

УДК 629.782

Б.М. Рассмакін, С.М. Хайрнасов,  
В.О. Чернобай, Т.А. Цюк

## ТЕПЛОВЕ МОДЕЛЮВАННЯ НАНОСУПУТНИКА, ЩО РОЗРОБЛЯЄТЬСЯ В НТУУ “КПІ”

### Вступ

Наносупутники дають можливість проводити оперативні польотні випробування наукового корисного навантаження. Перевагами таких апаратів є їх низька вартість, короткий час циклу розробки і створення корисного навантаження, недоліком – обмежені технічні можливості: часто – неоптимальні орбіти, незручне виведення на орбіту і, звичайно, дуже мала спроможність передачі даних на Землю. Однією з основних функцій [1] такого апарату є тестування в умовах космічного польоту приладів, призначених для міжпланетних місій. Саме такі прилади працюють в умовах дуже обмеженого забезпечення.

З розвитком космічної техніки особливого значення набуває проблема забезпечення надійності і підвищення терміну активного існування космічних апаратів (КА). Одним з основних факторів, які визначають надійність і довговічність КА, є створення сприятливих температурних умов для роботи апаратури [2]. Сучасна бортова електронна апаратура, як правило, працює в обмеженому температурному діапазоні. Відхилення температури від допустимих меж на кілька градусів може призвести до збільшення частоти відмов, зміни електричних характеристик апаратури, зниження її ресурсу та різних функціональних порушень.

Наносупутник НТУУ “КПІ” розробляється в рамках програми CubeSat [3]. Поняття (концепція) CubeSat було запропоновано професором Робертом Твайгсом Стенфордського університету як недорогий інструмент для студентського експериментування в космосі. При сучасному розвитку мікроелектроніки, мікропроцесорів та інших перспективних технологій невеликі студентські групи при фінансуванні навчальними закладами цілком здатні створити крихітні супутники. При невеликому бюджеті за короткий проміжок часу можна виготовити космічний апарат, запустити його в космос і одержати позитивні результати.

Схожі розробки описувалися раніше в [4–6]. Було проведено моделювання теплового ре-

жиму малих супутників різними комп’ютерними програмами (зокрема, MatLab та Ansys) та чисельними методами, однак дані програми не можуть повною мірою змодельовати теплову поведінку КА, оскільки в них досить складно врахувати параметри орбіти КА. У даній статті проведено моделювання теплового режиму наносупутника програмою Trassa-2 [7], яка дає можливість досить точно врахувати параметри орбіти КА при розрахунку його теплового режиму.

За мірою надходження інформації проводилось теплове моделювання наносупутника в цілому та його підсистем. Детальна тепла модель для надання допомоги в розробці і тестуванні наносупутника потрібна з кількох причин: необхідно передбачити теплові характеристики наносупутника в різних теплових випробуваннях, яким він буде піддаватися в процесі розробки, а також спрогнозувати тепловий режим наносупутника в різних режимах роботи і відношеннях. Надійність роботи космічного апарата визначається підтриманням необхідного температурного режиму всіх його підсистем.

Тож, розробка математичної моделі теплового режиму наносупутника є дуже актуальною і її використання є обов’язковим на всіх етапах проектування наносупутника. Крім того, застосування математичної моделі дає можливість зменшити кількість експериментальних випробувань, оскільки проведення експериментального дослідження теплового режиму КА на Землі потребує значних фінансових витрат.

### Постановка задачі

Мета статті – показати розробку теплової моделі наносупутника та змодельовати передбачуваний на орбіті його термічний стан, щоб забезпечити надійну роботу КА та його елементів.

### Об’єкт дослідження

Об’єктом дослідження є тепловий макет наносупутника. Наносупутник (рис. 1) складається з підсистем обробки даних, орієнтації і стабілізації, навігації, телеметрії, прийнятно-передавальної підсистеми, підсистеми електропостачання, міжсистемної кабельної мережі і конструкції (ферми і установочної плити). Зовнішній вигляд наносупутника наведено на рис. 2.

Конструкція наносупутника забезпечує механічне з’єднання бортової апаратури і всіх еле-

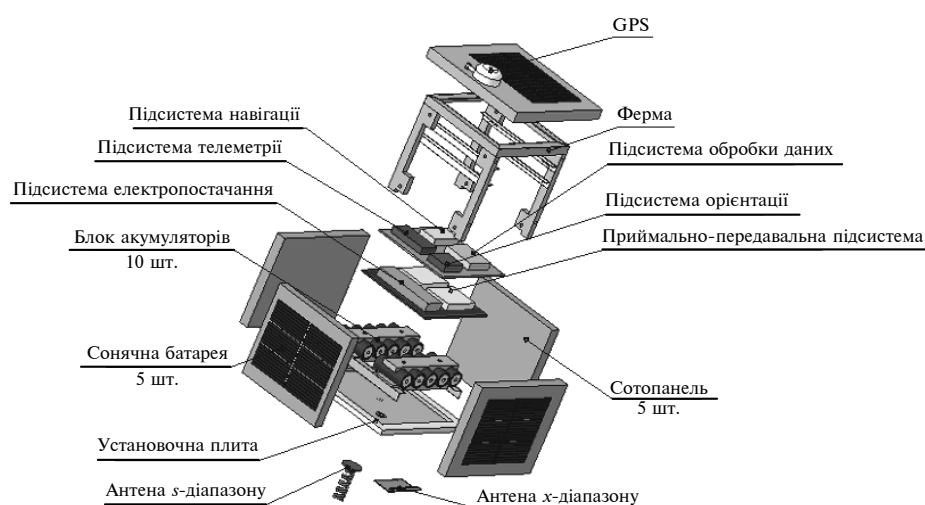


Рис. 1. Схема технологічного розчленування наносупутника

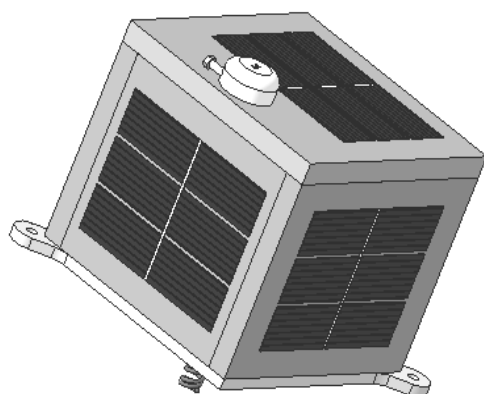


Рис. 2. Зовнішній вигляд наносупутника

ментів супутника в єдине ціле, монтаж кабельної мережі, зачекування, їх фіксацію на момент транспортування, виведення на орбіту і приведення в робочий стан на орбіті.

До розширеного складу конструкції входять ферма, приладові панелі, сотопанелі, елементи кріплення до адаптера носія, елементи кріплення та монтажу.

Ферма являє собою єдину клепану конструкцію і складається з установочної плити, верхньої окантовки, а також силових поперечних елементів. Установочна плита зроблена у вигляді квадратної фрезерованої плити розміром  $140 \times 140 \times 7$  мм. Ферма становить корпус наносупутника з габаритами  $116 \times 116 \times 100$  мм. Для забезпечення необхідного теплового режиму та радіаційного захисту апаратури, розміщеної в середині корпусу наносупутника, до відкритих граней ферми кріпляться п'ять соняч-

них батарей, які являють собою тришарову конструкцію товщиною 12 мм – полегшений алюмінієвий сотозаповнювач (фольга товщиною 0,023 мм) з двома вуглепластиковими моношаровими обшивками, приклеєними поліімідною плівкою для електроізоляції. Питома маса каркаса сонячної батареї дорівнює  $0,76 \text{ кг/м}^2$ .

Згідно з вимогами забезпечення теплових режимів апаратури та елементів КА, було взято такі допустимі темпера-

турні діапазони їх функціонування, які наведені в табл. 1.

Таблиця 1. Температурні діапазони елементів наносупутника

Елементи наносупутника	Мінімальна температура, °C	Максимальна температура, °C
Блок акумуляторів	0	+ 40
Електронна платформа	-20	+ 50
Установочна плита	-80	+ 80
Сонячні батареї	-80	+ 80

Для забезпечення допустимого температурного діапазону елементів КА було використано пасивну систему за рахунок підбору певних значень оптичних коефіцієнтів на поверхні приладів та елементів конструкції.

### Математична модель

Розв'язання задачі, що визначає температурний режим космічного апарата, реалізується на графах розрахункових вузлів чисельно скінченно-різницею методом [7]. При цьому використовується неявна абсолютно стійка схема першого порядку за часовою та просторовою координатами в поєднанні з ітераціями за нелінійностями на тимчасових кроках. Математична модель складного теплообміну зображається одновимірними рівняннями збереження енергії на тепловому вузлі. Температура  $\theta_i(\tau)$  елемента системи, що відповідає  $i$ -му вузлу, визначається рівнянням [7]

$$(mc)_i \frac{\partial \theta_i}{\partial \tau} = Q_i(\theta_i, \tau) + \sum_{j=1}^{K_i} r_{ij} \theta_j^4 + \theta_i^{(e)}(\tau) + \sum_{\forall n \rightarrow i} \sigma_{ni} (\theta_n - \theta_i),$$

де  $m, c$  – відповідно маса і питома теплоємність елемента;  $Q_i(\theta_i, \tau)$  – член джерела, що враховує потужність внутрішнього тепловиділення на  $i$ -му вузлі;  $r_{ij}$  – елементи матриці переміщення між всіма вузлами;  $\theta_i^{(e)}(\tau)$  – зовнішній тепловий потік на  $i$ -му вузлі;  $\forall n \rightarrow i$  означає: для всіх  $n$ -х вузлів, що мають поперечні зв'язки з  $i$ -ю дугою.

При розв'язанні цієї задачі потрібно задати параметри орбіти і орієнтацію наносупутника.

Наносупутник повинен виводитися на сонячно-синхронну орбіту на висоті 653,54 км з параметрами орбіти, наведеними в табл. 2 та графічно зображеними на рис. 3. Наносупутник орієнтований в орбітальній системі координат поздовжньою віссю симетрії за радіусом-вектором від Землі, ребром супутника в напрямку польоту.

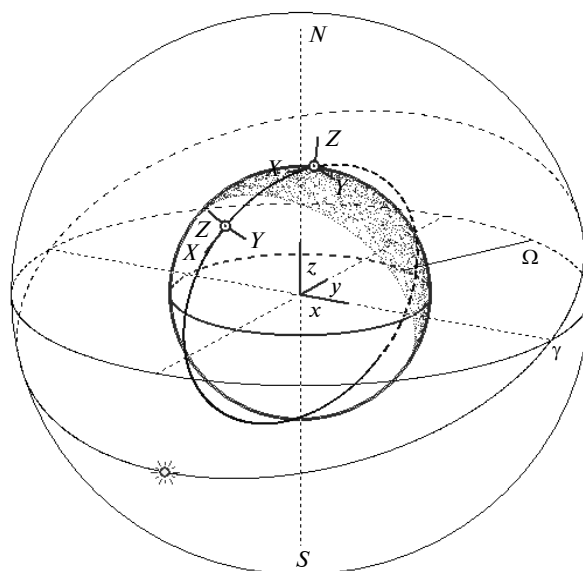


Рис. 3. Орієнтація наносупутника

Установочна плита весь час спрямована до центра Землі, а сонячні батареї знаходяться в одній площині орбіти.

При складанні геометричної моделі наносупутника умовно розбивався на елементи (вузли), що наведені в табл. 3.

Таблиця 2. Параметри орбіти наносупутника

Параметр	Значення
Кут між нормаллю до площини орбіти і між нормаллю та напрямком до Сонця $\beta^\circ$	~ 66
Нахил Сонця $\delta_s^\circ$	-23,44
Прямий схід Сонця $\alpha_s$ , год	17,963
Час проходження спадного вузла, год	10,5
Довгота висхідного вузла $\Omega$ , год	4,463
Сонячна стала $S_0$ , Вт/м <sup>2</sup>	1432
Щільність потоку випромінювання Землі, Вт/м <sup>2</sup>	232

Таблиця 3. Перелік розрахункових вузлів

Номер вузла	Опис
1–2	Установочна плита
3	Сотопанель № 5
4	Сонячна батарея № 5
5–12	Елементи ферми (№ 1–№ 8)
13–16	Батареї сонячні (№ 1–№ 4)
17–20	Сотопанелі (№ 1–№ 4)
21–23	Плати електронні (№ 1–№ 3)
24	Несуча конструкція
25–34	Акумулятори (№ 1–№ 10)

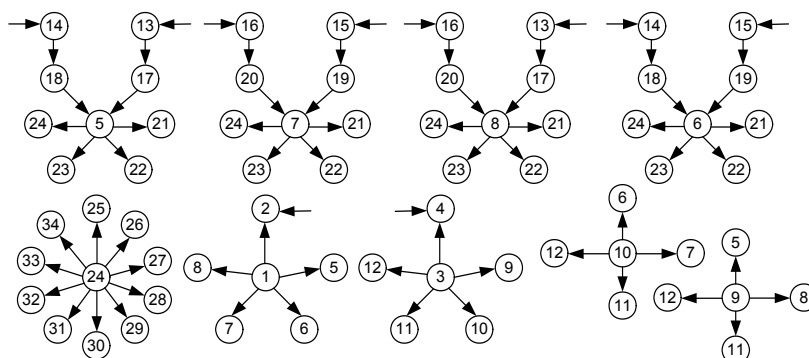


Рис. 4. Схема теплових зв'язків наносупутника

Для подальшого розрахунку складалася схема теплових зв'язків (рис. 4) між вузлами, розраховувалися термічні опори всіх вузлів і отримані дані вводилися в програму Grass-2 [7].

Отже, для даної математичної моделі було розроблено геометричну модель, встановлено теплову взаємодію приладів, вузлів та елементів конструкції.

### Результати розрахунку

У результаті проведеного моделювання теплового режиму супутника із врахуванням параметрів орбіти наносупутника, наведених у табл. 2 і зображених на рис. 3, було отримано розрахункові дані у вигляді залежностей температури від часу досліджуваних вузлів на тридцятому орбітальному витку. Саме на цьому витку апарат виходить на псевдостационарний режим.

Аналіз теплового режиму сонячних батарей показав, що на тепловий режим сонячних батарей значною мірою впливає зовнішнє опромінення їх Сонцем. Тому характер поведінки теплових кривих повністю зумовлений положенням наносупутника на орбіті (виходом супутника на освітлену частину траєкторії і перебуванням у тіні Землі).

На рис. 5 наведено залежність температур сонячних батарей (СБ) від часу, яку було отримано з результатів моделювання. Схожий температурний діапазон сонячних батарей спостерігався в [6] на супутнику FalconSat.

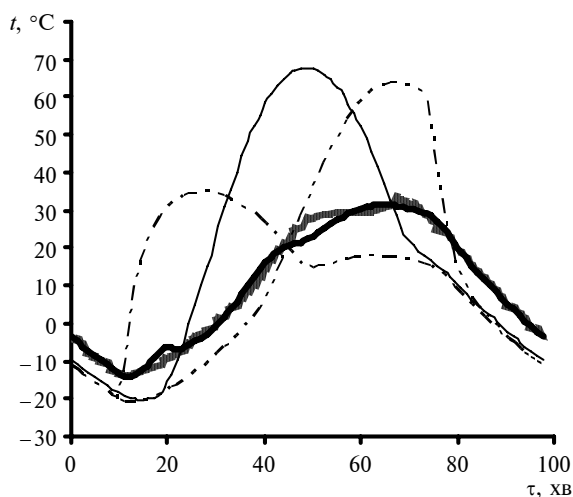


Рис. 5. Залежність температур сонячних батарей від часу:   
 - - - - СБ<sub>1</sub>; — — — СБ<sub>2</sub>; — — — СБ<sub>3</sub>; - · - · - СБ<sub>4</sub>;   
 — — — СБ<sub>5</sub>

Як видно, температура сонячних батарей змінюється від -23 до +68 °С, що входить у

допустимі температурні діапазони їх функціонування.

З результатів проведеного моделювання видно, що найбільш нагрітим елементом даного наносупутника є сонячна батарея СБ<sub>5</sub>, розташована зверху наносупутника відносно Землі. Це пояснюється тим, що ця сторона наносупутника більше часу, ніж інші, опромінюється Сонцем.

На рис. 6 наведено температурні залежності від часу поверхонь електронних плат (ЕП). Протягом витка температура на електронних платах, що знаходяться в заданому інтервалі, змінюється в межах від -12 до +38 °С.

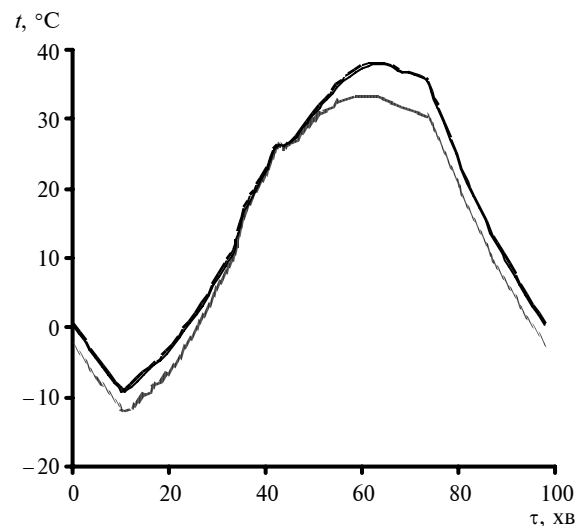


Рис. 6. Залежність температури поверхонь електронних плат від часу:   
 ······ — ЕП<sub>1</sub>; — — — ЕП<sub>2</sub>; - · - · - ЕП<sub>3</sub>

Таблиця 4. Діапазон зміни температур акумуляторних батарей А (вузлів)

Назва вузла	Температура мінімуму $t_{min}, °C$	Температура середня $t_{med}, °C$	Температура максимуму $t_{max}, °C$
A <sub>1</sub>	4,8	19,8	35,5
A <sub>2</sub>	6,0	21,8	39,2
A <sub>3</sub>	3,3	20,3	39,5
A <sub>4</sub>	2,4	18,4	35,4
A <sub>5</sub>	2,0	18,1	35,1
A <sub>6</sub>	2,7	19,7	39,5
A <sub>7</sub>	2,2	19,3	38,8
A <sub>8</sub>	1,6	17,7	34,2
A <sub>9</sub>	2,1	18,8	37,0
A <sub>10</sub>	1,4	17,6	34,1

Дуже чутливим до температурних коливань елементом наносупутника є блок акуму-

ляторів  $A_1$ – $A_{10}$ . Він складався з десяти хімічних батарей, кожна з яких становила один вузол у розрахунковій схемі. В табл. 4 наведено діапазон зміни температур вузлів блока акумуляторів.

Як видно, розподіл температур на акумуляторних батареях не є бажаним для наносупутника, оскільки він дуже широкий.

Відповідно, тепловий режим акумуляторних батарей потребує подальшого аналізу та узгодження.

### Висновки

Моделювання температурного поля наносупутника та його аналіз показали, що:

1) температура електронних блоків, вузлів та елементів конструкції даного наносупутника в заданому діапазоні може бути забезпечена за допомогою пасивної системи терморегулювання, що складається з термопокриття із заданими значеннями оптичних коефіцієнтів, теплових екранів, чохла з екранно-вакуумної теплоізоляції, теплоізолюючих прокладок і шайб;

2) температура на акумуляторних батареях змінюється в дуже широкому діапазоні;

3) необхідне подальше доопрацювання системи терморегулювання.

Тож, для забезпечення необхідного для апаратури наносупутника теплового режиму потрібні подальші дослідження.

Б.М. Рассамакін, С.М. Хайрмасов, В.А. Чернобай,  
Т.А. Цюк

#### ТЕПЛОВОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НАНОСПУТНИКА, РАЗРАБАТЫВАЕМОГО В НТУУ “КПИ”

Представлены результаты численного моделирования теплового режима наноспутника, разрабатываемого в НТУУ “КПИ”, предназначенного для проведения научных и прикладных исследований в области дистанционного зондирования Земли на околоземной орбите с ориентацией на Солнце. Также проведено сравнение с результатами численного моделирования малого спутника FalconSat-2, разработанного в Академии военно-воздушных сил США.

B.M. Rassamakin, S.M. Khaymasov, V.O. Chornobay,  
T.A. Tsyuk

#### THERMAL MODELING OF THE NANOSATELLITE DEVELOPED AT THE NTUU “KPI”

The paper under scrutiny demonstrates numerical simulation results of thermal modes of the nanosatellite developed at the National Technical University of Ukraine “Kyiv Polytechnic Institute”. It is designed to conduct scientific and applied research into the Earth remote sensing in the low Earth orbit with a solar pointing. In addition, we compare the obtained results with numerical simulation results of the “FalconSat-2” small satellite developed by the United States Air Force Academy.

1. Биндель Д., Овчинников М.Ю., Селиванов А.С. и др. Наноспутник GRESAT. Общее описание / Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. – М., 2009. – 35 с.
2. Рассамакін Б.М., Рогачов В.А., Хайрмасов С.М., Мархай Є.В. Моделювання теплових режимів мікросупутника // Наукові вісті НТУУ “КПІ”. – 2009. – № 5. – С. 45–53.
3. Каргу Д.Л., Фатеев В.Ф. Практический опыт разработки элементов бортовых радиотехнических систем наноспутника серии CubeSat // Изв. вузов. Приборостроение. – 2007. – 50, № 6. – С. 53–55.
4. Moffitt B.A. and Batty J.C. Predictive Thermal Analysis of the Combat Sentinel Satellite // AIAA/Utah State University Conference on Small Satellites Proceedings. – 2002. – 1. – P. 295–301.
5. Lee-Her Hu, Ming-Shong Chang and Jih-Run Tsai. Thermal control design and analysis for a picosatellite-yamsat // Transactions of the Aeronautical and Astronautical Society of the Republic of China. – 2003. – 35, N 3. – P. 227–233.
6. Lyon R., Sellers J. and Underwood C. Small Satellite Thermal Modeling and Design at USAFA: FalconSat-2 Applications // Aerospace Conference Proceedings. – 2002. – 7. – P. 3391–3399.
7. Кислов А.М., Романенко В.Г., Курилов В.С. Пакет программ для расчета теплового режима приборных отсеков космического аппарата. – Харьков: НТО. НАНУ ФТИНТ, 1995. – 114 с.

Рекомендована Радою  
теплоенергетичного факультету  
НТУУ “КПІ”

Надійшла до редакції  
20 вересня 2010 року