УДК 533.21 https://doi.org/10.15407/itm2022.02.003

В. І. ТИМОШЕНКО, В. П. ГАЛИНСЬКИЙ

РОЗРАХУНКОВО-МЕТОДИЧНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ДЛЯ ПРОВЕДЕННЯ КОМПЛЕКСНИХ РОЗРАХУНКІВ НАДЗВУКОВОГО ОБТІКАННЯ ЛЕТАЛЬНИХ АПАРАТІВ З ПРЯМОТОЧНИМИ ПОВІТРЯНО-РЕАКТИВНИМИ ДВИГУНАМИ

Інститут технічної механіки
Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: vitymoshenko@nas.gov.ua; itm12@ukr.net

Обговорюються питання використання оперативного розрахунково-методичного забезпечення для розрахунку просторового надзвукового обтікання літального апарата та термогазодинамічних процесів у елементах прямоточного повітряно-реактивного двигуна, інтегрованого з корпусом літального апарата. Для проведення комплексних оперативних розрахунків використовуються маршові методи, що забезпечують зниження тимчасових витрат на два-три порядки щодо методів встановлення. Розрахунок просторових надзвукових течій навколо корпусу літального апарата, у вхідній частині повітрозабірного пристрою і в вихлопному струмені виконується з використанням моделі «в'язкого шару» або схеми Годунова для нев'язкого наближення. Дозвукові течії у вихідній частині повітрозабірного пристрою і в камері згоряння розраховуються з використанням моделі «вузького каналу» або квазіодномірної моделі. Надано більш детальний опис елементів розрахунково-методичного забезпечення, що доповнюють раніше запропоновану модель комплексного оперативного розрахунку. Описано спосіб завдання просторової форми поверхні літального апарата і стінок тракту прямоточного повітряно-реактивного двигуна. Запропоновано спрощений підхід для визначення критичної площини вихідного сопла з використанням квазіодновимірного наближення. Обґрунтовуються переваги маршових методів щодо методів встановлення для попереднього проєктування прямоточних повітряно-реактивних двигунів, в яких безпосередньо враховуються ефекти замикання потоку, що можуть виникати у камері згоряння чи у вихідному соплі. Представлені результати розрахунків просторових течій в окремих елементах і повного компонування літального апарата стилізованої форми. Основними перевагами запропонованого розрахунково-методичного забезпечення є комплексність і оперативність розрахунків. Використання розробленого розрахунково-методичного забезпечення розрахунку просторового надзвукового обтікання літального апарата з прямоточним повітряно-реактивним двигуном дозволяє скоротити терміни попереднього визначення конструктивних параметрів складових частин двигуна.

Ключові слова: *літальний апарат, завдання форми, просторова течія, комплексний розрахунок, маршовий метод, прямоточний повітряно-реактивний двигун, аеротермогазодинамічний процес, розрахунково-методичне забезпечення, результат розрахунку.*

This paper discusses the use of the authors' fast methods and programs for the calculation of 3D supersonic flow about a flying vehicle and thermogas dynamic processes in the components of an airframe-integrated ramjet. To conduct fast comprehensive calculations, use is made of marching methods, which are two to three orders of magnitude faster than pseudoviscosity methods. 3D supersonic flows about the airframe, in the inlet section of the air intake, and in the exhaust jet are calculated using a "viscous layer" model or Godunov's scheme for the inviscid approximation. Subsonic flows in the outlet section of the air intake and in the combustion chamber are calculated using a "narrow channel" or a quasi-one-dimensional model. The elements of the presented methods and programs that complement a previously proposed fast comprehensive model are described in more detail. A method for assigning the spatial shape of the flying vehicle surface and the ramjet duct walls is described. A simplified approach to determining the critical area of the exit nozzle in the one-dimensional approximation is proposed. The paper substantiates the advantages of marching methods over pseudoviscosity ones in the predesigning of ramjets with direct account for flow choking, which may occur in the combustion chamber or the exit nozzle. The calculated 3D flows in the individual components and the full assembly of a stylized-shape flying vehicle are presented. The main advantages of the proposed methods and programs are their comprehensiveness and fast computation speed. Their use in the calculation of 3D supersonic flow about a ramjet flying vehicle shortens the ramjet component predesigning time.

Keywords: *flying vehicle, shape assignment, 3D flow, comprehensive calculation, marching method, ramjet, thermogas aerodynamic process, methods and programs, calculated result.*

Вступ. При числовому моделюванні процесів аерогазодинаміки літальних апаратів (ЛА) з прямоточними повітряно-реактивними двигунами (ППРД) необхідно вирішувати спільно цілий комплекс задач [1]. Питання надзвукового обтікання компонувань ЛА з ППРД і моделювання термогазодинамічних процесів в трактах ППРД, як правило, вирішуються окремо.

Якщо в одних роботах [2 – 4] розглядається тільки зовнішнє обтікання компонувань ЛА досить складної форми, то інші роботи [5 – 11] присвячені моделюванню термогазодинамічних процесів в трактах ППРД. При цьому погоджене рішення задач зовнішнього обтікання фюзеляжу ЛА і внутрішньої течії в тракті ППРД здійснюється тільки при розрахунку течії в каналі повітрозабірного пристрою (ПЗП) [11, 12]. У гранично спрощених методиках процеси, що протікають, моделюються наближено кінцевими формулами або апроксимаційними залежностями експериментальних даних.

Повний розрахунок обтікання компонувань ЛА з ППРД може бути виконано з застосуванням методів встановлення в промислових програмних комплексах (FlowVision, ANSYS CFX, ANSYS FLUENT, SolidWorks тощо). Проте алгоритми методу встановлення вимагають великих витрат машинного часу (десятків годин). Тим часом, в практиці проєктно-конструкторських робіт проєктний відробіток елементів ППРД робиться окремо і, як правило, в різних підрозділах, в які видаються відповідні початкові дані. У той же час, для узгодження початкових даних для окремих елементів ППРД представляється необхідним мати алгоритми і програмне забезпечення для комплексного визначення проєктних і експлуатаційних параметрів ЛА з ППРД в цілому. Для цього доцільно застосовувати методи оперативного розрахунку, що побудовані на алгоритмах маршового вирішення рівнянь газової динаміки для елементів тракту ППРД. При використанні маршових методів ефект замикання потоку проявляється безпосередньо, а не опосередковано, як в методі встановлення. Наприклад, при виникненні замикання в камері згоряння збільшення площини поперечного перерізу або зменшення витрати пального дозволяє запобігти замиканню потоку. В процесі маршового розрахунку є досить чіткі рекомендації для запобігання замикання потоку, не змінюючи при цьому параметри потоку вгору за течією. Це особливо важливо на початковому етапі проєктування ЛА з ППРД, коли багато геометричних і фізичних параметрів ще не обрані. Крім того, важливе значення має чинник часу, тому що тимчасові витрати на розрахунки маршовими методами на два-три порядки нижче тимчасових витрат в методах встановлення. Якщо розрахунок течії маршовим методом займає десяток хвилин, то розрахунок методом встановлення здійснюватиметься за десятки годин.

У роботі [13] приведені результати оцінних розрахунків надзвукового обтікання ЛА стилізованої форми з ППРД, що отримані маршовими методами в двовимірному наближенні. Числове моделювання обтікання ЛА з ППРД розбивається на такі складові – обтікання корпусу ЛА, течія в ПЗП, камері згоряння і соплі з вихлопним струменем. Використання маршових методів рішення тривимірних рівнянь Нав’є–Стокса в наближенні "в’язкого шару" та "вузького каналу" дозволяє перейти до розрахунку обтікання просторових компонувань ЛА з ППРД [14, 15].

В цій роботі дається більш детальний опис елементів розрахунково-методичного забезпечення (РМЗ), що доповнюють раніше запропоновану в [13, 14] модель комплексного оперативного розрахунку маршовими методами надзвукового обтікання ЛА з ППРД. Запропоноване РМЗ призначено для моделювання аеротермогазодинамічних процесів, що супроводжують функціонування ЛА з ППРД, з урахуванням просторових ефектів. Опис маршових алгоритмів вирішення системи тривимірних параболізованих рівнянь Нав’є–Стокса приведений в [14].

Модель комплексного оперативного розрахунку. Особливості комплексного розрахунку обтікання ЛА з ППРД детально описані в [13, 14]. Параметри дозвукової течії в каналі ПЗП, в камері згоряння ППРД і при витіканні через вихідне сопло визначаються формою камери згоряння, термогазодинамічними процесами, що протікають в ній, і умовами витікання продуктів згоряння через критичний переріз вихідного сопла. Інтеграція елементів ЛА вимагає дослідження течії навколо поверхні фюзеляжу ЛА в тих областях, де відбувається формування потоку повітря, що поступає в канал ПЗП. Поверхня носової частини фюзеляжу повинна забезпечувати гальмування потоку, що набігає, і, отже, його стискування перед входом в канал ПЗП і розглядається як елемент ПЗП. З метою зменшення втрат повного тиску і досягнення необхідної для ефективної роботи ППРД міри стискування потоку, носова частина фюзеляжу зазвичай проєктується так, щоб забезпечувалося стискування в головному стрибку і в декількох косих стрибках ущільнення порівняно невеликої інтенсивності.

Проведення маршового розрахунку обтікання поверхні фюзеляжу ЛА з урахуванням відведення частини повітряного потоку через канал ПЗП можливо у разі розрахункового режиму течії. Перебудова розрахункової області в перерізі передньої кромки каналу ПЗП дозволяє врахувати відведення повітря через канал ПЗП. Частина потоку, яка втікає в канал ПЗП, виключається з розрахунку обтікання бокової поверхні фюзеляжу ЛА.

За вхідним перерізом каналу ПЗП розрахункова область навколо бокової поверхні фюзеляжу ЛА знаходиться між поверхнею зовнішньої обичайки верхньої стінки каналу ПЗП і головною ударною хвилею. Розрахунок надзвукової течії в цій області ведеться до вихідного перерізу сопла. За зрізом сопла здійснюється перехід до спільного розрахунку струменя продуктів згоряння, що витікає через сопло, і зовнішнього потоку повітря навколо бокової поверхні фюзеляжу ЛА.

Як відмічено в [13, 14], модель комплексного оперативного розрахунку надзвукового обтікання ЛА з ППРД зводиться до такого:

а) розрахунок обтікання поверхні фюзеляжу ЛА з урахуванням відведення частини повітряного потоку через канал ПЗП;

б) розрахунок течії в каналі ПЗП з підбором положення прямого стрибка, що забезпечує необхідне значення коефіцієнта швидкості на виході з каналу ПЗП, який має дві складові:

– маршовий розрахунок надзвукової течії в каналі ПЗП;

– маршовий розрахунок дозвукової течії в каналі ПЗП за прямим стрибком ущільнення;

в) розрахунок дозвукової течії в камері згоряння з урахуванням подання гасу і кінетики його горіння;

г) розрахунок течії в соплі, який має дві складові:

– розрахунок трансзвукової течії в соплі для отримання надзвукового потоку за критичним перерізом сопла в його частині, що розширюється;

– маршовий розрахунок надзвукової течії в соплі, що витікає;

д) розрахунок течії в струмені продуктів згоряння, який має дві складові:

– розрахунок початку взаємодії струменя продуктів згоряння з збуреним надзвуковим потоком повітря, що набігає;

– маршовий розрахунок надзвукової течії в струмені продуктів згоряння з урахуванням їх догорання.

Завдання просторової форми поверхні фюзеляжу ЛА і стінок тракту ППРД. Для проведення розрахунків обтікання ЛА з ПВРД потрібно якимось чином завдавати поверхню фюзеляжу ЛА та стінки тракту ППРД, які можуть бути достатньо складної просторової форми. Причому це завдання просторових форм повинно бути універсальним з можливостями аналітичного їх описання. В даній роботі пропонується спосіб завдання просторових форм поверхні фюзеляжу ЛА і стінок тракту ППРД з використанням розбивки їх характерними опорними перерізами вздовж напрямку маршового розрахунку і використанням аналітичних залежностей для завдання контурних форм у поперечних перерізах.

Як правило форма поверхні фюзеляжу ЛА з ППРД має гострий або слабо затуплений наконечник у вигляді конуса або трапецієвидного клину з сильно розвиненими органами управління на бічній поверхні фюзеляжу просторової форми [2, 16]. Контурні форми тракту ППРД у поперечних перерізах можуть бути у вигляді вузьких щілин, прямокутників, кіл тощо, зміни яких необхідно враховувати в процесі маршового розрахунку уздовж тракту ППРД. При розрахунку просторових течій використовується циліндрична Ozr^{-} або декартова $Ozxy$ система координат, в яких вісь Oz направлена уздовж поверхні фюзеляжу ЛА.

Для завдання просторової форми поверхні фюзеляжу ЛА і стінок тракту ППРД використовується декартова система координат $Ozxy$. Кожна поверхня уздовж осі Oz розбивається опорними поперечними перерізами $z_i = \text{const}$, $i = 1,...,N_i$. Контурна форма поперечного перерізу поверхні в опорному перерізі $z = z_i$ задається аналітично набором ліній $x = f_k(y)$, $k = 1,...,N_i^k$, що використовуються для апроксимації контуру поверхні у перерізі $z = z_i$. Тут N_i та N_i^k – кількість опорних перерізів уздовж поверхні та кількість ліній апроксимації контуру у перерізі $z = z_i$. Кожна з цих ліній характеризується своїм способом аналітичного завдання і своїм набором геометричних параметрів. Контур поперечного перерізу поверхні тіла задається набором з декількох ліній різних типів, які стикуються між собою в характерних точках. Інтерполяція уздовж координати z використовується при обчисленні форми поверхні тіла на ділянці між опорними перерізами $z_{i-1} < z < z_i$. Спосіб інтерполяції по координаті z залежить від способів аналітичного опису форми в сусідніх опорних перерізах. При маршовому розрахунку просторової течії з використанням циліндричної системи координат Ozr^{-} вище згадані параметри форм поверхонь використовуються для знаходження залежностей $r = f(z,^{-})$.

Розрахунок просторової течії навколо фюзеляжу ЛА з ППРД. Маршовий розрахунок просторової надзвукової течії навколо ЛА з ППРД розпочинається з розрахунку обтікання наконечника фюзеляжу ЛА. Цей розрахунок може здійснюватися в наближеннях в’язкого і нев’язкого газу [14]. При розрахунку надзвукової течії з урахуванням в’язкості використовуються рівняння Нав’є–Стокса в наближенні "в’язкого шару". Надзвукові течії нев’язкого газу розраховуються за схемою Годунова для рівнянь Ейлера, що записуються в циліндричній системі координат.

1. Наконечник фюзеляжу ЛА. Розрахунок течії біля фюзеляжу ЛА розпочинається із завдання початкового поля потоку біля наконечника тіла, який може бути гострим, затупленим або трапецієвидним клином [2]. Поле течії навколо гострого наконечника тіла задається таким чином:

– для гострого наконечника задається аналітично або обчислюється маршовим методом встановлення;

– для сферично затупленого наконечника обчислюється маршовим методом з використанням табличних даних;

– для трапецієвидного клину обчислюється маршовим методом встановлення в декартовій системі координат для розрахункової області, що складається з двох підобластей [17].

2. Бічна поверхня фюзеляжу ЛА. Зовнішнє поле потоку навколо бічної поверхні фюзеляжу ЛА розраховується в області, що знаходиться між заданою поверхнею фюзеляжу ЛА і головною ударною хвилею, яка будується в процесі маршового розрахунку. Розрахунок обтікання бічної поверхні фюзеляжу ЛА ведеться до вхідного перерізу $z = z_{k0}$ в канал ПЗП, що співпадає з передньою кромкою каналу ПЗП. У вхідному перерізі каналу ПЗП здійснюється переформування поля потоку з урахуванням положення передньої кромки каналу ПЗП. У разі, коли головна ударна хвиля, що сформувалася при обтіканні наконечника ЛА, потрапляє всередину каналу ПЗП, в якості зовнішньої межі розрахункової області замість головної ударної хвилі може бути заданий будь-який контур, що охоплює поверхню тіла, з параметрами необуреного потоку в початковому перерізі.

Для продовження розрахунку обтікання фюзеляжу ЛА за перерізом входу в канал ПЗП ($z = z_{k0}$) необхідно врахувати втікання частини збуреного потоку у канал ПЗП. Для збереження регулярності сітки потрібно інтерполювати в радіальному напрямі параметри потоку на нову розрахункову сітку в деякому секторі $0 \leq \bar{} \leq \tilde{\bar{}}_2$, де кут $\tilde{\bar{}}_2 > 0$, що відповідає кутовій координаті крайньої точки перетину поверхні обичайки ПЗП з фюзеляжем ЛА. На променях $\bar{}_i = \mathrm{const}$, які не перетинаються з поверхнею зовнішньої обичайки ПЗП, параметри потоку залишаються без змін. На променях $\bar{}_i = \mathrm{const}$, що перетинають поверхню зовнішньої обичайки ПЗП, використовується лінійна інтерполяція уздовж радіальної координати для перерахунку параметрів в полі потоку між поверхнею зовнішньої обичайки ПЗП і головною ударною хвилею. При цьому розміри розрахункової області зменшуються, а кількість розрахункових осередків зберігається.

При формуванні початкового поля потоку для розрахунку течії в тракті ППРД аналогічним чином здійснюється інтерполяція параметрів потоку в радіальному напрямі для розрахункової області, що знаходиться між поверхнею фюзеляжу ЛА і передньою кромкою обичайки каналу ПЗП.

3. Хвостова частина фюзеляжу ЛА. Незалежний розрахунок зовнішнього обтікання бічної поверхні корпусу ЛА і внутрішньої течії в тракті ППРД припиняється у вихідному перерізі сопла ППРД – перерізі витікання вихлопного струменя продуктів згоряння ППРД [14]. Починаючи з вихідного перерізу сопла, здійснюється розрахунок з урахуванням взаємодії зовнішнього потоку, що сформувався в результаті обтікання бічної поверхні фюзеляжу ЛА, і вихлопного струменя продуктів згоряння ППРД. Розрахункова область обмежена головною ударною хвилею згори. Поле потоку, яке отримане при обтіканні зовнішньої поверхні фюзеляжу ЛА в поперечному перерізі, що співпадає із зрізом сопла, повинно бути перебудовано з урахуванням струменя продуктів згоряння, що витікає через сопло. Фактично частина комірок розрахункової області в поперечному перерізі, яка потрапляє на переріз донного зрізу сопла, має бути заповнена параметрами надзвукового потоку, що отримано у вихідному перерізі сопла.

Крім того, існує ще одна особливість розрахунку поля течії в хвостовій частині фюзеляжу ЛА. Застосування циліндричної системи координат Ozr^{-}, яка використовується при розрахунку обтікання передньої частини тіла, може виявитися непридатним для розрахунку поля течії навколо хвостової частини фюзеляжу ЛА, коли вісь Oz перетинає поверхню фюзеляжу ЛА. В цьому випадку вісь $O_1 z_1$ нової циліндричної системи координат $O_1 z_1 r_1^{-}{}_1$ має бути зміщена паралельно вгору на деяку відстань Δ, щоб точка O_1 початку нової системи координат $O_1 z_1 r_1^{-}{}_1$ знаходилася усередині хвостової частини фюзеляжу ЛА. Тому окрім завдання параметрів струменя в комірках, що потрапляють на зріз сопла, необхідно перерахувати параметри потоку і в інших комірках з урахуванням зміщення початку циліндричної системи координат. Після введеного перетворення координат поверхня хвостової частини фюзеляжу ЛА використовується як нижня межа розрахункової області.

Інтерполяція в полі потоку з поданням струменя продуктів згоряння здійснюється по аналогії з інтерполяцією, що виконується у вхідному перерізі каналу ПЗП. Основна відмінність полягає в тому, що якщо для ПЗП частина розрахункової області викидалася, то тепер, навпаки, додається частина розрахункової області з параметрами струменя. Для виконання інтерполяції необхідно задати параметри потоку в струмені і положення зрізу сопла. У комірки нової розрахункової сітки, що потрапляють всередину контуру зрізу сопла, засилаються параметри потоку з вихлопного струменя продуктів згоряння.

Розрахунок течії в тракті ППРД. Маршовий розрахунок просторової надзвукової течії в тракті ППРД розбивається на розрахунок течій в каналі ПЗП, камері згоряння і соплі [13, 14]. Цей розрахунок може здійснюватися в наближеннях в’язкого і нев’язкого газу.

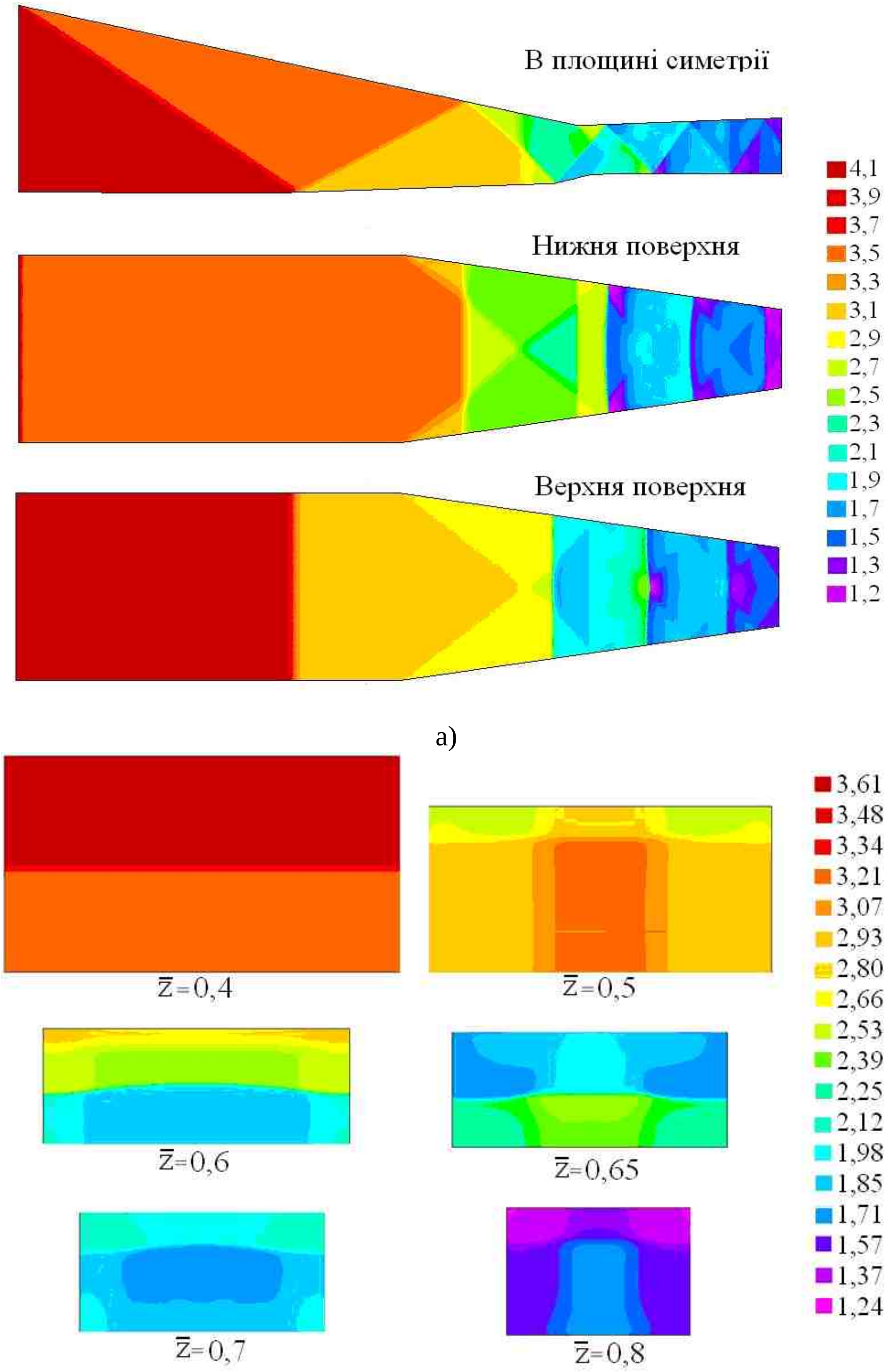
1. Повітрозабірний пристрій. Розрахунок течії в тракті ППРД розпочинається з розрахунку течії в каналі ПЗП [13]. Основна вимога при проєктуванні форми ПЗП полягає в забезпеченні необхідного значення коефіцієнта швидкості ª_k у вихідному перерізі каналу ПЗП. При цьому залежно від вибору форми носового обтічника і форми ПЗП змінюється коефіцієнт відновлення повного тиску $\pm < 1$ на виході з каналу ПЗП. Зазвичай при виборі ПЗП для ППРД з дозвуковим режимом горіння задається значення $\text{ª}_k < 1$, а форма носового обтічника і форма каналу ПЗП підбираються таким чином, щоб в штатному режимі надзвукового польоту забезпечувалося значення коефіцієнта $\pm$ з мінімально можливим відхиленням від одиниці. У зв’язку з вимогами, що пов’язані з максимальним гальмуванням надзвукового потоку і мінімальними втратами повного тиску, питання вибору форми носового обтічника і форми каналу ПЗП являється ключовим при проєктуванні ППРД. Вибір форми ПЗП вимагає численних розрахунків, для проведення яких необхідно мати методики оперативного розрахунку, які дозволяють проводити оціночні розрахунки, не прибігаючи до програмних комплексів, що вимагають десятки годин на проведення розрахунків.

Алгоритм розрахунку маршовим методом течії в каналі ПЗП з протитиском, що реалізований у вигляді ітераційної послідовності розрахунків, в процесі якої підбирається положення прямого стрибка ущільнення $z = z_{shock}$ для набуття необхідного значення коефіцієнта швидкості $^{a}{}_{k}$ у вихідному перерізі каналу ПЗП. Детальний опис цього алгоритму приведений в [19].

У перерізі $z = z_{shock}$ параметри потоку усереднюються і перераховуються по формулах прямого стрибка ущільнення. Подальший розрахунок поля дозвукової течії за прямим стрибком здійснюється маршовим методом. У каналах з плавною зміною площі поперечного перерізу, до яких у багатьох випадках можна віднести вихідні ділянки ПЗП, зміни тиску упоперек перерізу каналу набагато менше змін тиску уздовж каналу і можна використати наближення "вузького каналу" [20]. У рамках цього наближення враховується вплив на параметри течії як в’язкого тертя, так і зміна форми каналу. У простому випадку на етапі попереднього вибору форми вихідної ділянки каналу ПЗП без урахування в’язкого тертя можна використати одновимірну модель течії, що дозволяє врахувати зміну площі поперечного перерізу каналу.

Канали ПЗП мають досить складну просторову форму поперечного перерізу: щілина на вході в канал ПЗП, яка переходить у вузьку щілину, а потім стає близькою до квадратної. Ці зміни форми каналу ПЗП погано описуються в циліндричній системі координат Ozr^{-}, тому використовується декартова система координат $Ozxy$ для моделювання течії із завданням граничних умов прилипання або не протікання на стінках каналу ПЗП [18]. Поле потоку, що отримується на криволінійній сітці в декартовій системі координат, інтерполюється у вихідному перерізі каналу ПЗП на нову сітку, що використовується в циліндричній системі координат.

Зазвичай основна увага приділяється змінам форми каналу по висоті ПЗП, починаючи від вхідного перерізу і до горла каналу, а змінам форми каналу в боковому напрямку приділяється мало уваги. Тобто вибір форми каналу ПЗП здійснюється на основі двовимірної моделі течії [13]. Нижче розглянута надзвукова течія у каналі ПЗП просторової форми, що отримана за рахунок бокового звуження двовимірної форми каналу ПЗП, яка була використана в [13]. На рис. 1 демонструється вплив тривимірних ефектів при боковому звужені каналу на розподіл ізоліній числа Маха потоку в каналі ПЗП прямокутної форми поперечного перерізу.



а)

б)

Рис. 1 – Поля ізоліній числа Маха потоку в прямокутну каналі ПЗП:
а) вздовж каналу; б) в поперечних перерізах $\bar{z} = \text{const}$ каналу

Поля ізоліній числа Маха в площині симетрії течії, на верхній і нижній стінках каналу ПЗП показані на рис. 1, а), а на рис. 1, б) приведені поля ізоліній числа Маха в поперечних перерізах $\bar{z}$ уздовж каналу ПЗП, де $\bar{z} = (z - z_{k0})/L_k$ – безрозмірна координата поперечного перерізу $z = \mathrm{const}$, що відлічується від вхідного перерізу каналу ПЗП і віднесена до L_k довжини каналу ПЗП.

З приведених результатів видно, що вибір геометричних параметрів для тривимірної форми ПЗП значно ускладнюється в порівнянні з двовимірною формою, особливо на надзвуковій ділянці течії, коли зміни кутів нахилу бічних стінок каналу приводять до виникнення стрибків ущільнення і хвиль розрідження, які взаємодіють між собою.

2. Камера згоряння. При попередньому проєктуванні форми камери згоряння можуть бути використані два підходи. У першому підході чисельно розраховується гальмування надзвукового потоку до дозвукової швидкості в каналі ПЗП при заданому значенні коефіцієнта швидкості $^{\mathrm{a}}{}_k$ у вихідному перерізі ПЗП. Параметри потоку, що отримані на виході з ПЗП, використовуються як початкові дані для маршового розрахунку дозвукової течії в камері згоряння [13].

У другому підході розрахунок течії в ПЗП не проводиться, а задаються значення коефіцієнта швидкості $^{\mathrm{a}}{}_k$ і коефіцієнта відновлення повного тиску ± на виході з ПЗП. По заданих значеннях $^{\mathrm{a}}{}_k$ і ± обчислюються параметри потоку на вході в камеру згоряння. Застосування другого підходу виправдовується тим, що в проєктних дослідженнях форма ПЗП часто вибирається так, щоб на його виході виходили конкретні значення $^{\mathrm{a}}{}_k$.

Основні особливості розрахунку течії в камері згоряння пов’язані з моделюванням горіння пального – гасу із заданою витратою Q_k.

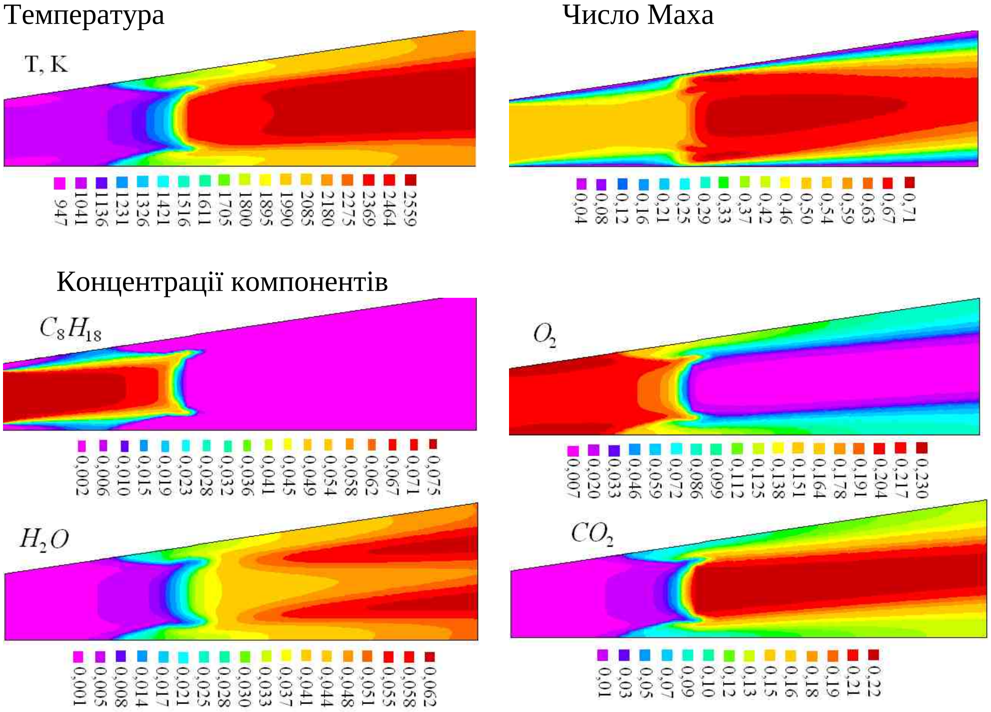
При рішенні рівнянь 2-го порядку для компонент газової суміші внаслідок "жорсткості" рівнянь дифузії при протіканні хімічних реакцій в основу алгоритму числового розрахунку на одному кроці по маршовій змінній покладений метод розщеплювання по фізичних процесах [21]. Згідно з цим методом зміна компонентного складу газової суміші на одному кроці інтеграції по маршовій змінній зводиться до послідовного визначення зміни масового складу суміші в перерізі z^{n+1} на новому маршовому шарі спочатку тільки в результаті хімічної взаємодії, а потім зміни компонентного складу суміші в перерізі z^{n+1} внаслідок конвективного і дифузійного перенесення. Детальний опис алгоритму розрахунку течії у камері згоряння наведений у [13]. Оціночні розрахунки для визначення параметрів в камері згоряння і з’ясування основних особливостей займання і горіння гасу, зокрема оцінки довжини зони вигорання гасу, впливу горіння на зміну параметрів течії, в камері згоряння тощо можуть проводитися в наближенні квазіодновимірної течії.

Займання і горіння гасу в камері згоряння призводить до підвищення температури і підведення тепла до продуктів згоряння, внаслідок чого може виникати теплове замикання потоку [13]. Тому форма камери згоряння повинна підбиратися так, щоб виключалося теплове замикання потоку. Для відвертання теплового замикання потоку досить збільшувати площу поперечного перерізу каналу уздовж камери згоряння, що призводить до гальмування дозвукового потоку.

Зміни параметрів потоку уздовж камери згоряння обумовлені впливом двох чинників: підведенням тепла в результаті згоряння гасу і збільшенням площини поперечного перерізу камери згоряння.

До повного згоряння гасу переважає перший чинник, обумовлений підвищенням температури за рахунок інтенсивного згоряння гасу, що призводить до збільшення швидкості потоку і зменшення тиску. Після повного згоряння гасу основний вплив на потік робить другий чинник, пов’язаний зі збільшенням площини поперечного перерізу каналу камери згоряння, що призводить до гальмування гарячого дозвукового потоку і зростання тиску.

В роботі [15] було отримано розподіл параметрів дозвукової течії в камері згоряння з урахуванням процесів займання і горіння гасу з використанням наближення "вузького каналу". На рис. 2 показані поля ізоліній в камері згоряння для температури, числа Маха та масових концентрацій компонентів: C_8H_{18} – гасу; O_2 – кисню; H_2O – води; CO_2 – двоокису кисню.


Температура

Число Маха

Концентрації компонентів

Рис. 2 – Поля ізоліній параметрів потоку в камері згоряння

Якщо на початковій ділянці камери згоряння масові концентрації гасу і кисню максимальні, то у кінці камери згоряння їх концентрації падають, а збільшуються концентрації води, двоокису кисню і інших продуктів згоряння.

3. Сопло. Параметри потоку, що отримані на виході з камери згоряння, використовуються як початкові дані при розрахунку течії в соплі продуктів згоряння з витратою Q, яка отримана на виході з камери згоряння. Розв’язання прямої задачі по ітераційному підбору форми сопла і площини його критичного перерізу при заданій витраті Q є досить трудомістким.

Тому в передпроєктному відробітку пропонується використати гранично спрощений підхід з використанням квазіодновимірного наближення, основні елементи якого зводяться до такого:

– у вихідному перерізі камери згоряння (вхідному перерізі сопла) за результатами розрахунку параметрів в камері згоряння визначаються середні по перерізу параметри дозвукової течії;

– в початковому перерізі надзвукової частини сопла задається число Маха потоку M_n не набагато більше одиниці (наприклад, $M_n \approx 1{,}30$);

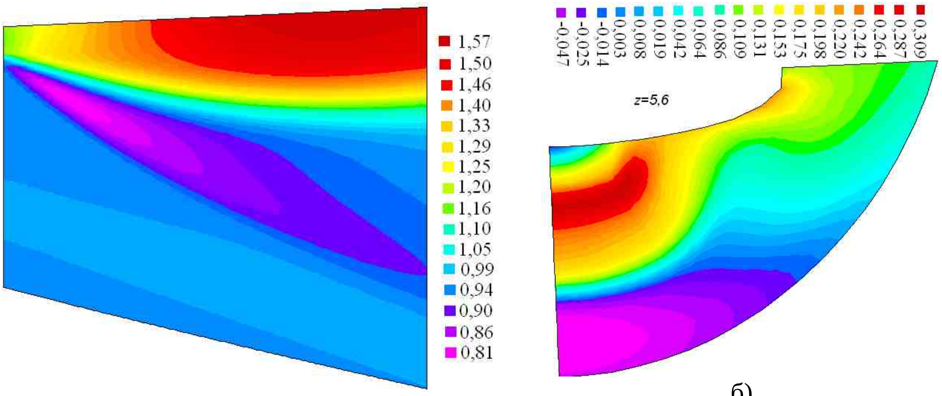
– з використання балансових співвідношень визначається площина поперечного перерізу надзвукової частини сопла, в якому число Маха $M = M_n$, і параметри надзвукового потоку в цьому перерізі;

– отримані параметри використовуються як початкові дані для розрахунку маршовими методами параметрів надзвукового витікання через сопло з використанням тривимірних рівнянь газової динаміки в наближенні "в’язкого шару" або нев’язкої течії.

– Площина критичного перерізу сопла визначає витрату продуктів згоряння через сопло $Q = Q_a + Q_k$, де Q_a – витрата повітря через ПЗП з заданим коефіцієнтом швидкості $^{a}{}_{k}$ у вихідному перерізі ПЗП, що погоджена з витратою гасу Q_k у камері згоряння.

Для маршового розрахунку течії в надзвуковій частині сопла можуть використовуватися дві моделі розрахунку. Течії з урахуванням в’язкості розраховуються в наближенні "в’язкого шару", а без урахування впливу в’язкості вирішуються рівняння Ейлера за схемою Годунова. Параметри транс- і надзвукового потоку досить сильно змінюються упоперек сопла і можуть відрізнятися від усереднених значень параметрів потоку в поперечних перерізах, що використовуються при проведенні оцінок в квазіодновимірному наближенні. Важливо відмітити, що при маршовому вирішенні задачі площина критичного перерізу сопла завжди має бути погоджена з параметрами потоку в камері згоряння, оскільки така відмінність призводить до перебудови течії як в камері згоряння, так і в ПЗП. В цьому випадку для отримання результату необхідно застосовувати методи встановлення, що призводить до великих витрат машинного часу і практичної неможливості оперативного комплексного визначення параметрів.

4. Вихлопний струмінь. Маршовий розрахунок надзвукової течії за зрізом сопла у вихлопному струмені, що взаємодіє з хвостовою частиною фюзеляжу ЛА і збуреним потоком повітря, що набігає, може здійснюватися в наближенні "в’язкого шару" або для рівнянь Ейлера за схемою Годунова, як це було зроблене у роботі [14]. На рис. 3 наведено поля ізоліній швидкості навколо хвостової частини фюзеляжу ЛА у вихлопному струмені.



а) б)

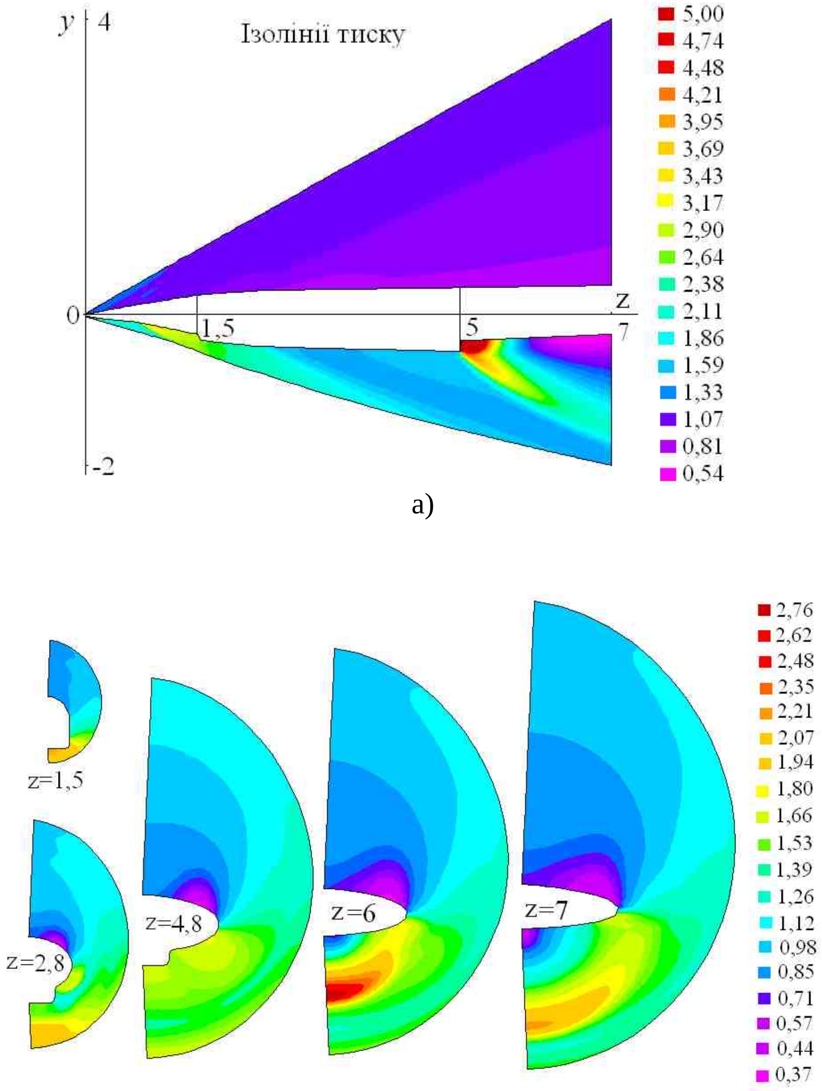
а) поздовжня в площині симетрії; б) поперечна у поперечному перерізі
Рис. 3 – Поля ізоліній швидкості струменя.

Результати числового розрахунку компонування ЛА з ППРД. Можливості вищеописаного РМЗ ілюструють результати [14] і нижче приведені результати надзвукового обтікання ЛА з ППРД в наближенні нев'язкого газу. Були проведені розрахунки обтікання ЛА просторової форми з ППРД надзвуковим потоком, що набігає, з числом Маха M_∞=3,0 під кутом атаки $\sim = 10°$.

На рис. 4 приведені поля ізоліній тиску навколо фюзеляжу ЛА в площині симетрії течії ЛА і в поперечних перерізах $z = \text{const}$. У перерізах z=1,5 і z=5, що виглядають як уступи на рис. 4, а), знаходяться передня кромка каналу ПЗП і вихідне сопло. У перерізі z=5 з сопла витікає надзвуковий струмінь продуктів згоряння з числом Маха M_{jet}=2 і тиском $p_{jet} \big/ p_\infty$=10.

На рис. 4, а) добре видно внутрішній стрибок ущільнення, який починається в кутовій точці на корпусі ЛА і формується в результаті взаємодії струменя продуктів згоряння, що витікає, з потоком повітря навколо бічної поверхні корпусу ЛА.

З навітряній сторони потоку навколо нижній поверхні фюзеляжу ЛА біля верхньої кромки сопла формується наступна картина течії (рис. 4, б)): від кромки сопла всередину струменя поширюється центрована хвиля розрідження, перед струменем виникає внутрішній стрибок, а між цим стрибком і хвилею розрідження знаходиться контактний розрив, що співпадає з межею струменя і розділяє повітря збуреного потоку, що набігає, і продукти згоряння ППРД. На рис. 4, б) показані поля ізоліній тиску навколо корпусу ЛА в поперечних перерізах $z = \text{const}$: z=1,5 – передній кромки каналу ПЗП, z=2,8 – між зрізом входу до ПЗП і зрізом сопла, z=4,8 – перед зрізом сопла, z=6,0 і z=7,0 – за зрізом сопла в області взаємодії струменя з нижньою поверхнею хвостової частини корпусу ЛА. На навітряній стороні потоку в перерізі z=6,0 добре видно зону підвищеного тиску за внутрішнім стрибком, що поширюється у радіальному напрямку в сторону головної ударної хвилі і в окружному напрямку в сторону зростання кута ¯ .



а)

б)

Ізолінії тиску: а) в площині симетрії течії; б) у поперечних перерізах $z = \text{const}$

Рис. 4 – Ізолінії тиску навколо фюзеляжу ЛА:

Висновки. Описане розрахункове методичне забезпечення для моделювання термогазодинамічних процесів в проточних трактах прямоточних повітряно-реактивних двигунів, інтегрованих з літальним апаратом, з урахуванням просторових ефектів з використанням методів, у рамках яких реалізовано маршове рішення спрощених рівнянь Нав'є–Стокса в наближеннях "в'язкого шару" і "вузького каналу", рівнянь Ейлера і законів збереження в квазіодновимірному наближенні.

Це розрахункове методичне забезпечення дозволяє істотно скоротити проведення комплексного розрахунку течій в усіх елементах ЛА з ППРД. На відміну від спрощених методик, в яких параметри визначаються кінцевими формулами або з використанням експериментальних даних, запропоноване розрахункове методичне забезпечення дозволяє отримувати розподіли газодинамічних параметрів в полі потоку навколо поверхні ЛА, розподіли термогазодинамічних параметрів в тракті ППРД, а також інтегральні характеристики ЛА з ППРД в цілому. Його використання дозволяє оперативно підбирати необхідні фізичні і геометричні параметри на початковому етапі проєктування. Розрахунки методом встановлення з використанням комерційних пакетів доцільно проводити після вибору з основних визначальних параметрів фізичних процесів та попередньо визначених геометричних обводів поверхні літального апарату та проточної частини тракту двигуна.

1 *Тимошенко В. И., Белоцерковец И. С., Галинский В. П.* Концептуальные вопросы математического моделирования процессов аэрогазотермодинамики гиперзвукового летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем. Аэрогидродинамика: проблемы и перспективы: сб. науч. трудов. Харьков: Нац. аэрокосмический ун-т «Харьк. Авиац. ин-т». 2006. Вып. 2. С. 161–181.

2 *Железнякова А. Л., Суржиков С. Т.* Численное моделирование гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата X-43. Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2010. № 1. С. 3–19.

3 *Задонский С. М., Косых А. П., Нерсесов Г. Г.* Газодинамические особенности обтекания модели гиперзвукового летательного аппарата интегральной компоновки. Ученые записки ЦАГИ. 2012. Т. XLIII, № 1. С. 32–47. https://doi.org/10.1615/TsAGISciJ.2012005188

4 *Волков К. Н., Емельянов В. Н., Карпенко А. Г.* Численное моделирование газодинамических и физико-химических процессов при обтекании тел гиперзвуковым потоком. Вычислительные методы и программирование. 2017. Т. 18, № 1. С. 387–405. https://doi.org/10.26089/NumMet.v18r433

5 *Жуков В. Т., Мануковский К. В., Новикова Н. Д.* и др. Исследование картины течения в модельном тракте двигателя высокоскоростного летательного аппарата. М.: ИПМ им. Келдыша, 2015. 23 с. (Препринт /ИПМ им. Келдыша; ИПМ 2015-5).

6 *Гуськов О. В., Копченов В. И., Липатов И. И.* и др. Процессы торможения сверхзвуковых течений в каналах. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008. 168 с.

7 *Лопатко В. М., Кухтин Е. П., Еланский А. В.* Модель газодинамического процесса в двухконтурном СППРД. Авиационно-космическая техника и технология. 2016. № 4. С. 18–24.

8 *Левин В. М.* Проблемы организации рабочего процесса в ПВРД. Физика горения и взрыва. 2010. Т. 46, № 4. С. 408–417. https://doi.org/10.1007/s10573-010-0055-z

9 *Котов Д. В., Суржиков С. Т.* Расчет гиперзвукового течения и излучения вязкого химически реагирующего газа в канале, моделирующем участок ГПВРД. ТВТ. 2012. Т. 50, № 1. С. 120–130. https://doi.org/10.1134/S0018151X12010099

10 *Гутов Б. И., Звягинцев В. И., Мельников А. Ю.* Влияние теплоподвода в камере сгорания на течение в диффузоре сверхзвукового воздухозаборника. Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2017. № 50. С. 15–25. https://doi.org/10.15593/2224-9982/2017.50.02

11 *Гунько Ю. П., Мажуль И. И.* Исследование некоторых факторов взаимодействия воздухозаборника и планера гиперзвукового летательного аппарата. Ученые записки ЦАГИ. 2002. Т. 33, № 1-2. С. 3–15.

12 *Борисов А. Д., Васютичев А. С., Лаптев И. В.* К выбору параметров воздушно-реактивного двигателя, обеспечивающих заданный режим маршевого полета летательного аппарата. Труды МАИ. 2017. Вып. 100. 15 с.

13 *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* Математическое моделирование процессов аэрогазотермодинамики сверхзвукового летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем. Космічна наука і технологія. 2020. Т. 26, № 2. С. 33–43. https://doi.org/10.15407/knit2020.02.003

14 *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* Маршевые алгоритмы расчета термогазодинамических процессов в прямоточных воздушно-реактивных двигателях, интегрированных с летательным аппаратом, с учетом пространственных эффектов. Вестник двигателестроения. 2019. № 2. С. 14–21.

15 *Тимошенко В. П., Галинский В. П, Книшенко Ю. В.* Теоретичні дослідження з аерогазодинаміки об’єктів ракетно-космічної техніки. Технічна механіка. 2021. № 2. С. 46–59. https://doi.org/10.15407/itm2021.02.046

16 *Комаров И. В., Зернюк Д. В., Епишин К. В.* и др. Разработка и тактика применения гиперзвуковых летательных аппаратов по материалам зарубежных источников. Инноватика и экспертиза. 2017. Вып. 1 (19). С. 204–214.

17 *Босняков С. М., Коваленко В. В., Михайлов С. В., Ремеев Н. Х.* Численное решение задачи обтекания трапециевидного клина сверхзвуковым потоком идеального газа. Ученые записки ЦАГИ. 1989. Т. 20, № 1. С. 29–39.

18 *Зарубин А. Г.* Расчет трехмерных сверхзвуковых течений с дозвуковыми зонами на основе уравнений Эйлера. Ученые записки ЦАГИ. 1977. Т. 8, № 4. С. 110–115.

19 *Тимошенко В. И., Дешко А. Е.* Особенности торможения сверхзвукового потока в канале переменного сечения. Техническая механика. 2016. № 1. С. 3–10.

20 *Тимошенко В. И.* Теоретические основы технической газовой динамики. Киев: Наукова думка, 2013. 426 с.

21 *Ковеня В. М., Черный С. Г.* Применение метода расщепления в задачах газовой динамики. М.: Наука. 1981. 304 с.

Отримано 18.05.2022,
у остаточному варіанті 21.06.2022