УДК 519.245: 539.196.3: 533.(17+5+72)
https://doi.org/10.15407/itm2026.03.034

Л. Л. ПЕЧЕРИЦЯ, https://orcid.org/0000-0001-5896-1531
М. В. ПЕТРУШЕНКО, https://orcid.org/0009-0007-4608-9601

ВИЗНАЧЕННЯ СИЛОВОГО НАВАНТАЖЕННЯ ВІД ГАЗОВИХ СТРУМЕНІВ НА ПОВЕРХНІ ОБТІЧНИХ ПЕРЕШКОД МЕТОДОМ СТЕЖЕННЯ ЗА ТРАЄКТОРІЯМИ МОЛЕКУЛ

Інститут технічної механіки
Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна, https://ror.org/003ed9546; e-mail: larisa.peche@gmail.com

Проєктування об’єктів ракетно-космічної техніки неможливе без прогнозування динамічних навантажень, діючих на їх поверхню, моделювання аеродинаміки обтікання та аналізу негативних наслідків впливу навколишнього середовища на космічні апарати (КА). Коректне визначення силового навантаження від струменів рушійних установок на КА допоможе істотно знизити ризики часткової або повної втрати функціональності бортових приладів і таким чином подовжити терміни функціонування КА. Тому пошук ефективних методів аеродинамічного розрахунку струминних газових потоків з широким діапазоном режимів течії та визначення їх силового впливу на бортові вузли КА є актуальною проблемою сьогодення.

Об’єктом дослідження є аеродинамічний розрахунок звукових і надзвукових газових струминних потоків у вакуум та визначення їх силового впливу на обтічні перешкоди. Метою роботи є застосування статистичного методу моделювання траєкторій молекул для визначення силового навантаження від розріджених газових струменів на обтічні перешкоди.

Використано метод пробних частинок (МПЧ) стеження за молекулами при їх взаємодії з обтічними поверхнями та між собою у складі комбінованого підходу. Поєднання методів розв’язання рівнянь континуальної аеродинаміки (всередині та поблизу сопла, де реалізується континуальна течія) і МПЧ (в зонах, де рух середовища описується на молекулярно-кінетичному рівні) дає можливість вирішувати задачі витоку газових струменів довільного ступеня розрідженості. Підтверджено ефективність алгоритму МПЧ у складі комбінованого підходу шляхом порівняння отриманих розподілів параметрів силового впливу струминного потоку по обтічним поверхням з даними прямого моделювання Монте-Карло, аналітичними та наявними експериментальними вимірюваннями на задачах надзвукового вісьового обтікання конуса і звукового обтікання пластини, розташованої під різними кутами до струменя. Залучення рівнянь континуальної аеродинаміки значно розширює можливості МПЧ. Визначено межі застосування МПЧ як самостійно, так і у складі комбінованого підходу. Підтверджено переваги МПЧ в економії обчислювальних ресурсів: і розрахункового часу МПЧ, які у декілька разів менші за потреби прямого моделювання Монте-Карло.

Ключові слова: *газові струмені, статистичне моделювання, метод пробних частинок, чисельні розрахунки, режими обтікання, силове навантаження, обтічні поверхні.*

The design of spacecraft and rockets is impossible without predicting dynamic loads on their surface, simulating the aerodynamics of flow about them, or analyzing the adverse effects of the environment on them. The correct determination of the force exerted by propulsion system plums on spacecraft will considerably reduce the risk of partial or full disfunction of spacecraft materials and devices, thus extending the spacecraft service life. Because of this, a search for efficient methods of aerodynamic calculation of gas jet flows over a wide range of flow conditions and determining the force exerted by them on spacecraft units is an important current problem.

This paper is concerned with an aerodynamic calculation of sonic and supersonic gas jet flows into a vacuum and determining the force exerted by them on obstacles. The goal of this study is the use of the statistical method of molecule trajectory simulation to determine the force exerted by rarefied gas jets on obstacles.

Use is made of the test particle method (TPM) to track molecules in their interaction with obstacles and one another as a part of a combined approach. Combining methods for solving continual aerodynamics equations (inside and near the nozzle where the flow is continual) and the TPM (where the flow of the medium is described at a molecular-kinetic level) allows one to solve problems of arbitrarily rarefied jet outflows. By comparing the calculated distributions of the force exerted by a jet flow on solid surfaces with direct simulation Monte Carlo data and analytical and experimental data on supersonic axial flow about a cone and sonic flow past a plate at different angles to the flow axis, the efficacy of the TPM algorithm as a part of the combined approach is confirmed. The use of continual aerodynamics equations considerably extends the TPM capabilities. The applicability range of the TPM both taken alone and as a part of the combined approach is determined. The TPM advantages in saving the computational resources and computational time are confirmed: they are a fraction of those of the direct simulation Monte Carlo method.

Keywords: *gas jets, statistical simulation, test particle method, numerical calculations, flow conditions, force load, surfaces in the flow.*

Вступ. Ефективний контроль можливих забруднень приладів і систем космічного апарата (КА) є необхідним для успіху більшості космічних місій, оскільки їх наявність навіть у мінімальних дозах може значно погіршити характеристики бортового оснащення КА. Потрапляння сторонніх частинок та молекул на чутливі до забруднення поверхні можуть зменшувати амплітуду сигналів або розсіювати ці сигнали, змінювати характеристики пропускання і відбиття, створювати додаткове розсіювання світла на поверхнях оптико-електронної апаратури.

Тому при проєктуванні космічних апаратів особлива увага приділяється комп'ютерному моделюванню взаємодії КА з навколишнім середовищем та власною зовнішньою атмосферою [1], [2]. Компоненти витоку струменів рушійних установок (РУ) є одним з джерел, що дають найбільший внесок у забруднення елементів орбітальних КА. Крім того, що функціонування РУ корекції та стабілізації створює додаткові збурення газодинамічних параметрів навколо орбітальних КА, безпосередній силовий і тепловий вплив струминних факелів на елементи компонувальної схеми (наприклад, на сонячні батареї) може призвести до механічних пошкоджень і порушення стійкості конструкцій КА. Визначення потоків маси газу і силового навантаження на поверхні КА від струминних потоків на етапі проєктування допоможе істотно знизити ризики часткової або повної втрати функціональності бортових приладів і, таким чином, подовжити терміни їх функціонування [3].

Статистичний метод пробних частинок в розрідженій газовій динаміці. Серед статистичних методів, придатних для моделювання різних складних процесів у розріджених течіях (в тому числі у перехідному режимі) найбільш відомим є пряме моделювання Монте-Карло (ПММК або DSMC-англ.). Менш відомим є статистичний метод пробних частинок (МПЧ або TPSM-англ.), запропонований вперше у 1960 році [4] для визначення швидкості молекулярного потоку. Суть МПЧ полягала у стеженні за статистичними траєкторіями реальних молекул ("пробних частинок"), що рухаються по коміркам розрахункової області (РО) з заданими газодинамічними характеристиками і взаємодіють з обтічною поверхнею. На початковому етапі свого розвитку МПЧ використовувався для розрахунків розріджених однорідних газових потоків (з незмінним напрямком вектора масової швидкості молекул, що набігають на перешкоду) при відсутності зіткнень між молекулами. МПЧ добре себе зарекомендував при вирішенні широкого кола задач, наприклад для розрахунку потоків зі складними межами, які призводять до багаторазового відбиття молекул від поверхні під час проходження однієї траєкторії; вирішення складних задач молекулярної газової динаміки, де неможливо отримати аналітичні вирази через складність геометрії і зони течії розріджених газів; для швидкого і точного прогнозування аеродинамічних сил, що діють на супутники на низькій навколоземній орбіті та ін. Одним з важливих етапів розвитку МПЧ було його розповсюдження на перехідний режим течії [5], де зіткнення між молекулами газу моделювалося як взаємодія між пробною частинкою (молекулою) і частинками-мішенями газового фону. Більш детальний опис етапів розвитку МПЧ, аналіз літературних джерел і огляд задач, для розв'язання яких він залучався, наведено у [6].

З самого початку свого використання МПЧ показав суттєву перевагу у

© Л. Л. Печериця, М. В. Петрушенко, 2026

The article is an open access article distributed underthe terms and conditions of the Creative Commons Attributions (CC BY) license (https/creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

порівнянні з ПММК в задіяних обчислювальних ресурсах: заощадження об'єму пам'яті та часу розрахунків відбувалося за рахунок того, що траєкторії молекул розігруються послідовно, а не одночасно. Слід акцентувати увагу на висновки, зроблені у роботі [7] під час розрахунку аеродинамічних сил на супутники складної форми при різних умовах вільномолекулярного потоку і моделях взаємодії газу з поверхнею. На думку авторів [7] інші обчислювальні методи, такі як ПММК або аналітичний інтегральний метод, програють МПЧ. Інтегральний метод забезпечує меншу точність, оскільки є нездатним врахувати багаторазові віддзеркалення молекул, а метод ПММК хоч і більш поширений, ніж МПЧ, але є занадто дорогим в обчислювальному плані: процесорний час і обсяг пам'яті, що потребує МПЧ, незрівнянно менші за ПММК (на 3–4 і 1–2 порядки відповідно) при однаковій точності результатів.

Реалізація статистичних методів для моделювання струминних газових течій. МПЧ, як і всі статистичні методи газової динаміки, призначений для розв'язання рівняння Больцмана [8]. МПЧ зводиться до стеження за траєкторіями молекул газу і відстежує стохастичне зіткнення молекул між собою та поверхнею обтічної перешкоди з наперед обумовленим законом розподілу швидкостей після взаємодії. Можливість використання МПЧ не тільки у вільномолекулярному режимі течії однорідного потоку, а й у перехідному, безперечно підвищила його рейтинг. Впевненість у працездатності МПЧ при помірних числах Кнудсена ($Kn > 2 \cdot 10^{-2}$) дала задовільну відповідність наявним експериментальним даним результатів, отриманих за його допомогою при розв’язанні задач обтікання перешкод однорідним газовим потоком.

Наступний принциповий етап розвитку МПЧ – це його застосування для розрахунку струминних течій. В газових струменях структура є досить складною і режими течії в них можуть варіюватися в широкому діапазоні. Тому при розширенні струменів у вакуум континуальний підхід, строго кажучи, несправедливий. В цій ситуації перевага надається використанню методів статистичного моделювання [9] і МПЧ є одним з небагатьох методів, що дозволяє охопити режими від вільномолекулярного до перехідного. Без заперечення, найбільш розвинений статистичний метод ПММК за багато років свого розвитку перетворився на потужний чисельний інструмент для розрахунку багатьох складних течій розрідженого газу, зокрема і для струминних течій [10]. Але, навіть враховуючи можливості сучасних суперкомп'ютерів, він і досі лишається обчислювально «дорожчим» за МПЧ і через це не завжди застосовним [11], [12], [13], [14],

У 2023 році на базі існуючого алгоритму для однорідного потоку було запропоновано і розроблено алгоритм МПЧ для аеродинамічних розрахунків розріджених струминних течій [15]. У 2024 році цей алгоритм було верифіковано [16] і проведено розрахунки з визначення впливу розріджених струменів (з вільномолекулярним та перехідним режимами течії) від ракетних РУ керування на елементи конкретного космічного апарата і його власну зовнішню атмосферу [17]. За допомогою МПЧ для характерних експлуатаційних режимів роботи, що були надані ДП «КБ «Південне», було проведено дослідження впливу бортових двигунів керування на функціонування КА типа Кубсат на етапі його проєктування. КА мав форму прямої шестигранної призми з керуючими двигунами по верхньому та нижньому поясах периметру з осями паралельними і під кутом 30^0 до поверхні сонячних батарей (СБ), розташованих на корпусі КА. Використання МПЧ дозволило визначити максимальні

значення і розподіли по поверхні СБ питомого потоку маси газу, а також нормального тиску і тангенціального напруження. Аеродинамічний розрахунок газових струменів двигунів керування КА українського виробництва за допомогою МПЧ було проведено вперше.

Присутність в струминних факелах широкого спектру режимів течії, в тому числі можлива наявність зони континуальної течії, потребує подальшого вдосконалення МПЧ. Мета цієї роботи – розвиток МПЧ для чисельного моделювання обтікання перешкод надзвуковими та звуковими газовими струменями, що мають щільне ядро поблизу сопла. Залежно від режиму течії існують різні методи аеродинамічного розрахунку. Їх вибір здійснюється відповідно до режиму, що реалізується в наявній зоні струминного потоку. В континуальній зоні для числового моделювання газодинамічних параметрів та силової взаємодії струменя з поверхнею обтічного тіла зазвичай використовуються методи чисельного рішення рівнянь Нав'є–Стокса, а в зонах сильного та помірного розрідження – статистичні методи.

Для розрахунку струменів, що витікають у вакуум і мають широкий діапазон режимів течії (від суцільносередовищного поблизу сопла до вільномолекулярного у дальньому полі течії), пропонується використання комбінованого підходу [18], що є комбінацією методів континуальної аеродинаміки та статистичних розрахунків розрідженої газової динаміки. Суть комбінованого підходу полягає у такому: рішення, отримані в зонах з високою щільністю, використовуються у якості початкових даних для подальших розрахунків у біль віддалених зонах. Першим етапом є прогнозування характеристик у щільній області на виході і зовні сопла (аж до меж щільного ядра), для чого застосовується алгоритми розв’язання рівнянь Ейлера та Нав’е–Стокса. Другим етапом є застосування МПЧ у зонах перехідної та розрідженої течії: траєкторії молекул розігруються випадковим чином з початкової поверхні, що є межею виходу зі щільного ядра струменя. Газодинамічні параметри у комірках старту молекул відповідають рішенням рівнянь континуальної газової динаміки всередині початкової поверхні. При відсутності щільного ядра струменя в якості початкової поверхні можливо використовувати зріз сопла.

Для проведення чисельного моделювання МПЧ область розрахунків задається у вигляді прямокутного паралелепіпеда, що охоплює обтічне тіло та зони збурення газодинамічних параметрів навколо нього. Для реалізації алгоритму стеження за траєкторіями молекул струминного потоку РО рівномірно розбивається на комірки площинами, паралельними її граням. Зіткнення молекул відбувається відповідно до закону твердих пружніх сфер, а відбиття від поверхні обтічної перешкоди – за дифузною схемою.

Процес розрахунків базується на застосуванні ітераційного процесу, при якому на кожній наступній ітерації розіграш наперед заданого числа траєкторій здійснюється на полі газодинамічних параметрів, отриманому в комірках РО на попередній ітерації (на першій ітерації в якості початкових використовуються параметри у вакуумі). Для отримання фізично надійних рішень необхідно провести декілька таких ітерацій.

Працездатність МПЧ у складі комбінованого підходу підтверджена шляхом порівняння отриманих результатів з наявними дослідними даними (а саме: з експериментальними вимірюваннями, даними ПММК та результатами розрахунків МПЧ без використання комбінованого підходу). В процесі розрахунків збіжність результатів досягалася на третій ітерації. Максимальний час однієї ітерації при $1{,}5 \cdot 10^6$ розіграшів траєкторій частинок коливався від 2

до 10 хвилин (в залежності від габаритів РО, апроксимації геометрії перешкоди та режиму її обтікання).

Тестування алгоритму МПЧ у складі комбінованого підходу на задачі вісесиметричного обтікання конуса надзвуковим струминним потоком. На початковому етапі тестування розробленого струминного алгоритму МПЧ розрахунки проводилися без залучення розв'язання рівнянь Нав'є–Стокса для досить розріджених газових струменів. За допомогою МПЧ у [16] було проведено дослідження вісесиметричного обтікання конуса надзвуковим сильно недорозширеним азотним струменем, що витікає у вакуум за умов експерименту [19], що відповідало числу Кнудсена на зрізі сопла $Kn_a \approx 0{,}02$. Схему обтікання конуса та розташування датчиків Р1 і Р2 експериментального вимірювання статичного тиску на відстанях l=10 мм і l=20 мм від вершини конуса наведено на рис. 1 [19]. Експериментальні дослідження тиску відбувалися для різних віддаленнях конуса від вихідного отвору сопла при його розташуванні у вільномолекулярній зоні струменя.

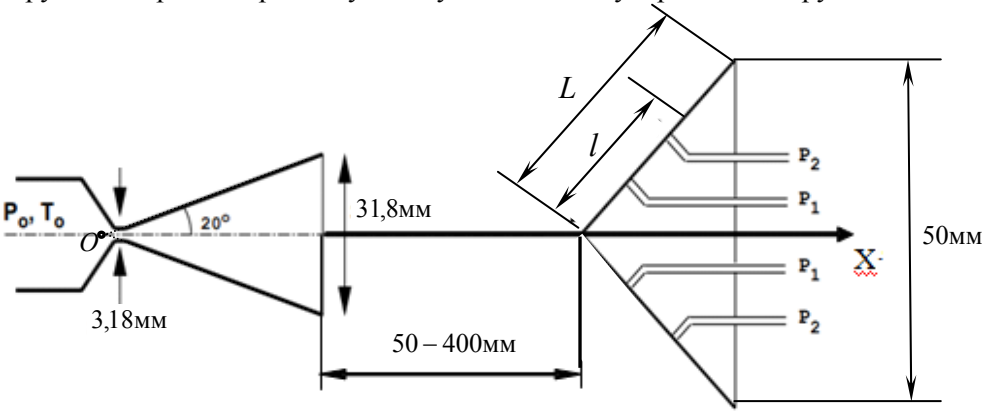


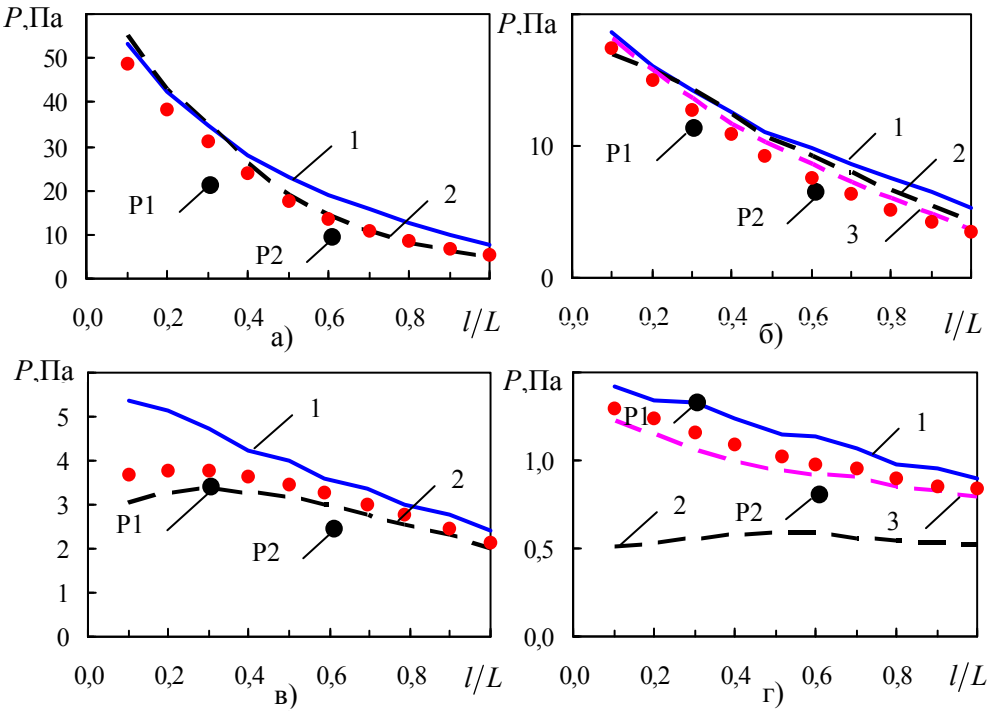
Рис. 1 – Схема експерименту [19]

Отриманий у [16] розподіл статистичного тиску вздовж знерозміреної твірної конуса l/L (де L – довжина твірної конуса, дивись рис. 1) при його вісесиметричному обтіканні на відстанях X = 50, 100, 200 і 400 мм від зрізу сопла показано на рис. 2 кривою 1, що має синій колір. Там же наведено експериментальні дані з вимірювання датчиками Р1 і Р2 статистичного тиску на поверхні конуса (чорні кружечки) [19].

Для поліпшення результатів МПЧ було застосовано комбінований підхід. В якості початкових даних для розрахунків МПЧ за межами вихідного отвору сопла було використано наведені у роботі [20] розподіли компонент масової швидкості V_x і V_r та концентрації струминного потоку на зрізі сопла. Залежність вказаних параметрів від знерозміреної радіальної координати r/R вихідного отвору сопла була отримана інтерполяцією результатів розв'язку рівнянь Нав'є–Стокса всередині сопла. Розіграш координат старту молекул по зрізу сопла відбувався пропорційно розподілу потоків маси газу через нього, а спектр значень модуля масової швидкості і її напрямок у точках старту були нерівномірними і відповідали [20]. На рис. 2 результати розрахунків МПЧ у складі комбінованого підходу позначені червоними кружечками.

Результати чисельних досліджень методом ПММК [19] у складі комбінованого підходу показано на рис. 2 за допомогою кривої 2. Для двох випадків

X = 100 мм та X =400 мм на рис. 2 наведено результати іншого автора [20] (крива 3), що отримані також ПММК у складі комбінованого підходу при аналогічному розподілі газодинамічних параметрів на зрізі сопла.



а) – на відстані конуса 50 мм від зрізу сопла; б) – на відстані 100 мм; в) – на відстані 200 мм; г) – на відстані 400 мм
(позначення кривих: 1 – МПЧ [16]; 2 – ПММК [19] 3 – ПММК [20]; великі чорні точки – експериментальні вимірювання [19]; маленькі червоні точки – МПЧ у складі комбінованого підходу)

Рис. 2 – Розподіл статистичного тиску P вздовж знерозміреної твірної конуса

Всі розрахунки проведені для дифузної моделі взаємодії газу з конусною поверхнею при умові повної теплової акомодації. Тиск струменя на поверхню визначався через сумарний нормальний імпульс, що передавався поверхні від падаючих та відбитих молекул на одиницю площі в одиницю часу.

При порівнянні наявних розподілів статистичного тиску P вздовж твірної конуса встановлено, що спостерігається деяка розбіжність між розрахунковими значеннями ПММК [19] і [20] (рис. 2 б), г)). Дані МПЧ без залучення рівнянь Нав'є–Стокса у ближньому полі струменя (на відстанях конуса 50 мм та 100 мм від отвору сопла) є завищеними, а у складі комбінованого підходу наближені до експериментальних даних навіть краще, ніж ПММК [19] і [20] (рис. 2 а), б)). При розташуванні конуса в дальньому полі струменя (на відстані 200 мм та 400 мм) криві комбінованого підходу обох методів (МПЧ і ПММК) задовільно відповідають експериментальним вимірюванням (рис. 2 в), г)).

Верифікація алгоритму МПЧ у складі комбінованого підходу на задачі звукового струминного обтікання пластини під кутом атаки. Розрахунки впливу звукового сильно недорозширеного азотного струменя на пластину при різних кутах атаки відбувалися при таких параметрах витоку стру-

меня: P_0 =1000 Па; $T_0 = T_w$ =300 К; M_a =1; T_a =252 К; концентрація $n_a = 1{,}53 \cdot 10^{-23}$ м$^{-3}$. Пластину було розташовано на відстані $L = 40 r_a$ від зрізу сопла (рис. 3), де r_a =1 мм – радіус вихідного отвору сопла. Умови експерименту [22] відповідали числу Кнудсена $Kn_a \approx 0{,}005$, тобто майже континуальному режиму.

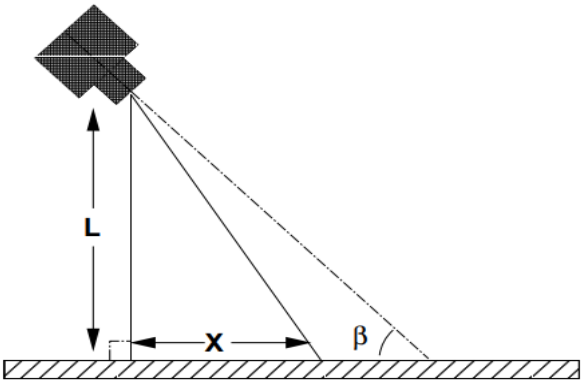
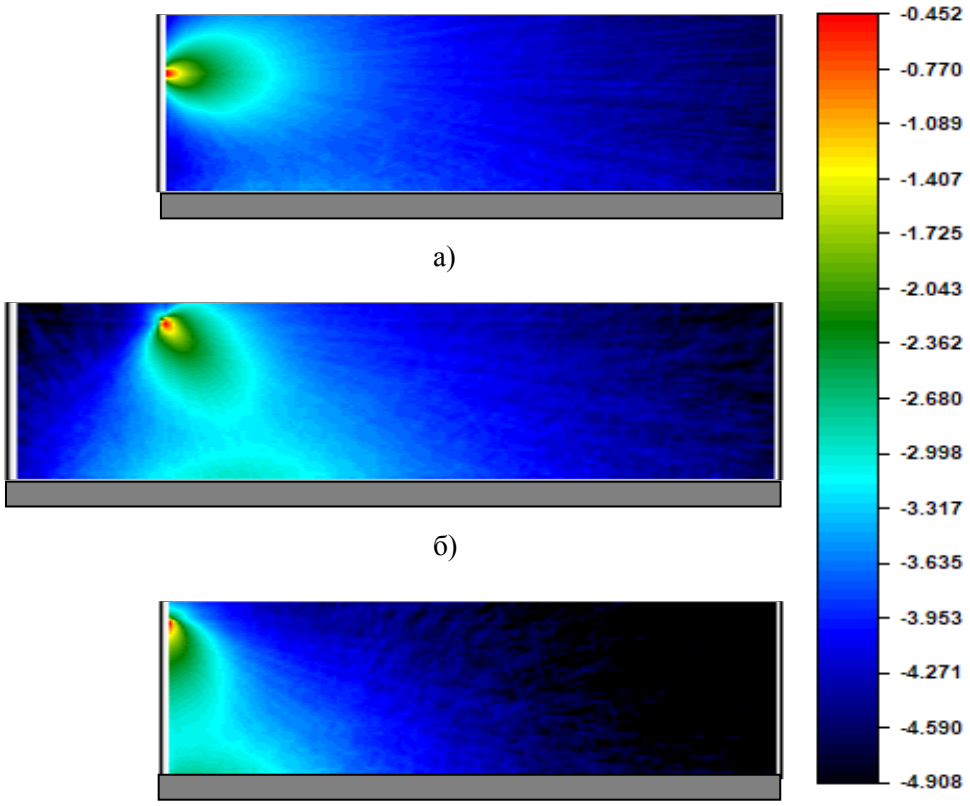


Рис. 3 – Схема експерименту [22]

Наявність розподілу модуля масової швидкості та концентрації по зрізу сопла, що отримані у [20] шляхом розв'язання рівнянь Нав'є–Стокса, дала можливість протестувати алгоритм МПЧ у складі комбінованого підходу. Координати старту молекул МПЧ розігрувалися зі зрізу сопла в полярній системі координат (рівномірно за радіальним та полярним напрямками), напрямок масової швидкості $\vec{V}_a$ потоку у вихідному отворі сопла визначався за сферичним законом, а модуль масової швидкості і концентрація на вихідному отворі відповідали [20].

Взаємне розташування струменя та пластини та форму звукового струменя демонструють поля розподілу відносної щільності $\lg \rho/\rho_a$ навколо пластини при різних кутах атаки (рис. 4). Шкалу значень $\lg \rho/\rho_a$ відповідно до палітри кольорів наведено поруч.

Проведено розрахунки розподілу силового навантаження вздовж пластини та порівняння результатів з наявними чисельними даними ПММК у складі комбінованого підходу, теоретичними даними і експериментальними вимірюваннями для кутів атаки β=0; 45^0 і 90^0 [20], [21]. На рис. 5 та рис. 6 наведено відповідні графіки залежності знерозміреного нормального тиску $\overline{P}_n = P_n / P_0 \cdot (L/r_*)^2$ та знерозміреного тангенціального напруження $\overline{P}_\tau = P_\tau / P_0 \cdot (L/r_*)^2$ від координати X/L вздовж пластини (r_* – радіус критичного перерізу сопла).



а)

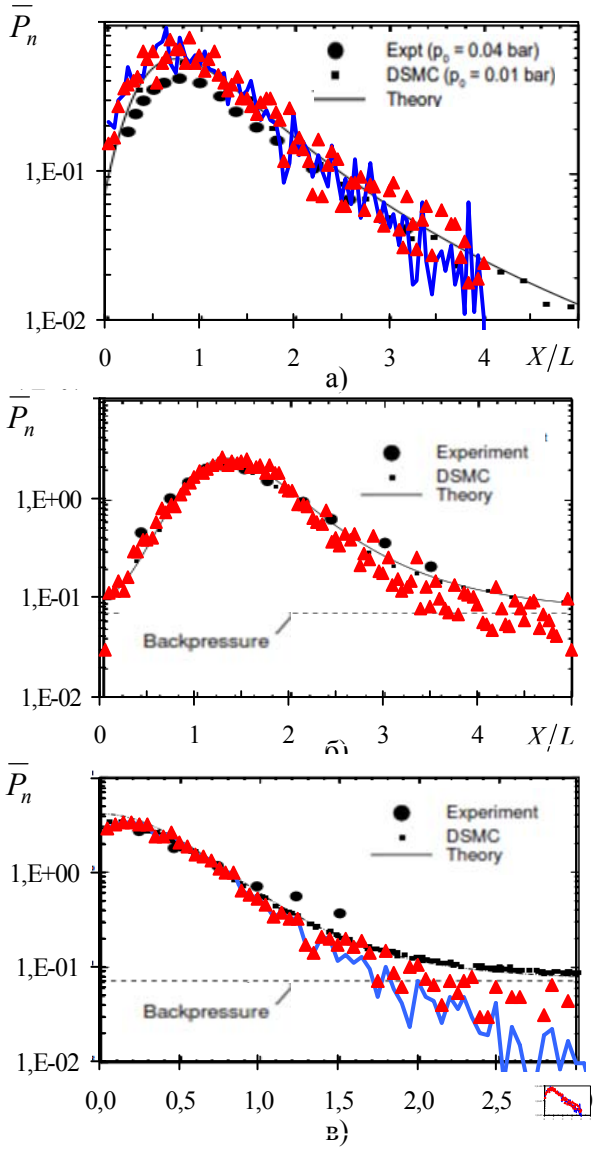
б)

в)

а) – $\beta = 0^0$; б) – $\beta = 45^0$; в) – $\beta = 90^0$

Рис. 4 – Поля розподілу щільності $lg\ \rho/\rho_a$ навколо пластини при різних кутах атаки β

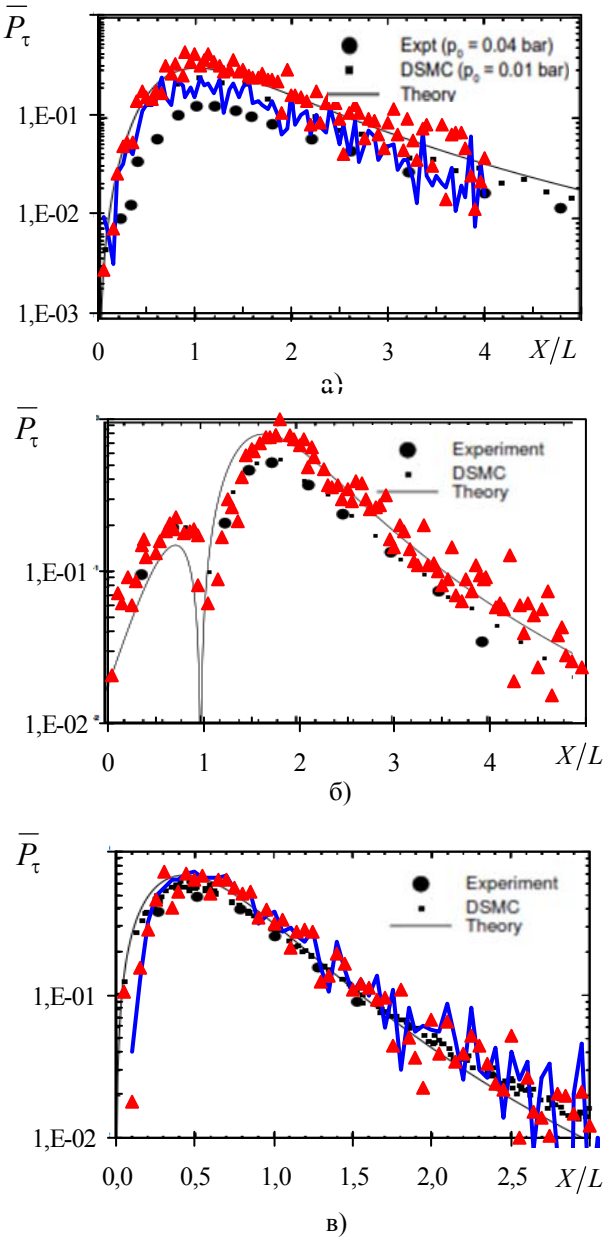
Як видно з рисунку, для всіх орієнтацій пластини відносно осі струменя розрахункові значення МПЧ нормального тиску $\overline{P}_n$ та тангенціального напруження $\overline{P}_\tau$ вздовж пластини (позначені червоними трикутниками) добре відповідають експериментальним вимірам і наявним розрахункам. Використання рішень рівнянь континуальної газової динаміки у якості початкових даних для розрахунків МПЧ відповідають теоретичним та експериментальним даним в усьому полі струменя і значно покращують якість результатів у проблемних зонах, віддалених від осі струменя (дивись рис. 5, в)).



а) $-\beta = 0^0$; б) $-\beta = 45^0$; в) $-\beta = 90^0$

синя крива – МПЧ; червоні трикутники – МПЧ у складі комбінованого підходу; малі чорні кружечки – ПММК (DSMS) [20], [21] у складі комбінованого підходу; великі чорні кружечки – експериментальні вимірювання [22]; чорна крива – теоретичні дані [21]

Рис. 5 – Розподіл нормального тиску $\overline{P}_n$ вздовж пластини при натіканні струминного потоку під різними кутами атаки β



а) $-\beta = 0$; б) $-\beta = 45^0$; в) $-\beta = 90^0$

синя крива – МПЧ; червоні трикутні точки – МПЧ у складі комбінованого підходу; малі круглі кружечки – ПММК (DSMS) [20], [21] у складі комбінованого підходу; великі чорні кружечки – експериментальні вимірювання [22]; чорна крива – теоретичні дані [21]

Рис. 6 – Розподіл нормального тиску $\overline{P}_\tau$ вздовж пластини при натіканні струминного потоку під різними кутами атаки β

Визначення аерогазодинамічного впливу струминних потоків продуктів згоряння двигунів малої тяги на функціональні вузли космічного апарата в орбітальних умовах. Для демонстрації практичних можливостей МПЧ у складі комбінованого підходу проведено розрахунки силового впливу струменів РУ на відкидні панелі СБ КА складної геометрії. КА мав вид прямої чотиригранної призми, на гранях якої по всьому периметру були встановлені відкидні панелі СБ (рис. 7). Таку форму та пропорції на етапі проєктування мав один з варіантів супутника оптико-електронного спостереження Землі «Січ-2». Геометрія КА була апроксимована за допомогою прямокутних пластин, як показано на рис. 8. Там же продемонстровано п'ять можливих варіантів орієнтацій РУ керування, що знаходяться по центру нижньої кромки однієї з граней корпусу КА.



Рис. 7 – Супутник оптикоелектронного спостереження Землі «Січ-2»

З розглянутих орієнтацій РУ найбільший суттєвий силовий вплив на СБ можуть вчинити тільки варіанти 1 (РУ має вісь, перпендикулярну до корпусу КА) і 2 (вісь РУ паралельна корпусу КА та направлена в сторону СБ). В подальшому вказані варіанти РУ позначатимуться РУ1 та РУ2. На рис. 8 ці РУ позначені червоним кольором. Силовий вплив РУ1 та РУ2 посилиться, якщо кут між СБ та прилеглою панеллю корпусу КА буде меншим за 90^0. Тому розрахунки було проведено для двох з найгірших варіантів орієнтації РУ, а саме РУ1 та РУ2, при нахилі СБ до корпусу КА під кутом 35^0. Взаємне розташування панелі СБ, РУ та бокової грані корпусу КА, що приймали участь в розрахунках, показано на рис. 9. РО у вигляді прямокутного паралелепіпеду розбивалася паралельно її граням рівномірною сіткою (рис. 9). Габарити РО в напрямку осей системи $OXYZ$ становили 1,1 м; 0,6 м і 0,8 м. Крок розбиття РО по кожному напрямку становив 0,02 м.

Осі обох РУ лежали у площині γ, перпендикулярній осі Z (рис. 9). Відмінності розташування струменів РУ1 і РУ2 полягали у напрямку їхніх осей та значень координат Y центрів їх вихідних отворів в системі координат РО (для РУ1 Y =0; для РУ2 Y =0,025 м) та у напрямках їх витоку. Осьові напрямки струменів задавалися кутом атаки α та кутом ковзання β і становили: для РУ1 $\alpha = 90^0$ і $\beta = 0^0$; для РУ2 $\alpha = 180^0$ і $\beta = 0^0$.

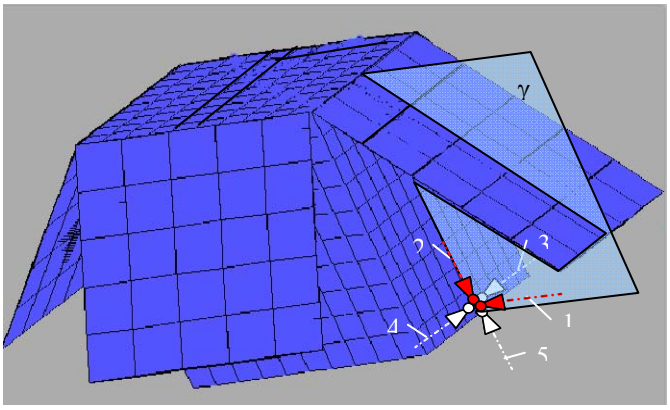


Рис. 8 – Ароксимація форми КА та схема розташування РУ

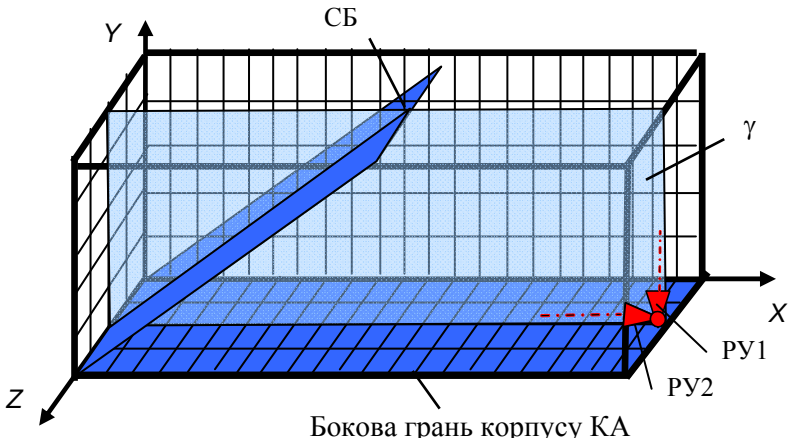
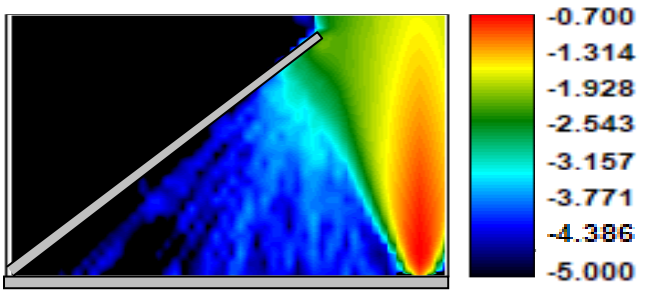


Рис. 9 – Геометрія розбиття РО, що охоплює
бокову грань корпусу КА та прилеглу панель СБ

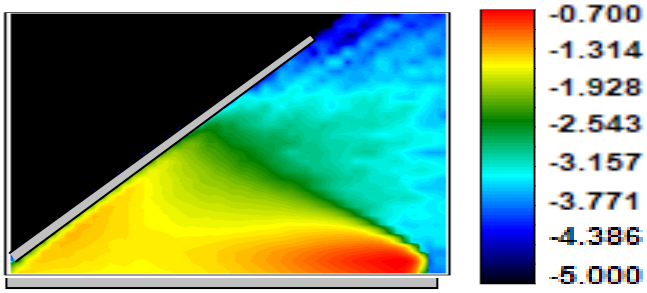
Газодинамічні параметри витоку з РУ1 і РУ2 були однаковими: робочим газом був азот; число Маха та температура на зрізі сопла дорівнювали M_a=8,2 та T_a=63 К; температура поверхні КА T_w=300 К. Режим витоку з сопла був майже континуальним і відповідав числу Кнудсена Kn_a=0,001. Розрахунки відбувалися за допомогою МПЧ у складі комбінованого підходу з початковою поверхнею сферичної форми радіусом $5\,r_a$. Зіткнення молекул відбувалося відповідно до закону твердих пружних сфер, а відбиття від поверхні перешкоди – за дифузною схемою. В процесі розрахунків для досягнення збіжності результатів достатньо було трьох ітерацій. Максимальний час однієї ітерації не перевищував 12 хвилин при обсязі вибірки $5\cdot10^5$ іспитів (кількості розіграшів траєкторій частинок зі зрізу сопла).

Для контролю введення геометрії розташування і орієнтації РУ відносно СБ були побудовані поля розподілу безрозмірної густини $lg\,\rho/\rho_a$ по січній площині γ при витоку РУ1 та РУ2, які наведено на рис. 10. Побудовані ізолінії доводять правильність введених геометричних параметрів, наглядно показують розташування РУ1 і РУ2, осьові напрямки струменів і зони підвищеної густини продуктів витоку РУ.

Поля розподілу по нижній поверхні СБ логарифму нормального тиску $lg\,P_n$, що в генерується в результаті дії РУ1 і РУ2, наведено на рис. 11.



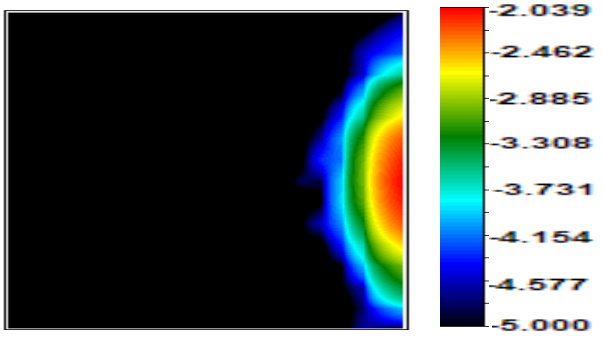
а)



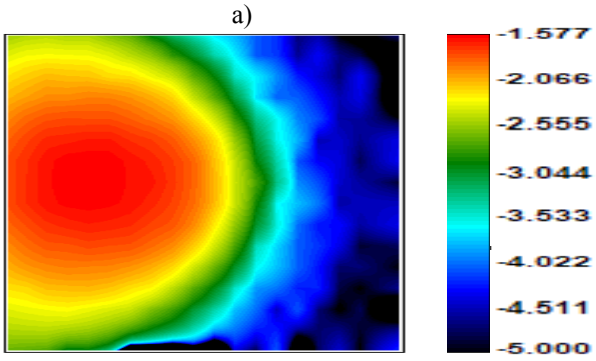
б)

а) – при витоку РУ1; б) – при витоку РУ2

Рис 10 – Поля розподілу безрозмірної густини $lg\,\rho/\rho_a$ по січній площині γ при витоку РУ1 та РУ2



а)

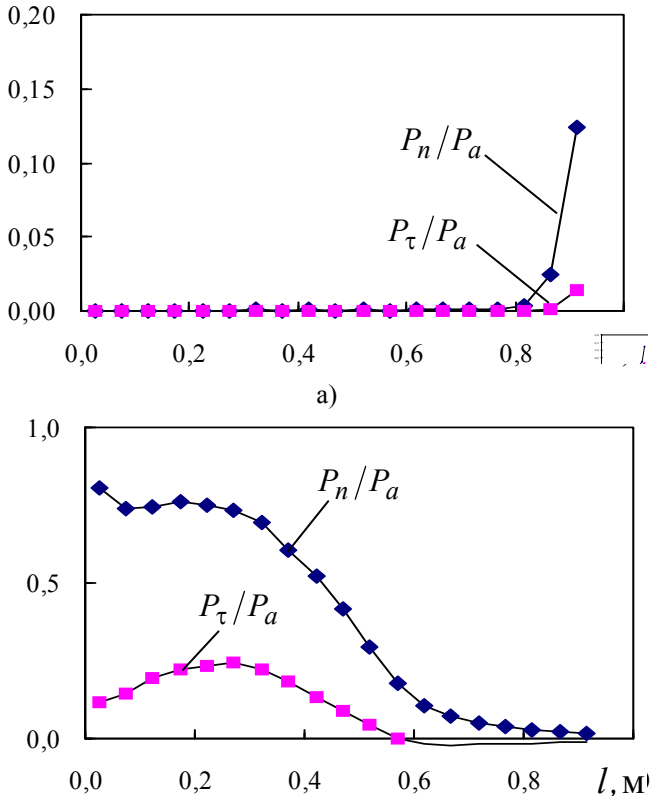


б)

а) – при витоку РУ1; б) – при витоку РУ2

Рис. 11 – Поля розподілу логарифму нормального тиску $lg\,P_n$ по нижній поверхні СБ

Графіки розподілу знерозмірених нормального тиску P_n/P_a і тангенціального напруження P_τ/P_a по нижній поверхні СБ вздовж лінії її перетну з площиною γ наведено на рис. 12. Як видно з рис. 11 – 12, силовий вплив на СБ внаслідок роботи РУ2, у декілька разів перевищує тиск від РУ1. Зона підвищеного тиску на СБ виникає за рахунок прямого влучання продуктів витоку з РУ2 та багаторазового перевідбиття молекул від корпусу КА та прилеглою СБ (рис. 12, б). Сумарне значення нормального тиску від струменя РУ2 на СБ становить 32 Па, що у 68 разів перевищує тиск на виході з отвору сопла (P_n/P_a =67,9), а результуючий силовий вплив становить 24 Н.



а) – при витоку РУ1;
б) – при витоку РУ2

Рис. 12 – Розподіли нормального тиску P_n/P_a і тангенціального напруження P_τ/P_a по нижній поверхні СБ вздовж лінії її перетну з січною площиною γ при витоку РУ1 і РУ2

Висновки. Отримано результати чисельного моделювання МПЧ обтікання звуковим і надзвуковим сильно недорозширеним газовим струменем перешкод простої форми (конуса та пластини), а саме значення розподілених параметрів силового впливу на їх поверхні, а також дані про газодинамічну структуру течії навколо конуса.

Для підтвердження надійності результатів було проведено їх співставлення з розрахунковими даними, що отримані за допомогою інших методів,

та наявними експериментальними вимірюваннями. Проведене порівняння показало задовільну відповідність і дозволило зробити такі висновки:

– метод пробних частинок є методом розрідженої газової динаміки і тому найкращі результати за його допомогою можна здобути при витоку розрідженого струминного потоку;

– застосування МПЧ можна розширити на випадок перехідного режиму витоку струменя ($0{,}01 \le Kn_a \le 1$). В разі використання МПЧ у складі комбінованого підходу, коли координати старту молекул розігруються зі зрізу сопла, а модуль масової швидкості і концентрація витоку відповідають рішенням рівнянь Нав'є–Стокса, отримані результати краще збігаються з наявними даними у всьому полі течії;

– при зменшенні числа Кнудсена за наявності зони континуальної течії поблизу сопла, спостерігається поява занижених розрахункових значень нормального тиску на пластину у дальньому полі струменя при тому, що розподіл тангенціального напруження повністю відповідає очікуваному. Застосування комбінованого підходу з МПЧ значно наближує розрахункові значення до даних ПММК.

Отже у вільномолекулярному ($Kn_a \ge 1$) та перехідному режимах ($0{,}01 \le Kn_a \le 1$) МПЧ дає задовільні результати як у складі комбінованого підходу, так і без нього. У випадку наявності на початковій ділянці струменя щільного ядра ($Kn_a << 0{,}01$), при розрахунках за межами континуальної зони метод стеження за траєкторіями пробних частинок слід застосовувати у складі комбінованого підходу. При помірних числах Кнудсена в якості початкової поверхні можливо використовувати зріз сопла.

Для демонстрації практичного значення комбінованого підходу наведено результати розрахунків розподілених навантажень від струменів керуючих РУ по відкидним панелям СБ КА складної геометричної форми.

Таким чином, застосування МПЧ дає широкі можливості у визначенні впливу струминних потоків на формування газодинамічних обставин навколо обтічних тіл та розрахунку сумарних та розподілених аеродинамічних навантажень на їх поверхні. Протестовані алгоритми МПЧ у складі комбінованого підходу придатні для вирішення багатьох фундаментальних і прикладних задач струминної газової динаміки у широкому діапазоні параметрів витоку. Розроблені алгоритми реалізовані у вигляді власного програмного забезпечення, що спрощує їх практичне застосування. Інноваційність результатів, отриманих при статистичному моделюванні аеродинамічного впливу бортових струменів РУ на елементи КА, полягає у їх подальшому використанні як вихідних даних підчас проєктування компонувальної схеми КА, виборі геометрії розташування та орієнтації керуючих РУ, для оцінки загроз забруднення поверхонь СБ та інших чутливих елементів КА продуктами вихлопів двигунів.

1.Справочное издание. Новые наукоемкие технологии в технике. Энциклопедия. Т. 6. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. М., 2000. 296 с.

2. Справочное издание. Новые наукоемкие технологии в технике. Энциклопедия. Т. 17. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. М., 2000. 276 с.

3. *Басс В. П.* Газодинамические аспекты формирования собственной внешней атмосферы космических аппаратов, движущихся в верхних слоях атмосферы. Наблюдения искусственных спутников Земли. Публикация научных результатов сотрудничества Интеркосмос. 1986. Вып. 24. С. 158–179.

4. *Davis D. H.* Monte Carlo Calculation of Molecular Flow Rates through a Cylindrical Elbow and Pipes of Other Shapes. J. Appl. Phys. 1960. 31, iss. 7. P. 1169–1176. https://doi.org/10.1063/1.1735797

5. *Luo X., Day Chr.* Investigation of a new Monte Carlo method for the transitional gas flow. AIP Conference Proceedings: 27th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, Pacific Grove, Calif., July 10-15, 2010. 2011. 1333, 1. P. 272–276. https://doi.org/10.1063/1.3562660
6. *Печерица Л. Л., Палий А. С.* Применение метода пробных частиц к аэродинамическому расчету КА. Техническая механика. 2017. № 3. С. 53–63. https://doi.org/10.15407/itm2017.03.05
7. *Jin X., Huang F., Cheng X., Wang Q., Wang B.* Monte Carlo simulation for aerodynamic coefficients of satellites in low-Earth orbit. Acta Astronautica. 2019. V. 160. Pp. 222–229. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.04.012
8. *Bird G. A.* Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows. Oxford: Oxford University Press, 1994. 458 p. https://doi.org/10.1093/oso/9780198561958.001.0001
9. *Басс В. П.* Результаты численных и экспериментальных исследований в области молекулярной газовой динамики и их приложения. Техническая механика. 2001. № 1. С. 63–85.
10. *Гришин И. А., Захаров В. В., Лукьянов Г. А.* Параллелизация по данным прямого моделирования Монте-Карло в молекулярной газовой динамике. Препринт. Ин-т Высокопроизводительных Вычислений и Баз Данных. С.-Петербург. 1998. № 3. 32 с.
11. *Charton V., Awad A., Labaune J.* Optimisation of a Hybrid NS-DSMC Methodology for Continuous-Rarefied Jet Flows. Acta Astronautica. 2022. 195. P. 295– 308. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.03.012
12. *Shen Y., Zhang J., Xu X., Liu J., Zhang Z., Jiao Y.* Investigation on the Opposing Jet in the Hypersonic Rarefied Flow over a Vehicle Based on the DSMC Method. Actuators. 2022. 11, № 6. 164. https://doi.org/10.3390/act11060164
13. *Wang H., Lai B., Qu Z., Ming P.* Moving Impingement Heat Transfer in a Three-Dimensional Rarefied Hydrogen Gas Jet Based on the Direct Simulation Monte Carlo Method Coupled with the Finite Difference Method. Int. J. Heat Mass Transf. 2022. 188. 122586. https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2022.122586
14. *White C., Borg M. K., Scanlon T. J., Longshaw S. M., John B., Emerson D. R., Reese J. M.* dsmsFoam+: An OpenFOAM based direct simulation Monte Carlo solver. Computer Physics Communications. 2018. 224. P. 22–43. https://doi.org/10.1016/j.cpc.2017.09.030
15. *Печериця Л. Л., Сміла Т. Г.* Застосування статистичного методу пробних частинок для моделювання розріджених струминних течій у вакуумі Космічна наука і технологія. 2023. 29, № 4 (143). С. 12 – 23. https://doi.org/10.15407/knit2023.04.012
16. *Печериця Л. Л.* Верифікація алгоритму методу пробних частинок на задачі вісьового обтікання конуса розрідженим газовим струменем. Технічна механіка. 2024. № 3. С. 86–96. https://doi.org/10.15407/itm2024.03.086
17. *Печериця Л. Л.* Статистичний розрахунок силового впливу продуктів згоряння двигунів малої тяги на поверхню космічного апарата. Технічна механіка. 2024. № 4. С. 41 – 51. https://doi.org/10.15407/itm2024.04.041
18. *Lee K. H, Lee S. N., Yu M. J., Kim S. K., Baek S. W.* Combined Analysis of Thruster Plume Behavior in Rarefied Region by Preconditioned Navier-Stokes and DSMC Methods. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences. 2009. Vol. 52, Iss. 177. P. 135–143. https://doi.org/10.2322/tjsass.52.135
19. *Boyd I. D., Penko P. F., DeWitt K. J., Howell T. G.* Preliminary Experimental and Numerical Studies of Plume Impingement on a 100 Degree. AIAA Paper 94-3142, 30th AIAMASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Indianapolis, June 27-29, 1994. P. 1–10.
20. *Kannenberg K. C.* Computational Methods for the Direct Simulation Monte Carlo Technique with Application to Plume. PhD Dissertation. Cornell University, 1998. 154 p.
21. *Kannenberg K. C., Boyd I. D.* Three-Dimensional Monte Carlo Simulation of Plume Impingement. J. of Thermophysics and Heat Transfer. 1999. Vol. 13, No. 2. P. 226 – 235.
22. *Legge H.* Plum Impingement Forces on Inclined Flat Plates. Rarefied Gas Dynamics. VCH Press, 1991. Pp. 955–962.

Стаття надійшла до редакції 10.07.2026;
прийнято до друку після рецензування 16.09.2026;
дата публікації 28.09.2026