



ТИМОШЕНКО

Валерій Іванович —

член-кореспондент НАН України, заступник директора з наукової роботи Інституту технічної механіки НАН України і ДКА України, завідувач відділу аерогазодинаміки і динаміки технічних систем

КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ АЕРОТЕРМОГАЗОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ У ТЕХНІЧНИХ ОБ'ЄКТАХ (РАКЕТНО-КОСМІЧНА ТЕХНІКА, ЕНЕРГЕТИКА, МЕТАЛУРГІЯ)

За матеріалами наукової доповіді на засіданні Президії НАН України 11 січня 2017 року

Наведено інформацію щодо розроблених в Інституті технічної механіки НАН України і ДКА України математичних моделей, алгоритмічного та програмного забезпечення для чисельного моделювання течій газових і газодисперсних хімічно реагуючих нерівноважних сумішей. Розглянуто результати досліджень, які стосуються надзвукових течій навколо ракет-носіїв, течій у повітрозабірних пристроях, процесів у камері згоряння прямоточних повітряно-реактивних двигунів, особливостей впливу догоряння і краплинної подачі води на параметри струменя продуктів згоряння ракетного двигуна, визначення параметрів рідинно-реактивної системи керування рухом III ступенів ракет-носіїв. Проведено також розрахункове обґрунтування параметрів різних технологічних процесів, таких як газополуменеве наплення, горіння сухих і вологонасичених часточок вугілля, нагрівання і охолодження рулонів сталі у ковпаківій печі та ін.

Практично в усіх технічних системах і пристроях ракетно-космічної техніки, енергетики, металургії як робоче тіло використовуються хімічно нерівноважні газові та двофазні суміші. При відпрацюванні таких систем і пристроїв необхідно проводити багатопараметричні дослідження. Практичний інтерес становлять як закономірності течій високотемпературних газових сумішей, так і їх взаємодія з матеріалами обмежувальних поверхонь. Ці течії розглядаються з урахуванням хімічних перетворень, гетерогенної взаємодії фаз, фазових переходів тощо. Експериментальне моделювання та відпрацювання таких процесів досить трудомістке, тому ефективним засобом є чисельне моделювання, яке дозволяє зекономити час і кошти завдяки використанню математичних моделей, що відображають головні особливості термогазодинамічних процесів.

В Інституті технічної механіки НАН України і ДКА України (ІТМ) розроблено низку математичних моделей, чисельних методів, алгоритмів і комплексів програм, ефективність яких підтверджено їх практичним використанням при створенні нових зразків ракетно-космічної техніки. Це розрахунково-методичне забезпечення доцільно також використовувати при розробленні та удосконаленні багатьох високотемпературних технологій у металургії, машинобудуванні, енергетиці та інших галузях промисловості.

Незважаючи на різну прикладну спрямованість, високотемпературні аерогазодинамічні процеси характеризуються загальною механічною та фізико-хімічною основою. Різні програми загальної методології вирішення завдань відрізняються діапазоном зміни параметрів фізичного середовища, видом речовин і компонентів газової суміші, набором фізико-хімічних перетворень тощо. Нижче наведено інформацію щодо розроблених в ІТМ математичних моделей, алгоритмічного та програмного забезпечення для чисельного моделювання течій газових і газодисперсних хімічно реагуючих нерівноважних сумішей та розглянуто окремі результати досліджень, що стосуються конкретних технічних об'єктів.

Формулювання математичних моделей і розроблення алгоритмів чисельної реалізації

Складовою математичних моделей аеротермогазодинамічних процесів у різних технічних об'єктах є рівняння Нав'є—Стокса. Основним засобом практичного отримання розв'язків цих рівнянь є скінченнорізницеві методи чисельного розв'язання із застосуванням ЕОМ. Унаслідок удосконалення методів і підвищення потужності ЕОМ у чисельному розв'язанні рівнянь Нав'є—Стокса досягнуто значного прогресу. Проте стан алгоритмічного і програмного забезпечення та наявні потужності ПК накладають серйозні обмеження на повсякденне застосування методів і програм чисельного розв'язання рівняння Нав'є—Стокса

для розрахунків технологічних процесів. Крім того, для більшості практично важливих течій у технологічних апаратах характерне вкрай нерегулярне змінення параметрів течії в полі потоку, пов'язане з появою шарів змішування, примезових шарів, зон відриву потоку та ін. Труднощі зростають при дослідженні турбулентних течій. Це пов'язано, з одного боку, з необхідністю залучення емпіричної інформації для замикання існуючих теорій турбулентності, з іншого боку — з подальшим ускладненням системи диференціальних рівнянь, що описують усереднені турбулентні течії та їх мікроструктуру. Включення в математичну модель фізико-хімічних процесів: горіння, дисоціації, іонізації та ін. ще більше ускладнює завдання. Подальше ускладнення математичних моделей високотемпературної газової динаміки настає при розгляді гетерогенних процесів при взаємодії високотемпературного газу з частинками твердої і рідкої фаз, що супроводжує роботу багатьох технічних систем.

Зазначені обставини приводять до того, що для дослідження газодинамічних процесів широко використовуються різні припущення, які дозволяють спростити постановку задачі. Ці припущення ґрунтуються як на строгих асимптотичних оцінках, так і на інтуїтивних міркуваннях. У результаті формулюються спрощені математичні моделі, оптимальні з точки зору їх адекватності досліджуваному фізичному процесу та реалізації на ЕОМ за допомогою наявних алгоритмів [1, 2]. Найменші спрощення приймаються при використанні параболізованих рівнянь Нав'є—Стокса. Ці рівняння не виводяться асимптотично з рівнянь Нав'є—Стокса, а виходять формальним відкиданням похідних за поздовжньою змінною від компонент тензора в'язких напружень. Подальші спрощення приводять до рівнянь «в'язкого шару». У наближенні в'язкого шару використовується система рівнянь примезового шару з урахуванням членів порядку $\varepsilon = \frac{1}{\sqrt{Re}}$ (Re — число Рейнольдса), доповнена рівняннями кількості руху в проекції на напрям, перпендикулярний до напрямку основної течії, в яких повніс-

тю виключаються члени, що відображують вплив в'язкості газу. Ця система рівнянь апроксимує рівняння Нав'є—Стокса з похибкою порядку ϵ і дає можливість задовольнити всі граничні умови, які зазвичай формулюються при розв'язанні рівнянь Нав'є—Стокса на обтічній поверхні. Вона дозволяє отримати розв'язок задачі обтікання тіл за малих ϵ з такою самою точністю, що й рівняння примежового шару і нев'язкого газу в постановці в'язкої взаємодії. Принциповим є відсутність других похідних за координатою в напрямку основної течії, що дозволяє для стаціонарних надзвукових течій розглядати поздовжню координату як змінну часового типу і розв'язувати систему рівнянь маршовими за цією змінною методами.

Система спрощених рівнянь для газової фази містить рівняння нерозривності, рівняння зміни компонент кількості руху та повної енергії одиниці маси газу і переносу концентрацій компонент суміші, які записуються з урахуванням нерівноважних хімічних реакцій у газовій фазі та з додаванням членів, які відображують обмін масою, кількістю руху та енергією з частинками дисперсної фази за наявності випаровування частинок та гетерогенних хімічних реакцій. Для запису рівнянь для дисперсної фази використовується модель взаємопроникних континуумів з елементами дискретно-траєкторної моделі. У рамках цих моделей записуються рівняння, які описують параметри переносу частинок дисперсної фази з урахуванням їх взаємодії з несучим газом. Включення положень дискретно-траєкторної моделі дає можливість урахувати як зіткнення частинок дисперсної фази між собою та з обтічними поверхнями, так і зміну розподілу температури всередині частинок при випаровуванні з них вологи та в разі хімічної взаємодії з несучим газом.

Складовою частиною побудови математичних моделей є підбір набору хімічних реакцій між С-О-Н-компонентами суміші газів та реакцій горіння вуглецю у твердій фазі. Набір реакцій визначається для кожного конкретного випадку. Особливу увагу приділяють визначенню параметрів, що відображують механічну,

теплову і хімічну взаємодію між несучим газом і частинками дисперсної фази.

Методологія чисельного розв'язування задач аеротермогазодинаміки технічних об'єктів поєднує цілком окреслену технологію створення комплексів програм та розроблення технологічних для машинної реалізації алгоритмів, що дає можливість підвищити ефективність чисельного моделювання (розширити клас задач, що можуть бути розв'язані, скоротити строки розроблення програм, зменшити час використання ЕОМ).

Методичною основою побудови уніфікованих алгоритмів для комп'ютерного моделювання технологічних процесів є послідовне застосування ідей методів розщеплення як за фізичними процесами, так і за математичними особливостями рівнянь, що описують ці процеси. При формулюванні таких алгоритмів на кожному розрахунковому кроці у маршовому напрямку виділяються такі складові: крок *конвективного перенесення* (рівняння нерозривності, рівняння руху, рівняння енергії), крок *конвективно-дифузійного перенесення* (рівняння переносу компонентів суміші), крок *урахування хімічної взаємодії при заданих параметрах газової суміші* (розв'язується «жорстка» система диференціальних рівнянь хімічної кінетики), крок *визначення коефіцієнтів переносу* (розв'язуються рівняння диференціальної моделі турбулентності), крок *визначення параметрів дисперсної фази*. Для визначення параметрів просторових течій використовуються алгоритми розщеплення за просторовими змінними, які дають можливість на кожному розрахунковому кроці звести розв'язання багатовимірної задачі до набору одновимірних задач.

Враховуючи, що користувачами програм для комп'ютерного моделювання, як правило, є не професійні програмісти, а фахівці в галузі розроблення і вдосконалення технологічних процесів, окрему увагу слід приділяти питанням забезпечення можливості роботи з комплексом програм в інтерактивному режимі, з використанням термінів і визначень з предметної області призначення комплексу. Тому

важливу роль відіграє розроблення сервісної частини комплексу програм, складовими якої можуть бути набір віконних форм (текстових вікон, командних кнопок) і спеціально розробленого програмного забезпечення. Зокрема, це вікна задання вхідних даних та вікна результатів розрахунків, які відображують розподіл параметрів по обтічних поверхнях та в полі потоку. Окремі положення технології чисельного моделювання термогазодинамічних процесів викладено в [3, 4].

Результати досліджень аеротермогазодинамічних процесів у конкретних ракетно-космічних об'єктах

У напрямі досліджень в ракетно-космічній галузі розроблено методики, комп'ютерні програми і отримано нові розв'язки задач із надзвукового обтікання ракет-носіїв з керуючими та несучими аеродинамічними органами; течій у повітрязбірних пристроях та процесів змішування й горіння в камерах згоряння прямоточних повітряно-реактивних двигунів. Розроблено математичні моделі, алгоритми і програми обчислення параметрів двофазного неізобаричного надзвукового струменя продуктів згоряння палива ракетного двигуна з урахуванням подачі води в тіло струменя, а також течій газонасичених рідин у складних розгалужених трубопроводах рідинно-реактивних систем керування рухом III ступенів ракет.

Надзвукові течії повних компоновань ракет-носіїв. Створено комплекси комп'ютерних програм для визначення сумарних та розподілених аерогазодинамічних параметрів як ізольованих корпусів ракет-носіїв, так і ракет-носіїв з крилами, керуючими та несучими аеродинамічними органами на надзвуковій ділянці польоту [5–7].

Розроблені методики дозволяють врахувати взаємодію полів течії біля корпусу ракети-носія, органів управління, стабілізації і крил незалежно від їх кількості та місця розташування на корпусі ракети. Отримані результати було використано в провідних проектних

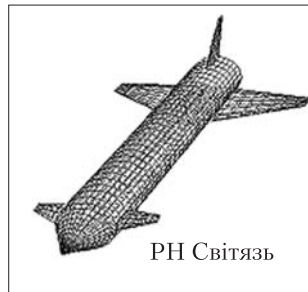


Рис. 1. Складові частини проектів «Оріль» і «Світязь» (<http://www.infuture.ru/article/3948>)

установах СРСР та України при розробленні ракет-носіїв, балістичних головних частин ракет дальньої дії тощо. Чисельні розв'язки задач над- та гіперзвукового обтікання літального апарата, що імітує багаторазовий космічний літак «Буран», були отримані одними з перших в СРСР.

У рамках Національних космічних програм України було проведено дослідження надзвукового обтікання повних компоновань ракет-носіїв у проектах «Світязь» та «Оріль» (рис. 1). Ці ракети-носії були розроблені КБ «Південне» і призначені для старту з фюзеляжу літака-носія Ан-225-100, який планувалося створити в АНТК ім. О.К. Антонова як модифікацію базового літака Ан-225 «Мрія».

Зазначені комплекси програм використовуються в КБ «Південне» і сьогодні, зокрема при виконанні ескізного проекту оперативно-тактичної ракети «Грім» (рис. 2).

Проведення розрахункових досліджень дає можливість скоротити обсяг експериментів в аеродинамічних трубах: достатньо протестувати результати розрахунків на поодиноких експериментах. При цьому слід зазначити, що розрахункові дослідження дають змогу отри-



Рис. 2. Оперативно-тактична ракета «Грім»
<http://www.depo.ua/ukr/war/ukrayina-rozroblyae-raketniy-kompleks-zdatniy-vrazhati-tsili-01092016113000>

мувати значно більше даних щодо параметрів обтікання компонування, ніж вимірювання в аеродинамічних трубах.

Окремі дослідження проведено в ІТМ щодо з'ясування особливостей обтікання гіперзвуковим потоком літальних апаратів в умовах термохімічної взаємодії потоку з обтічними поверхнями апаратів [4, 5, 8]. На відміну від відомих робіт, у яких термохімічне руйнування поверхні тіла вивчається з метою визначення теплових потоків та маси зруйнованого теплозахисного покриття, в ІТМ вивчено питання взаємного впливу термохімічного руйнування та в'язкої взаємодії і впливу цих процесів на аеродинамічний опір літальних апаратів. Показано, що залежно від конкретних умов вдування продуктів термохімічного руйнування теплозахисного покриття в прилеглий шар може привести як до зниження, так і до зростання аеродинамічного опору тіла. З'ясовано також механізми цього явища.

Розглянуто питання впливу просторових ефектів на інтенсивність термохімічного руйнування поверхні з композиційного склографітового матеріалу, в якому як наповнювач

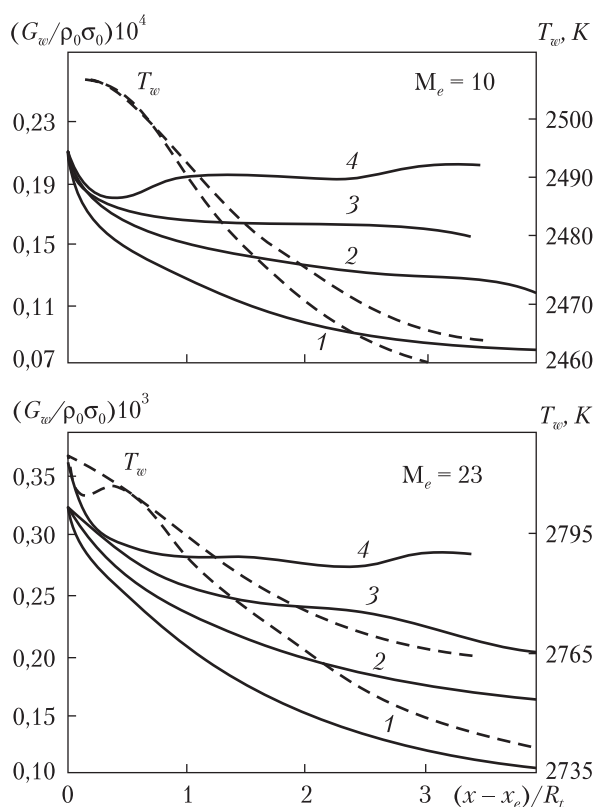
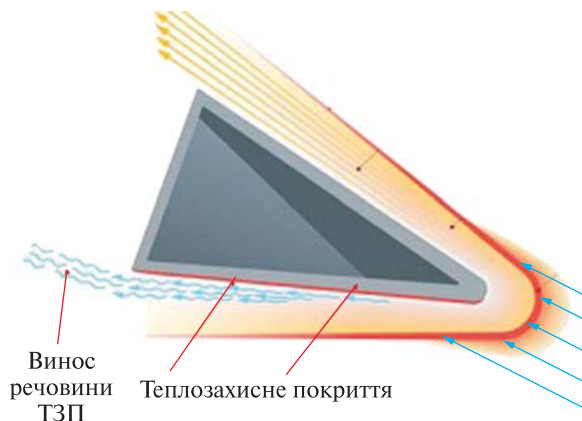


Рис. 3. Розподіл винесення теплозахисного покриття і температури вздовж поверхні: α – кут атаки, θ_k – кут конуса; 1 – $\alpha = 0^\circ$, $\theta_k = 15^\circ$; 2 – $\alpha = 5^\circ$, $\theta_k = 10^\circ$; 3 – $\alpha = 10^\circ$, $\theta_k = 5^\circ$; 4 – $\alpha = 15^\circ$, $\theta_k = 0^\circ$

використовується діоксид кремнію, а як сполучне – вуглецеві нитки.

На рис. 3 показано вплив розтікання потоку на навітряному боці притупленого конуса на температуру поверхні (пунктир) та інтен-

сивність винесення матеріалу теплозахисного покриття (ТЗП). Ці варіанти характеризуються тим, що кути між вектором швидкості у навітряній площині і дотичними до твірної тіла обертання зберігаються в усіх чотирьох варіантах. Це означає, що відмінність у розподілі інтенсивності винесення матеріалу склографітової поверхні та її температури для всіх варіантів визначається переважно ефектами розтікання.

Визначення термогазодинамічних параметрів в елементах прямоточних повітряно-реактивних двигунів. Принципову схему літальних апаратів з прямоточними повітряно-реактивними двигунами наведено на рис. 4 і показано елементи, робота яких визначається термогазодинамічними процесами: носовий обтічник, повітрязабірний пристрій (ПЗП), камера згоряння, сопло. В ІТМ вирішено низку питань, пов'язаних з формулюванням математичних моделей термогазодинамічних процесів, що супроводжують функціонування цих елементів, з розробленням алгоритмів чисельного розв'язування відповідних задач та створенням програмного забезпечення [9]. Окремі дослідження в цьому напрямі проводилися в межах проекту «Гіперзвук» Національної космічної програми України. Разом з ІТМ у цьому проекті брали участь КБ «Південне», АНТК ім. О.К. Антонова, Інститут проблем матеріалознавства ім. І.М. Францевича НАН України та Інститут газу НАН України.

Для визначення параметрів навколо носового обтічника та апарата загалом використовується таке саме методичне програмне забезпечення, що й для визначення параметрів навколо компонувань ракет-носіїв.

Для визначення параметрів надзвукового потоку при його гальмуванні в каналі ПЗП ефективним є метод встановлення за часом при чисельному розв'язуванні нестационарних рівнянь Нав'є—Стокса; у багатьох випадках можна використовувати модель невязкого газу. Це дає можливість заздалегідь вибрати форму каналу, що відповідає певним вимогам. На наступному етапі здійснюється коригування геометричних параметрів форми каналу



Рис. 4. Принципова схема літальних апаратів з прямо-точними повітряно-реактивними двигунами (<http://zewerok.ru/pvrd/>)

ПЗП у межах «параболізованих» рівнянь Нав'є—Стокса в наближенні «вязкого шару».

Використання системи рівнянь вязкого шару із застосуванням регуляризації розв'язку в дозвукових областях дає можливість виконувати моделювання вязкої надзвукової течії в тракті ПЗП з урахуванням впливу примежового шару на стінках за наявності обмежених областей дозвукових течій.

В ІТМ розроблено методичне забезпечення та робочі програми, проведено тестові розрахунки течій у каналах ПЗП. Зокрема, показано вплив геометрії каналів на картину гальмування потоку, вплив числа Рейнольдса та режиму течії — ламінарна чи турбулентна [10]. Розроблено інструкції для користувача робочих програм і передано робочі програми в КБ «Південне».

При відпрацюванні камери згоряння прямоточного повітряно-реактивного двигуна (ППРД) потрібно визначити різні можливі засоби зменшення довжини камери згоряння. Для цього слід вирішити низку питань, пов'язаних з особливостями займання компонентів палива при його змішуванні з високошвидкісним (надзвуковим) потоком повітря, зі стабілізацією та інтенсифікацією процесу горіння та зі збільшенням повноти згоряння палива. Слід зазначити, що при надзвукових швидкостях потоку і тенденції нарощування польотного числа Маха час перебування палива в камері згоряння ППРД обмежується мікросекундами. Тому принциповим завданням при виборі параметрів камери згоряння є стабілізація про-

цесу горіння і створення умов для скорочення зони вигорання палива. В ІТМ сформульовано раціональні математичні моделі, алгоритми їх чисельної реалізації та відповідне програмне забезпечення. З використанням цього методичного забезпечення досліджено можливість скорочення області займання і горіння палива шляхом вибору раціональних параметрів паливного струменя [11–13]. У роботі [13] з'ясовано, що при дозвуковому горінні скорочення області горіння може бути здійснено належним вибором раціональної температури супутнього потоку або розташування перерізу підпалу. При надзвуковому горінні додавання окиснювача у водневий струмінь, який подається в зону підпалу, дозволяє значно інтенсифікувати процес горіння. При цьому необхідно здійснювати подачу паливного струменя на мінімальній швидкості, забезпечуючи перепад швидкостей у струмені і супутньому потоці. Цього, зокрема, можна досягти зменшенням температури паливного струменя за заданого перепаду тиску в ресивері та на перерізі сопла, через яке вдувається пальне в камеру згоряння.

Визначення параметрів струменя продуктів згоряння ракетного двигуна. При розробленні та експлуатації об'єктів ракетно-космічної техніки виникає широке коло питань щодо чисельного моделювання струменевих течій, які супроводжують функціонування об'єктів ракетно-космічної техніки та їх елементів. У роботі [14] описано можливості розробленого в ІТМ програмно-методичного забезпечення. Зокрема, наведено результати дослідження взаємодії до- і надзвукових струменів із супутнім над- і дозвуковим струменем, струменевих течій під час руху ракети в пусковому контейнері стартової установки, витоків одиночних і складених надзвукових струменів рушійних установок ракет-носіїв та взаємодії їх з поверхнями, розрахунку параметрів у несиметричних і просторових відривних зонах за дном ракети з працюючою рушійною установкою.

Сьогодні постало широке коло питань, пов'язаних із захистом елементів стартових споруд від руйнівного впливу струменів ракетних двигунів при старті ракет. Для вирішення цих

питань в ІТМ розроблено математичну модель, алгоритм і програму чисельного розрахунку параметрів двофазного неізобаричного надзвукового струменя продуктів згоряння палива ракетного двигуна при подачі води в тіло струменя. Моделювання здійснюється на основі двошвидкісної і двотемпературної моделі суцільного середовища з урахуванням швидкісної і теплової взаємодії між газовою та дисперсною фазами.

З використанням створеного програмно-методичного забезпечення виявлено основні закономірності впливу подачі води, її випаровування, змішування і спалювання продуктів згоряння в кисні повітря на структуру течії та газодинамічні й теплофізичні параметри струменя.

До складу продуктів згоряння ракетного двигуна на зрізі сопла входять продукти неповного згоряння ракетного палива (монооксид вуглецю та водень), які при змішуванні з киснем повітря можуть вступати з ним у хімічну взаємодію — догоряти. Ефекти догорання та змішування струменя з краплями води продемонстровано на рис. 5, де наведено загальний вигляд струменя та розподіл температури і швидкості на його осі. Подача води приводить спочатку до різкого, а потім більш плавного зниження швидкості продуктів згоряння. Температура струменя на ділянці прогріву крапель змінюється повільніше, ніж після початку випаровування води. При догоранні вуглецю та водню вздовж струменя без крапель води температура підвищується майже на 300 °С. При подачі води догорання практично відсутнє.

Визначення параметрів складних гідравлічних систем. Складні гідравлічні системи є невід'ємною складовою систем керування рухом космічного апарата або верхнього ступеня ракети-носія за допомогою реактивних двигунів малої тяги. Процес розроблення цих систем — це комплекс теоретичних досліджень, конструкторських рішень, наземних експериментальних стендових відпрацювань окремих вузлів і всієї системи в цілому за максимально можливого відтворення польотних умов. Важливу роль при цьому відіграють математичні

моделі та програмне забезпечення, які дозволяють спрогнозувати очікувані результати стендового відпрацювання та підвищити їх інформативність.

В ІТМ сформульовано математичні моделі, створено алгоритмічне та програмне забезпечення для вибору і обґрунтування проектних параметрів складних розгалужених гідравлічних систем літальних апаратів, паливних систем реактивних двигунів [15]. Це програмно-методичне забезпечення дає можливість визначати параметри з урахуванням конструктивних особливостей гідравлічних трактів і гідравлічних опорів живильних трубопроводів, керуючої і регулюючої арматури; ступеня газонасичення паливних компонентів, динаміки електро- або пневмокерованих клапанів, термогазодинамічних процесів на виході із системи.

Розроблене в ІТМ програмно-методичне забезпечення було використано при методичному супроводі стендового відпрацювання в КБ «Південне» рідинно-реактивної системи (РРС) керування рухом ІІІ ступеня ракетного комплексу космічного призначення «Циклон-4» [16, 17]. Зокрема, виконано розрахункове супроводження та обґрунтування достатності видів і обсягів наземного стендового відпрацювання системи керування рухом для моделювання польотних умов. Особливість ракетного комплексу «Циклон-4» полягає в тому, що живлення керуючих блоків здійснюється не як зазвичай, з окремих паливних баків, а з паливних магістралей маршового двигуна. Це забезпечує зниження сухої маси ракети-носія за рахунок виключення автономних паливних баків, насосної газової системи, а також дозволяє повніше використовувати паливні ресурси, в тому числі гарантійні залишки палива.

На рис. 6 показано керуючі блоки та наведено результати розрахунків, що ілюструють вплив стендових (за сталого тиску в камерах згоряння) і польотних умов, а саме: вплив запуску маршового двигуна на зміни тиску та витрати компонентів палива на вході в камеру згоряння одного з двигунів керуючого блока, який працює у безперервному режимі. Запуск

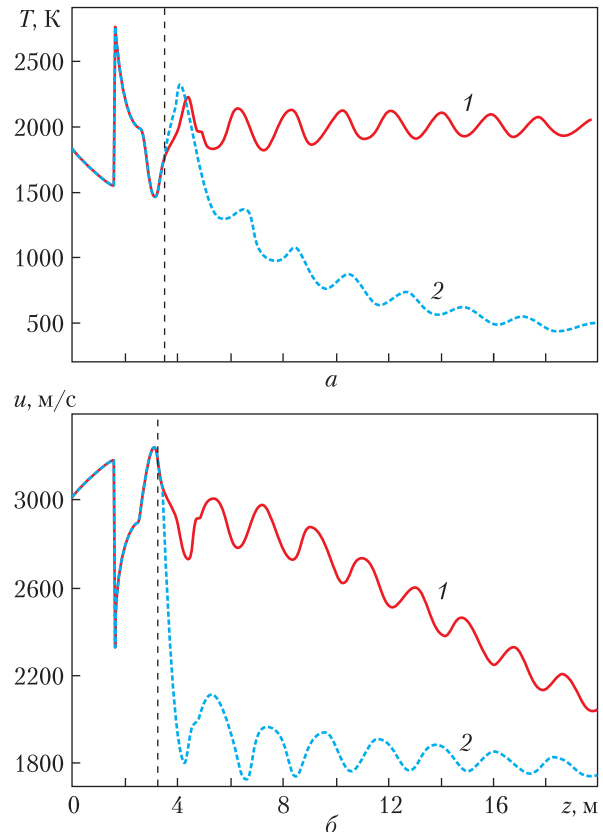


Рис. 5. Розподіл температури (а) і швидкості (б) на осі струменя: 1 — без подачі води; 2 — з подачею води

маршового двигуна приводить спочатку до провалу тиску в компонентах палива на вході в керуючий блок і до подальшого гідроудару.

Зміни тиску та витрати окиснювача й пального на входах у камеру згоряння керуючого блока у стендових і льотних умовах практично збігаються. У стендових умовах камеру згоряння імітують і приймають, що тиск у ній дорівнює 1 бар. Лінія 3 на рис. 6 показує типову зміну тиску в камері згоряння керуючого блока в льотних умовах. Видно, що деякі відмінності є лише при зниженні тиску в камері згоряння нижче 1 бар (у діапазоні 0,380–0,415 с).

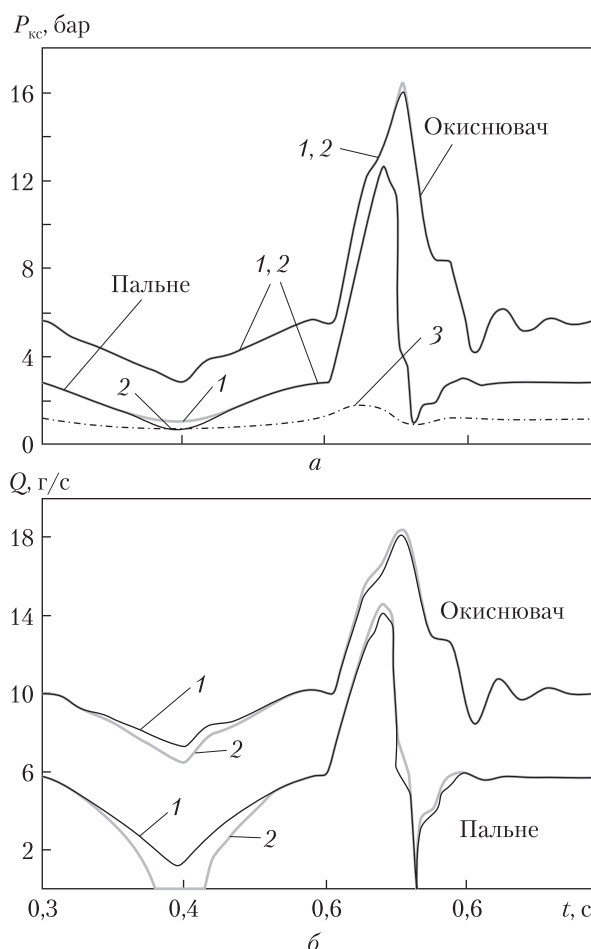


Рис. 6. Вплив запуску маршового двигуна на зміни тиску (а) та витрати компонентів палива (б) на вході в камеру згоряння одного з двигунів керуючого блока у льотних (1) і стендових (2) умовах (3 — типова зміна тиску)

У стендових умовах витрат пального в цьому діапазоні часу немає.

Результати верифікації розрахункової моделі та програмного забезпечення на даних стендового відпрацювання дозволяють використовувати їх при льотних випробуваннях для аналізу роботи РРС у штатних і можливих нештатних ситуаціях.

Окремі результати досліджень у цьому напрямі було використано в рамках проекту «Супроводження» Державної космічної програми України при оцінці стану розроблення РРС для III ступеня ракетного комплексу «Циклон-4» за підсумками довідних випробувань.

Розрахункове обґрунтування параметрів технологічних пристроїв

У конверсійному плані на базі створеного програмно-методичного забезпечення розроблено математичні моделі тепло- і масопереносу за наявності високотемпературних фізико-хімічних газофазних і гетерогенних процесів, які супроводжують функціонування різних технічних систем. У цьому розділі наведено окремі результати, отримані з використанням цього програмно-методичного забезпечення.

Моделювання процесів прискорення і нагрівання частинок у пристроях з витратним впливом на потік. У технологічних пристроях газополуменевого напилення, абразивної обробки поверхонь та струминного подрібнення твердих частинок разом із продуктами згоряння вуглеводневого палива частинки подаються в газодинамічний тракт, у якому відбувається їх прискорення, нагрівання і в разі необхідності плавлення. Додатковий розгін частинок має місце у вільному надзвуковому струмені. Розгін несучого газу в газодинамічному тракті здійснюється при геометричному і/або витратному впливі на потік.

При експериментальному відпрацюванні і виборі параметрів технологічних пристроїв газополуменевого напилення виникає низка питань, пов'язаних зі створенням гетерогенних потоків та вимірюванням параметрів швидкоплинних високотемпературних процесів, що

вимагає значних матеріальних витрат. Для зниження витрат на відпрацювання і оптимізацію технологічних пристроїв та вибір раціональних режимів їх роботи необхідне розроблення ефективних алгоритмів і створення на їх основі програмного забезпечення, що дає можливість проводити розрахунки на наявних потужностях ЕОМ з використанням практично прийнятних витрат машинного часу.

В ІТМ у співпраці з Інститутом проблем матеріалознавства ім. І.М. Францевича НАН України (ІПМ) створено комплекс програм для дослідження, нагрівання і плавлення частинок з тугоплавких матеріалів у газодинамічних трактах пристроїв для газополуменевого напилення. За допомогою розрахунків оцінено раціональні співвідношення витрат у вузлах підведення і довжини ділянки нагрівання для пальникових пристроїв з витратним способом керування двофазним потоком [18, 19]. В ІПМ було створено пристрій для нанесення захисних покриттів з тугоплавких матеріалів на поверхні, що зазнають ерозійного впливу (рис. 7). На рис. 7а суцільною лінією позначено розподіл температури несучого газу, а пунктиром — частинок матеріалу для напилення. З рис. 7б видно, що в разі витратного впливу на потік досягається повне розплавлення частинок матеріалу, що напилюється. Слід зауважити, що ступінь плавлення η визначається співвідношенням

$$\eta = \frac{1}{Q_m} \int_{T_m}^T C(T) dT,$$

де Q_m — теплота плавлення, T_m — температура плавлення.

Спалення сухих і водонасичених вугільних частинок у газодисперсному потоці. Розвинуто математичну модель газодисперсного струменя, яка враховує вплив нерівномірного нагріву сухих і вологонасичених частинок вугілля на час та особливості їх займання в супутньому потоці повітря. Показано, що характер прогрівання визначається не лише розмірами частинок, а й теплофізичними властивостями матеріалу частинок. Зокрема, в разі великого

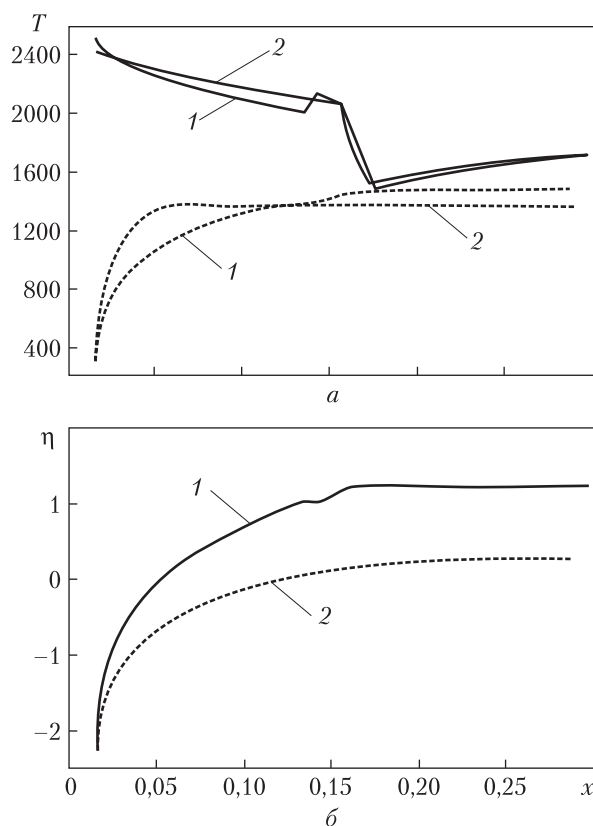
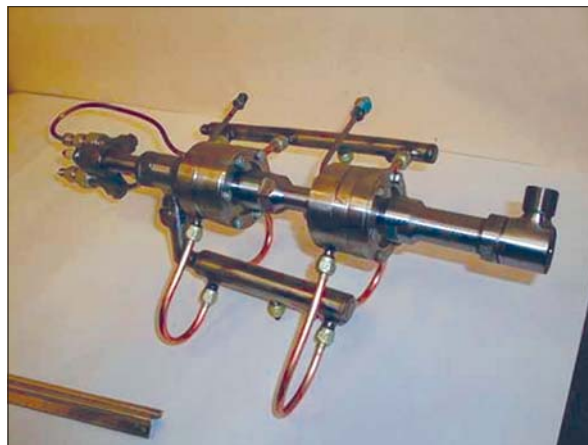


Рис. 7. Пристрій для нанесення захисних покриттів з тугоплавких матеріалів та розподіл температури (а) і ступеня плавлення (б) вздовж газодинамічного контуру при витратному (1) та геометричному (2) впливі

коефіцієнта тепловіддачі і малої теплопровідності матеріалу частинок модель «ізотермічна частинка» може призвести до похибки визначення часу прогрівання і займання частинки.

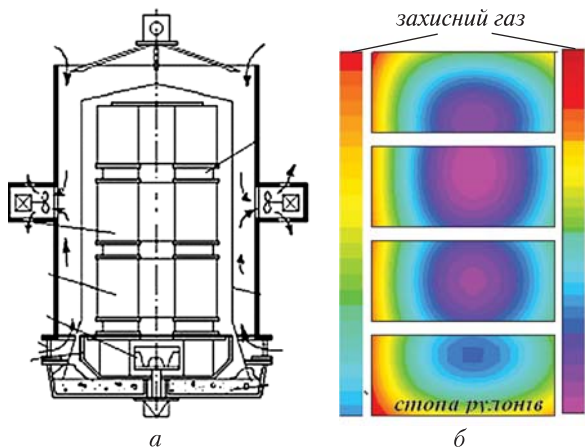


Рис. 8. Схема ковпакової печі (а) та розподіл температури захисного газу і стопи рулонів (б)

У цьому випадку для визначення розподілу температури в об'ємі частинки поряд з моделлю взаємопроникних континуумів використовуються елементи дискретно-траєкторного алгоритму.

Процеси, пов'язані з масопереносом і фазовими переходами в об'ємі частинки при її нагріванні, також можуть помітно змінити характер прогрівання і займання частинок. Одним із таких процесів є випаровування вологи з матеріалу водонасичених частинок. Особливістю займання і горіння водонасичених частинок є паралельний перебіг процесів прогрівання частинок, випаровування води всередині частинки, горіння вуглецю на її поверхні. У роботах [2, 20, 21] наведено основні положення математичної моделі, алгоритми і кількісні дані, що характеризують особливості впливу об'ємного розподілу температури на параметри прогрівання і займання водонасичених вугільних частинок у реакційному просторі, заповненому гарячим повітрям.

Прикладна спрямованість досліджень пов'язана з визначенням параметрів отримання відновного газу в прифурменних газифікаторах доменних печей та підбором раціональних режимів горіння водовугільного палива. Обидва ці напрями досліджень орієнтовані на пошук шляхів зменшення витрат природного газу в доменному процесі та при опаленні приміщень.

Оцінки параметрів рекристалізаційного відпалу рулонів сталі. Рекристалізаційний відпал застосовується у виробництві сталевих холоднокатаної стрічки з метою відновлення дрібнозернистої, м'якої і в'язкої структури наклепаного металу. Рекристалізаційний відпал здійснюється нагріванням рулонів сталі до 650–700 °С, витримуванням за цієї температури і наступним повільним охолодженням.

В ІТМ сформульовано математичну модель і створено комплекс програм для прогнозу теплового й напружено-деформованого стану рулонів холоднокатаної сталі при намотуванні на барабан і знятті з барабана моталки та оцінки параметрів нагрівання і охолодження рулонів при рекристалізаційному відпалі в середовищі захисного газу в ковпакових печах. Створене програмно-методичне забезпечення було використано співробітниками Інституту чорної металургії ім. З.І. Некрасова НАН України при проведенні досліджень [22, 23].

Для ілюстрації суті питання на рис. 8 наведено схему ковпакової печі та розподіл температури захисного газу в стопі рулонів. Захисний газ є сумішшю азоту та водню.

Підсумкові зауваження

Наведені результати було отримано в співпраці з провідними проектними установами ракетно-космічної й авіаційної галузі, створене програмне забезпечення використовується при розробленні та модернізації ракет-носіїв (зокрема в КБ «Південне» при виконанні державних і комерційних проектів), в установах Національної академії наук України при розробленні або визначенні шляхів підвищення ефективності технологічних пристроїв різного призначення. Ці напрацювання використовувалися також при виконанні окремих проектів та підготовці експертних висновків щодо деяких проектів національних і загальнодержавних цільових науково-технічних космічних програм України.

В останні роки значна частина досліджень в ІТМ виконувалася згідно з річними плана-

ми спільної науково-дослідної діяльності КБ «Південне» і наукових установ НАН України відповідно до Генеральної угоди про науково-технічне співробітництво між Національною

академією наук України та Державним підприємством «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля» в галузі створення ракетно-космічної техніки.

REFERENCES

1. Timoshenko V.I. *Gas-dynamics of high-temperature technological processes*. (Dnepropetrovsk, 2003). [Тимошенко В.И. *Газовая динамика высокотемпературных технологических процессов*. Днепропетровск: ИТМ НАНУ и НКАУ, 2003.]
2. Timoshenko V.I. *Theoretical foundations of the technical gas dynamics*. (Kyiv: Naukova Dumka, 2013). [Тимошенко В.И. *Теоретические основы технической газовой динамики*. К.: Наук. думка, 2013.]
3. Timoshenko V.I., Limanskiy A.V. *Technology numerical solution on a computer of problems of gas dynamics*. (Kyiv: Naukova Dumka, 1985). [Тимошенко В.И., Лиманский А.В. *Технология численного решения на ЭВМ задач газовой динамики*. К.: Наук. думка, 1985.]
4. Timoshenko V.I. *Computer technology of solving problems in gasdynamics*. (NY: Begell House Inc., 1998).
5. Timoshenko V.I. *Supersonic flow of viscous gas*. (Kyiv: Naukova Dumka, 1987). [Тимошенко В.И. *Сверхзвуковые течения вязкого газа*. К.: Наук. думка, 1987.]
6. Galinsky V.P., Timoshenko V.I. Problems in developing scientific methods for calculating aerodynamic parameters of launch vehicles. *Space Science and Technology*. 1998. 4(2/3): 64. [Тимошенко В.И., Галинский В.П. Проблемы создания научно-методического обеспечения расчета аэродинамики ракет-носителей. *Космическая наука и технологии*. 1998. Т. 4, № 2/3. С. 64–72.]
7. Timoshenko V.I. Computer simulation of hyper- and supersonic aerogasdynamics flying vehicles. In: *Aerodynamics: problems and perspective*. (Kharkov, 2004). P. 158–175. [Тимошенко В.И. Компьютерное моделирование процессов гипер- и сверхзвуковой аэрогазодинамики летательных аппаратов. В кн.: *Аэродинамика: проблемы и перспективы*. Харьков, 2004, С. 158–175.]
8. Timoshenko V.I., Frolov G.A. Problems of scientific and methodical maintenance of development and operation of heat-protective coatings for heat-stressed elements of objects of space-rocket engineering. I. Mathematical simulation of processes of the destruction of heat-protective materials and coatings. *Space Science and Technology*. 2003. 9(2/3): 34. [Тимошенко В.И., Фролов Г.А. Проблемы научно-методического обеспечения разработки и эксплуатации теплозащитных покрытий для теплонапряженных элементов объектов ракетно-космической техники. I. Математическое моделирование процессов разрушения теплозащитных материалов и покрытий. *Космична наука і технологія*. 2003. Т. 9, № 2/3. С. 34–44.]
9. Timoshenko V.I., Gusynin V.P. Use of hypersonic technologies in creating promising space systems. *Space Science and Technology*. 1999. 5(1): 97. [Тимошенко В.И., Гусынин В.П. Использование гиперзвуковых технологий при создании перспективных транспортных космических систем. *Космическая наука и технологии*. 1999. Т. 5, № 1. С. 97–107.]
10. Timoshenko V.I., Deshko A.E. Features of a supersonic flow deceleration in channel of variable cross section. *Technical Mechanics*. 2016. (1): 3. [Тимошенко В.И., Дешко А.Е. Особенности торможения сверхзвукового потока в канале переменного сечения. *Техническая механика*. 2016. № 1. С. 3–10.]
11. Timoshenko V.I., Belotserkovets I.S., Gusinin V.P. Problems of providing completeness of the methane-containing block-jet combustion in a rocket ramjet engine's combustion chamber. *Acta Astronautica*. 2009. 65(9–10): 1231.
12. Timoshenko V.I., Deshko A.E. On the effects of mass composition of non-equilibrium air-hydrogen jet on intensification of combustion in air cocurrent supersonic flow. *Aerospace technique and technology*. 2014. 110(3): 52. [Тимошенко В.И., Дешко А.Е. О влиянии массового состава неравновесной воздушно-водородной струи на интенсификацию процесса горения в спутном сверхзвуковом потоке воздуха. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2014. Т. 110, № 3. С. 52–57.]
13. Timoshenko V.I., Deshko A.E. On the question of the rational organization of the mixing and combustion processes in the combustion chamber of the ramjet. *Aerospace technique and technology*. 2015. 125(8): 75.

- [Тимошенко В.И., Дешко А.Е. К вопросу о рациональной организации процессов смешения и горения в камере сгорания ПВРД. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2015. Т. 125, № 8. С. 75–81.]
14. Timoshenko V.I., Belotserkovets I.S. Numerical simulation of jet streams in objects of space rocket engineering. *Space science and technology*. 1999. **5**(1): 78.
[Тимошенко В.И., Белоцерковец И.С. Численное моделирование струйных течений для объектов ракетно-космической техники. *Космічна наука і технологія*. 1999. Т. 5. № 1. С. 78–89.]
 15. Timoshenko V.I., Knyshenko Yu.V. Unsteady fluid flow in complex branched pipeline systems. *Aerospace technique and technology*. 2012. **92**(5): 47.
[Тимошенко В.И., Кнышенко Ю.В. Неустановившиеся течения жидкости в сложных разветвленных трубопроводных системах. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2012. Т. 92, № 5. С. 47–57.]
 16. Timoshenko V.I., Knyshenko Yu.V., Durachenko V.M., Anischenko V.M., Korelskiy A.V. Design and methodological support ground testing of liquid rocket motion control system for the third stage of space rocket "Cyclone-4". *Space technology. Missiles*. 2015. (3): 3.
[Тимошенко В.И., Кнышенко Ю.В., Дураченко В.М., Анищенко В.М., Корельский А.В. Расчетно-методическое обеспечение наземной отработки жидкостной реактивной системы управления движением III ступени РКН «Циклон-4». *Космическая техника. Ракетное вооружение*. 2015. Вып. 3(110). С. 3–14.]
 17. Timoshenko V.I., Knyshenko Yu.V., Durachenko V.M., Anischenko V.M. Problems of development of controlling liquid jet system, which is powered from lines of a booster of the launch vehicle final stage. *Space science and technology*. 2016. **22**(1): 20.
[Тимошенко В.И., Кнышенко Ю.В., Дураченко В.М., Анищенко В.М. Вопросы отработки управляющей жидкостной реактивной системы с питанием из магистралей маршевого двигателя последней ступени ракеты-носителя. *Космічна наука і технологія*. 2016. Т. 22, № 1. С. 20–35.]
 18. Timoshenko V.I., Belotserkovets I.S., Galinsky V.P., Kadyrov V.H., Kissel V.M., Evdokimenko Y.I. Investigation of the processes in torches for high-speed gas-plasma spraying of powder materials with the use of the flow-rate method of action on the flow. *J. Eng. Phys.* 2001. **74**(6): 156.
[Тимошенко В.И., Белоцерковец И.С., Галинский В.П., Кадыров В.Х., Кисель В.М., Евдокименко Ю.И. Исследование процессов в горелочных устройствах для высокоскоростного газопламенного напыления порошковых материалов с использованием расходного способа воздействия на поток. *Інженерно-фізический журнал*. 2001. Т. 74, № 6. С. 156–161.]
 19. Timoshenko V.I., Belotserkovets I.S., Galinsky V.P., Kadyrov V.H., Kissel V.M., Evdokimenko Y.I. Investigation of the processes of acceleration, heating, and melting of the particles of refractory materials in gasdynamic circuits of torches for flame spraying. *J. Eng. Phys.* 2002. **75**(2): 42.
[Тимошенко В.И., Белоцерковец И.С., Галинский В.П., Кадыров В.Х., Кисель В.М., Евдокименко Ю.И. Исследование процессов ускорения, нагрева и плавления частиц из тугоплавких материалов в газодинамических трактах горелочных устройств для газопламенного напыления. *Інженерно-фізический журнал*. 2002. Т. 75, № 2. С. 42–47.]
 20. Timoshenko V.I. Influence of the Spatial Temperature Distribution in Coal Particles on Their Heating and Ignition in a Gas-Dispersed Flow. *J. Eng. Phys.* 2014. **87**(4): 790.
[Тимошенко В.И. Влияние объемного распределения температуры в угольных частицах на их прогрев и воспламенение в газодисперсном потоке. *Інженерно-фізический журнал*. 2014. Т. 87, № 4. С. 767–771.]
 21. Timoshenko V.I. Numerical modeling of heating and ignition of dry and water-saturated coal particles in a gas-dispersion flow. *Applied Hydromechanics*. 2015. **17**(2): 64.
[Тимошенко В.И. Численное моделирование прогрева и воспламенения сухих и водонасыщенных угольных частиц в газодисперсном потоке. *Прикладна гідромеханіка*. 2015. Т. 17, № 2. С. 64–72.]
 22. Prikhodko I.Yu., Timoshenko V.I., Chernov P.A., Safyan V.V., Akishin V.V. On the mechanism of the effect of the rough surface cold-rolled strip on conditions of sticking of the turns of the coils during annealing and the formation of surface defects. *Metallurgical and Mining Industry*. 2002. (8): 92.
[Приходько И.Ю., Тимошенко В.И., Чернов П.А. и др. О механизме влияния шероховатой поверхности холоднокатаных полос на условия слипания витков рулонов при отжиге и образование дефектов поверхности. *Металлургическая и горнорудная промышленность*. 2002. № 8–9. С. 92–101.]
 23. Prikhodko I.Yu., Chernov P.A., Timoshenko V.I., Akishin V.V. Research of effect of modes of winding and annealing of the bands in terms of adhesion-welding of turns of coils. <http://pandia.ru/text/77/470/29095.php>.
[Приходько И.Ю., Чернов П.А., Тимошенко В.И., Акишин В.В. Исследование влияния режимов смотки и отжига полос на условия слипания-сваривания витков рулонов. <http://pandia.ru/text/77/470/29095.php>.]

V.I. Timoshenko

Institute of Technical Mechanics of National Academy of Sciences of Ukraine
and State Space Agency of Ukraine (Dnipro)

COMPUTER SIMULATION OF AERO-THERMO-GASDYNAMIC
PROCESSES IN TECHNICAL OBJECTS (ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY,
POWER ENGINEERING, METALLURGY)

According to the materials of scientific report at the meeting
of the Presidium of NAS of Ukraine, January 11, 2017

The report provides information on the developed in the Institute of Technical Mechanics of NASU and SSAU mathematical models, algorithms and software for numerical modeling of flows of chemical non equilibrium gas and gas-dispersed mixtures that accompany the work of the various technical systems. The results of studies of supersonic flows around launch vehicles, flows in air-intake and processes in the combustion chamber of the ramjet, the effect of after-burning and drip feed water parameters in the jets of the rocket engine combustion products, the determination parameters of liquid propellant management system powered from lines main engine of the last stage of the carrier rocket are described. There is also information concerning calculations justifying the parameters of various technological processes: high-speed gas-plasma spraying, the effect of non-uniform heating of dry and moisture-saturated coal particles on the time and character of their ignition, estimation of the parameters of heating and cooling of steel coils in bell-type furnace. Efficiency of methods and software is confirmed by their practical use in the development of new technical facilities for various purposes.

Keywords: numerical modeling, equilibrium gas and gas-dispersed mixtures, launch vehicles, rocket engine, air-intake, ramjet, high-speed gas-plasma spraying, ignition of coal particles.