

УДК 629.783:519.87

В. А. КОЗАЧИНА^{1*}, М. М. БІЛЯЄВ², В. В. БІЛЯЄВА³, П. В. СЕМЕНЕНКО⁴,
З. М. ЯКУБОВСЬКА⁵

^{1*}Каф. «Гідравліка, водопостачання та фізика», Український державний університет науки і технологій, ННІ ДІТ, вул. Лазаряна, 2, Дніпро, Україна, 49010, тел. +38 (056) 373 15 09, ел. пошта v.kozachyna@gmail.com, ORCID ID: 0000-0002-6894-5532

²Каф. «Гідравліка, водопостачання та фізика», Український державний університет науки і технологій, ННІ ДІТ, вул. Лазаряна, 2, Дніпро, Україна, 49010, тел. +38 (056) 373 15 09, ел. пошта biliaiev.m@gmail.com, ORCID ID 0000-0002-1531-7882

³Каф. «Природничо-наукових та загально інженерних дисциплін», ТОВ «Технічний університет «МЕТІНВЕСТ ПОЛІТЕХНІКА»», Південне шосе, 80, Запоріжжя, Україна, 69008, тел. +38 (056) 374 98 22, ел. пошта v.v.biliaieva@ust.edu.ua, ORCID 0000-0003-2399-3124

⁴ДП «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», вул. Криворізька, 3, 49008, Дніпро, Україна, 49008, тел. +38 (056) 372 00 22, ел. пошта semenenko.pv1981@gmail.com, ORCID ID 0000-0003-0447-5591

⁵Каф. енергетики, Український державний університет науки і технологій, ННІ УДХТУ, пр. Науки, 8, Дніпро, Україна, 49005, тел. +38 (056) 753 56 38, ел. пошта zinaidaya25@gmail.com, ORCID 0000-0002-9893-3479

Математичне моделювання теплового режиму в обтічнику ракети-носія на етапі передстартової підготовки

Мета. Розвиток систем супутникового зв'язку базується на транспортуванні супутників у космосі. Транспортування супутника на орбіту здійснюють за допомогою ракети-носія. Супутник розміщується в транспортному відсіку в середині головного обтічника. На етапі передстартової підготовки необхідно дотримуватися жорстких умов середовища в середині головного обтічника. Зокрема, дуже важливо спрогнозувати температурне поле в транспортному відсіку в середині головного обтічника під час його примусової вентиляції на етапі передстартової підготовки. Для рішення цієї задачі потрібно мати спеціалізовані математичні моделі. Головною метою роботи є розробка швидкорозрахункової моделі для оцінювання температурних полів у середині обтічника ракети-носія. **Методика.** Для розрахунку температурного поля, що формується вентиляцією транспортного відсіку та виділенням тепла від різних елементів супутника, було використано рівняння енергії. Це рівняння враховувало інтенсивність тепловиділення з різних частин супутника, картину обтікання супутника повітряним потоком, теплообмін у транспортному відсіку. Неоднорідне поле швидкості повітряного потоку в транспортному відсіку розраховано на основі моделі потенційної течії. Для чисельного інтегрування рівнянь моделі використано скінченно-різницевої схеми. **Результати.** Розроблено комп'ютерний код, який реалізує запропоновану чисельну модель. Наведено результати обчислювальних експериментів з оцінки температурного режиму в головному обтічнику ракети-носія для різних супутників. **Наукова новизна.** Створено швидкорозрахункову CFD-модель для аналізу теплових полів у середині обтічника ракети-носія на етапі передстартової підготовки. Модель дає можливість визначати в середині обтічника зони з підвищеною температурою. **Практична значимість.** Розроблена чисельна модель може бути корисна для вибору та обґрунтування режиму вентиляції головного обтічника ракети-носія на етапі передстартової підготовки з метою забезпечення рекомендованого діапазону температури біля супутника. Також може бути використана для первинної оцінки температури в головному обтічнику на етапі обґрунтування режиму терморегулювання для конкретного супутника або супутникової системи.

Ключові слова: головний обтічник; температурне поле; теплоперенос; математичне моделювання

Вступ

Сьогодні супутники відіграють значну роль у підвищенні рівня життя людей. Супутникові системи визначають розвиток усіх галузей науки, техніки, промисловості, сільського господарства, банківського сектору, транспорту та екології. Ракета-носіє – це бортова система, яка доставляє корисне навантаження з Землі в суборбіта-

льний, орбітальний або міжпланетний простір. Корисне навантаження зазвичай розміщується в космічному апараті (КА) або супутнику, який знаходиться в транспортному відсіку ракети-носія в головному обтічнику (рис. 1–3).

На етапі передстартової підготовки важливим кроком є прогнозування температурного поля, яке формується під впливом примусової вентиляції головного обтічника (транспортного

ЕКОЛОГІЯ ТА ПРОМИСЛОВА БЕЗПЕКА

відсіку) за одночасного виділення тепла від різних технологічних елементів у середині супутника. Вимірювання теплового потоку від супутника є складним завданням, оскільки майже кожен елемент у середині супутника генерує тепло за рахунок своєї роботи. Крім цього, власник супутника не дає дозволу на встановлення вимірювальної апаратури в головний обтічник після розташування супутника.



Рис. 1. Головний обтічник ракети-носія «CYCLONE»

[<https://space.com.ua/2020/08/21/kb-pivdenne-pratsuyue-nad-unifikatsiyeyu-tretogo-stupenya-m-tsiklon-4/>]

Fig. 1. Main fairing of the launch vehicle «CYCLONE»
[<https://space.com.ua/2020/08/21/kb-pivdenne-pratsuyue-nad-unifikatsiyeyu-tretogo-stupenya-m-tsiklon-4/>]



Рис. 2. Розташування супутника (корисне навантаження) у середині головного обтічника

[<https://www.elonx.net/fairing-recovery-compedium/>]

Fig. 2. Satellite (payload) location inside the main fairing [<https://www.elonx.net/fairing-recovery-compedium/>]



Рис. 3. Вихід супутника на орбіту
[<https://spaceflightnow.com/2021/11/07/ariane-5-rocket-fairing-cleared-for-webb-launch-after-perfect-performance-on-last-flight/>]

Fig. 3. Satellite exit from orbit
[<https://spaceflightnow.com/2021/11/07/ariane-5-rocket-fairing-cleared-for-webb-launch-after-perfect-performance-on-last-flight/>]

Значне підвищення температури в середині головного обтічника може призвести до перегріву внутрішніх елементів супутника, що знижує ризик його безаварійного виведення на орбіту. Дослідження процесів терморегулювання головного обтічника залишається актуальним завданням. Його вирішення дозволить визначити раціональне розташування отворів для поліпшення вентиляції біля супутника.

Результати експериментальних досліджень поля розподілу температури в різних блоках головного обтічника у випадку регулювання температури наведено в роботах [6, 7]. Аналіз характеристик внутрішньої течії в головному обтічнику проведено за допомогою CFD-моделювання на основі рівнянь Нав'є–Стокса та моделі турбулентності [8]. На основі розв'язання диференціальних рівнянь газодинаміки чисельними методами було проведено аналіз вентиляції та розташування КА в головному обтічнику під час польоту [9]. Однак за допомогою цього моделювання не було отримано поля швидкостей і температури в головному обтічнику. Дослідження особливостей зміни тиску в головному обтічнику в умовах польоту проведено в [3]. У роботі [4] показано вплив розташування дренажних отворів на дослідження характеристик течії газу у відсіку під головним обтічником. Розрахунки температурного поля та поля швидкостей у потоці повз блок, де розташовані бортові прилади, прове-

ЕКОЛОГІЯ ТА ПРОМИСЛОВА БЕЗПЕКА

дено на основі CFD-моделей програмного пакета Ansys Fluent [14], що потребує значних затрат комп'ютерного часу. Аналіз літературних джерел показав, що сьогодні існує певний дефіцит швидкорозрахункових чисельних моделей для прогнозування температурних полів в головному обтічнику [1, 5, 10–13, 15].

Мета

Робота спрямована на розробку чисельної моделі, що дозволяє в режимі реального часу прогнозувати теплові поля в середині головного обтічника зі супутником.

Методика

Для математичного моделювання процесу формування температурного поля повітря в головному обтічнику використовуємо рівняння енергії:

$$\frac{\partial T}{\partial t} + \frac{\partial uT}{\partial x} + \frac{\partial vT}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial x} \left(a_x \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(a_y \frac{\partial T}{\partial y} \right) = 0, \quad (1)$$

де T – температура повітря в середині обтічника; a_x , a_y – коефіцієнти теплопровідності; u, v – компоненти вектора швидкості повітряного потоку; (x_i, y_i) – координати джерела емісії тепла; t – час.

Для розв'язання рівняння (1) задано граничні умови:

1) на межі входу повітряного потоку в головний обтічник $T|_{AB} = T_{entrance}$, де $T_{entrance}$ – відома температура повітряного потоку, який потрапляє через вентиляцію в переріз АВ, тобто температура повітряного потоку на вході в розрахункову зону;;

2) на межі виходу повітряного потоку з обтічника: $\frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{CD} = 0$, де $\vec{n} = (x_i, y_i)$ – одиничний

вектор зовнішньої нормалі на межі виходу повітряного потоку з отворів у головному обтічнику;

3) якщо частина поверхні супутника виділяє тепло, то гранична умова має вигляд:

$$\frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{surface} = q, \text{ де } q - \text{відоме значення тепло-}$$

вого потоку від деякої ділянки поверхні супутника, що нагрівається;

4) якщо на частині поверхні супутника не відбувається виділення тепла, то гранична умова має вигляд: $\frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{surface} = 0$;

$$5) \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{surface} = 0 - \text{на стінках головного обті-}$$

чника.

Для моменту часу початкову умову записуємо таким чином: $T_{t=0} = T_0$, де T_0 – відома температура повітряного потоку в середині головного обтічника.

Для розрахунку температурного поля на основі рівняння (1) необхідно знати розподіл компонентів поля швидкості повітряного потоку в середині головного обтічника. Для моделювання руху повітряного потоку використовуємо рівняння потенційного потоку (2):

$$\frac{\partial^2 P}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 P}{\partial y^2} = 0, \quad (2)$$

де P – потенціал швидкості повітряного потоку.

Для розв'язку рівняння (2) задано відповідні граничні та початкові умови:

$$1) \frac{\partial P}{\partial n} \Big|_{AB} = U - \text{умова Неймана на межі, де}$$

потік входить у головний обтічник зі швидкістю U . У разі виконання обчислювальних експериментів на межі входу повітряного потоку задають рівномірний потік повітря: $U = \text{const}$;

2) на межі виходу повітряного потоку з обтічника: $P = P_0 + \text{const}$ – умова Діріхле, де P_0 – довільна константа;

$$3) \text{ на поверхні супутника, на стінках головного обтічника: } \frac{\partial P}{\partial n} \Big|_{surface} = 0, \text{ де } \vec{n} - \text{одинич-}$$

ний вектор зовнішньої нормалі до твердого тіла.

Компоненти вектора швидкості повітряного потоку пов'язані з потенціалом швидкості повітряного потоку на основі залежностей:

$$u = \frac{\partial P}{\partial x}; v = \frac{\partial P}{\partial y}. \quad (3)$$

Для визначення потенційного поля швидкості повітряного потоку необхідно розв'язати рівняння (2). Отримані значення потенціалу швидкості дозволяють розрахувати компоненти вектора швидкості повітряного потоку на основі залежностей (3). Знайдені компоненти швидкості повітряного потоку використовуємо для визначення температурного поля повітря (потоку в разі розв'язання рівняння (1)).

Розглянемо методику побудови чисельної моделі на основі рівнянь (1)–(3). Чисельне інтегрування рівнянь моделі проведено на прямокутній різницевій сітці [2]. Для чисельного інтегрування рівняння Лапласа для потенціалу швидкості використано метод Лібмана. У цьому випадку різницеве рівняння має вигляд:

$$\frac{P_{i+1,j} - 2P_{i,j} + P_{i-1,j}}{\Delta x^2} + \frac{P_{i,j+1} - 2P_{i,j} + P_{i,j-1}}{\Delta y^2} = 0. \quad (4)$$

Значення потенціалу швидкості в центрах різницевої комірки визначаємо так:

$$P_{i,j} = \left[\frac{P_{i+1,j} + P_{i-1,j}}{\Delta x^2} + \frac{P_{i,j+1} + P_{i,j-1}}{\Delta y^2} \right] / Z, \quad (5)$$

$$\text{де } Z = \left(\frac{2}{\Delta x^2} + \frac{2}{\Delta y^2} \right).$$

Розрахунок за цією залежністю закінчується, коли:

$$|P_{i,j}^{n+1} - P_{i,j}^n| \leq \varepsilon,$$

де $P_{i,j}^{n+1}$ – значення потенціалу швидкості на новій ітерації; $P_{i,j}^n$ – значення потенціалу швидкості на попередній ітерації; ε – мале число. Значення компонент швидкості розраховуємо на сторонах комірок так:

$$u_{ij} = \frac{P_{i,j} - P_{i-1,j}}{\Delta x}; v_{ij} = \frac{P_{i,j} - P_{i,j-1}}{\Delta y}.$$

Для чисельного інтегрування рівняння (1) розбиваємо його на два рівняння (4)–(5):

$$\frac{\partial T}{\partial t} + \frac{\partial uT}{\partial x} + \frac{\partial vT}{\partial y} = 0; \quad (6)$$

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(a_x \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(a_y \frac{\partial T}{\partial y} \right). \quad (7)$$

Далі виконуємо такі перетворення та апроксимації похідних:

$$\frac{\partial uT}{\partial x} = \frac{\partial u^+T}{\partial x} + \frac{\partial u^-T}{\partial x};$$

$$\frac{\partial vT}{\partial y} = \frac{\partial v^+T}{\partial y} + \frac{\partial v^-T}{\partial y};$$

$$u^+ = \frac{u + |u|}{2}, u^- = \frac{u - |u|}{2};$$

$$v^+ = \frac{v + |v|}{2}, v^- = \frac{v - |v|}{2};$$

$$\frac{\partial u^+T}{\partial x} \approx \frac{u_{i+1,j}^+ T_{i,j}^{n+1} - u_{i,j}^+ T_{i-1,j}^{n+1}}{\Delta x} = L_x^+ T^{n+1};$$

$$\frac{\partial u^-T}{\partial x} \approx \frac{u_{i+1,j}^- T_{i+1,j}^{n+1} - u_{i,j}^- T_{i,j}^{n+1}}{\Delta x} = L_x^- T^{n+1};$$

$$\frac{\partial v^+T}{\partial y} \approx \frac{v_{i,j+1}^+ T_{i,j}^{n+1} - v_{i,j}^+ T_{i,j-1}^{n+1}}{\Delta y} = L_y^+ T^{n+1};$$

$$\frac{\partial v^-T}{\partial y} \approx \frac{v_{i,j+1}^- T_{i,j+1}^{n+1} - v_{i,j}^- T_{i,j}^{n+1}}{\Delta y} = L_y^- T^{n+1}.$$

З урахуванням цих перетворень схема розщеплення для рівняння (4) має вигляд:

– перший крок:

$$\frac{T_{i,j}^k - T_{i,j}^n}{\Delta t} + L_x^+ T^k + L_y^+ T^k = 0;$$

– другий крок:

$$\frac{T_{i,j}^{n+1} - T_{i,j}^k}{\Delta t} + L_x^- T^{n+1} + L_y^- T^{n+1} = 0.$$

Значення температури визначається на кожному обчислювальному кроці розв'язку.

ЕКОЛОГІЯ ТА ПРОМИСЛОВА БЕЗПЕКА

Для чисельного інтегрування рівняння (7) використовуємо таку різницеву схему розщеплення:

– на першому кроці:

$$\begin{aligned} \frac{T_{i,j}^{n+1/2} - T_{i,j}^n}{0,5\Delta t} = & a_x \frac{T_{i+1,j} - T_{i,j}}{\Delta x^2} + \\ & + a_x \frac{-T_{i,j}^{n+1/2} + T_{i-1,j}^{n+1/2}}{\Delta x^2} + a_y \frac{T_{i,j+1}^n - T_{i,j}^n}{\Delta y^2} + \\ & + a_y \frac{-T_{i,j}^{n+1/2} + T_{i,j-1}^{n+1/2}}{\Delta y^2}; \end{aligned}$$

– на другому кроці:

$$\begin{aligned} \frac{T_{i,j}^{n+1} - T_{i,j}^{n+1/2}}{0,5\Delta t} = & a_x \frac{T_{i+1,j}^{n+1} - T_{i,j}^{n+1}}{\Delta x^2} + \\ & + a_x \frac{-T_{i,j}^{n+1/2} + T_{i-1,j}^{n+1/2}}{\Delta x^2} + a_y \frac{T_{i,j+1}^{n+1} - T_{i,j}^{n+1}}{\Delta y^2} + \\ & + a_y \frac{-T_{i,j}^{n+1/2} + T_{i,j-1}^{n+1/2}}{\Delta y^2}. \end{aligned}$$

Тобто визначення температури повітря в обтічнику здійснюють за декілька кроків.

Для проведення обчислювальних експериментів здійснено програмну реалізацію побудованої чисельної моделі мовою FORTRAN. Розроблено пакет програм «SATELITE–2A».

Результати

Далі наведено результати розв’язання моделі задачі на основі розробленого методу чисельного розрахунку температурного поля в головному обтічнику. Розрахунок здійснено для ракети-носія «CYCLONE–4». Обчислювальні експерименти проведено для трьох сценаріїв:

1) сценарій № 1: в обтічнику розташований супутник, але відсутні додаткові елементи (рис.4);

2) сценарій № 2: в обтічнику розташований додатковий елемент до зони тепловиділення (рис.5);

3) сценарій № 3: в обтічнику розташований додатковий елемент над зоною тепловиділення (рис.6).

Розрахункова зона мала розміри: довжина 4,99 м, ширина 4 м. Швидкість повітряного потоку, наданого для провітрювання, становила 1,9 м/с, температура 21 °С. Прийнято, що на ділянці (лівий бік супутника) має місце тепловий потік $q = 300$ Вт. Розглянуто такі сценарії:

1) усередині головного обтічника відсутні додаткові елементи, крім супутника;

2) усередині головного обтічника є додатковий елемент, що розташований до зони виділення тепла;

3) усередині головного обтічника є додатковий елемент, що розташований над зоною виділення тепла.

Результати розв’язання задачі показано нижче на рисунках. На рис. 7–9 показано значення температури у відсотках від максимальної температури $T_{\max}$.

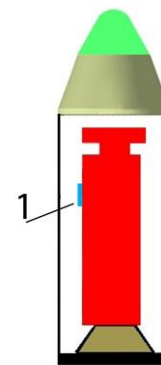


Рис. 4. Розрахункова схема, сценарій № 1:
1 – зона тепловиділення

Fig. 4. Calculation scheme, scenario № 1:
1 – heat emission zone

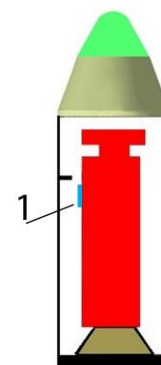


Рис. 5. Розрахункова схема, сценарій № 2:
1 – зона тепловиділення

Fig. 5. Calculation scheme, scenario № 2:
1 – heat emission zone

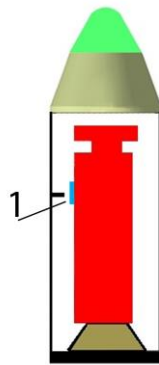


Рис. 6. Розрахункова схема, сценарій № 3:
1 – зона тепловиділення

Fig. 6. Calculation scheme, scenario № 3:
1 – heat emission zone

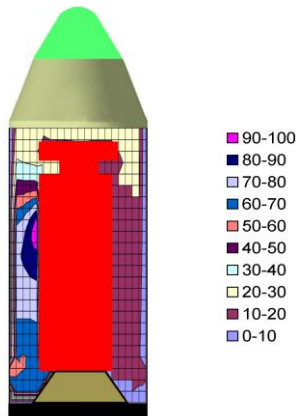


Рис. 7. Поле температури в середині обтічника,
сценарій № 1, $T_{\max} = 85\text{ °C}$

Fig. 7. Temperature field inside the fairing,
scenario № 1, $T_{\max} = 85\text{ °C}$

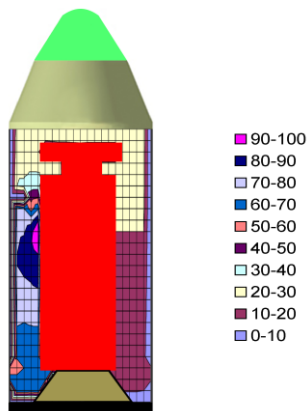


Рис. 8. Поле температури в середині обтічника,
сценарій № 2, $T_{\max} = 79\text{ °C}$

Fig. 8. Temperature field inside the fairing,
scenario № 2, $T_{\max} = 79\text{ °C}$

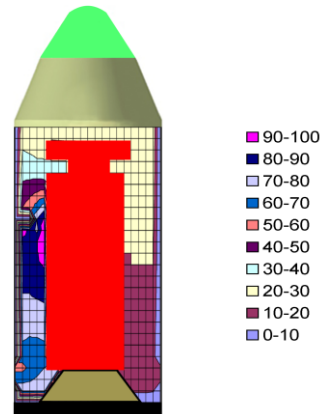


Рис. 9. Поле температури в середині обтічника,
сценарій № 3, $T_{\max} = 80,7\text{ °C}$

Fig. 9. Temperature field inside the fairing,
scenario № 3, $T_{\max} = 80,7\text{ °C}$

Аналіз даних, наведено на рисунках, показує, що наявність зони, де має місце виділення тепла, створює нерівномірну зону розподілу температури біля лівої стінки супутника. Поле температури біля правої стінки супутника характеризується плавною зміною температури. Можна побачити, що на формування поля температури в середині обтічника впливає наявність додаткового елемента (пластини). Біля зони виділення тепла формується підзона зі значним градієнтом температури.

На рис. 10 показано розподіл температури біля поверхні супутника в зоні виділення тепла. Тут координата $x=0$ відповідає початку «тіла» супутника.

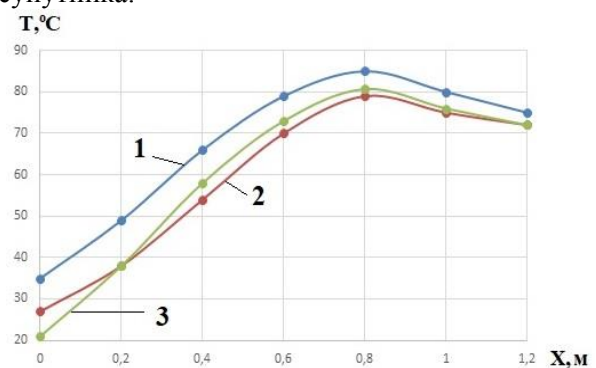


Рис. 10. Розподіл температури біля поверхні супутника:

1 – сценарій № 1; 2 – сценарій № 2;
3 – сценарій № 3

Fig. 10. Temperature distribution near the satellite's surface:

1 – scenario № 1; 2 – scenario № 2;
3 – scenario № 3

ЕКОЛОГІЯ ТА ПРОМИСЛОВА БЕЗПЕКА

Як можна бачити з рис. 10, використання додаткової пластини дає можливість зменшити температуру повітря біля поверхні супутника. Ефективність зниження температури біля поверхні супутника для різних позицій розташування додаткового елемента – різна. Із точки зору зменшення максимальної температури більш ефективним є сценарій № 2. Також можна бачити, що використання додаткового елемента (сценарій № 3) дає можливість на ділянці 0–0,2 м зменшити температуру практично на 10 °C.

Відзначимо, що час розрахунку становив 5 с.

Наукова новизна та практична значимість

У статті розглянуто швидкорозрахункову CFD модель для аналізу теплових полів всередині обтічника ракети-носія на етапі передстартової підготовки. Модель дає можливість визначати всередині обтічника зони з підвищеною температурою.

Розроблена чисельна модель може бути корисна для вибору та обґрунтування режиму вентиляції головного обтічника ракети-носія на етапі передстартової підготовки з метою забезпечення рекомендованого діапазону темпера-

тури біля супутника. Модель дає можливість оцінювати вплив конструктивних рішень щодо зміни температурного режиму всередині обтічника для зменшення тепловиділення з поверхні супутника.

Висновки

У статті запропонована CFD-модель для аналізу теплових полів усередині обтічника ракети-носія в разі примусової вентиляції обтічника на етапі передстартової підготовки. Модель базується на чисельному інтегруванні рівняння аеродинаміки та рівняння енергії.

Побудована модель дозволяє враховувати: складну геометричну форму супутника, розташування вентиляційних отворів, зони тепловиділення на поверхні супутника, режим вентиляції обтічника. Особливістю моделі є малі витрати комп'ютерного часу під час проведення обчислювального експерименту.

Розроблена програма «SATELITE–2A» дає можливість проводити комп'ютерні розрахунки за короткий час, приблизно 5 с.

Розроблений метод може бути використаний для первинної оцінки температури в головному обтічнику на етапі обґрунтування режиму терморегулювання для конкретного супутника або супутникової системи.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Булавка С. С. Результаты экспериментальных исследований усовершенствованной системы термостатирования воздуха ракет-носителей. *Наукові нотатки*. 2021. № 71. С. 9–15.
2. Згуровский М. З., Скопецкий В. В., ВХрущ. К., Беляев Н. Н. *Численное моделирование распространения загрязнения в окружающей среде*. Киев : Наукова думка, 1997. 368 с.
3. Кашанов А. Э., Дегтярев А. В., Гладкий Э. Г., Баранов Е. Ю. Оценка технических рисков при пуске ракеты-носителя «Днепр». *Авиационно-космическая техника и технология*. 2012. № 5 (92). С. 113–117.
4. *Ariane 5. User's Manual Issue 5 Revision 2*. 2016. URL: https://courses.edx.org/asset-v1:DelftX+AEASM1x+1T2022+type@asset+block/Ariane5_Users-Manual_October2016_Red.pdf
5. Baggerman C., McCabe M., Verma D. Avionics System Architecture for the NASA Orion Vehicle. *SAE Technical Papers on CD-ROM/SAE Technical Paper Series*. 2009. DOI: <https://doi.org/10.4271/2009-01-3276>
6. Biliaiev M., Biliaieva V., Rusakova T., Kozachyna V., Berlov O., Semenenko P., ..., Tatarko L. Development of a method for assessing air dustiness in the main fairing of the launch vehicle. *Eastern-European journal of enterprise technologies*. 2022. Vol. 5, No. 1 (119). P. 17–25. DOI: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2022.266013>
7. Biliaiev M., Rusakova T., Biliaieva V., Kozachyna V., Berlov O., Semenenko P. Analysis of Temperature Field in the Transport Compartment of the Launch Vehicle. *26th International Scientific Conference Transport Means 2022* (Kaunas, 05–07 Oct. 2022). Kaunas, 2022. Pt. I. P 122–127.
8. Compartment venting – Space vehicle design criteria. *NTRS - NASA Technical Reports Server*. 1970. 31 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19710018690>

9. Falcon User's Guide. *Space Exploration Technologies Corp.* 2021. URL: <https://www.spacex.com/media/falcon-users-guide-2021-09.pdf>
10. Hao P., Li Z., Feng S., Li W., Wang Y., Wang B. A novel framework for reliability assessment of payload fairing separation considering multi-source uncertainties and multiple failure modes. *Thin-Walled Structures*. 2021. Vol. 160. P. 107327. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.tws.2020.107327>
11. Li Y., Zong Z., Sun T. Classification of the collapse of a composite fairing during the oblique high-speed water entry. *Thin-Walled Structures*. 2023. Vol. 182. P. 110260. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.tws.2022.110260>
12. Mathew L. M., Deepak B. P., & Sabu, B. Design and Analysis of a Metallic Ogive Payload Fairing for a New Generation Launch Vehicle. *IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering*. 2016. Vol. 13. Iss. 05. P. 99–103. DOI: <https://doi.org/10.9790/1684-13050199103>
13. Mishra N. K., Harshitha G., Reddy G. V., Anirudh P., Aashritha, V., Govind K. Computational study on rocket payload fairing, *Materials Today: Proceedings*. 2023. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2023.06.244>
14. Nallasamy R., Kandula M., Duncil L., Schallhorn P. Three-Dimensional Flowfield in the Scaled Payload. Fairing Model of an Expendable Launch Vehicle. *38th Fluid Dynamics Conference and Exhibit* (Seattle, 23–26 June 2008). Seattle, 2008. P. 1–21. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2008-4302>
15. Vanhove E., Tondut T., Roussel J. F., Faye D., Guigue P. In Situ Real-Time Quantitative and Qualitative Monitoring of Molecular Contamination. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2016. Vol. 53, No. 6. P. 1166–1171. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.A33505>

V. A. KOZACHYNA^{1*}, M. M. BILIAIEV², V. V. BILIAIEVA³, P. V. SEMENENKO⁴,
Z. M. YAKUBOVSKA⁵

^{1*}Dep. «Hydraulics, Water Supply and Physics», Ukrainian State University of Science and Technologies, SEI DIIT, Lazaryana St., 2, Dnipro, Ukraine, 49010, tel. +38 (056) 373 15 09, e-mail v.kozachyna@gmail.com, ORCID 0000-0002-6894-5532

²Dep. «Hydraulics, Water Supply and Physics», Ukrainian State University of Science and Technologies, SEI DIIT, 2, Lazaryana St., 2, Dnipro, Ukraine, 49010, tel. +38 (056) 373 15 09, e-mail biliaiev.m@gmail.com, ORCID 0000-0002-1531-7882

³Dep. «Natural Sciences and General Engineering Disciplines», LLC «Technical University «METINVEST POLYTECHNIC»», 80, Southern Highway, Zaporizhzhia, Ukraine, 69008, tel. +38 (056) 374 98 22, e-mail v.v.biliaieva@ust.edu.ua, ORCID 0000-0003-2399-3124

⁴Yuzhnoye State Design Office, Krivorozhskaya St., 3, Dnipro, Ukraine, 49008, tel. +38 (056) 372 00 22, e-mail semenenkopv1981@gmail.com, ORCID ID 0000-0003-0447-5591

⁵Dep. of Power Engineering, Ukrainian State University of Science and Technologies, SEI USUCT, Science Av., 8, Dnipro, Ukraine, 49005, tel. +38 (056) 753 56 38, e-mail zinaidaya25@gmail.com, ORCID 0000-0002-9893-3479

Mathematical Modeling of Thermal Regime in the Launch Vehicle Fairing at the Stage of Prelaunch Preparation

Purpose. The development of satellite communication systems is based on the transportation of satellites in space. The satellite is transported into orbit by a launch vehicle. The satellite is placed in the transportation compartment in the middle of the main fairing. At the pre-launch stage, it is necessary to comply with the harsh environmental conditions inside the main fairing. In particular, it is very important to predict the temperature field in the transport compartment inside the main fairing during its forced ventilation at the pre-launch stage. To solve this problem, it is necessary to have specialized mathematical models. The main goal of this work is to develop a fast-calculating model for estimating the temperature fields inside the launch vehicle fairing. **Methodology.** The energy equation was used to calculate the temperature field formed by the ventilation of the transport compartment and the heat generated by various elements of the satellite. This equation took into account the intensity of heat emission from different parts of the satellite, the pattern of airflow around the satellite, and heat transfer in the transportation compartment. The inhomogeneous airflow velocity field in the cargo compartment was calculated based on a potential flow model. Finite-difference schemes are used for numerical integration of the model equations. **Findings.** A computer code has been developed that implements the proposed numerical model. The results of computational experiments to assess the temperature regime in the main fairing of the launch vehicle for different satellites are presented. **Originality.** A fast-calculating CFD model for analyzing thermal fields in the middle of the launch vehicle fairing at the stage of prelaunch preparation has been created. The model makes it possible to deter-

mine the zones with sub- and over-temperature in the middle of the fairing. **Practical value.** The developed numerical model can be useful for selecting and justifying the ventilation mode of the main fairing of the launch vehicle at the pre-launch stage in order to ensure the recommended temperature range near the satellite. It can also be used for the initial assessment of the temperature in the main fairing at the stage of justifying the thermal control mode for a particular satellite or satellite system.

Key words: main fairing; temperature field; heat transfer; mathematical modeling

REFERENCES

1. Bulavka, S. S. (2021). Experimental results of an advanced thermostat system the air of launch vehicles. *Naukovi notatki*, 71, 9-15. (in Russian)
2. Zgurovskii, M. Z., Skopetskii, V. V., Khrutch, V. K. & Biliaiev, M. M. (1997). *Chislennoe modelirovanie rasprostraneniya zagryazneniya v okruzhayushey srede*. Kyiv: Naukova dumka. (in Russian)
3. Kashanov, O. E., Degtyarev, O. V., Gladkiy, E. G., & Baranov, E. Y. (2012). The assessment of technical risks during dnepr lv launch. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 5(92), 113-117. (in Russian)
4. *Ariane 5. User's Manual Issue 5 Revision 2*. (2016). Retrieved from https://courses.edx.org/asset-v1:DelftX+AEASM1x+1T2022+type@asset+block/Ariane5_Users-Manual_October2016_Red.pdf (in English)
5. Baggerman, C., McCabe, M., & Verma, D. (2009). Avionics System Architecture for the NASA Orion Vehicle. *SAE Technical Paper Series*. DOI: <https://doi.org/10.4271/2009-01-3276> (in English)
6. Biliaiev, M., Biliaieva, V., Rusakova, T., Kozachyna, V., Berlov, O., Semenenko, P., ..., & Tatarko, L. (2022). Development of a method for assessing air dustiness in the main fairing of the launch vehicle. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 5(1(119)), 17-25. DOI: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2022.266013> (in English)
7. Biliaiev, M., Rusakova, T., Biliaieva, V., Kozachyna, V., Berlov, O., & Semenenko, P. (2022, Oct.). Analysis of Temperature Field in the Transport Compartment of the Launch Vehicle. In *26th International Scientific Conference Transport Means 2022* (Pt. I, pp. 122-127). Kaunas, Lithuania. (in English)
8. Compartment venting - Space vehicle design criteria. (1970). *NTRS - NASA Technical Reports Server*. Retrieved from <https://ntrs.nasa.gov/citations/19710018690> (in English)
9. Falcon User's Guide. (2021). *Space Exploration Technologies Corp*. Retrieved from <https://www.spacex.com/media/falcon-users-guide-2021-09.pdf> (in English)
10. Hao, P., Li, Z., Feng, S., Li, W., Wang, Y., & Wang, B. (2021). A novel framework for reliability assessment of payload fairing separation considering multi-source uncertainties and multiple failure modes. *Thin-Walled Structures*, 160, 107327. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.tws.2020.107327> (in English)
11. Li, Y., Zong, Z., & Sun, T. (2023). Classification of the collapse of a composite fairing during the oblique high-speed water entry. *Thin-Walled Structures*, 182, 110260. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.tws.2022.110260> (in English)
12. Mathew, L. M., Deepak, B. P., & Sabu, B. (2016). Design and Analysis of a Metallic Ogive Payload Fairing for a New Generation Launch Vehicle. *IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering*, 13(05), 99-103. DOI: <https://doi.org/10.9790/1684-13050199103> (in English)
13. Mishra, N. K., Harshitha, G., Reddy, G. V., Anirudh, P., Aashritha, V., & Govind, K. (2023). Computational study on rocket payload fairing. *Materials Today: Proceedings*. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2023.06.244> (in English)
14. Nallasamy, R., Kandula, M., Duncil, L., & Schallhorn, P. (2008, June). Three-Dimensional Flowfield in the Scaled Payload. Fairing Model of an Expendable Launch Vehicle. In *38th Fluid Dynamics Conference and Exhibit* (pp. 1-21). Seattle, Washington. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2008-4302> (in English)
15. Vanhove, E., Tondou, T., Roussel, J. F., Faye, D., & Guigue, P. (2016). In Situ Real-Time Quantitative and Qualitative Monitoring of Molecular Contamination. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 53(6), 1166-1171. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.a33505> (in English)

Надійшла до редколегії: 15.11.2024

Прийнята до друку: 17.03.2025