УДК 519.245: 539.196.3: 533.(17+5+72) https://doi.org/10.15407/itm2024.04.041

Л. Л. ПЕЧЕРИЦЯ

СТАТИСТИЧНИЙ РОЗРАХУНОК СИЛОВОГО ВПЛИВУ ПРОДУКТІВ ЗГОРЯННЯ ДВИГУНІВ МАЛОЇ ТЯГИ НА ПОВЕРХНЮ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

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

Об’єктом дослідження є аеродинамічний розрахунок надзвукових газових струминних потоків та визначення їх силового впливу на обтічні перешкоди. Метою роботи є застосування статистичного методу пробних частинок (МПЧ), що є різновидом статистичного методу Монте-Карло, для чисельного моделювання струменів двигунних установок керування та визначення їхнього впливу на елементи космічних апаратів і власну зовнішню атмосферу.

За допомогою МПЧ для характерних експлуатаційних режимів роботи проведено дослідження впливу бортових двигунних установок керування на функціонування космічних апаратів типа Кубсат, що мав форму прямої шестиграної призми з керуючими двигунами по верхньому та нижньому поясах його периметру з осями паралельними сонячним батареям і під кутом 30^0 до їх поверхні.

Визначено максимальні значення і розподіл по поверхні сонячних батарей питомого потоку маси газу, а також нормального тиску і тангенціального напруження. Проведено порівняння результатів розрахунків, отриманих для кожної компоненти продуктів витоку з наступною суперпозицією отриманих результатів, а також при сумарній густині витоку суміші газів і осереднених характеристиках продуктів згоряння, визначених пропорційно їх масовій долі. Для контролю введення геометрії розташування і орієнтації двигуних установок відносно сонячних батарей побудовані поля розподілу логарифму потоків маси газу по їх поверхні та логарифму знерозміреної густини в січних площинах розрахункової області.

Показано, що МПЧ може використовуватися для вирішення багатьох фундаментальних і прикладних задач струминної газової динаміки. Застосування МПЧ для аеродинамічного розрахунку газових струменів двигунів керування космічних апаратів в Україні проводиться вперше.

Ключові слова: *струминна течія, двигуни керування, космічний апарат, статистичне моделювання, чисельні розрахунки, метод пробних частинок, газодинамічні параметри, силове навантаження.*

This paper is concerned with an aerodynamic calculation of supersonic gas jet flows and the determination of the force exerted by them of t on obstacles in the flow. The goal of the paper is the application of the test particle method, which is a variant of the Monte Carlo method, to the numerical simulation of control engine jets and the determination of their effect on spacecraft elements and surrounding environment.

Using the test particle method, for typical operating conditions a study was conducted on the effect of spacecraft control engines on the operation of a Cubsat spacecraft in the form of a right hexagonal prism with control engines along the upper and lower belts of its perimeter with axes parallel to the solar panels and inclined at an angle of 30^0 to their surface.

For the specific gas mass flux, the normal pressure, and the tangential stress, their maximum values and the distribution over the solar panel surface were determined. The calculated results obtained for each component of the efflux products followed by their superposition were compared with those obtained for the total efflux density of the gas mixture and the averaged characteristics of the combustion products determined in proportion to their mass fraction. To check the introduced geometry of engine arrangement and orientation with respect to the solar panels, distribution fields were constructed for the distribution of the gas mass flux algorithm over the solar panel surface and the dimensionless density logarithm over computation region cross-sections.

This study shows that the test particle method may be used in the solution of numerous fundamental and applied problems in gas jet dynamics. This use of the test particle method in the aerodynamic calculation of spacecraft control engine gas jets is the first in Ukraine,

Keywords: *jet flow, control engine, spacecraft, statistical simulation, numerical calculation, test particle method, gas-dynamic parameters, force load.*

Проєктування об’єктів ракетно-космічної техніки неможливе без прогнозування динамічних навантажень, діючих на їх поверхню, та моделювання аеродинаміки обтікання. Одним з негативних наслідків дії струменів двиґунних установок (ДУ) космічних апаратів (КА) є забруднення оптичних систем і чутливих елементів бортових приладів. Рушійні установки відіграють вирішальну роль в успішному виконанні багатьох завдань на орбіті і забезпечують маневрування КА та керування його положенням. Внесок струменів ДУ в газодинамічну структуру течії навколо КА неоднаковий, залежить від функціонального призначення ДУ, їх розташування в складі конструктивно-компонувальної схеми та екрануючої здатності окремих елементів конструкції апарата. Крім динамічного і теплового впливу на елементи КА, струмені ДУ можуть стати джерелом забруднення чутливих до цього поверхонь. Тому коректне визначення потоків маси газу і силового навантаження на поверхню КА від струменів ДУ на етапі проєктування допоможе істотно знизити ризики часткової або повної втрати функціональності бортових приладів і, таким чином, подовжити терміни функціонування КА.

Розрахунки по визначенню впливу струминних потоків ДУ на поверхні КА та на формування власної зовнішньої атмосфери навколо них охоплюють режими течії від майже континуального до вільномолекулярного, і можливі тільки при наявності параметрів витоку струменів, отриманих методами континуальної аеродинаміки всередині сопла. Вибір методів чисельного моделювання залежить від режиму течії навколо обтічних поверхонь. При розрахунках у дальньому поля струменю застосовуються методи розрідженої аеродинаміки, при наближенні до отвору сопла – комбінація методів для різних режимів плину.

Серед методів розрідженої газової динаміки в першу чергу задіяні статистичні методи Монте-Карло. Серед них найбільш розвиненим і впровадженим є пряме моделювання Монте-Карло (ПММК або DSMC-англ.). Цей метод вважається більше придатним для моделювання різних складних процесів у течіях, в тому числі у перехідному режимі. Метод пробних частинок (МПЧ або TPSM-англ.) є менш відомою альтернативою ПММК. Обидва методи розв’язують нелінійне рівняння Больцмана і базуються на стеженні за рухом частинок газу за певною чисельною схемою. Замість розрахунку наслідків послідовних зіткнень молекул, як у молекулярній динаміці, ці методи генерують зіткнення сохастично з використанням певного розподілу швидкостей після зіткнення.

Вперше визначення швидкості молекулярного потоку за допомогою МПЧ, який по суті є методом стеження за траєкторіями, було запропоновано у 1960 році [1]. Ідея методу полягала у тому, що так звані "пробні частинки" однорідного потоку, кожна з яких представляє велику кількість реальних молекул, послідовно запускаються в розрахункову область і взаємодіють з обтічною поверхнею, не зазнаючи міжмолекулярних зіткнень. Особливістю було те, що репрезентативні траєкторії молекул генеруються послідовно, а не одночасно, що дозволяло заощадити об’єм пам’яті та час роботи комп’ютера. МПЧ виявився особливо корисним для потоків зі складними межами, які призводять до багаторазового відбиття молекул від поверхні перешкоди під час проходження однієї траєкторії, і застосовним до розрахунку молекулярних швидкостей при розсіюванні молекул газів з поверхонь космічних апаратів.

В подальшому МПЧ став потужним інструментом дослідження явищ у розрідженій газовій динаміці і до недавнього часу застосовувався переважно для розрахунку обтікання перешкод однорідним газовим потоком за умови відсутності зіткнень між молекулами у випадках, коли неможливо отримати аналітичні вирази через складність зони течії розріджених газів. Круг розв’язуваних за допомогою МПЧ задач поступово розширювався. МПЧ добре себе зарекомендував для швидкого і точного прогнозування аеродинамічних сил, що діють на супутники, які працюють на низькій навколоземній орбіті. За допомогою МПЧ можна розраховувати аеродинамічні сили, що діють на супутники складної форми, для різних умов вільномолекулярного потоку і моделей взаємодії газу з поверхнею. Наступним революційним етапом розвитку МПЧ було його поширення на перехідний режим течії, де зіткнення між молекулами газу моделювалося як взаємодія між пробною частинкою (молекулою) і частинками-мішенями газового фону.

В Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України виконано вдосконалення МПЧ та розширення сфери його застосування. У [2] зроблено розгорнутий огляд публікацій, в яких здійснювалося ретельне тестування алгоритму МПЧ на задачах обтікання перешкод однорідним потоком в одновимірній, двовимірній та тривимірній постановках, що дозволило впевнитися у доброму узгодженні отриманих результатів з експериментальними даними.

Потреби космічної індустрії вимагають розширення сфери застосування і подальшого вдосконалення методів аеродинамічних розрахунків не тільки для однорідних газових потоків, а і для розріджених і слабо розріджених струменів. Як і у випадку однорідного потоку, для розрахунку струминних течій найбільш поширеним є ПММК, який за багато років свого розвитку перетворився на потужний чисельний інструмент для розрахунку багатьох складних течій розрідженого газу [3]. Але він і досі лишається обчислювально «дорогим» і через це не завжди застосовним (навіть враховуючи сучасні можливості суперкомп'ютерів).

Складність моделювання струменів полягає у тому, що вони можуть охоплювати зони, які через велику варіацію густини мають відмінні фізичні властивості. Це значно ускладнює чисельне моделювання як вільних струминних течій, так і їх взаємодію з обтічними поверхнями. Вибір методів оперативного визначення аеродинамічного впливу надзвукових і звукових струменів здійснюється залежно від режиму течії. Тому за наявності щільного ядра струменя для отримання фізично надійних рішень у [4] запропоновано застосувати комбінований підхід, що поєднує рішення рівнянь Нав'є–Стокса та використання одного зі статистичних методів. Для прогнозування характеристик струменя на виході з сопла і в зоні підвищеної густини попередньо застосовуються чисельні методи континуальної аеродинаміки. Отриманий розподіл газодинамічних параметрів на межі виходу зі щільного ядра струменя, форма якого апроксимується так званою початковою поверхнею, є вхідними даними для подальшого моделювання статистичними методами. У разі відсутності континуальної течії статистичні методи можуть застосовуватися безпосередньо від отвору сопла. Використання комбінованого підходу дозволяє дослідити такі характеристики факела у сильно розрідженому потоці, як сильна нерівноважність поблизу отвору сопла, область зворотного перебігу тощо. Комбінований підхід із застосуванням ПММК був розвинений і реалізований у ряді досліджень [2, 5].

Актуальність проблеми моделювання надзвукових газових струменів викликає необхідність залучення різних методів газової динаміки, в тому числі і МПЧ. Основні відмінності алгоритму МПЧ для обтікання перешкод газовим струменем від алгоритму МПЧ для однорідного газового потоку наведено у [6, 7]. Використання МПЧ для розрахунку струминних потоків дає широкі можливості у чисельному вивченні впливу струменя на формування газодинамічних обставин навколо обтічних тіл та визначенні сумарних і розподілених аеродинамічних навантажень на їх поверхні.

Нижче наведено приклад аеродинамічного розрахунку за допомогою МПЧ розподіленого силового впливу на панелі сонячних батарей (СБ) КА в результаті функціонування типових бортових ДУ керування. Розрахунки проводилися на етапі проєктування КА «Кубсат», що мав форму прямої шестигранної призми. Двигуни корекції і стабілізації тягою 5 Н знаходились по верхньому та нижньому поясі КА (розташування двигунів керування в компонувальній схемі КА показано на рис. 1). На гранях КА по всьому його периметру встановлено панелі СБ. За своєю орієнтацією відносно СБ двигуни керування поділялися на два типи: з осями паралельними СБ (далі по тексту ДУ1) і з осями під кутом 30^0 до СБ (далі ДУ2). Завдяки такій геометрії КА, розрахунок впливу вказаних ДУ на всі СБ було зведено до чисельного моделювання натікання на прямокутну пластину (що задає форму СБ) двох типів ДУ, які відрізнялися тільки своїм розташуванням та напрямком витоку по відношенню до пластини.

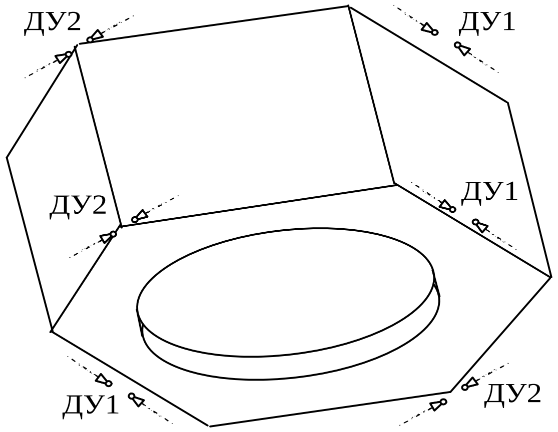
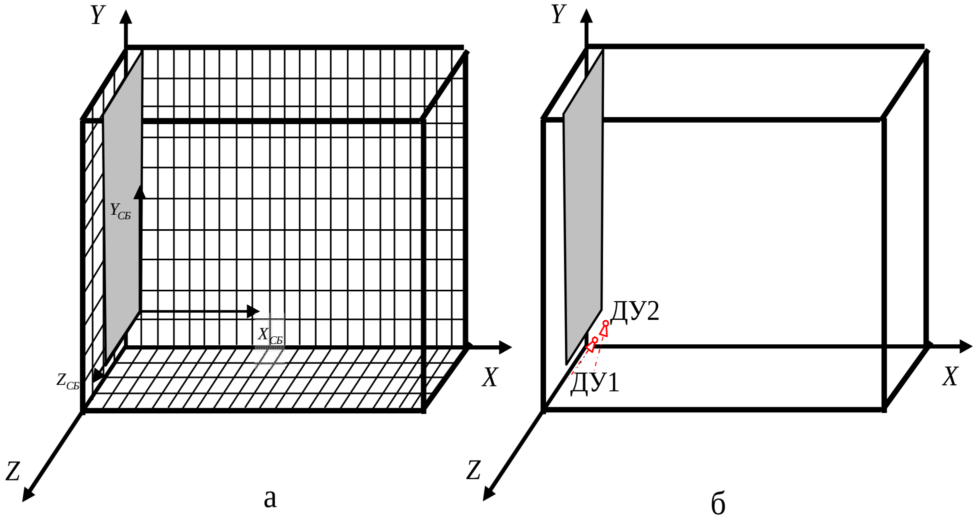


Рис. 1 – Розташування ДУ корекції і стабілізації в схемі КА

Розрахункова область (РО) задавалась у вигляді прямокутного паралелепіпеда, що охоплює СБ та зони збурення газодинамічних параметрів. Для проведення розрахунків РО розбивалася паралельно її граням рівномірною сіткою. Геометрія розташування прямокутної панелі СБ в РО, схема розбиття РО за гранями та системи координат $OXYZ$ і $OX_{СБ}Y_{СБ}Z_{СБ}$, що пов'язані відповідно з РО та СБ, показані на рис. 2, а). Габарити РО в напрямку осей системи $OXYZ$ становили 2 м; 1,2 м і 1 м. Початок системи $OX_{СБ}Y_{СБ}Z_{СБ}$ відносно $OXYZ$ мав координати (0,01 м; 0,155 м; 0). Крок розбиття РО по кожному напрямку становив 0,02 м.

Умови витоку на отворах ДУ1 і ДУ2 були однаковими для всіх п'яти газових компонентів згоряння. Густина кожного з продуктів згоряння на отворі сопла визначалася пропорційно його масовій долі від загальної густини витоку $\rho_a = 1{,}3 \cdot 10^{-3}$. Відповідні значення густин на отворі сопла та газокінетичні параметри молекул продуктів витоку наведено в таблиці 1 (де γ – показник адіабати, m_0 – маса молекули, σ – діаметр ефективного перерізу молекули). Для всіх газових компонентів число Маха та температура на отворі сопла не відрізнялись між собою і дорівнювали $M_a = 6$ та $T_a = 252$ К. Температура поверхні СБ $T_w = 300$ К.

Осі всіх ДУ лежали у площині $Y = 0{,}1$ м, а вихідні отвори знаходилися трохи нижче нижньої кромки СБ (рис. 2, б)). Відмінності розташування струменів ДУ1 і ДУ2 полягали у координатах X та Z центрів їх вихідних отворів в системі координат РО (для ДУ1 $X_1 = 0{,}085$ м і $Z_1 = 0{,}0745$ м; для ДУ2 $X_2 = 0{,}064$ м і $Z_2 = 0{,}175$ м) і у напрямках витоку відносно обтічної панелі СБ. Осьові напрямки струменів задавалися кутом атаки α та кутом ковзання β відносно осі OX і становили: для ДУ1 $\alpha = 90^0$ і $\beta = 90^0$; для ДУ2 $\alpha = 60^0$ і $\beta = 90^0$.



а) – схема розбиття РО за гранями і розташування в ній панелі СБ та систем координат $OXYZ$ і $OX_{СБ}Y_{СБ}Z_{СБ}$;

б) – схема розташування ДУ1 і ДУ2 відносно СБ

Рис. 2 – Геометрія розташування панелі СБ та ДУ в РО

Режим витоку на отворі сопла відповідав числу Кнудсена $Kn_a = 2 \cdot 10^{-3}$, тобто був близьким до майже континуального, але завдяки розширенню струминного потоку швидко (на відстані 10 см від отвору сопла) переходив у перехідний, а далі у вільномолекулярний. Характерний розмір числа Кнудсена дорівнював діаметру вихідного отвору $d_a = 0{,}03$ м. Зіткнення молекул відбувалося відповідно до закону твердих пружніх сфер, а відбиття – за дифузною схемою. Оскільки поверхня СБ знаходилася збоку від ДУ1 і ДУ2, то розіграш напрямку масової швидкості $\vec{V}_a$ для оцінки максимальних потоків на СБ відбувався за сферичним законом, який дає максимальний розліт молекул в область над отвором сопла. Координати старту розігрувалися з вихідного отвору сопла в полярній системі координат. Зіткнення молекул відбувалося відповідно до закону твердих пружних сфер, а відбиття – за дифузною схемою.

Таблиця 1 – Параметри продуктів згоряння на отворі сопла ДУ

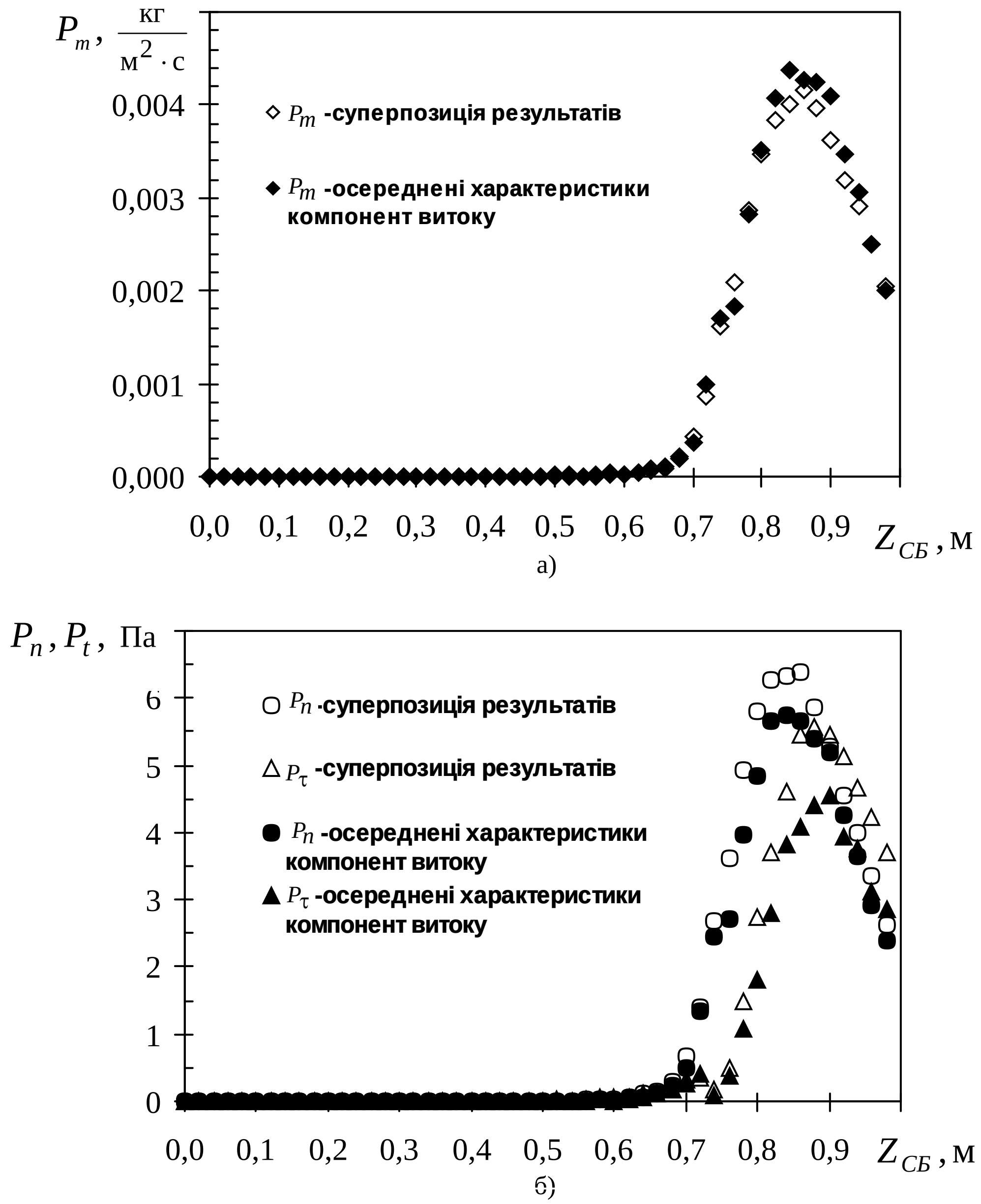
Продукти згоряння	H_2O	CO_2	CO	N_2	H_2	Осереднені значення
Доля	0,455	0,122	0,083	0,323	0,016	1
ρ_a	$5\cdot10^{-4}$	1,34·10-5	$9{,}13\cdot10^{-5}$	$3{,}55\cdot10^{-4}$	$1{,}76\cdot10^{-5}$	$1{,}1\cdot10^{-3}$
γ	1,3	1,3	1,4	1,4	1,41	1,341
m_0	18	44,01	28,01	28,01	2,016	24,96
σ	$3\cdot10^{-10}$	$4{,}64\cdot10^{-10}$	$3{,}81\cdot10^{-10}$	$3{,}78\cdot10^{-10}$	$2{,}75\cdot10^{-10}$	$3{,}51\cdot10^{-10}$

Геометрія розташування обчислюваних ДУ така, що максимальні струминні потоки попадають на нижню кромку СБ. На першому етапі розрахунки були проведені окремо для кожної компоненти продуктів витоку. Результуючі розподіли потоку маси газу P_m, нормального тиску P_n і тангенціального напруження P_τ по поверхні СБ визначалися як суперпозиція отриманих результатів для кожної компоненти витоку шляхом їх сумування по поверхні СБ. Другим етапом було проведення розрахунків для ДУ1 при $\rho_a = 1{,}1\cdot10^{-3}$, (що відповідає сумарній густині витоку суміші газів) та осереднених характеристиках γ, m_0 та σ струминного потоку, визначених через відповідні характеристики його компонент пропорційно їх масовій долі (дивись останню колонку в таблиці 1). Графіки розподілу P_m, P_n і P_τ по нижній кромці поверхні СБ (вздовж осі $Z_{СБ}$ СБ) при витоку ДУ1 для суперпозиції результатів, отриманих для кожної компоненти згоряння, і для осереднених характеристик продуктів витоку наведено на рис. 3.

Подальші розрахунки для ДУ2 проводилися при сумарній густині витоку суміші газів ρ_a і осереднених значеннях характеристик γ, m_0, σ продуктів згоряння (аналогічно останньому випадку), що дозволило скоротити трудові витрати для оцінки газодинамічних потоків на СБ без шкоди для точності отриманих результатів. Відповіді графіки розподілу продуктів витоку з ДУ2 вздовж осі $Z_{СБ}$ сонячної батареї наведені на рис. 4.

В процесі чисельного моделювання для досягнення збіжності результатів достатньо було трьох ітерацій. Максимальний час однієї ітерації не перевищував 6 хвилин при обсязі вибірки $5\cdot10^6$ іспитів (кількості розіграшів таєкторій частинок).

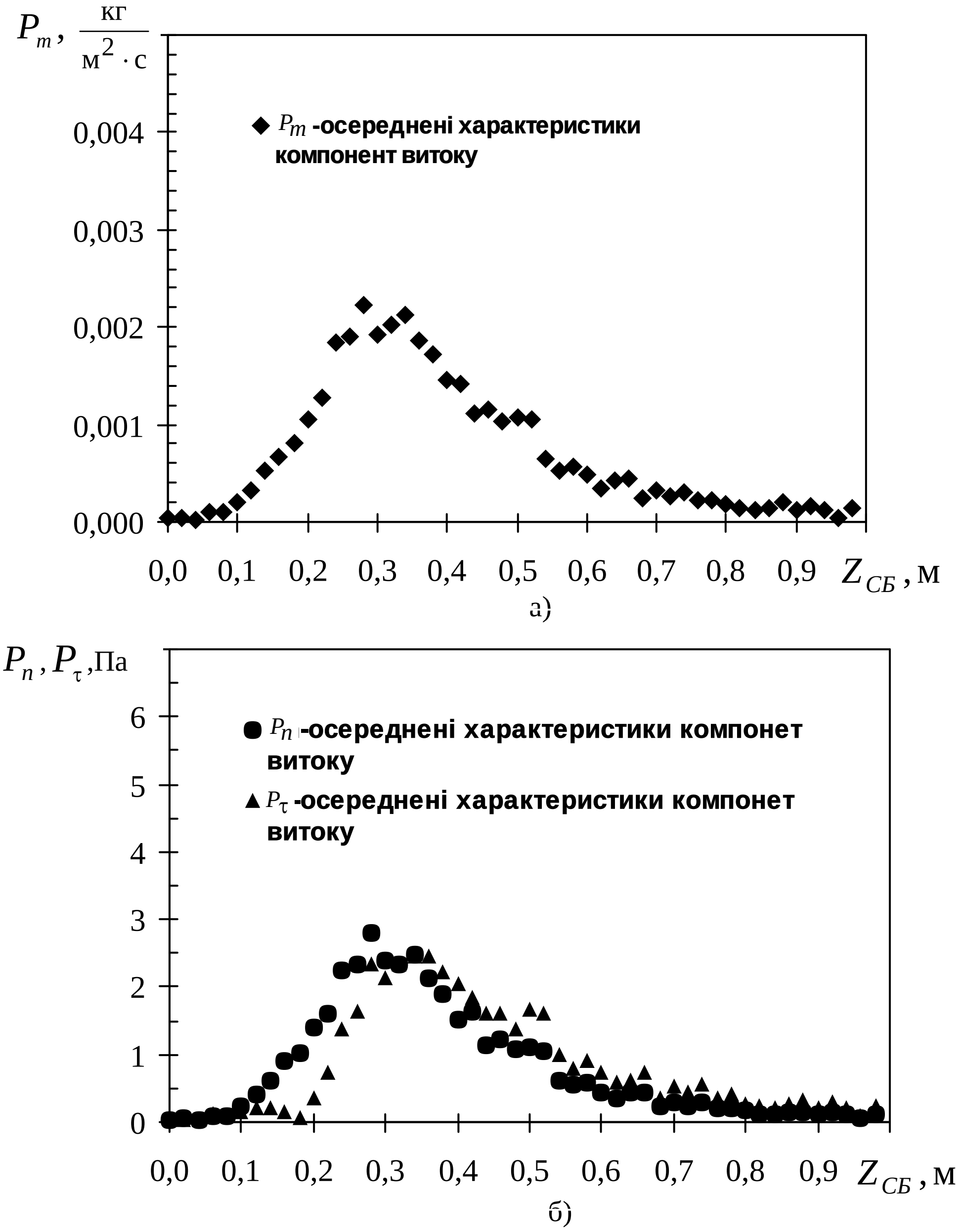
Поля розподілу логарифму потоків маси газу $\lg P_m$ по поверхні СБ для ДУ1 і ДУ2 показано на рис. 5. Палітру розрахункових значень $\lg P_m$ наведено поряд. Ізолінії, що відповідають значенням $\lg P_m = -3$ і $\lg P_m = -4$, вказані чорним кольором.



а) – потоки маси газу P_m;

б) – нормальний тиск P_n і тангенціальне напруження P_τ

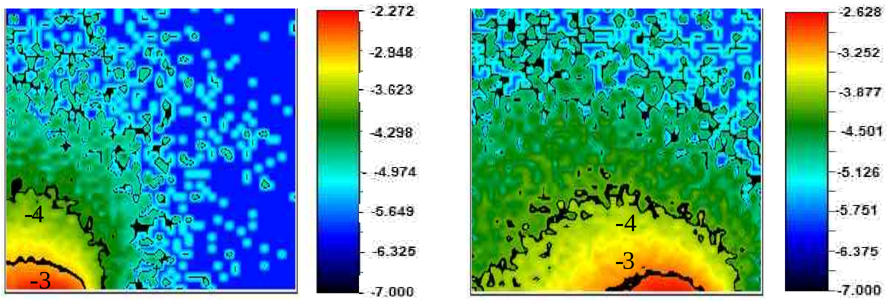
Рис. 3 – Графіки сумарного розподілу продуктів витоку з ДУ1 по нижній кромці поверхні СБ



а) – потоки маси газу P_m;

б) – нормальний тиск P_n і тангенціальне напруження P_τ

Рис. 4 – Графіки розподілу продуктів витоку з ДУ2 по нижній кромці поверхні СБ для осереднених характеристик продуктів згоряння

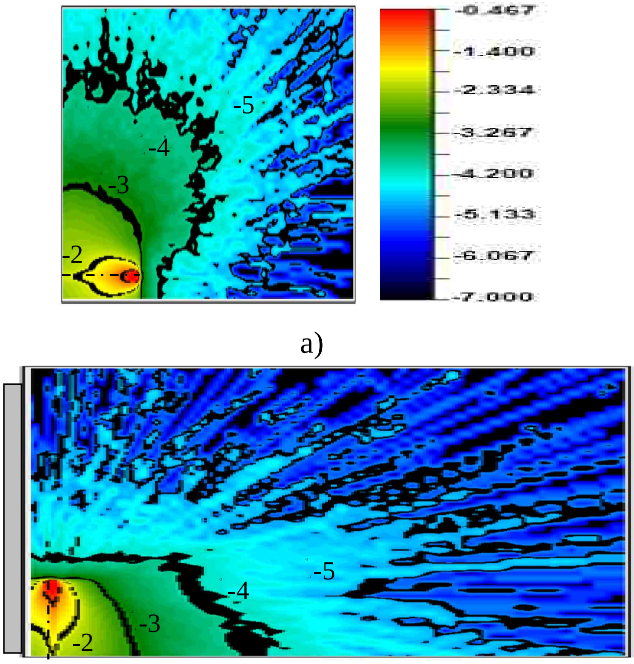


а) б)

а) – при витоку з ДУ1; б) – при витоку з ДУ2

Рис. 5 – Поля розподілу логарифму потоків маси газу $\lg P_m$ по поверхні пластини СБ при витоку з ДУ1 і ДУ2

Для контролю введення геометрії розташування і орієнтації ДУ відносно СБ були побудовані поля логарифму знерозміреної густини $\lg \rho/\rho_a$ в РО. На рис. 6 і 7 наведено розподіл $\lg \rho/\rho_a$ при витоку з ДУ1 і ДУ2 в двох перерізах, один з яких є перпендикулярним осі OX, другий – перпендикулярний осі OY системи координат РО. Чорним кольором позначені ізолінії $\lg \rho/\rho_a$ = -1; -2; -3: -4; -5. Побудовані поля густини доводять правильність введених геометричних параметрів розташування струменів відносно СБ, наглядно показують напрямок осей струменів і зони підвищеної щільності при їх витоку.

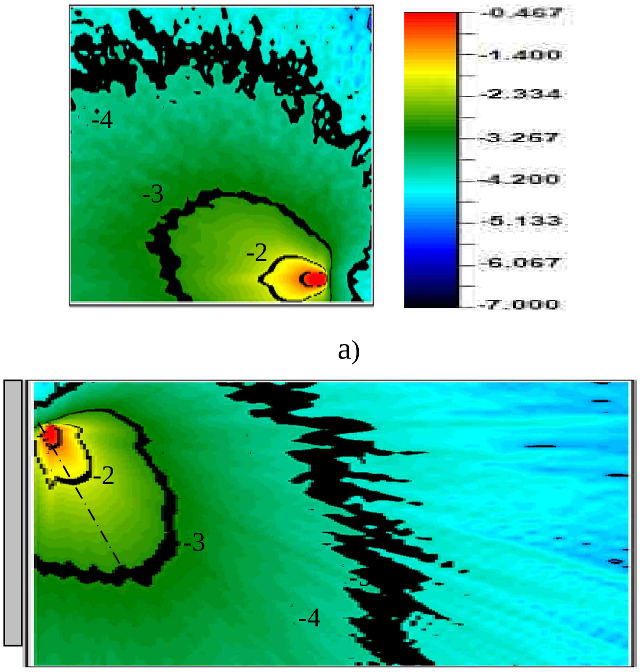


а)

б)

а) – січна площина перпендикулярна осі OX РО (X = 0,08 м);
б) – січна площина перпендикулярна осі OY РО (Y =0,1 м)

Рис. 6 – Поля розподілу безрозмірної густини $\lg \rho/\rho_a$ при витоку з ДУ1 в двох січних площинах РО, що проходять через вісь струменю



а)

б)

а) – січна площина перпендикулярна осі OX РО (X = 0,08 м);
б) – січна площина перпендикулярна осі OY РО (Y =0,1 м), що проходять через вісь струменю

Рис. 7 – Поля розподілу безрозмірної густини $\lg \rho/\rho_a$ при витоку з ДУ2 в двох січних площинах РО

Висновки. Проведено дослідження впливу бортових двигунних установок керування на функціонування КА при характерних експлуатаційних режимах роботи. Розрахунки здійснювалися з використанням верифікованих чисельних алгоритмів МПЧ. Дослідження силового впливу типових ДУ корекції і стабілізації тягою 5 Н на поверхню КА відбувалися на прикладі апарата типа Кубсат, що мав форму прямої шестигранної призми з ДУ по верхньому та нижньому поясах його периметру. За своєю орієнтацією відносно СБ двигуни керування поділялися на два типи: з осями паралельними і з осями під кутом 30^0 до поверхонь СБ. Завдяки такій геометрії і однаковим умовам на отворах сопла, розрахунок впливу ДУ на всі СБ було зведено до чисельного моделювання натікання на прямокутну пластину, що задає форму СБ, двох типів ДУ, які відрізнялися тільки своїм розташуванням та напрямком витоку по відношенню до пластини.

Режим витоку на отворі сопла був близьким до майже континуального, але завдяки розширенню струминного потоку на відстані 10 см від отвору сопла переходив у перехідний, а далі у вільномолекулярний. Оскільки поверхня СБ знаходилася збоку від ДУ, то для оцінки потоків на СБ розіграш напрямку масової швидкості відбувався за сферичним законом, який дає максимальний розліт молекул у віддалену від осі область поблизу отвору сопла.

Порівняння суперпозиції результатів, отриманих для кожної компоненти продуктів витоку, з розрахунками для осереднених характеристик продуктів згоряння показало їхню відповідність, що дозволило в подальшому скоротити трудові витрати для оцінки газодинамічних потоків на СБ без шкоди для точності отриманих результатів.

Визначено максимальні значення і розподіл по поверхні СБ питомого потоку маси газу, а також нормального тиску і тангенціального напруження. Максимальне значення питомого потоку маси газу на поверхню СБ досягалося при роботі ДУ з віссю, паралельною поверхні СБ, і становило $P_m \approx 4{,}5 \cdot 10^{-3}$ кг$\big/$с$\cdot$м^2 , а значення нормального тиску і тангенціального напруження відповідно $P_n \approx 6$ Па і $P_\tau \approx 5$ Па.

Дякуючи широким розрахунковим можливостям, МПЧ може використовуватися для вирішення багатьох фундаментальних і прикладних задач струминної газової динаміки.

1. *Davis D. H.* Monte Carlo Calculation of Molecular Flow Rates through a Cylindrical Elbow and Pipes of Other Shapes. J. Appl. Phys. 1960. V. 31, iss. 7. P. 169–1176. https://doi.org/10.1063/1.1735797
2. *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/itm2017.03.053
3. *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.
4. *He B., Zhang J., Cai G.* Research on Vacuum Plume and its Effects. Chin. J. Aeronaut. 2013. V. 26. P. 27–36. https://doi.org/10.1016/j.cja.2012.12.016
5. *Charton V., Awad A., Labaune J.* Optimisation of a Hybrid NS-DSMC Methodology for Continuous-Rarefied Jet Flows. Acta Astronautica. 2022. V. 195. P. 295–308. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.03.012
6. *Печериця Л. Л., Сміла Т. Г.* Застосування статистичного методу пробних частинок для моделювання розріджених струминних течій у вакуумі. Космічна наука і технологія. 2023.Т. 29, № 4 (143). С. 12–23. https://doi.org/10.15407/knit2023.04.012
7. *Печериця Л. Л., Сміла Т. Г.* Застосування числових методів газодинамічних розрахунків в задачах обтікання перешкод розрідженим струминним потоком. Технічна механіка. 2022. № 2. С. 71–86. https://doi.org/10.15407/itm2022.02.071

Отримано 19.09.2024,
в остаточному варіанті 05.12.2024