ДС функцій субстанціональних властивостей (вигляду \vec{C}). Осереднена по поверхні Ω (рис.4) течія відбувається уздовж лінії струму, що, взагалі кажучи, не співпадають з контурами лопаток, під дією ІГ:



$\vec{f} = \vec{f}_k + \vec{f}_c + \vec{f}_D$, де $\vec{f}_- = \vec{f}_-(x_1, x_2, t)$; \vec{f}_k - імітатор поверхневих сил, що відображає реакцію контурів лопаток на потік середовища ($\vec{f}_k \neq 0$ в $\Omega_{k,n}$); \vec{f}_c, \vec{f}_D - поля коріолісових, відцентрових та дисипативних сил. Поле ІГ має вираз у термінах (1): $\vec{\Delta}_{(m)} = \{0, 0, \vec{\Delta}_{1,(m)}, \vec{\Delta}_{1,(m)}, 0\}$.

Рис.4. Геометрична подобність рішення: Ω_n, Ω_p - імітатори направляючої та робочої ГП

Розроблені та практично використовуються такі вигляди ІГ, що у подальшому мають позначення I, Ia, II, IIa, IIб у порядку зменшення притаманних їм дисипативних властивостей. Вони відрізняються двома варіантами форми визначення енергообміну у робочій ГП та типами імітаторів поверхневих сил. У першому варіанті розрахунку енергообміну (E1) ДС енергії та імпульсу ($m=3,4,5$ у (7)), що породжуються однойменними фізичними факторами, зв'язуються явними функціональними залежностями та уявляються у вигляді єдиного вектора правих частин:

$\vec{f}_k + \vec{f}_c: \vec{\Delta}_{(3)} = \{0, 0, \sum_{k=1}^j \Delta_{1,(3)} w_k, \Delta_{1,(3)}, \Delta_{1,(3)}, 0\}$ (14)

$\vec{f}_k: \vec{\Delta}_{(4)} = \{0, 0, \Delta_{1,(4)} u, \Delta_{1,(4)}, \Delta_{1,(4)}, 0\}$ (15)

$\vec{f}_D: \vec{\Delta}_{(5)} = \{0, 0, 0, \Delta_{1,(5)}, \Delta_{1,(5)}, 0\}$ (16)

Другий варіант (E2), що відрізняється значно більш низьким рівнем дисипативних властивостей обчислювального характеру, використовує рівняння Ейлера для турбомашин у малому об'ємі ГП та принцип розширення по динамічним та енергетичним процесам єдиного фізичного походження з обліком динаміки ротора та викривлення картини обміну енергією та імпульсом, що отримана при умові безвідривного обтікання:

$$\vec{f}_k + \vec{f}_c: \vec{\Delta}_{(3)} = \rho \Delta w_1 \sin \beta \{0, 0, 0, w_1, -w_1, 0\}. \quad (17)$$

$$\vec{f}_k: \vec{\Delta}_{(4)} = \{0, 0, 0, \Delta_{1,(4)}, \Delta_{1,(4)}, 0\}, \quad (18)$$

$$\vec{f}_D: \vec{\Delta}_{(5)} = \begin{cases} 0, 0, \left\{ (1-\zeta) \left[w \right] u, \{x_1, x_2\} \in \Omega_p, -\zeta w_1, -\zeta w_1, 0, 0 \right\}, \\ 0, \{x_1, x_2\} \in \Omega_n \end{cases} \quad (19)$$

$$\vec{f}_s + \vec{f}_k + \vec{f}_c: \vec{\Delta}_{(7)} = Ru \left\{ 0, 0, \rho A \left(\frac{\partial u}{\partial t} - \frac{1}{R} w_1 w_2 \right), 0, 0, 0 \right\}, \quad (20)$$

де β - кут між осью ГП та доторкною до меридіану Ω ; $\zeta = \zeta((\vec{w} - \vec{u}) \cdot \vec{n})$ - коефіцієнт швидкості, \vec{u} - окружна швидкість; \vec{n} - вектор одиничної нормалі до контуру профілю. Шляхові втрати на тертя імітуються керуванням апроксимаційною в'язкістю. Розроблені два типи імітаторів реакції ГП на потік: дисипативний (ІД), та ізоентропічний (ІІ). Можливі варіанти ІГ подані у табл.4. У наслідок дискретизації геометричної підобласті рішення реальна ГП віддзеркалюється системою полігональних ліній, прямолінійні відтинки яких розташовані у обчислювальних комірках сітки. На протязі часового інтервалу dt на масу середовища, що протікає крізь комірку, мають дію тільки там же розташовані профілі (рис.5). Звідки походить, що в інтервалі dt реакцію ГП на потік припустимо проімітувати сукупністю незалежних діянь елементів профілів на відповідні маси середовища, що містяться у комірках. У процесі обтікання прямолінійного профілю тонкої пластинки, що рухається із швидкістю \vec{u} та миттєво зануряється у потік, при $(\vec{w}_s, \vec{n}_z) \neq 0$, де $\vec{w}_s = \vec{w} - \vec{u}$, на контурі I_z виникає газодинамічне навантаження: $\delta D = p_s - p$, де $p_s = p + D(\vec{w}, \vec{n}_z)$, $D(\vec{w}, \vec{n}_z)$ ($D(0) = 0$, $D(\vec{w}, \vec{n}_z) \in [-p, p^0 - p]$) - залежність змінного тиску на контурі від параметрів незбуреної течії та пластинки, звідки $\delta D = D(\vec{w}, \vec{n}_z) - D(\vec{w}, \vec{n}_z)$. З цього реакція профіля на потік: $f_{s,k} = \delta D I_k A(\vec{n}, \vec{\Theta}_k)$, $k=1,2$, де $\vec{\Theta}_k$ - орт координатної осі \vec{X}_k , причому, умова $\vec{f}_s \cdot \vec{n}_z$ реалізує ІД. Значення p_s визначається рішенням автоматичної задачі про взаємодію однорідного ІД потоку газу з перешкодою. Проекції рівняння руху набувають такий вигляд:

$$\frac{d}{dt} (\rho A w_k) = - \left(A R^{k-1} \frac{\partial p}{\partial x_k} + \Delta_{1,(k)} \right) \frac{1}{R}, \quad k = 1, 2, \quad (21)$$

Види імітаторів реакції ґратки профілів

Таблиця 4

Позначення виду ІГ	Форма опису енергообміну	Тип імітатора реакції ґратки
I	E1	ІД
Ia	E1	ІІ
II	E2	ІД
IIa	E2	суперпозиція ІІ та ІД
IIб	E2	ІІ



Рис.5. Модель силової взаємодії контуру з потоком стисливого середовища

осі \vec{X}_k , причому, умова $\vec{f}_s \cdot \vec{n}_z$ реалізує ІД. Значення p_s визначається рішенням автоматичної задачі про взаємодію однорідного ІД потоку газу з перешкодою. Проекції рівняння руху набувають такий вигляд:

де $\frac{1}{R} \Delta_{1, (t)} = \frac{df_{1, k}}{dx_1 dx_2} = \frac{\delta DAdl(\vec{n}_1, \vec{\Theta}_k)}{dx_1 dx_2}$ - інтенсивність ДС імпульсу. Таким чином, вра-

ховуються густота ГП та локальні кути натікання. Цей метод дає можливість наближеного опису втрат на перетікання за рахунок еквівалентного зменшення густоти ГП. Розглядена модель ІГ дисипативна, бо визначення \vec{f}_1 крізь розрив тиску у загальному випадку передбачає наявність складової, що діє проти руху. Ізоентропічна модель (випадок II) реалізує умову:

$$(\vec{f}_1, \vec{w}) = 0 \quad (22)$$

З використанням (22) будується система сил, що забезпечує рух середовища уздовж заданих ліній струму. Розглядається рух лагранжевої частки, що має у початковий момент набір параметрів $\vec{\Pi}^{(r)}$, відносно ГП, що пересувається з швидкістю $u \vec{\Theta}_1$. До частки прикладається сила, під дією якої після скінчення dt , вона набуває напрямку руху під кутом α , що відповідає стану $\vec{\Pi}^{(v)}$:

$$\left. \begin{aligned} w_1^{(v)} &= w_1^{(r)} \sin \alpha + u \\ w_2^{(v)} &= w_2^{(r)} \cos \alpha \end{aligned} \right\} \quad (23)$$

Стан $\vec{\Pi}^{(v)}$ визначається замкненою системою, яка складається з рівняння імпульсу: $(\rho w_k)^{(v)} A = (\rho w_k)^{(r)} A + \frac{1}{R} \Delta_{1, (t)}^{(r)} dt$, $k = 1, 2$, умови (22), що виражена у термінах (15): $\Delta_{1, (t)}^{(r)} (w_1^{(v)} - u) + \Delta_{1, (t)}^{(r)} w_2^{(v)} = 0$, де $\Delta_{1, (t)}^{(r)}$ - інтенсивність ДС імпульсу поля ІГ. (23), та має при

$$\rho^{(v)} = \rho^{(r)}, \quad (24)$$

алгебраїчне рішення:

$$w_1^{(v)} = (w_1^{(r)} - u) \sin \alpha + w_2^{(r)} \cos \alpha \quad (25)$$

За відомим $w_2^{(v)}$ з (23) знаходиться $w_1^{(v)}$, після чого для ІГ-Іа (див. табл.4) визначається значення внутрішньої енергії:

$$\varepsilon^{(v)} = \varepsilon^{(r)} + (w_1^{(v)} - w_1^{(r)})u, \quad (26)$$

а потім - температура та тиск з (3),(2). Вигляди ІГ- {I, Ia}, {II, IIa, IIb} родинні у межах зазначених груп, тому що різниця між ними відумовлена тільки кроком імітатора поверхневих сил (типів ІД, ІІ, табл.4). ІГ- {I-ІІb} реалізовані багатокроковими різницевиими схемами сімейства (4) - (5) згідно табл.5, 6, де (...) - різницеві аналоги, та забезпечують відображення повного спектру дисипативних властивостей реальних радіально-осевих ЛМ ГТД та ТПД (з обліком втрат на перетікання). Рекомендації що до оптимального вибору вида ІГ, адекватного дисипативній сигнатурі фізичного оригінала при вживанні відносно грубих сіток, уміщуються у табл.7.

γ	ш	v _m	Фізичний зміст кроку та складові його операції
1	0	0	Облік змінення ізольованої основної течії у наслідок конвекції та дії сил тиску: (6)
2	6	0	Облік впливу переносу середовища крізь стінки газоповітряного тракту
3	3	2	Аплікація коріолісових та відцентрових сил: $\bar{\varphi}_{(3)j_1, j_2}^{(3)} = \left(\frac{u}{R} \sin \beta \Delta \right)_{i_1} [\rho(0,0, w_2, u, -2w_2, u + 2w_2, 0)]_{i_1, j_2}^{(2)}$
4	4	3	Корекція імітатором ГП: (21)* при (24) → $[w_k^{(4)} = w_k^{(3)} + \frac{\Delta_{i_1, j_2}^{(3)} \tau}{R \rho^{(3)} \Delta}]_{i_1, j_2} \rightarrow$ → I (ІД): (15) → $\epsilon_{i_1, j_2}^{(4)} \rightarrow (3) \rightarrow (2)$ → Іа (ІІ): $\alpha_{i_1, j_2}^{(4)} = \arctg(w_u / w_2)_{i_1, j_2}^{(4)} \rightarrow (25) \rightarrow (26) \rightarrow (3) \rightarrow (2)$
5	5	4	Імітація дисипативних властивостей процесу нормуванням апроксимаційної в'язкості
6	2	5	Облік теплообміну із стінками каналу
7	1	5	Імітація догорання палива

γ	ш	v _m	Фізичний зміст кроку та структура алгоритмів
1	6	0	Облік впливу переносу середовища крізь стінки газоповітряного тракту
2	3	1	Аплікація коріолісових та відцентрових сил: $\bar{\varphi}_{(3)j_1, j_2}^{(3)} = \left(\frac{1}{R} \sin \beta \Delta \right)_{i_1} [\rho w_1(0,0,0, w_2, -w_1, 0)]_{i_1, j_2}^{(1)}$
3	0	2	Облік змінення ізольованої основної течії у наслідок конвекції та дії сил тиску: (6)
4	7	2	Облік енергообміну у робочих ГП, що викликаний дією $\vec{f}_k + \vec{f}_c + \vec{f}_s$: (6) → $(\rho \Delta w_1, w_2)_{(0,2)j_1, \frac{1}{2}j_2}^{(2)} \rightarrow (20)^* \rightarrow \vec{\Pi}^{(4)}$
5	4	4	Корекція суперпозицію ІД-ІІ: $\bar{\varphi}_{(4)j_1, j_2}^{(4)} = \frac{1}{R_{i_1}} \left[\theta \Delta + (1 - \theta) \Delta \right]_{(4)j_1, j_2}^{(4)}$, де $\theta = 1$ для ІГ-II, $\theta \in (0,1)$ - для ІГ-IIа, $\theta = 0$ - для ІГ-IIб
6	5	5	Імітація дисипативних властивостей процесу нормуванням апроксимаційної в'язкості.
7	5	6	Облік зривних втрат у зоні передньої кромки ГП: (19)
8	2	7	Облік теплообміну із стінками каналу
9	1	7	Імітація догорання палива

Таблиця 7

Класи задач	сх.ПГ	r_{12}	θ
Обтікання окремих профілів	I	≥ 0	-
Течії у малорозмірних відцентрових компресорах та імпульсних радіально-осьових турбінах	I II	> 0 $\begin{cases} \geq 0 \\ \leq 0 \end{cases}$	- 1
Течії в півнорозмірних багатосхідчастих ЛМ: осьових та осевідцентрових компресорах, осьових турбінах	II IIa IIб	≥ 0 ≥ 0 ≥ 0	1 [0,1] 0

Метод розрахунку течії у ПГ як такий, що не уміщує у своїй основі обмежень щодо вживання у моделях більш високого рівня точності, ніж побудовані по схемі несучого диску, може бути використований також для розрахунку різноманітних режимів обтікання окремих профілів. Він порівняний по ресурсоемкості з методом дискретних вихрів, але не зв'язаний з обмеженнями по стисливості, придатний до реалізації на ПЕОМ мінімального класу РС/АТ-386. У випадках, коли точна картина течії у завитці радіально-осьової турбіни не має принципового значення та воно не супроводжується інтенсивними відривними явищами, ймовірна заміна спіралевидної зовнішньої границі спрощеною, що має форму поверхні обертання. Для відображення направляючих властивостей завитки при цьому також використовується об'ємний імітатор поля поверхневих сил.

У підрозділі 3.3 подана 0D ПМ процесу у циліндрі поршневого двигуна, бо на даному етапі вживання більш точних ПМ не сумісно з задачею побудови комплексної моделі процесу в ТПД прийнятної ресурсоемкості. Внутрішній об'єм циліндру $V(t)$ відображений єдиною обчислювальною коміркою. Процес визначається рівняннями балансу маси (концентрації компонентів) та енергії:

$$\dot{\bar{F}}^{1+1} = \dot{\bar{F}}^1 + \tau \left(\sum_{\mu=1}^2 \frac{\partial \dot{\Phi}_{\mu}}{\partial x} + \sum_{\mu=3}^4 \dot{\delta}_{\mu} \right)^{1-\frac{1}{2}}, \quad (27)$$

де $\dot{\bar{F}}^{1+1} = [(\rho^{\circ} V)(1, \omega, \epsilon^{\circ})]^T$ - вектор параметрів у $V(t)$; $\dot{\Phi}_{\mu}^{1-\frac{1}{2}} = [(\rho \omega \Lambda)_{\mu}(1, \omega, i^{\circ})]^{1-\frac{1}{2}}$ - вектор параметрів потоку, що надходить через клапани (при $\mu = 1$ - впускний, $\mu = 2$ - випускний), для знаходження якого використовуються ППХР-I/IIa/II/IIa/IIб; $\dot{\delta}_{3}^{1-\frac{1}{2}} = V^{1+1} \{0, \Delta_{\sigma}, \Delta_{\epsilon}\}_3^{1-\frac{1}{2}}$ - ДС, що імітують горіння палива згідно прийнятої моделі процесу, походючи з (12), (13) та з використанням формули Вібе або аналогічних залежностей; $\dot{\delta}_{4}^{1-\frac{1}{2}} = V^{1+1} \{0, 0, \Delta_{\epsilon}\}_4^{1-\frac{1}{2}}$ - ДС, що відтворюють теплообмін із стінками циліндру.

У четвертому розділі подані системне рішення проблеми синтезу комплексних газодинамічних моделей ГТД та ТПД, що оптимізовані по ресурсоемкості. Різноманітні

задач цілісної діагностики течій у теплових двигунах може бути класифіковане у залежності від наявності властивостей періодичності та симетрії процесів у окремих елементах проточної частини згідно з табл.8. Там же подані приклади практичних задач відповідних класів.

*Класифікація задач чисельного моделювання нестационарних
газодинамічних процесів у ГТД та ТПД*

Таблиця 8

№№ класів задач	Симетрія	Періодичність	Приклади
1	-	-	перехідні процеси: у ГТД при неоднорідності поля параметрів на вході до компресору, у ПД без наддуву
2	+	-	перехідні процеси: у ГТД при однорідному полі параметрів на вході до компресору, у ТПД
3	-	+	періодичні процеси в ПД, що встановилися
4	+	+	періодичні процеси у ГТД циклу $V=const$, у ТПД, що встановилися

Використання властивості симетрії процесу дозволяє при синтезі моделей класів 2, 4 зменшувати розміри геометричної підобласті рішення на величину зони симетричної течії з обліком її впливу на новій границі у формі умов періодичності. Задачам класів 3,4 відповідають моделі, що синтезовані з ПМ течій у оденичних типових елементах проточної частини з заміною останніх ітераційними імітаторами, що відтворюють їх амплітудо-фазо-частотні характеристики згідно умовам періодичності. Моделі для задач кл.1 уміщують у собі повний комплекс "фізичних" ПМ процесів в усіх елементах проточної частини та з'являються найбільш ресурсоємкими. Для комутації ПМ з різними числами вимірів вибираються перерізи зон однорідних течій за методикою, що розглянута у підрозділі 4.1.

У підрозділі 4.2 подані конфігурації цілісної моделі процесу у ГТД з ізобаричним згорянням. В силу відсутності багатомасштабної циклічності, можливі практичні задачі діагностики повинні бути віднесені до кл. 1,2 (табл.8). Задачі кл.1 виникають, наприклад, при проведенні досліджень нестационарних процесів, що викликані потраплянням до супутного струменю або аеродинамічної тіні при маневруванні літального апарату. З найбільш важливих задач класу 2 можна назвати створення т.з. моделей ГТД другого рівня, що призначені для отримання характеристик, які необхідні для розробки систем електронного регулювання "з повною відновідальністю" на стадії ескізного проектування. Варіанти конфігурацій моделі ГТД для задач кл. 1 подані на рис.6А. Конкретна реалізація ПМ КЗ визначається її конструкцією. У випадку трубчасто-кільцевої КЗ вживається 2D ПМ (поз.2а), у якій у згоді з локалізацією процесу горіння в окремих жарових

трубах розміщуються групи ДС, що імітують горіння. Кільцева КЗ відтворюється 2D ПМ (поз.2б) з суцільною смугою розміщення ДС, індивідуальні КЗ - 1D ПМ (поз.2с). Для реалізації цієї моделі, з огляду на високу ресурсоемкість, необхідні ПЕОМ мінімального класу РС-АТ/486/100. Властивості окружної симетрії задач кл.2 дозволяють побудувати модель, що на декілька порядків більш економічна за попередню (рис.6Б) за рахунок задання 2D ПМ турбіни та компресору* (поз.1,3) на стрічковій підобласті шириною у одиний крок. Ресурсоемкість такої моделі дозволяє використовувати для її реалізації ПЕОМ мінімального класу РС/АТ-386.

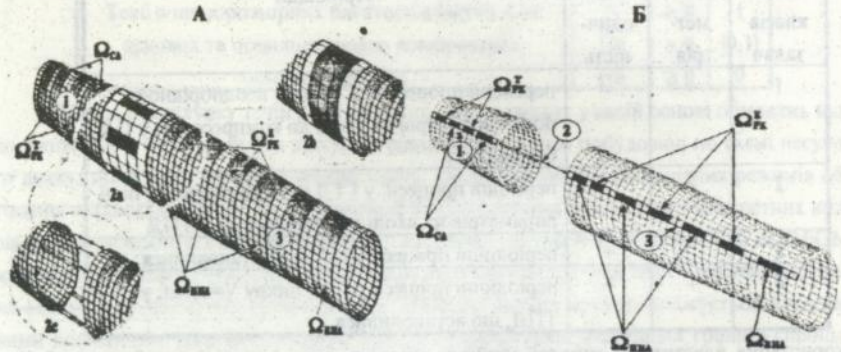


Рис.6. Структурні схеми варіантів моделі процесу у ГТД циклу $p = \text{const}$:

А - повна конфігурація, Б - усікнена при умові осової симетрії; підобласті ПМ: 1, 3 - багатосхідчастих компресора та турбіни (2D), 2 - КЗ (1D), 2а - трубчато-кільцевої КЗ (2D), 2б - кільцевої КЗ (2D), 2с - індивідуальних КЗ (1D), Ω_{PK}^T , Ω_{CA} , Ω_{BHA} , Ω_{PHA} , Ω_{PK}^K - зони імітаторів направляючих апаратів (ВНА, ПНА) та робочих колес (РК).

У підрозділі 4.3 подані конфігурації цілісної моделі процесу в ГТД періодичного горіння (ГТД ПГ) типової схеми (рис.7А). Задачі кл.1 (табл.8) відповідають перехідним процесам, для яких характерні неоднорідність поля параметрів по тракту компресора (поз.1, рис.7) та ресивера (поз.2) у окружному напрямку, та внаслідок цього - незбіжність фазових діаграм КЗПД (поз.3) та позбавлене властивостей періодичності та симетрії поле параметрів в ІТ (поз.4). Тому комплексна модель будується з 2D ПМ компресора (поз.1, рис.7Б), ресивера (поз.2), ІТ (поз.4) та блока 1D ПМ КЗПД (поз.3) у повній відповідності із структурою проточної частини. При однорідному полі параметрів на вході до ГТД виникає характерна для задач кл.2 (табл.8) окружна симетрія течії у компресорі, що дозволяє зменшити геометричну підобласть ПМ компресору до розміру 1 кроку в окружному напрямку (поз.1', рис.7В) та вживати 0D ПМ ресивера (поз.2'). У результаті ресурсоемкість знижується приблизно на 50%. На сталих режимах ємкостні властивості ресивера забезпечують сталість за часом та просторову однорідність полів параметрів у ньому. Внаслідок цього створюються умови для роботи компресора у сталому режимі, що дозволяє використати 0D ПМ, яка реалізується стандартними методи-

ками розрахунку характеристик (поз.1", рис.7Г,Д). Крім того, додаються умови періодичності (3-ча кл.4, табл.8). У проточній частині блоку M_{KC} КЗПД та ІТ можна відокремити M_r груп по M_{KC}/M_r камер, фазове зрушення між процесами у відповідних елементах яких дорівнює T_n , та розраховувати тільки одну з них із сполученим фрагментом тракту ІТ. Походячи з приведених міркувань, побудовані конфігурації моделі Г, Д.

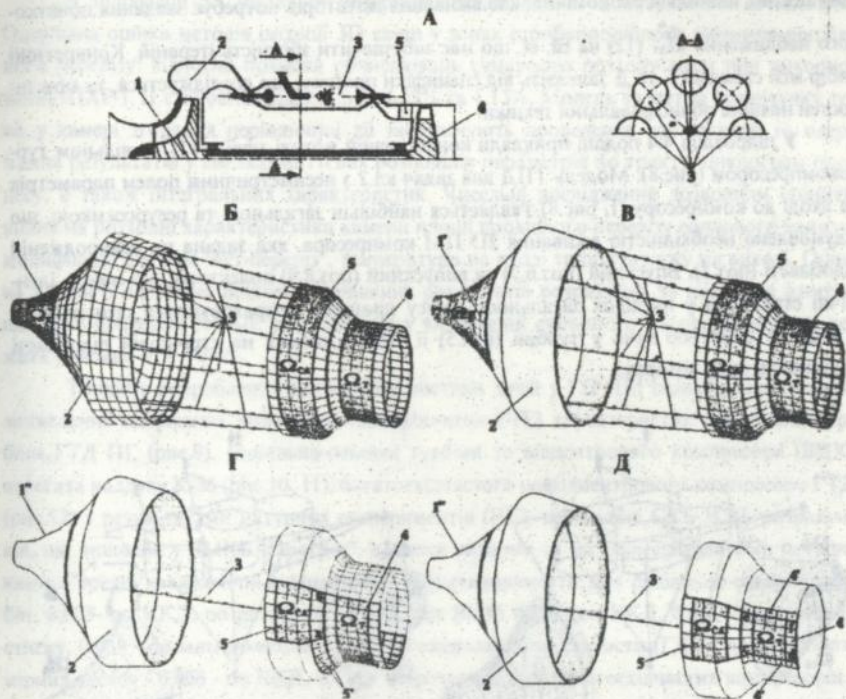


Рис. 7. Структурні схеми конфігурацій комплексної моделі газодинамічного процесу у ІТД ПГ:

А - конструктивна схема ІТД ПГ; Б-Д - конфігурації комплексних моделей класів 1(Б), 2(В), 4(Г,Д); 1 - компресор (підобласть 2D ПМ), 1'(1'') - підобласть виродженої 2D ПМ (0D ПМ) компресора, 2 - ресивер (підобласть 2D ПМ), 2' - підобласть 0D ПМ ресивера, 3 - КЗ періодичної дії (КЗПД), 4 - парціальна імпульсна турбіна (ІТ) (підобласть 2D ПМ), 4' - підобласті 1D імітаторів фрагментів ІТ, 5 - сопловий канал (підобласть 2D ПМ), 5' - підобласть 1D імітатора соплового каналу, 1D імітаторів соплових каналів та 2D ПМ ІТ, ab - дуга сполучення ПМ соплового каналу та ІТ, cd, ef - границі ПМ ІТ

У схемі Г решта КЗПД ($M_r = 2$) відтворюється дією 1D ітераційних імітаторів (поз.5'), що розташовані уздовж лінії сполучення груп соплових каналів M_{KC}/M_r КЗПД (поз.5)

та відповідного фрагмента ІТ (поз.4). У схемі на рис.7Д використовується умова існування у тракті ІТ M_{kc} ідентичних зон, процеси у яких на сталому періодичному режимі відрізняються тільки фазовим зрушенням. Це дозволяє звести до мінімуму у окружному напрямку підобласть 2D ПМ_{ІТ} (поз.4). На границях *cd*, *ef* ІТ задаються 1D ітераційні імітатори зон впливу суміжних КЗПД (поз.4'). Остання з схем, що розглядалися, на перший погляд найбільш економічна, але вживання імітаторів потребує завдання початкового наближення Π_{ν}^0 (12) на *cd*, *ef*, що має забезпечити збіжність ітерацій. Конкретний вибір між схемами Г та Д залежить від специфіки процесу, що досліджується, та можливостей наявної обчислювальної техніки.

У підрозділі 4.4 подані приклади конфігурацій моделі течії у ТПД з вільним турбокомпресором (рис.8). Модель ТПД для задач кл.2 з несиметричним полем параметрів на вході до компресору (І, рис.8) з'являється найбільш загальною та ресурсомікою, що відомовлено необхідністю вживання 2D ПМ компресора, яка задана на невиродженій підобласті (поз.2). Впускний (поз.6,7) та випускний (поз.8,9) колектори, що мають ідентичні структури у наслідок загальності опису процесів, розраховуються ідентично. З огляду на симетрію течії у турбіні (поз.5) її ПМ задається на стрічковій підобласті шириною в одну комірку.

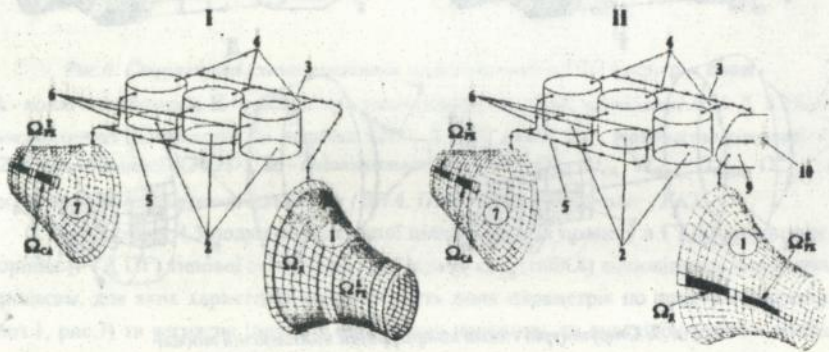


Рис.8. Конфігурації комплексної моделі газодинамічного процесу у ТПД:

І, ІІ - конфігурації моделей для задач кл.2.4; 1 - повітряний фільтр, 2 - компресор, 3 - охолодник, 4 - циліндри, 5 - турбіна, 6, 7, 8, 9 - колектори систем впуску та випуску, 10 - імітатор другого блоку циліндрів з системами, Ω_{ca} , Ω_{ca}^I , Ω_{ca}^{II} , Ω_{ca} - імітатори ГП та безлапчаткового дифузору.

Як приклад вживання імітатора фрагмента проточної частини, що використовує умови періодичності та симетрії, подана модель V-образного ТПД із суфлюєними кризь пороженню охолодника наддувочного повітря індивідуальними для кожного блоку циліндрів системами, що підключені до власного агрегата наддуву з однорідним полем па-

раметрів на вході до двигуна (II, рис.8, задача кл.4, табл.8), який працює на сталому режимі. Ресурсосміксть моделі II приблизно на 75% нижча у порівнянні з моделлю I.

У п'ятому розділі подані результати рішення ряду різноманітних задач газової динаміки двигунів, що підтверджують працездатність та демонструють основні можливості запропонованої технології чисельної діагностики.

У підрозділі 5.1 містяться матеріали поелементних та повузлових досліджень. Одержана оцінка методів імітації 3D явищ у зонах стрибкоподібного змінення прохідного перерізу: відносна похибка обчислювань сумарного розходу маси при використанні ППХР-1, II становить відповідно -4,59% та 1,13%. Модель та метод розрахунку течії у камері згоряння періодичної дії забезпечують проведення діагностики та одержання результатів у вигляді миттєвих розподілів параметрів по тракту, циклограм процесу, а також інтегральних характеристик. Чисельні дослідження дозволили оцінити вплив на розходні характеристики камери площі прохідного перерізу соплового каналу, модифікації діаграм "кут-переріз", температури на вході та протитиску на виході. Оцінка точності одержана шляхом порівняння результатів розрахунку та натурних іспитів, що були проведені ХКБД: розходження у визначенні сумарного масового розходу лежать у межах $-9 \div +3\%$.

Точність розроблених методів діагностики течій у ГП ЛМ оцінювалася шляхом зіставлення одержаних чисельним експериментом (ЧЕ) характеристик імпульсної турбіни ГТД ПГ (рис.9), радіально-осьової турбіни та відцентрового компресора (ВЦК) агрегата наддуву К-36 (рис.10, 11), багатосхідчастого осевідцентрового компресора ГТД (рис.12) з результатами натурних експериментів (НЕ), що надані СКБ ЧДЗ, розрахунків, що виконані у ЗМКБ "Прогрес", а також автором за загальноприйнятими методиками. Середні квадратичні відхилення (СКВ) становляють: для радіально-осьових турбін: 0,005- по ККД, по розходах - 0,018, для ВЦК: 0,033- по ККД, 0,018 - по ступінях стиску, 0,069 - по місцепоженню границі газодинамічної сталості (ГДС); для півнорозмірних турбін - 0,006 - по ККД, 0,031 - по розходах; для багатосхідчастих компресорів - 0,062 - по ККД, 0,042 - по розходах, 0,10 - по місцеположенню границі ГДС. Для ідентифікації різноманітних режимів роботи компресорів (рис.13) розроблено спеціальну методику оцінки ГДС, до основи якої покладено умову неубування ентропії у напрямку сталої течії (проти осі \vec{X}_2):

$$S(0) / S(x_2^m) > 1, \quad (28)$$

Адекватність такої методики можна показати, аналізуючи розподіли параметрів уздовж середнього меридіану (x_2 , рис.13) для режимів течії I - V у ВЦК. У точці I (рис.11) на входній кромці кут набігаючого потоку відстає від геометричного та наслідком цього є стрибок ентропії при $x_2 = x_2^m$ (рис.13), потім в напрямку до виходу з компресора ($x_2 = 0$) триває монотонне її зростання. Таким чином, спрямованості руху у точці I: та, що визначається у рівноважному процесі другим началом термодинаміки (28), та така, що зумовлена інерцією потоку (див. розподіл w_2), співпадають, що з'являється ознакою

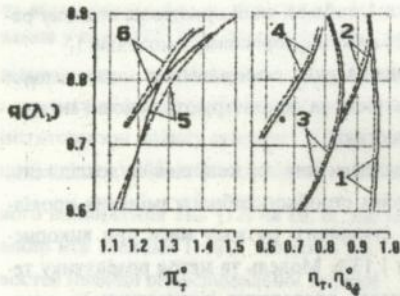


Рис.9. Характеристики турбіни газогенератора ГТД ПГ:

- 1 - $\eta_{аб}^*$, $\lambda_u = 0,4$; 2 - $\eta_{аб}^*$, $\lambda_u = 0,6$;
 - 3 - η_T , $\lambda_u = 0,4$; 4 - η_T , $\lambda_u = 0,6$;
 - 5 - π_T^* , $\lambda_u = 0,4$; 6 - π_T^* , $\lambda_u = 0,6$;
- - ЧЕ, - - - - эталонний розрахунок

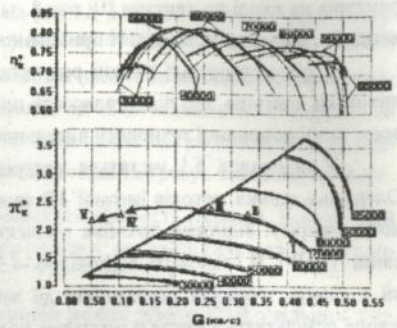


Рис.11. Характеристики ВЦК агрегата наддуву К-36:

- - ЧЕ, - - - - НЕ;
- I - III - сталі режими роботи, IV - V - несталі

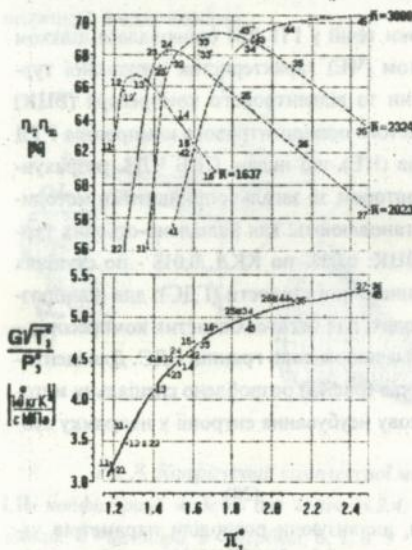


Рис.11. Характеристики радіально-осевої турбіни агрегата наддуву К-36:

- • • • } - НЕ;
- 12', 23', 33', 43'
- + + + + } - ЧЕ
- 11-16, 22-27, 31-36, 41-45

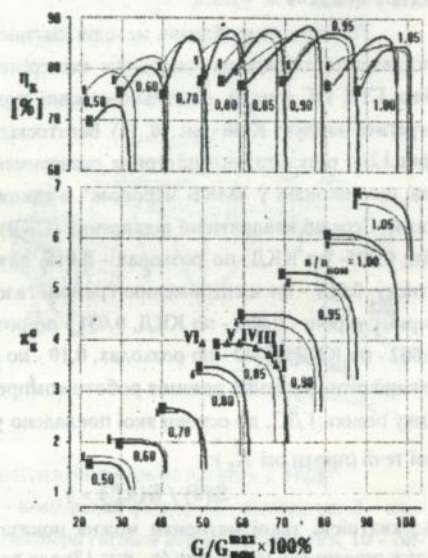
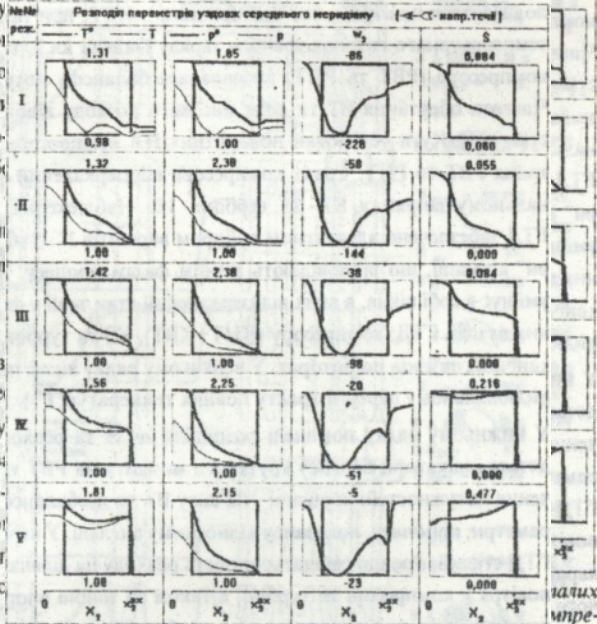



Рис.12. Характеристики багатоступінчастого осевідцентрового компресора:

- - - - ЧЕ; — - результати розрахунку за стандартною методикою;
- I-V - сталі режими, VI - несталі

сталості. Стан течії у точці II (рис.11) характеризується тим, що кут натікання близький до нуля, у зоні вхідної кромки розподіл S практично безстрибковий при збереженні ознаки (28) (рис.13). В точці III (рис.11, 13) характер процесу набуває принципово відмінні риси. Кут натікання потоку після зміни знаку знов зростає за модулем та в результаті знов виникає стрибок на вхідній кромці. Ентродія уздовж проточної частини хоча й продовжує ще монотонно зростати та течія збільшує ознаку (28), але $S(x_2^{ex}) \cong S(0)$, що свідчить про термодинамічну близькість станів у зонах $x_2 = 0$ та $x_2 = 0$. Досить лише незначного збурення течії у зоні $x_2 = x_2^{ex}$ (IV), щоб привести до порушення (28). У результаті спрямованість рівноважного процесу, що визначається другим началом термодинаміки, змінює знак, бо $S(x_2^{ex}) > S(0)$ у сталій скорості рух має відбуватися

№№: Розподіл параметрів уздовж середнього меридіану [←С-напр.течі]
 реж: T^* T P^* P W_2 S



$x_2 = 0$ до $x_2 = x_2^{ex}$. Проте, $s_{ора}$:  - робоче колесо

лові фактори, що заумовлені інерцією потоку, протидіють його реверсуванню. Далі процес спрямовується до нового рівноважного стану, який задовольняє ознаці сталості, що зводиться до сповільнення руху. Фазу релаксації процесу подані точкою V нестационарного стану течії. Далі, після фази V, відбувається реверсування потоку. Таким чином, умова (28) може використовуватися для аналізу ГДС компресору. У даному підрозділі також подані результати досліджень різноманітних режимів течії у осевідцентровому компресорі (I-VI, рис.12), а також у східці компресору при дроселюванні. У останньому випадку рішення одержане з використанням моделі, що віддзеркалює окремі профілі у гратці.

До підрозділу 5.2 включені приклади комплексної діагностики течії у авіаційному ГТД, газогенераторі ГТД ПГ та V-образному ТПД MTU 8V396TC4. Для забезпечення синхронної обробки результатів ЧЕ до складу програмно-діагностичних комплексів запроваджені засоби анімаційного супроводу.

Проведено діагностику перехідного процесу у двокаскадному ГТД з осьовим компресором низького тиску (КНТ), осевідцентровим компресором високого тиску (КВТ), турбінами високого тиску (ТВТ), низького тиску (ТНТ) та вільною (ВТ), що охолоджуються повітрям, яке відбирається з КВТ, при проникненні однорідного високо-температурного газоповітряного заряду (задача кл.2, табл.8). Динаміка роторів турбокомпресора (РВТ та РНТ) визначалася балансом потужностей та моментами інерції. Частота обертання ВТ та доля масового розходу відбирасмого повітря витримані постійними. Кути установки поворотних НА компресора задані функціями частот обертання РВТ та РНТ. Тракт компресора відзеркалений на сітку з 496 вузлів у меридіональному напрямку, КЗ - 25, турбіни - 180. Наближення дисипативних властивостей ЛМ ГТД забезпечено адекватним вибором варіантів ІГ (табл.7). На рис.14 подані три "кадри" анімації, що відповідають різним фазам процесу. Композиція кожного з "кадрів" уміщує в собі вікна, в яких відзеркалений стан течії у фіксовані моменти часу по основних вузлах ГТД: компресору (КНТ+КВТ), КЗ та турбіні (ТВТ+ТНТ+ВТ) з показом механічних зв'язків по роторах. У верхньому рядку вікон показані розподіли у середньомеридіональному перерізі тракту повних температур ($\overline{T^*}$), тиску ($\overline{p^*}$) та $\lambda = \text{sign}(w_z)w / a^*$. У нижньому рядку поміщені розподіли ω , \overline{S} та розходів (\overline{G}). У лівому полі знаходяться індикатори балансу крутячого моменту на РВТ та РНТ. Тут також показані значення потужностей: корисної - на валу ВТ та несбалансованих - на РВТ та РНТ. Усі параметри, крім часу, показані у відносному вигляді. У вихідний момент часу режим течії у ГТД сталий, про що свідчать: сталість розходу на ділянках між зонами відбору (підводу) повітря у компресорі та турбіні, а також за зоною впорску палива до КЗ, монотонний характер змінення розходу у зонах відбору (підводу) повітря; баланс розходів надходячого повітря, палива: що впорскується, та газу на виході з турбіни; баланс крутячих моментів з точністю до + 3 % по РВТ та - 5 % - по РНТ. Як видно з розподілів повних температур та ентропії, на вхідних кромках РК КНТ та КВТ відсутні стрибки, тобто кути натікання мало відрізняються від геометричних. Причому, судячи по монотонному характеру зростання ентропії у напрямку течії, КВТ та КНТ мають великий запас ГДС. Компресор забезпечує напорність, яка близька до максимальної, бо у найбільш вузькому перерізі його тракту - на виході з ЗРК КВТ встановлюється навколомкритична швидкість, а у решті східців - висока дозвукова. У СА ТВТ газ рухається з критичною швидкістю, визначаючи тим самим значення розходу крізь двигун у цілому. У ТНТ та ВТ течія дозвукова. Далі до компресору потрапляє заряд високотемпературної газоповітряної суміші ($\omega = 0,5$, $\overline{T^*} = 3,025 \overline{T^*_0}$, $\overline{p^*} = \overline{p^*_0}$, де ... $_0$ - повні параметри незбуреного потоку). При заповненні зарядом ст.№№ 1,2 та на початку його проникнення до ст.№3 КНД розхід маси падає приблизно у 3,6 рази. Однак, тиск залишається практично незмінним. У зв'язку з цим об'ємний розхід зменшується не більш, ніж у 1,2 рази. Враховуючи, що потік у КНТ й на сталому режимі був дозвуковим, можна вивести, що кінематика течії суттєво не змінюється - характер розподілів температур та ентропії, як і раніше, безстрибко-

вий. Процес у КНТ проходить при збереженні попередніх ступнів стиску, за рахунок

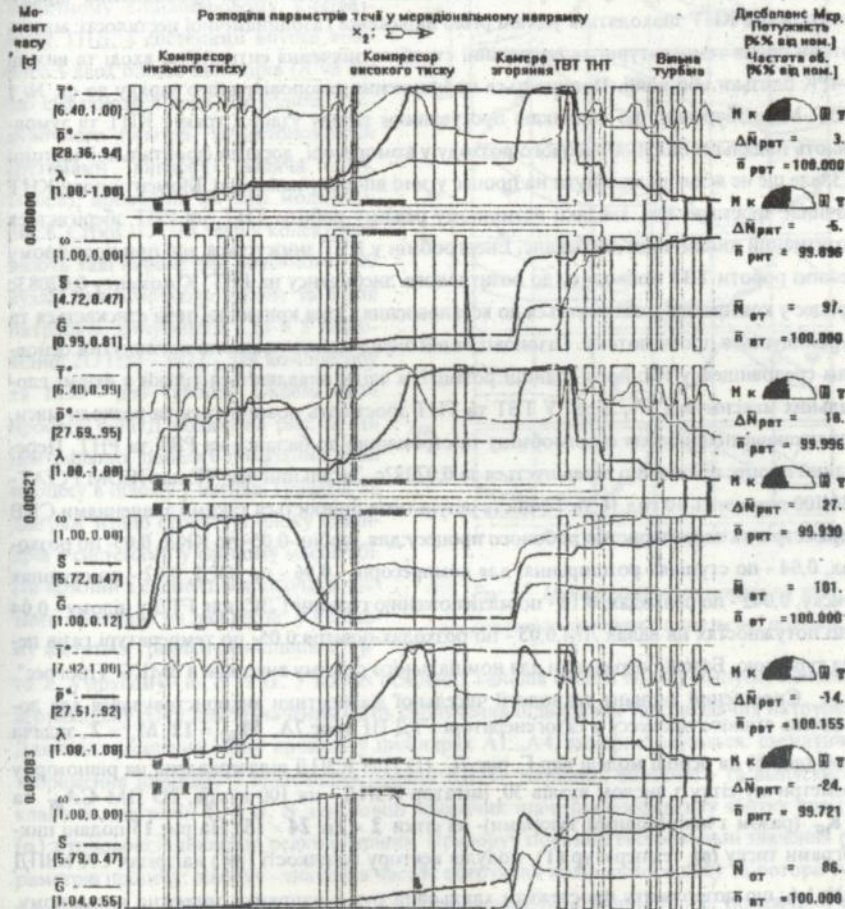


Рис. 14. Фази перехідного процесу в ГТД: \square - направляюча ґратка;

\square - робоче колесо; \square - зони відводу (підводу) охолоджуючого повітря

чого повна температура на виході з нього вдвічі перевищує таку на виході з КВТ. Відбувається додаткове падіння розходу у зоні знаходження заряду. Починає проявлятися газодинамічна несталість у КНТ, про що можна судити по стрибках температур та ентропії в області вхідних кромek РК. Малі збурення, що розповсюджуються вниз по потоку, пронизують увесь КВТ. В момент 0,00521с місце знаходження заряду можна встановити за розподілом ω : верхня границя розташована в зоні ІРК КНТ та нижня - розтягнута між КНТ та КВТ. На вхід до компресору знов надходить повітря з параметрами, що відповідають номінальному режиму роботи. Характер течії у зоні вхідної

кромки ІРК КНТ близький до безвідриного, судячи по вигляду розподілів температур та ентропії, тобто тут вже відбулося відновлення сталості після проходження заряду. Решті східці КНТ знаходяться у стані різко вираженої газодинамічної несталості: мають чіткий прояв температурні та ентропійні стрибки; значення ентропії на вході та виході 2-4РК близькі або рівні. Починається проникнення газоповітряного заряду до ст. № 1 КВТ. Малі збурення, що викликані просуванням заряду уздовж тракту КНТ та зумовлюють подальше падіння масового розходу у компресорі, досягли фронтальної частини КЗ, але ще не встигли вплинути на процес у зоні впорску пального. Момент опору КНТ починає зростати, але, завдяки незмінному режиму роботи ТНТ, на РНТ зберігається позитивний динамічний дисбаланс. Енергообмін у КВТ знижується, що при постійному режимі роботи ТВТ приводить до позитивного дисбалансу на РВТ. К моменту 0,02083с процес у компресорі наближується до встановлення. Зона критичної течії стискається та переміщується проти потоку. Газоповітряний заряд майже повністю поглиnutий основним середовищем у КЗ: його границі розмиті, а сліди виявляються тільки у формі глобальних максимумів \bar{T}^* , ω , \bar{S} . У ТВТ та ТНТ зростають повний тиск та розходи маси, викликаючи підвищення енергообміну та стремління до балансу на РВТ та РНТ. Перехідний процес практично завершується за 0,07292с. Загальний час τ_{Σ} на ПЕОМ РС/АТ-486/100 становить 10 год. 16 хв. Точність результатів оцінюється такими значеннями СКВ параметрів та характеристик робочого процесу: для турбін - 0,05 - по ККД, 0,05 - по розходах, 0,04 - по ступінях розширення; для компресорів - 0,06 - по ККД, 0,02 - по ступінях стиску, 0,042 - по розходах, 0,10 - по місцепоженню границі ГДС; для ГТД у цілому - 0,04 - по потужностях на валах ЛМ, 0,05 - по розходах повітря; 0,05 - по температурі газів перед турбіною. Базові розрахунки для номінального режиму виконані в ЗМКБ "Прогрес".

Спрощений варіант технології чисельної діагностики використовувався для досліджень сталого процесу у газогенераторі ГТД ПГ (рис. 7А, $M_{\text{КС}} = 12$, $M_t = 2$, задача кл. 4; табл. 8) на основі моделі вар. Г, рис. 7Г. 1D ПМ КЗПД віддзеркалена на рівномірну геометричну сітку з числом вузлів 30, імітатор КЗПД - на 100 вузлів, 2D ПМ $CA_{\text{ГТД}}$ та $PK_{\text{ГТД}}$ (разом з міжосьовими зазорами) - на сітці 2×7 и 24×15 . На рис. 15 подані циклограми тиску (p), температур (T), модулів вектору швидкості ($|\vec{w}|$) на зрізах СА КЗПД №№ 1-6, що дозволяють простежити хвильовий рух у напрямку зворотно окружному. Тим самим була встановлена непридатність квазістаціонарної гіпотези до процесу у парцально-імпульсній турбіні. Розроблений діагностичний комплекс забезпечує одержання різноманітних інтегральних миттєвих характеристик процесу: циклограм миттєвої потужності ІТ, середніх за 1 цикл (потужності, розпологаємої (на виході з газогенератору) та на валу ІТ; масового розходу газоповітряної суміші, ККД ІТ) тощо. Розрахунок адиабатичної потужності ІТ показав, що для одержання проектних характеристик номінального режиму необхідно забезпечити додатковий відбір енергії газоповітряного потоку. Це підтверджено результатами експериментальних та розрахункових досліджень, які були проведені у ХКБД та Казанському авіаційному інституті.

Діагностика сталого процесу у 4-тактному 8-циліндровому V-образному ТПД, з системами впуску кожного з двох блоків циліндрів (А та В), що суфлюються крізь охолодник наддувочного повітря, та автономними системами впуску (задача кл.4, табл.8), проведена на базі моделі П, рис.8. Сітки 1D ПМ течії у колекторах мають такі параметри: впускного - 30 вузлів для основного каналу та 8 для патрубків; випускного - 24 і 8 відповідно; 2D ПМ - 1x22 - для компресору та 1x30 - для турбіни. Окремі фази процесу у ТПД подані на рис.16. На центральних панелях показаний стан процесу в цілому у вигляді графіків та діаграм згідно структури блоку циліндрів з системами у єдиному масштабі.

На кожний з елементів проточної частини припадає по два вікна: у першому містяться графіки розподілів T° , p°

та λ , у другому - ω , S та G . У вікнах основних каналів систем впуску-випуску нанесено вертикальну сітку для зазначення місць сполучення підводячих та відводячих патрубків. Для відзеркалення стану процесу у циліндрах А1...А4, використовуються: схематичне зображення циліндру у відповідній позиції КШМ, поршню, впускного та випускного клапанів, діаграми T , p , ω , S , цифровий показчик значення коефіцієнту збитку повітря (α) з тоновою індикацією реакції горіння. Праворуч показані екстремальні значення параметрів процесу; ліворуч - значення частот обертання колінчастого валу та ротора турбокомпресора (РТК), приміщені розхідна характеристика циліндру А3, показники активності цил. В1-В4, індикатор балансу крутячого моменту на РТК. У зв'язку з суттєвою повузловою різницею масштабів амплітуд, до картини фазового зрізу запроваджені на додаткових панелях графіки T° , p° в системах впуску-випуску, що подані в індивідуальному масштабі. Для оцінки ГДС компресора дан розподіл ентропії у безрозмірному вигляді. При $\alpha_{\text{вн}} = 0^\circ (720^\circ)$: у циліндрі А1 - кінець такту впуску, у А2 та А3 - інтенсивні стадії тактів випуску та впуску відповідно, у А4 - початкова фаза згоряння палива. У В2 починається відкриття впускного клапану. Подана фаза дозволяє в'яснити причини різниці у газообміні циліндрів бл.А. Максимальний тиск по системі впуску зареєстровано у впускному каналі А4, незважаючи на падіння тиску у зоні сполучення з основним каналом, що викликане вбиранням повітря до А3. Інерційність вентиляції підводячих па-

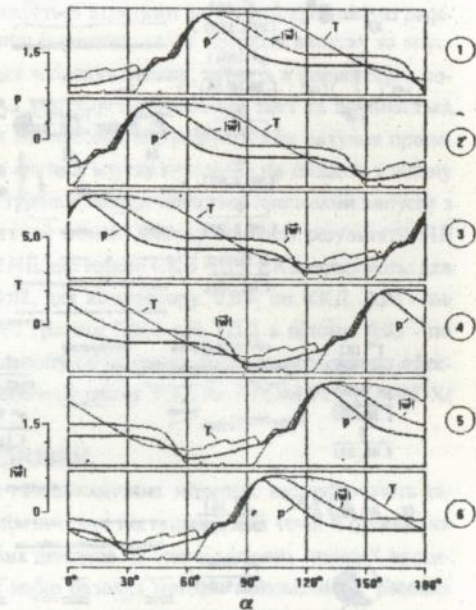


Рис.15. Циклограми параметрів на зрізі соплового апарату імпульсної турбіни

A2. Течія у турбіні дозвукова та супроводжується втратами на вхідній кромці (за графіком S). Фазі $\alpha_{KB} = 432^\circ$ (рис. 19) притаманні інтенсивні стадії процесів випуску та впуску в A1 та A4 відповідно. У A2 відбувається згоряння палива, зміна α в порівнянні з попереднім циклом не перевищує 0,5%. У A3 завершується робочий такт та починається випуск. Високоефективний режим роботи компресора підтримується за рахунок процесів впуску в A4 та B4. Максимум втрат в системі впуску припадає на область клапану A4. Відносно сприятливий режим роботи турбіни забезпечується процесами випуску з A1, A3. На РТК наявний надмірний крутячий момент. Оцінку точності результатів ЧЕ одержано шляхом їх зіставлення з даними НЕ, що надані СКБ ЧДЗ. СКВ складають: для турбіни: 0,01 - по ККД, по розходах - 0,02, для компресору: 0,03 - по ККД, 0,02 - по ступіням стиску, 0,07 - по місцеположенню границі ГДС; для ТПД в цілому: 0,05 - по ефективній потужності, 0,06 - по максимальному тиску циклу, 0,03 - по середньому ефективному тиску. Час розрахунку одного робочого циклу ТПД на ПЕОМ РС/АТ-486DX/100 складає 56 хв.

ВИСНОВКИ

1. Подане сімейство уніфікованих газодинамічних моделей, що забезпечують рішення проблеми комплексної чисельної діагностики нестационарних течій в проточних частинах газотурбінних та турбопоршневих двигунів. В основі цілісних моделей процесів у ГТД та ТПД лежить універсальний набір базових методів моделювання типових течій у газоповітряному тракті, які використовують принцип накладення джерел-стоків маси (концентрації), імпульсу та енергії.

1.1. Сімейство методів імітації просторового характеру течій у зонах стрибків перерізів каналів в економічних моделях із зниженим числом вимірювань за принципом корекції одномірного рішення задачі о розпаді початкового розриву тримірним, яке одержується з інтегралу Ейлера, з обліком актуальної фази розвитку просторової хвилі розрідження, що при цьому утворюється.

1.2. Метод віддзеркалення кінетики горіння окремих порцій пального, що впрокується в газоповітряний потік у довільні моменти часу, на основі спостереження за хімічно реагуючими частками за допомогою аналога рівняння нерозривності.

1.3. Сімейство методів імітації взаємодії профілей з потоком, що враховують миттєвий стан полів параметрів течії, геометричні характеристики проточної частини, профільні втрати, дію коріолісових та відцентрових сил. Імітатори взаємодії можуть використовуватися у формі несучих дисків або дискретних утворень, що віддзеркалюють окремі профілі. Газодинамічне навантаження на профіль визначається за допомогою рішення автотельної задачі про взаємодію однородного одномірного потоку газу з перешкодою. Сімейство методів призначено для дослідження течій у ґратках радіально-осьових турбін та компресорів на будь-яких фізично реалізуємих режимах течії та дозволяє віддзеркалити дисипативні властивості з прийнятною для рішення практичних задач точністю.

На основі набору базових методів будуються моделі процесів двох рівней: типові

повузлові(підмоделі камер згоряння,багатосхідчастих лопаткових машин,колекторів тощо) та комплексні (цілісні), що складаються з підмоделей вузлів. Загальне рішення задачі побудови комплексних моделей газодинамічних процесів у ГТД та ТПД одержане у вигляді єдиного методу синтезу з використанням властивості періодичності та симетрії.

2. Використання однорідного математичного опису явищ різної фізичної природи, що утворюють процес у тепловому двигуні, яке виражене термінами методу особливостей, дозволило вжити для реалізації моделей єдиний економічний чисельний метод, що уявляє собою сімейство явних різностевих схем на основі модифікованого методу С.К.Годунова, та уніфіковані комплекси програм, що сумісні з можливостями ПЕОМ класу РС/АТ-386/486. Таким чином, цілісні моделі течій у ГТД та ТПД, базові методи розрахунку течій у типових елементах газоповітряного тракту та засоби програмної реалізації у сукупності слід розглядати, як універсальну малоресурсну технологію чисельної діагностики нестационарних газодинамічних процесів у теплових двигунах.

3. Моделі нестационарних течій у ГТД та ТПД забезпечують необхідну для рішення практичних задач півноту уявлень про процеси, що досліджуються, та, на відміну від відомих аналогів (що використовують дані на зразок коефіцієнтів розходу у зонах стрибка перерізу, характеристик лопаткових машин тощо), засновуються тільки на універсальних фізичних законах, що дозволяє мінімізувати необхідний обсяг априорної інформації, та практично всережмні.

4. Достовірність інформації, що одержується при використанні розробленої технології чисельної діагностики, підтверджена в результаті комплексної верифікації, що уміщує в собі всебічні методичні та тестові дослідження, а також порівняльного аналізу результатів чисельного експерименту - з одного боку, а з іншого - натурних випробувань та розрахунків, що виконані по стандартним методикам. При цьому були одержані такі значення середніх квадратичних відхилень параметрів та характеристик робочого процесу - для турбін: 0,05 - по ККД, по розходах - 0,05, по ступнях розширення - 0,04; для компресорів: 0,06 - по ККД, 0,02 - по ступнях стиску, 0,042 - по розходу, 0,10 - по місцепоженню границі ГДС; для ГТД у цілому: 0,04 - по потужностях на валу турбомашин, 0,05 - по розходах повітря; 0,05 - по температурі газів перед турбіною; для ТПД у цілому: 0,05 - по ефективній потужності, 0,06 - по максимальному тиску циклу, 0,03 - по середньому ефективному тиску - що дозволило оцінити точність розробленої технології досліджень як цілком задовільну для рішення практичних задач.

5. Проведені чисельні дослідження нестационарних течій в основних вузлах теплових двигунів, в авіаційному ГТД, газогенераторі дослідного ГТД періодичного горіння та у чотиритактному ТПД.

5.1. Діагностика течій у камері згоряння періодичної дії дозволила одержати оцінку якості процесу газообміну та установити характер впливу модифікації діаграм "кут-переріз" впускних та впускних клапанів, проти тиску на виході, площі критичного перерізу соплового каналу.

5.2. Для одержання характеристик стаціонарних режимів роботи ЛМ (робочого

колеса імпульсної турбіни газогенератора ГТД ПГ, доцентрової турбіни та відцентрового компресора агрегата наддуву К-36, трисхідчастого компресора високого тиску двокаскадного авіаційного ГТД) використовувався метод встановлення. Границя ГДС компресорів визначалася за допомогою спеціально розробленої методики, яка використовує умову зростання ентропії у напрямку течії в квазірівноважних процесах. В результаті проведених досліджень були одержані характеристики "поза межних" режимів роботи ЛМ та оцінки точності метода моделювання течій у ґратках турбомашин.

5.3. Проведено комплексну діагностику процесу, що розвивається у двокаскадному авіаційному ГТД з вільною турбиною при потраплянні до супутнього струменя на номінальному режимі роботи. Одержана картина еволюції течії у проточній частині ГТД в міру проходження заряду високотемпературної газоповітряної суміші. Показане зміння температурного режиму у "холодній" частині тракту. Поданий аналіз характерних фазових станів процесу у КНТ та КВТ з оцінкою ГДС. Подана динаміка РВТ та РНТ. Визначено часовий інтервал встановлення процесу у ГТД. Підтверджена адекватність відзеркалення моделлю характеристик ГТД, як об'єкта регулювання.

5.4. Проведена комплексна діагностика процесу у газогенераторі дослідного ГТД ПГ, що складається з компресора, ресивера, блока двоклапанних камер згоряння періодичної дії та паршально-імпульсної турбіни. Одержані циклограми параметрів процесу та інтегральні характеристики газогенератору. Досліджена течія у турбіні, встановлена непридатність до нього квазістаціонарної гіпотези.

5.5. Проведена комплексна діагностика процесу у чотиритактному ТПД МТУ 8V396TC4 виробництва ЧДЗ із обліком динаміки ротора турбокомпресора. Одержані інтегральні характеристики робочого процесу. Досліджені: газообмін у циліндрах, течії у системах впуску-випуску, характерні фази процесів у компресорі та турбіні агрегата наддуву, вплив суфлювання систем впуску обох блоків циліндрів крізь порожнину охолодника наддувочного повітря.

6. Газодинамічні моделі та методи, що реалізовані у вигляді програмних комплексів, результати чисельних досліджень процесів у ГТД та ТПД впроваджені в практику НДОКР Запорізького машинобудівного КБ "ПРОГРЕС", Харківського КБ по двигунам, СКБ Чебоксарського дизельного заводу, а також використані в учбовому процесі кафедри теплофізичних основ двигунобудування ХАІ. Часткова заміна натурних досліджень чисельними дозволила скоротити строки та знизити вартість НДОКР, що проводилися в ХКБД. Результати даного дослідження можуть бути використані на підприємствах, які займаються розробкою авіаційних та наземних ГТД та ТПД.

Пункти 1-6 "ВИСНОВКІВ" виносяться автором на захист.

СПИСОК ОСНОВНИХ РОБІТ ПО ТЕМІ ДИСЕРТАЦІЇ

1. Амброжевич А.В. Комплексная технология численных исследований нестационарных газодинамических процессов в газотурбинных и турбопоршневых двигателях.// Доклады Второго Конгресса двигателестроителей Украины.-Харьков, 1997. -С.118-122.
2. Амброжевич А.В. Численная реализация двумерной модели нестационарного течения

- в радиально-осевой лопаточной машине. // Изв. ВУЗ. Авиационная техника. - 1992. - №3. - С.33-37.
3. Амброжевич А.В. Моделирование газодинамического процесса в компрессоре в широком диапазоне режимов работы. // Доклады Второго Конгресса двигателестроителей Украины. - Харьков, 1997. - С.123-126.
 4. Амброжевич А.В. Комплексная численная диагностика газодинамического процесса в турбопоршневом двигателе. // Доклады Второго Конгресса двигателестроителей Украины. - Харьков, 1997. - С.113-117.
 5. Амброжевич А.В. Численные исследования переходного процесса в ГТД. // Доклады Второго Конгресса двигателестроителей Украины. - Харьков, 1997. - С.109-112.
 6. Амброжевич А.В. Численное моделирование газодинамического процесса в камере сгорания периодического действия. // Газовая динамика двигателей и их элементов: Сб. науч. тр. - Харьков, 1987. - С.115-125.
 7. Амброжевич А.В. Численный метод реализации плоской модели течения среды в решетке лопаточной машины. // Энерг. машиностроение. - Харьков, 1988. Вып.46. - С.93-99.
 8. Амброжевич А.В., Костенко П.П. Целостная модель нестационарного газодинамического процесса в газотурбинном двигателе. // Авиационно-космическая техника и технология: Тр.ХАИ им. Н.Е.Жуковского за 1993 г. - Харьков, 1994. - С.139-146.
 9. Амброжевич А.В., Мунштуков Д.А. Модель нестационарного пространственно неоднородного течения в радиально-осевой лопаточной машине. // Изв. ВУЗ. Авиационная техника. - 1992. - №2. - С.44-47.
 10. Амброжевич А.В., Костенко П.П., Мунштуков Д.А. Семейство целостных моделей газодинамических процессов в турбопоршневых двигателях. // Авиационно-космическая техника и технология: Тр.ХАИ им. Н.Е.Жуковского 1995 г. - Харьков, 1996. - С.159-163.
 11. Амброжевич А.В., Мунштуков Д.А., Костенко П.П. Моделирование нестационарного газодинамического процесса в камерах сгорания ГТД. // Авиационно-космическая техника и технология. Тр.ХАИ им. Н.Е.Жуковского 1994 г. - Харьков, 1995. - С.110-118.
 12. Мунштуков Д.А., Амброжевич А.В. Одномерная модель нестационарного движения двухкомпонентной среды в канале с диафрагмой. // Газотермодинамика многофазных потоков в энергоустановках: Сб. науч. тр. - Харьков, 1984. - Вып.6. - С.101-108.
 13. Мунштуков Д.А., Амброжевич А.В. Одномерная модель газодинамического процесса в камере сгорания периодического действия. // Газовая динамика двигателей и их элементов: Сб. науч. тр. - Харьков, 1987. - С.106-115.
 14. Мунштуков Д.А., Амброжевич А.В. Приближенная модель нестационарных пространственно неоднородных течений в решетках лопаточных машин. // Энерг. машиностроение: Сб. науч. тр. - Харьков, 1988. - Вып.46. - С.13-18.
 15. Костенко П.П., Мунштуков Д.А., Амброжевич А.В. К расчету нестационарного течения реального газа по тракту турбомшины с изменением энтальпии. // Изв. ВУЗ. Авиационная техника. № 3, - Казань, 1994. - С.62-67.
 16. Амброжевич А.В. Численное моделирование течений в тепловых двигателях и энергоустановках. - Харьков, ХАИ, 1995. - 145с.

АНОТАЦІЯ

Амброжевич О.В. Узагальнені газодинамічні моделі та методи чисельної діагностики нестационарних процесів у газотурбінних та турбопоршневих двигунах. Дисертація на здобуття вченого ступіню доктора технічних наук по спеціальності 05.07.05 - теплові двигуни літальних апаратів. Харківський авіаційний інститут ім. М.Є.Жуковського, 1997.

Розроблена універсальна технологія комплексної чисельної діагностики нестационарних просторово неоднорідних газодинамічних процесів в усьому газоповітряному тракті газотурбінних та турбопоршневих двигунів, що уміщує у собі уніфіковане сімейство всережимних моделей течій у типових елементах проточної частини (камерах згорання, лопаткових машинах, циліндрах), які базуються на методі особливостей, метод синтезу цілісних моделей процесів у теплових двигунах традиційних та перспективних типів, методи чисельного рішення систем рівнянь моделей та комплекси програм.

АННОТАЦИЯ

Амброжевич А.В. Обобщенные газодинамические модели и методы численной диагностики нестационарных процессов в газотурбинных и турбопоршневых двигателях. Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук по специальности 05.07.05 - тепловые двигатели летательных аппаратов. Харьковский авиационный институт им. Н.Е.Жуковского, 1997.

Разработана универсальная технология комплексной численной диагностики нестационарных пространственно неоднородных газодинамических процессов во всем газозоудушном тракте газотурбинных и турбопоршневых двигателей, включающая в себя унифицированное семейство всережимных моделей течений в типовых элементах проточной части (камерах сгорания, лопаточных машинах, цилиндрах), базирующихся на методе особенностей, метод синтеза целостных моделей процессов в тепловых двигателях традиционных и перспективных типов, методы численного решения систем уравнений моделей и комплексы программ.

ABSTRACT

Ambrozewicz A.V. Generalized Gas Dynamics Models and Methods of the Numerical Diagnostic of Unsteady Process in the Gas Turbine and Turbo-Supercharged Piston Engines. Thesis for an Academic Degree of Doctor of Thecnical Sciences of the Speciality 05.07.05 - Aircraft Heat-Engines. Kharkov Aviation Institute, 1997.

Versatil technology of the integrated numerical diagnostic of whole inner unsteady space non-uniform air-gas flow in the gas turbine and turbo-supercharged piston engines is developed. This technology is involved unificated family of all-regimes inner flow models in the typical assembly (combustion chambers, vane machines, cylinders), which are based on the method of particularity, methods of synthesis of integrated process models in the usual and perspective types of the heat engines, methods of numerical solution of model system equations and integrated soft ware.

КЛЮЧОВІ СЛОВА

Комплексні всережимні моделі, нестационарні просторово неоднорідні газодинамічні процеси, газотурбінні та турбопоршневі двигуни, камери згоряння, лопаткові машини, циліндри, методи розрахунку, чисельна діагностика.

Відп. за випуск Куленова М.Ф.

Підписане до печаті 27.12.97р.

Умовних друк.лістів 2. Замовлення № 10. Тираж 100 прим.

Безкоштовно.

Надруковано у типографії ХАІ

Харків-70, вул.Чкалова, 17

AB 39.367