

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

Радіотехнічний факультет

Радіоконструювання та виробництва радіоапаратури

«На правах рукопису»
УДК _____

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

_____ Є. А. НЕЛІН

«__» _____ 20__ р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-науковою програмою (спеціалізацією)

Інтелектуальні технології мікросистемної радіоелектронної техніки

за спеціальністю 172 «Телекомунікації та радіотехніка»

на тему: «Теплові процеси в наносупутнику в умовах космосу»

Виконав:

студент VI курсу, групи РІ-81мн
Азарх Лев Павлович _____

Керівник:

Доцент, к.т.н., доцент,
Адаменко Юлія Федорівна _____

Консультант з розділу охорона праці:

Доцент, к.т.н., доцент,
Каштанов, Сергій Федорович _____

Рецензент:

Доцент, к.т.н., доцент,
Сушко Ірина Олександрівна _____

Засвідчую, що у цій магістерській дисертації немає запозичень з праць інших авторів без відповідних посилань.

Студент (-ка) _____

Київ – 2020 року

Азарх Л.П., РІ-81МН, РТФ, 2020

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Радіотехнічний факультет

Радіоконструювання та виробництва радіоапаратури

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 172 Телекомунікації та радіотехніка

Освітньо-наукова програма – Інтелектуальні технології мікросистемної радіоелектронної техніки

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

Є. А. НЕЛІН

«__» _____ 20__ р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту
Азарху Льву Павловичу

1. Тема дисертації

Теплові процеси в наносупутнику в умовах космосу,
науковий керівник дисертації Адаменко Юлія Федорівна, к.т.н., доцент,
затверджені наказом по університету від «__» _____ 20__ р. №__

2. Термін подання студентом дисертації _____

3. Об'єкт дослідження _____ конструкція наносупутника _____

4. Предмет дослідження теплові процеси в платі синтезатора частот та
наносупутнику (характеристики теплових процесів)

5. Перелік завдань, які потрібно розробити

проаналізувати особливості теплових режимів у наносупутнику, обґрунтувати та вибрати програмне забезпечення для аналізу теплового режиму, за заданою конструкцією і схемою змоделювати теплові режими в умовах відкритого космосу, дослідити вплив параметрів наносупутнику на теплові процеси, створити математичну моделі теплового режиму наносупутнику, підготувати матеріали для участі у Sikorsky Challenge, Результати МД доповісти на конференції РТПСАС, на науковому семінарі та підготувати статтю для журналу «Вісник НТУУ «КПІ».

Серія _____ Радіотехніка,
Радіоапаратобудування».

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу _____ презентація мінімум на 15 слайдів

7. Орієнтовний перелік публікацій _____ виступ на РТПСАС, участь у Всеукраїнському конкурсі студентських наукових робіт з галузей знань і спеціальностей

8. Консультанти розділів дисертації*

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Охорона праці	Каштанов С.Ф., к.т.н., доц.		

9. Дата видачі завдання 14 жовтня 2019 року

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Аналіз джерел інформації за напрямом дослідження	30.09.18 – 30.12.18	
2	Вибір програмного продукту. Комп'ютерне моделювання	15.11.18 – 30.09.19	
3	Теоретичні дослідження, розробка математичної моделі	01.10.19 – 28.12.19	
4	Апробація результатів дослідження	01.09.19. – 20.04.20	
5	Представлення результатів МД	20.04.20 – 01.05.20	
6	Захист МД	05.20	

Студент

Л. П. Азарх

Науковий керівник

Ю. Ф. Адаменко

* Якщо визначені консультанти. Консультантом не може бути зазначено наукового керівника магістерської дисертації.

ЗМІСТ

Скорочення та умовні позначки	3
Вступ	5
1 Аналіз сучасних рішень систем терморегулювання	6
1.1 Пасивний метод теплового контролю	7
1.2 Активні системи	17
1.3 Постановка задачі	20
2 Концепції теплового аналізу	22
2.1 Кондукція	22
2.2 Випромінювання	23
2.3 Конвекція	25
2.4 Теплові потоки	25
2.4.1 Наземне середовище	26
2.4.2 Нагрівання під час запуску	26
2.4.3 Середовище низької навколосемної орбіти	27
2.4.4 Пряме сонячне випромінювання	28
2.4.5 Випромінювання альbedo	29
2.4.6 Інфрачервоне випромінювання Землі	29
2.4.7 Генерація тепла супутниками	30
3 Моделювання теплових процесів наносупутнику	32
3.1 Методи аналізу теплових процесів	32
3.1.1 Переваги та недоліки методу скінченних елементів	33
3.1.2 Переваги та недоліки методу скінченних об'ємів	33
3.2 Порівняння програмних продуктів для дослідження теплових процесів	34

3.2.1 Autodesk Inventor	34
3.2.2 Dassault Systemes SolidWorks	36
3.2.3 Siemens Solid Edge.....	37
3.3 Моделювання теплових процесів електронних компонентів	39
3.3.1 Розробка конструкції системи терморегулювання.....	39
3.3.2 Вибір товщини тепловідводу та матеріалу	42
3.3.3 Теплові процеси у платі трансивера	46
4 Охорона праці та безпека у надзвичайних ситуаціях	54
4.1 Визначення основних потенційно небезпечних та шкідливих виробничих факторів при виконанні науково-дослідної роботи.....	54
4.2 Технічні рішення та організаційні заходи з безпеки і гігієни праці та виробничої санітарії.....	55
4.2.1 Електробезпека.....	55
4.2.2 Відповідність параметрів робочого приміщення діючим санітарним нормам.....	57
4.2.3 Мікроклімат робочої зони	58
4.2.4 Освітлення робочого місця.....	60
4.2.5 Заходи щодо нормалізації умов праці.....	62
4.3 Безпека у надзвичайних ситуаціях.....	64
4.3.1 Вимоги щодо організації ефективної роботи систем оповіщення персоналу у разі виникнення небезпечної ситуації	64
4.3.2 Обов'язки та дії персоналу у разі виникнення надзвичайної ситуації.....	67
4.3.3 Пожежна безпека.....	68
ВИСНОВКИ.....	70

ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАНЬ	72
Додаток А	76
Додаток Б	82

Азарх Л.П., РІ-81МН, РТФ, 2020

СКОРОЧЕННЯ ТА УМОВНІ ПОЗНАКИ

α – поглинаюча здатність

ε – коефіцієнт випромінювання поверхні

λ – теплопровідність матеріалу

σ_S – постійна Стефана-Больцмана,

A – площа поперечного перерізу

CFD – обчислювальна гідро газодинаміка

E – нормоване значення світлового потоку

F – фактор форми

h – коефіцієнт передачі тепла

I – коефіцієнт теплового потоку

K – коефіцієнт запасу

l – довжина

PG – піролітичний графіт

Q – кількість тепла

S – сонячна константа

T – температура

TRL – рівні технологічної готовності

ΔT – різниця температур

V – об'єм

Z – коефіцієнт нерівномірності висвітлення

ДРЧП – диференціальне рівняння з частинними похідними

ЕОМ – електронно-обчислювальна машина

ІЧ – інфрачервоне випромінювання

МСЕ – метод скінченних елементів

МСО – метод скінченних об'ємів

НС – надзвичайна ситуація

ПК – персональний комп'ютер

САПР – системи автоматизованого проектування

Φ – світловий потік

Азарх Л.П., РІ-81МН, РТФ, 2020

ВСТУП

В сучасних умовах розвитку та зменшення розмірів електричних компонентів та приладів та збільшення їх потужності, розв'язування задачі розсіювання тепла стає все більш і більш актуальною. Особливо це відчутно у космосі, де конвекція відсутня і відповідно збереження функціональності пристроїв у космосі стає більш складною проблемою.

Проектування наносупутників не є новою сферою реалізації інженерної діяльності. Але умови експлуатації можуть бути досить жорсткими. Це можуть бути і вібрації з амплітудами до 10 g і з частотами до 2 кГц, ударні навантаження до 90–100 g, перепади температур від -50 до $+85$ °C, електромагнітні та радіаційні впливи. Також, окрім цього, необхідно брати до уваги, що теплові впливи на сенсори та системи, що працюють в умовах космосу, можуть суттєво впливати на експлуатаційні характеристики пристрою, і відповідно на його вихідні дані.

Відповідно, при розробці наносупутників необхідно приділяти багато уваги вибору та проектуванню тепловідводів, оскільки має значення як і сама конструкція, так і матеріал, оскільки вага і розміри досить обмежені.

Метою даної наукової роботи є дослідження теплових процесів у наносупутнику в умовах космосу та вирішення задачі терморегулювання при використанні потужних електронних компонентів.

Об'єктом дослідження є конструкція наносупутника, предмет — теплові процеси наносупутнику.

Практичне значення роботи. Пропозиції, викладені у науковій роботі використані при проектуванні наносупутника PolyITAN-3. Проведений аналіз та результати роботи є фундаментом для подальшого проектування наносупутників, де використовуються потужні електронні компоненти і постає проблема розсіювання великої кількості тепла.

1 АНАЛІЗ СУЧАСНИХ РІШЕНЬ СИСТЕМ ТЕРМОРЕГУЛЮВАННЯ

Система терморегулювання є однією з найважливіших систем майже будь-якого супутника, оскільки вона зобов'язана гарантувати, що температура усі компонентів супутника знаходяться в робочому діапазоні, що забезпечує стабільну роботу пристроїв. Цей діапазон визначається вимогами та обмеженнями окремих компонентів супутників, враховуючи усі режими та умови експлуатації в яких перебуватиме супутник. Крім дотримання заданого діапазону температур для стабільної роботи космічний апарат повинен також обмежувати температурні градієнти. В іншому випадку, це може призвести до зниження ефективності та/або зменшення терміну експлуатації компонентів, несправності обладнання, деформації корпусу або навіть повного виходу з ладу.

Супутники CubeSat — це невеликі космічні платформи у формі куба, які наразі стають все більш популярними серед наукових, дослідницьких спільнот. Ці космічні апарати характеризуються тим, що мають мінімальний об'єм 1 літр, кодований під назвою 1U (1-одиничний CubeSat), хоча допускаються також більші конфігурації (використовуючи «U» як базовий об'єм), включаючи 2U (2-одиниці), 3U (3-одиниці) та інші. В основному, це відбувається через зменшення вартості запуску та малого часу для розробки. Це забезпечує легкий доступ до космічного простору, що дозволяє проводити місії з високим ризиком, які б не було можливості провести при інших умовах. Таким чином, усі підсистеми наносупутників адаптовані до швидкої розробки. Але, через складність та великий час розробки, технології терморегулювання часто не приділяється достатньо уваги.

Існує 2 основних методи терморегулювання в супутниках: пасивні та активні.

Активний метод теплового контролю передбачає нагрів чи охолодження об'єкту використанням спеціальних зовнішніх джерел енергії для створення теплових потоків.

Пасивний метод не потребує зовнішніх джерел теплового впливу, теплове поле в об'єкті виникає при його експлуатації чи виготовленні.

1.1 Пасивний метод теплового контролю

Відсутність потреби у вхідній потужності для теплового регулювання в супутнику може бути досягнута використанням декількох методів та є дуже вигідним для розробників, особливо наносупутників CubeSat, через його форм-фактор, оскільки пасивні системи теплового контролю пов'язані з низькою вартістю, об'ємом, вагою та ризиком. Прийнято вважати, що пасивні системи є більш надійними, ніж активні. Інтеграція багат шарової ізоляції, теплові покриття, теплові трубки, жалюзі — це лише декілька прикладів пасивних методів досягнення необхідного теплового режиму в наносупутнику.

Усі методи терморегулювання відповідають різним рівням технічної готовності (TRL). TRL представляє собою метод оцінки готовності технології на етапі оволодіння програми, розробленої NASA протягом 1970-х років. Використання TRL дає змогу послідовно і рівномірно визначати технічну зрілість різних видів технологій. TRL базується на шкалі від 1 до 9, де 9 є найбільш зрілою технологією (табл.1.1).

Теплоізоляція діє як тепловий бар'єр від сонячної радіації, а також запобігає надмірному тепловиділенню. Зазвичай використовується для підтримки температурного діапазону для електронних компонентів і батарей на орбіті. Багат шарову теплоізоляцію не варто використовувати на зовнішніх поверхнях наносупутників, оскільки при зменшенні розмірів, зменшується ефективність використання ізоляції. TRL дорівнює 9 для

наносупутників. Тому, як правило багат шарову ізоляцію частіше використовують на великих супутниках [1].

Таблиця 1.1 — Пасивні системи терморегулювання

Технологія	TRL оцінка
Багат шарова ізоляція	9
Фарба	9
Сонячні щити	7
Теплові ремені	9 (металеві), 7 (композитні матеріали)
Теплові жалюзі	9
Розгортвані радіатори	6
Пасивні теплові труби	7

Зміну коефіцієнту сонячного поглинання та інфрачервоного випромінювання можна досягти використанням фарби. В той час, як чорна фарба буде поглинати більшість теплового випромінювання в сонячному та інфрачервоному спектрі, біла фарба обмежує кількість тепла, що поглинається.

Застосування сонцезахисних зонтів є популярним рішенням для великих супутників, і лише у 2014 році Sierra Lobo Inc. розробили зонт [2], що розгортається і може використовуватися у малих супутниках (рис. 1.1)



Рисунок 1.1 — Кінечний вигляд сонцезахисного зонту CryoCube [2]

Такий сонцезахисний зонтик використовується у 3U CubeSat CryoCube 1, що був запущений на орбіту у 2019 році. В ньому використовується 2 зонти. Останній блокує інфрачервоне випромінювання Землі. Такий зонтик може слугувати декілька місяців і забезпечувати стабільну роботу при зовнішній температурі нижче 100 К та нижче 30 К при додатковій активній системі охолодження.

Для терморегулювання в середині наносупутника використовують металеві ремені (рис.1.2). Це теплообмінні пристрої, що складаються з гнучкого матеріалу з високою теплопровідністю склеєного на краях. Зазвичай це мідний кабель і фольга, алюмінієва фольга чи графітові або волоконні жгути. Таке рішення для керування температурним режимом передбачає поєднання кондуктивного теплообміну, гнучкості, демпфірування та ізоляції [3].



Рисунок 1.2 — Тепловий ремень з графену від компанії ThermalLyNX [3]

Теплопровідність матеріалу має важливе значення. Проходження тепла через теплові ремені описується наступним рівнянням:

$$Q = \frac{\lambda \cdot A}{l} \Delta T \quad (1.1)$$

де λ — теплопровідність матеріалу, A — площа поперечного перерізу ременя, l — довжина ременя, ΔT — різниця температур теплового ременя при тепловому навантаженні та на тепловідводі.

Чим вище теплопровідність, тим більше теплоти можна проводити. Зазвичай у супутниках використовують мідь, як основний матеріал теплових ременів, оскільки даний матеріал має вищу теплопровідність 400 Вт/(м·К) порівняно з іншими матеріалами, наприклад алюміній має 205 Вт/(м·К).

Наразі проводиться багато досліджень щодо застосування піролітичного графіту (PG) завдяки високій провідності (від 1000 Вт/(м·К) до 1600 Вт/(м·К)) та його низька щільність (1210 кг/м³). Це робить його ідеальним матеріалом для систем терморегулювання. Листи PG мають перевагу в тому, що вони досить легкі, але при цьому мають високу теплопровідність. Таким чином, більша кількість тепла на одиницю маси може транспортуватися звичайними тепловими ременями [4].

При використанні PG теплових ременів важко враховувати конструкцію та кріплення. PG є надзвичайно крихким матеріалом і багаторазове згинання може спричинити локальне зменшення ефективності або навіть розрив. Крім того, ремені PG мають температурні обмеження. Вони не застосовуються при температурах нижче 60 К. Також такі ремені створюють ризик забруднення навколишнього обладнання дрібними графітовими частинками, тому його необхідно інкапсулювати фольгою. Також використання графітових теплових ременів є значно дорожчим у порівнянні зі стандартними металевими тепловими ременями з міді або сплаву алюмінію.

Ремені передають тепло між двома або більше точками і забезпечують послаблення при русі від удару, вібрації, механічних впливів або стиснення. Це може бути пов'язане із запуском ракети, охолодження кріостату та постійних вібрацій від роботи пристроїв [5].

При проектуванні 6U Dellinger [6] в якості засобу терморегулювання використовувалися жалюзі (рис. 1.3).



Рисунок 1.3 — Пасивні теплові жалюзі на 6U Dellinger [6]

Повнорозмірні жалюзі для великих супутників мають високу ефективність при вирішенні задач терморегулювання, але їх інтеграція на

невеликі чи малі супутники була дуже складною задачею. Goddard Space Flight Center розробив теплові жалюзі для 6U Dellinger, що мають можливість розсіювати 14 Вт. В цій конструкції використовуються біметалічні пружини для керування положенням. Коли температура супутника підвищується, біметалічні властивості пружин розширюються, що відкриває жалюзі, змінюючи випромінювальну здатність зовнішньої поверхні. Відповідно при охолодженні, жалюзі закриваються повертаючи поверхню до попереднього коефіцієнту випромінювання.

Для розсіювання тепла супутника зазвичай відводять тепло від джерела всередині супутника до радіатора. Наступне рівняння описує розсіювання тепла на радіаторі:

$$Q_{rad} = \varepsilon_{IR} \cdot \sigma_S \cdot A \cdot T_{rad}^4 \quad (1.2)$$

де ε_{IR} — інфрачервоне випромінювання, σ_S — постійна Стефана-Больцмана, A — площа радіатора, T_{rad} — температура радіатора.

Чим більша площа радіатора, тим більше тепла може розсіюватися, і відповідно, чим вища температура радіатора, тим більше тепла може розсіюватися.

Радіатор функціонує як тепловідвід. Відповідно, теплові ремені, теплові труби частіше всього під'єднуються до радіатора. Інколи, теплові труби інтегровані в радіатор для кращої передачі тепла до радіатора. Якщо радіатор буде повернутий до сонця, він буде нагріватися сонячним випромінювання, і відповідно його функціональність буде порушена. Для зменшення нагрівання радіатора використовують жалюзі.

Радіатори мають важливе значення, якщо необхідно відводити велику кількість тепла. Оптичні покриття на радіаторі мають великий вплив на тепловіддачу. Чим більше інфрачервоного випромінювання, тим вища тепловіддача. Зміна оптичних властивостей може бути легко реалізована за допомогою покриття різними матеріалами. Якщо зміни оптичних властивостей недостатньо для збільшення кількості розсіювання тепла,

необхідно змінювати або провідність, або розмір радіатора. Більш висока провідність радіатора призводить до більш рівномірного розподілу тепла. Це призводить до більшої тепловіддачі. Якщо необхідно змінювати розміри радіатора, а необхідний розмір перевищує розміри CubeSat, можна розглянути можливість розгортаючого радіатора [1].

При використанні розгортаючого радіатора важливо забезпечити хорошу теплопровідність до розгортаючої частини радіатора. Гнучні теплові труби, які мають змінний кути згину можна використовувати як шарнір і встановити на розгортаючому радіаторі для забезпечення достатньої теплопровідності від джерела тепла до радіатора.

У 2015 році Thermal Management Technologies представили розгортаючий радіатор [7] для малих супутників (рис. 1.4). Як і у випадку з тепловими жалюзі, використання розгортаючих радіаторів на невеликих супутниках є складною задачею через обмеження в об'ємі. Широко використовувалась фарба для створення ефективних поверхонь радіатора на більш великих супутниках, але відносно обмежена площа зовнішньої поверхні на малих супутниках знижує вірогідність створення радіаційних поверхонь.



Рисунок 1.4 — Радіатор, що розгортається від ТМТ для малих супутників [7]

В даному радіаторі, ізотермічна поверхня поєднана з шарніром високої провідності для підвищення теплової ефективності. Даний шарнір забезпечує

мінімальні температурні градієнти між радіатором та супутником. Випромінююча поверхня використовує графітові композитні матеріали для зменшення маси і підвищення жорсткості.

Шоя Оно та Хосей Нагано з компанії JAXA [8] запропонували та розробили конструкцію гнучкого радіатора, що розгортається для малих супутників (рис. 1.5).

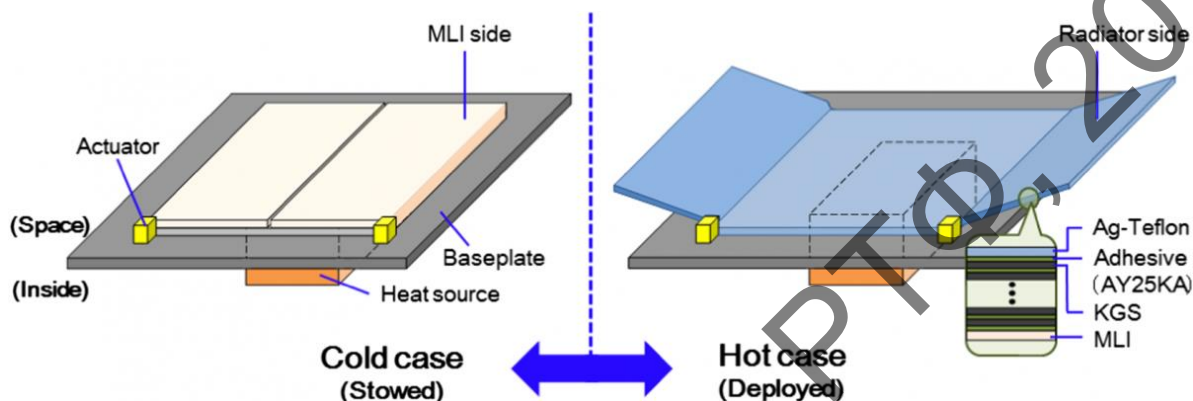


Рисунок 1.5 — Схема гнучкого радіатора [8]

Також проводяться дослідження на радіаторі у формі орігамі (рис.1.6) з покриттям оксиду ванадію, який в режимі реального часу змінює порожнини і таким чином впливає на витрати тепла від поверхні. Завдяки компактним розмірам у складеному стані, ця розробка є перспективною технологією для CubeSat.

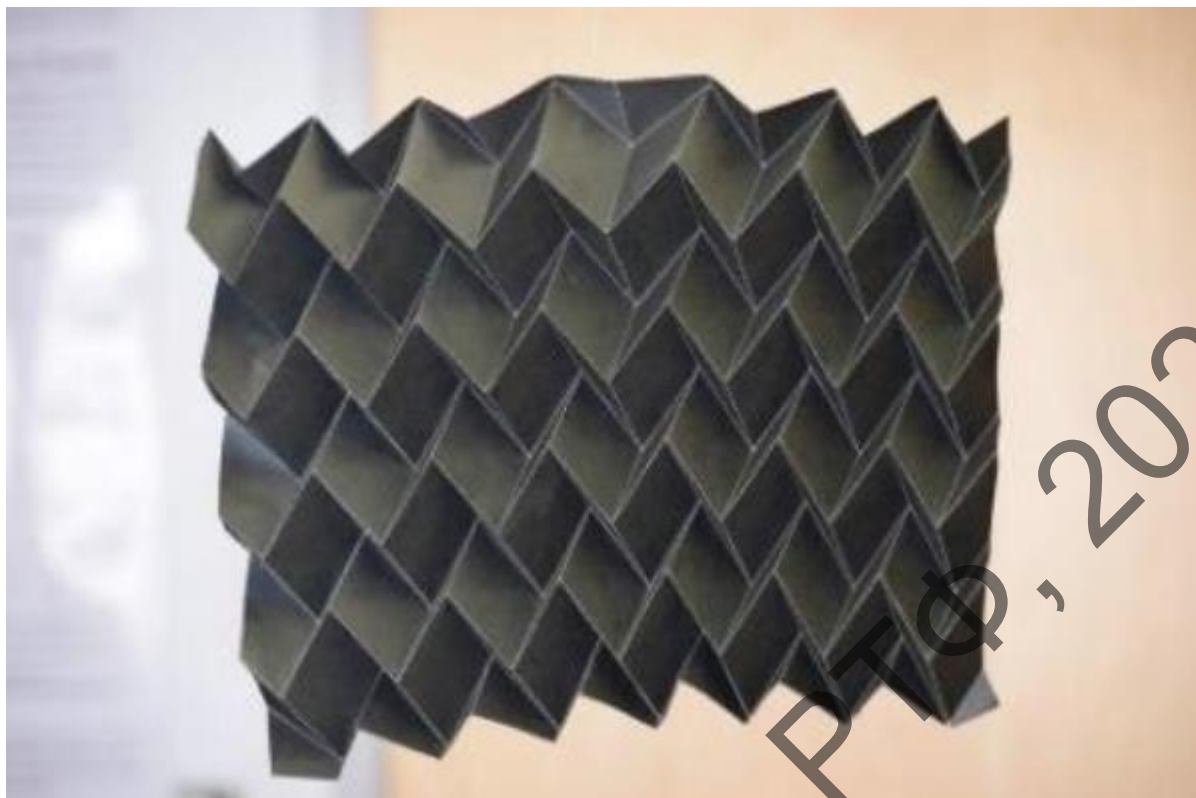


Рисунок 1.6 — Дизайн тривимірного складного радіатора [9]

Дана конструкція може розгорнути або прибрати область випромінювання для контролю розсіювання тепла в залежності від температури навколишнього середовища. Він має загальний об'єм $0,5 \times 360 \times 560$ мм і масу 0,287 кг. Ребра пасивно складаються і запускаються приводом, який складається з сплаву з пам'яттю форми і пружини зміщення. Дослідження показали, що повнорозмірний радіатор розсіював 54 Вт при 60°C [10].

Теплові трубки є ефективною пасивною технологією передачі тепла в замкнутій системі, в якій система переносить надлишкове тепло, зазвичай від електронних компонентів до більш холодної поверхні, що є або радіатором, або тепловідводом, який термічно пов'язаний із радіатором. Традиційно, теплові трубки мають циліндричну форму. Інноваційні рішення у космосі у співпраці з Нідерландських аерокосмічним центром [9] випробували теплову трубу у вигляді полиці (рис. 1.7).

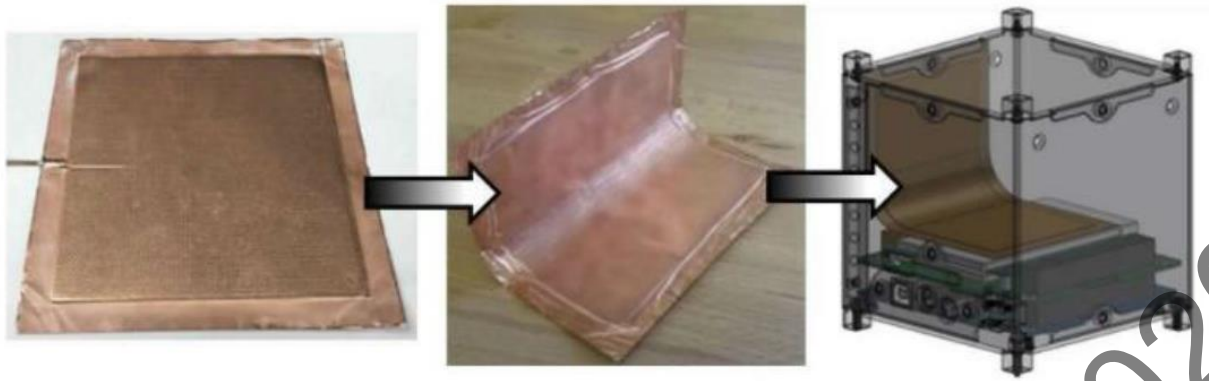


Рисунок 1.7 — Плоска зігнута теплова трубка [9]

Компанією FlexCool був розроблений i2C Solutions для використання у CubeSat. Це плоский нагрівальний ремінь, який може охолоджувати джерело тепла 4,5 Вт – 15 Вт [11]. Рівень готовності технології становить TRL 4, оскільки його поки що не перевіряли в тепловій вакуумній камері.

Малий супутник SDS-4 розроблений компанією JAXA, використовувалися плоскі пластини із прямокутної трубки з нержавіючої сталі, що розташована між двома алюмінієм пластинами і заповнені робочою рідиною всередині. Але SDS-4 є малим супутником, вагою 50 кг. Для CubeSat, TRL для пасивних теплових трубок дорівнює 6 [12].

В залежності від властивостей теплових трубок, вони здатні передавати тепло до десятків ват. Завдяки високій теплоємності і малим розмірам (не має необхідності у насосі для циркуляції рідини), теплова труба є підходящим методом термічного контролю для CubeSat.

Тим не менш, теплові труби мають деякі аспекти, які необхідно враховувати при їх монтажі в CubeSat. Теплові труби повинні бути випробувані на Землі, перш ніж їх можна інтегрувати в наносупутник і відправляти в космос. Необхідно враховувати втрати гравітаційного тиску, що зменшує ефективність теплових трубок. Крім того, відповідно до необхідної теплоємності потрібно вибрати відповідну конструкцію згинів теплових трубок. Зазвичай, надається перевага застосуванню теплових труб з аксіальним згином над сітчастою структурою згинів, оскільки втрати тиску

менші, і ефективність підвищується. Також, як правило, вигини в тепловій трубі повинні мати радіус вигину в три раз більше діаметра теплової труби, і для кожного вигину, в 10° максимальне можливе навантаження теплової труби зменшується приблизно на 0,56% [9].

1.2 Активні системи

Форм-фактор CubeSat сильно обмежує можливості активного теплового регулювання. Таким чином, ми спочатку розглянемо поточні системи теплового управління, що застосовуються на звичайних, більших супутниках, визначивши їх адаптивність до форм-фактора CubeSat. Для того, щоб оцінити активні механізми теплового регулювання, ми підведемо підсумки математичних моделей фізичних принципів та наведемо огляд попередніх розрахунків.

Методи активного теплового контролю покладаються на вхідну потужність для роботи. Вони пов'язані з більш високою точністю і є більш ефективними. Типові активні теплові пристрої включають в себе нагрівачі електричного опору, охолоджувачі чи використовують криогенні матеріали. Але складність проектування активних систем терморегулювання та складність їх мініатюризації обмежує використання у малих супутниках.

У наносупутника частіше всього нагрівачі використовуються для підтримки температури батареї під час холодних циклів на орбіті і керується термостатом або датчиком температури. 1U CubeSats Compass-1, MASAT-1 та OUTFI-1 використовували електричні нагрівачі, що приєднувалися до батареї, як доповнення до пасивної системи терморегулювання супутника.

Оскільки наразі біологічні корисні навантаження стають все більш поширені у наносупутниках, у них є певні свої вимоги до підтримки температури. Так, біологічні наносупутники як GeneSat, PharmaSat, SporeSat та BioSentinel використовують керовані резистивні нагрівачі для точної підтримки температури із зворотнім зв'язком [13].

Кріогенні охолоджувачі використовують в пристроях або підсистемах, що потребують кріогенного охолодження, такі як високоточні інфрачервоні датчики. Низька температура підвищує динамічний діапазон і розширює охоплення по довжині хвилі. Крім того, використання кріогенних охолоджувачів пов'язано з більш довгим строком служби пристрою, низькими вібраціями, високою термодинамічною ефективністю, низькою масою. CryoCube-1 буде першою місією CubeSat, яка буде проводити тестування керування кріогенними процесами.

Creare [14] розробили одноступінчатий турбоохолоджувач з низьким енергоспоживанням (рис. 1.8), який працює між температурою відводу кріогенного тепла і температурою первинного навантаження.

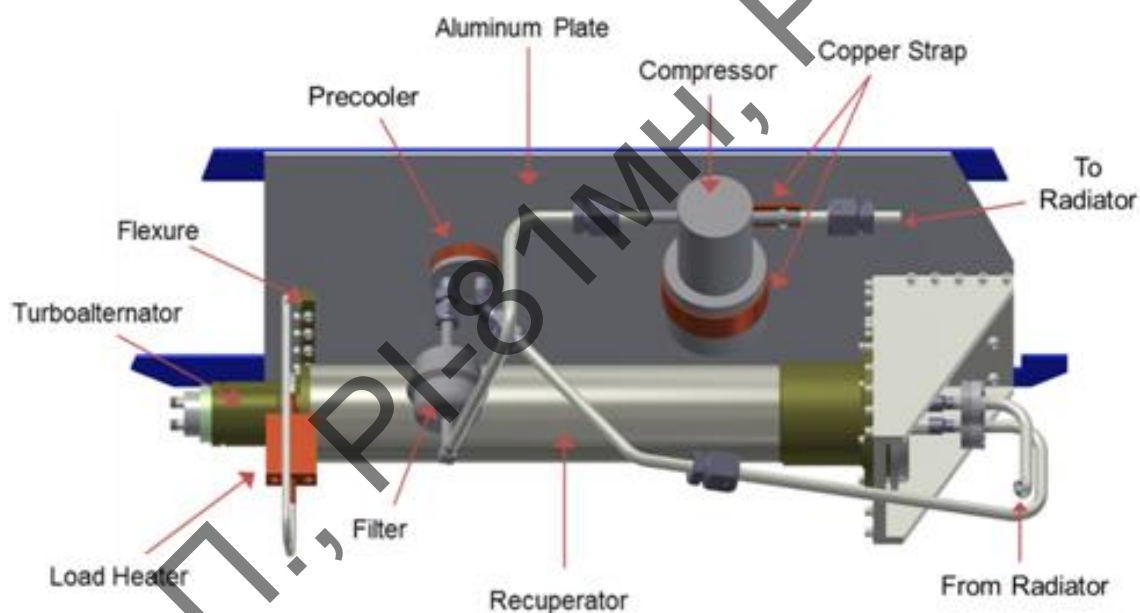


Рисунок 1.8 — Схема кріогенного охолоджувача Creare [14]

Він включає в себе кріогенний компресор, рекуперативний теплообмінник та турбогенератор, що дозволяє транспортувати газ з виходу компресора в радіатор відводу тепла. Даний кріогенний охолоджувач призначений для роботи при температурах від 30 К до 70К, при навантаженні до 3 Вт і при температурі відводу тепла до 210 К шляхом зміни тиску надуву і робочих швидкостей турбомашини.

Ricor-USA Inc. розробили K562S, роторний міні-охолоджувач (рис. 1.9). Він має охолоджувальну здатність 200 мВт при 95 К і 300 мВт при 110 К, використовується у військових цілях [15].



Рисунок 1.9 — Міні-охолоджувач K562S [15]

Також компанія Ricor розробила K508N — мікроохолоджувач Стірлінга ½ Вт з охолоджувальною здатністю 500 мВт при 77 К, який підходить для використання у малих супутниках (рис. 1.10).



Рисунок 1.10 — Мікро-охолоджувач Ricor ½ Вт [15]

Так як терморегулювання на малих супутниках обмежена масою, об'ємом та потужностями, традиційні пасивні методи терморегулювання такі як багат шарова ізоляція, фарба, покриття, радіатори все ще домінують при тепловому проектуванні. Активні системи, такі як тонкі резистивні нагрівачі, також широко використовуються в невеликих супутниках. Кроїгенні охолоджувачі розробляються таким чином, щоб вміщуватися в об'ємі 0,5U,

що дозволить наносупутнику використовувати оптичні датчики і спектрометри зображень. Розроблюються теплові накопичувачі, які будуть краще контролювати розсіювання тепла, в доповнення до зберігання енергії для майбутнього використання [1].

1.3 Постановка задачі

Оскільки, метою досліджень теплових процесів у наносупутнику є використання їх при проектуванні наносупутника PolyITAN-3 та наступних наносупутників з потужними електронними компонентами, розглянемо досліджуваний об'єкт.

Розроблюваний в КПІ ім. Ігоря Сікорського наносупутник PolyITAN-3 має 4 плати. Плата трансивера містить високочастотний підсилювач подвійного призначення НМС1121 потужністю 4 Вт [16]. Для наземної апаратури, задача розсіяти подібну потужність не є складною. І в документації до підсилювача [17] вже зазначено рекомендований варіант встановлення підсилювача (рис. 1.11).

Для найкращих радіочастотних характеристик пропонується використовувати матеріал плати Rogers 4350. Даний матеріал розроблений спеціально для проектування СВЧ контурів. Він забезпечує низькі діелектричні втрати, що дозволяє використовувати Rogers 4350 в багатьох розробках. Температурний коефіцієнт діелектричної проникності є одним із найнижчих серед усіх друкованих плат, і діелектрична проникність залишається стабільною в широкому діапазоні частот. Низький коефіцієнт теплового розширення забезпечує надійну якість наскрізного отвору, навіть в умовах теплового удару.

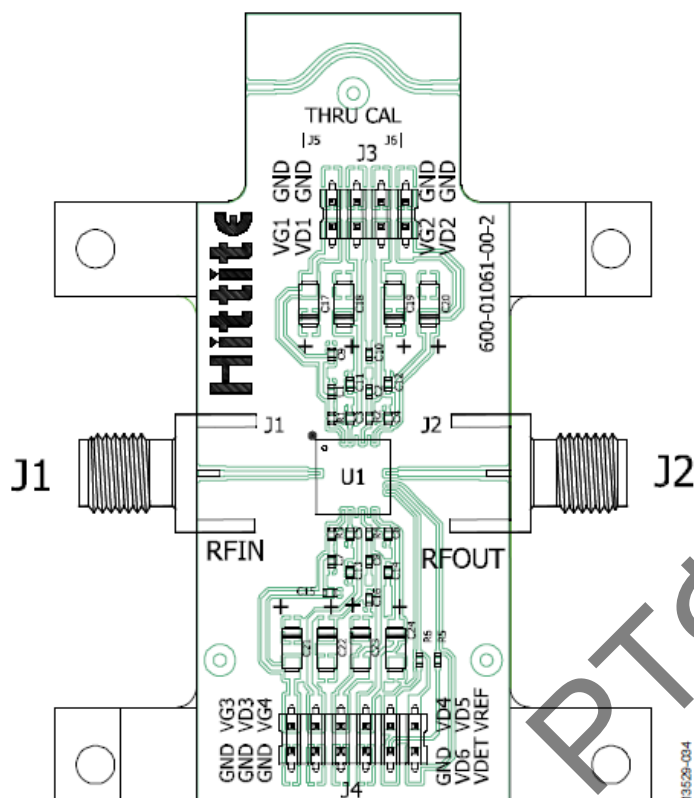


Рисунок 1.11 — Схема встановлення підсилювача HMC 1121 [12]

Друкowana плата приєднана до тепловідводу припоєм SN96, оскільки він забезпечує низький тепловий опір.

Діапазон робочих температур підсилювача HMC1121 складає від $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+85\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Запропонований варіант проектування терморегулюючої системи підходить для наземної апаратури, але для використання в умовах космосу — ні. Оскільки в умовах космосу відсутня конвективна складова теплообміну.

Відповідно постала задача проектування системи терморегулювання в наносупутнику. Оскільки активні системи терморегулювання є досить дорогими, великими в об'ємі і потребують додаткових потужностей було вирішено використовувати пасивні системи.

2 КОНЦЕПЦІЇ ТЕПЛООВОГО АНАЛІЗУ

Важливо розуміти процеси передачі тепла, перед тим як поглиблюватися в складності проектування систем терморегулювання та теплового аналізу. Протягом всього строку служби супутник буде стикатися з різними тепловими потоками, викликаними різними режимами передачі тепла. Ці потоки тепла або теплової енергії всередині супутника, можуть бути описані за допомогою енергетичного балансу. Такий підхід може забезпечити краще розуміння взаємодії між супутником та тепловим середовищем, під час окремих фаз місії.

Існує три режими передачі тепла: випромінювання, кондукції і конвекція. Супутник, як правило, передає тепло через випромінювання та кондукцію, що враховує обмін тепла між компонентами всередині супутника у вакуумі. Відведення тепла від супутника до космосу та передача тепла до супутника небесними тілами обмежується випромінюванням. Супутник буде стикатися з конвекцією на землі під час підйому, і можливо, від передачі тепла від рідини в герметичних контейнерах [18].

2.1 Кондукція

Кондукція — це передача енергії від більш енергетичних частинок матеріалу до сусідніх менш енергетичних, без видимого переміщення речовини [19]. Закон Фур'є щодо теплопровідності визначає, що кондукція обумовлена градієнтом температури через твердий матеріал, що наведено у рівнянні [20]:

$$Q_{\text{конд}} = -kA \cdot \frac{dT}{dx} \quad (2.1)$$

Кількість тепла, що проходить залежить від геометрії матеріалу та його товщини, а також від різниці температур у матеріалі. Градієнт температури по товщині матеріала позначається $\frac{dT}{dx}$, а теплопровідність матеріалу — k , площа поверхні - A . Від'ємний знак вказує на те, що тепло перетікає від

матеріалу з більш високою температурою до матеріалу з нижчою. Кондукція залежить від температури матеріалу, але вона, як правило, залишається постійною в діапазоні температур з якими працюють супутники [19].

В загальному випадку, кондукція є тривимірною і залежить від часу. Іноколи можна зробити наближення для спрощення задачі кондукції до стійкої, а не залежної від часу, одновимірної або двовимірної, а не тривимірною. Кондукція є стійкою, а не залежною від часу, коли температура не змінюється з часом. Кондукція є одновимірною, коли кондукція незначна у всіх напрямках, окрім одного, та двовимірною, коли незначна лише в одному напрямку [20]. На практиці більшість проблем кондукції можна визначити одномірними і розрахувати за рівнянням 2.1.

2.2 Випромінювання

Випромінювання — це енергія, що випромінюється речовиною у вигляді електромагнітних хвиль внаслідок зміни атомів або молекул. Це також можна охарактеризувати як теплообмін між поверхнею та її оточенням електромагнітною енергією. Будь-яка поверхня, температура якої перевищує абсолютний нуль, випромінює [19]. Випромінювання вимірюється в Вт/м². Випромінювання чорного тіла регулюється законом Стефана-Больцмана, що наведено у рівнянні 2.2. Тепловий потік, який є витратою енергії на одиницю площі за одиницю часу, позначається q . Кількість випромінювання вимірюється в ватах. Випадок реальної або неідеальної поверхні описується рівнянням 2.3, де Q — є кількістю переданого тепла. σ — постійна Стефана-Больцмана, що дорівнює $5,67 \cdot 10^{-8}$ Вт/м²К⁴.

$$q_e = \sigma \cdot T^4 \quad (2.2)$$

$$Q = \varepsilon \cdot \sigma \cdot A \cdot T^4 \quad (2.3)$$

Випромінювання залежить від ε , що є коефіцієнтом випромінювання поверхні; площі поверхні нагрітого тіла A ; T — температури нагрітого тіла.

Коефіцієнт випромінювання поверхні — це міра наближення поверхні до випромінювання ідеального радіатора, визначеного в діапазоні $0 \leq \varepsilon \leq 1$. Ідеальна поверхня з ідеальним випромінюванням має $\varepsilon = 1$. Поглинаюча здатність поверхні α — це частка енергії випромінювання, що при падінні на поверхню поглинається цією поверхнею. Її значення також знаходиться в діапазоні $0 \leq \alpha \leq 1$. Відповідно ідеальний поглинач мав би поглинальну здатність $\alpha = 1$. Швидкість з якою поверхня поглинає випромінювання задається рівнянням 2.4. Індекс «*a*» позначає випромінювання, що поглинається, а індекс «*i*» — падаюче випромінювання.

$$Q_a = \alpha \cdot Q_i \quad (2.4)$$

Як правило, випромінювання та поглинання поверхнею залежать від температури та довжини хвилі випромінювання. Цю залежність іноді використовують у прикладних програмах [19]. Значення оптичних властивостей випромінювання та поглинання для різних матеріалів важливо враховувати для більш точного аналізу. Радіаційний обмін між поверхнями залежить від температури та геометричних аспектів, а також від матеріалу поверхні, гладкості та кривизни. Це може бути функцією довжини хвилі випромінювання та напрямку. Врахування усіх ефектів є надзвичайно складний процесом, тому теплообмін, як правило, розраховується наближено введенням фактору форми [21]. Цей фактор форми або конфігурації — це частка випромінювання, що залишає одну поверхню, та попадає на іншу і позначається *F*. Кількість обміну випромінювання між двома поверхнями визначається рівнянням:

$$Q_{1,2} = \varepsilon_1 A_1 \cdot \varepsilon_2 A_2 \cdot F_{1,2} \cdot \sigma \cdot (T_1^4 - T_2^4) \quad (2.5)$$

Існує багато різних джерел, які пропонують різні методи визначення фактору форми. Фактор форми безпосередньо залежить від форми, а існує безліч комбінацій форм, які варто враховувати. Але визначення фактору форми може бути дуже корисним для інженерів, які бажають підвищити точність наближення впливу радіації в їх супутнику.

2.3 Конвекція

Конвекція — це передача тепла між твердою поверхнею і рідиною, що протікає по ній. При виникненні різниці тиску, така конвекція називається форсованою, а при зміні щільності або сили тяжіння — природньою або вільною конвекцією [19]. Закон Ньютона щодо охолодження визначає, що кількість тепла, що передається між поверхнею і рідиною прямо пропорційна різниці температур поверхні T_s і рідини T_∞ , що показано у рівнянні [20]:

$$Q_{\text{конв}} = hA(T_s - T_\infty) \quad (2.6)$$

Коефіцієнт пропорційності h називається коефіцієнтом передачі тепла і є експериментально чи аналітично визначеним параметром, що залежить від геометрії поверхні та умов потоку рідини.

У тепловому аналізі супутників конвекція матиме місце лише під час наземних операцій, підйому та використанні таких систем терморегулювання як теплові труби. Під час наземних операцій супутник буде піддаватися вільній конвекції з атмосферою навколишнього середовища [22].

Відповідно, у випадку теплового аналізу наносупутника CubeSat має сенс розглядати лише 2 складові теплообміну: випромінювання та кондукцію, так як в умовах космосу конвекція відсутня.

2.4 Теплові потоки

Під час різних етапів життя супутника існують різні теплові потоки, включаючи землю, сходження та орбіту. Теплові потоки на землі — це поєднання супутникового генерування тепла та умов навколишнього повітря. Під час підйому має місце аеродинамічне нагрівання та вільне молекулярне нагрівання ракет-носіїв, що розміщуються в супутнику, спричинені тертям у верхній атмосфері [22]. Нагрівання в космосі відбувається головним чином за рахунок внутрішньої супутникової генерації тепла та випромінювання від Сонця та інших небесних тіл. Час, який супутник буде проводити на орбіті, набагато довший, ніж будь-який інший етап, тому більша частина

теплотехнічних зусиль приділяється забезпеченню стабільності температури супутника в космічному просторі [19].

2.4.1 Наземне середовище

Перебуваючи на землі теплові потоки, випробовувані супутником, будуть від розсіювання тепла обладнанням та від навколишнього середовища. Температуру, вологість і швидкість потоку повітря, що оточує супутник можна регулювати для підтримки бажаних температур, використовуючи перевірене обладнання для кондиціонування повітря [19]. Також може бути необхідним встановити обмеження щодо того, як довго супутник може житись під час тестування та зберігання в кімнатній температурі, щоб запобігти перевищення робочих температур електронних компонентів, що встановлені в супутнику [22].

2.4.2 Нагрівання під час запуску

Супутникове нагрівання під час підйому визначається температурою, досягнутою обтічником ракетного апарату, що захищає відправлений вантаж у космос. Нагрівання обтічника відбувається через тертя повітря, яке виникає приблизно від двох до п'яти хвилин після запуску [20]. Хоча обточка може підніматися до температури 180 °C протягом хвилини, ефект який це має на внутрішні компоненти, зазвичай незначний через внутрішню ізоляцію та низькоемісійні поверхні. Підвищення температури всередині ракети носія відбувається за рахунок випромінювання та кондукції між обтічником та корисним навантаженням.

Після того, як ракета-носій досягла висоти приблизно в 116 км, обтічник буде відкинуто для економії ваги. Потім корисні навантаження відчують нагрівання, що виникає безпосередньо внаслідок сил тертя, або вільного молекулярного нагріву, але низька щільність атмосфери на цій висоті спричиняє незначні впливи теплових потоків [23]. З цього моменту корисні навантаження також відчують нагрівання від сонячного, альbedo та

земного інфрачервоного випромінювання. Фаза сходження корисного вантажу зазвичай триває від 30 до 45 хвилин, що для малого супутника на низькій орбіті Землі призведе до введення на орбіту кінцевої місії [22].

2.4.3 Середовище низької навколоземної орбіти

Висота супутника на низькій навколоземній орбіті Землі (ННО) становить від 150 км до 1000 км. Ця висота лежить вище зовнішніх меж атмосфери та нижче радіаційних поясів Ван-Аллена [24]. Це означає, що єдиними зовнішніми джерелами тепла, яким буде піддаватися супутник є пряме сонячне випромінювання, випромінювання Землі альbedo та інфрачервоне випромінювання Землі. Впливи від інших небесних тіл та космічного фону вважаються незначними. Перш ніж аналізувати нагрівання навколишнього середовища в ННО, важливо визначити кут орбіти бета β [20]. Бета-кут — це мінімальний кут між площиною орбіти та сонячним вектором і може змінюватися від -90 до $+90$ градусів (рис. 2.1). Орбіта з бета-кутом, що дорівнює нулю буде визначатися ребром при розгляді від Сонця.

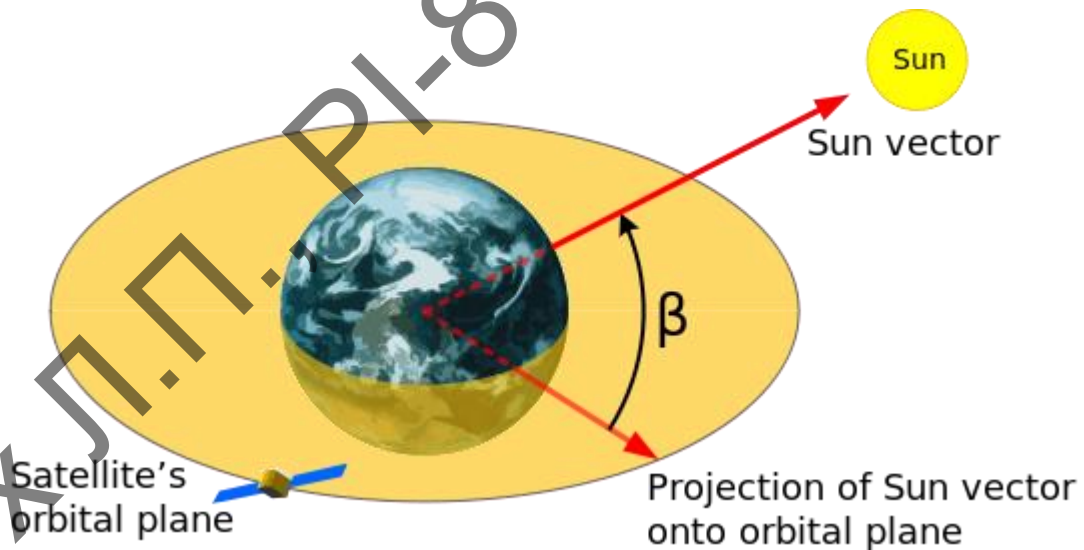


Рисунок 2.1 — Бета-кут орбіти

На такій орбіті супутник проходить над підзонною точкою, де кількість випромінювання від Сонця, що відбилась від Землі буде найвищою, але така орбіта має найдовший час затемнення.

Зі збільшенням бета-кута кількість випромінювання, що відбивається від Землі зменшується, але зменшується і час затемнення. Час затемнення падає до нуля для кругової орбіти з бета-кутом в 90 градусів, але там також немає відбитого від Землі сонячного випромінювання. Бета-кут може визначатися як додатнім так і від'ємним. Бета-кут є додатнім, якщо супутник рухається в напрямку проти годинникової стрілки навколо орбіти, і від'ємним, якщо за годинниковою стрілкою.

2.4.4 Пряме сонячне випромінювання

Випромінювальна енергія Сонця є найважливішим джерелом тепла в ННО. Випромінювання маже постійне і однакове в усіх напрямках. Велика відстань Землі від Сонця дозволяє припустити, що випромінювання поширюється вздовж паралельних променів, що призводить до виникненню терміна «сонячний вектор». Сонячний вектор — це вектор напрямлений вздовж сонячних променів та визначається сонячною постійною S [18].

Сонячна константа — це швидкість з якою сонячна енергія падає на поверхню, нормальну до сонячних променів на зовнішньому краї атмосфери. Визначається у $\text{Вт}/\text{м}^2$. Через еліптичну орбіту Землі, сонячна константа буде змінюватися залежно від пори року. Земля знаходиться найдалі від Сонця влітку північної півкулі, а мінімальне значення сонячної постійної складає близько $1322 \text{ Вт}/\text{м}^2$. Коли Земля знаходиться найближче до Сонця (під час зими північної півкулі), сонячна постійна становить близько $1414 \text{ Вт}/\text{м}^2$ [19].

Кількість випромінювання від Сонця, що надходить на поверхню, характеризується постійною сонячною енергією та орієнтацією об'єкта відносно Сонця. Тепловий потік, що є результатом прямого сонячного випромінювання, поглинається поверхнею в залежності від сонячної поглинальної здатності α , постійної сонячної енергії S та падаючого кута поверхні нормальній до сонячного вектора [18]:

$$q_{solar} = \alpha \cdot S \cdot \cos\theta \quad (2.7)$$

Сонячне інфрачервоне випромінювання, має набагато менші довжини хвиль, ніж ті, що випромінюються тілом при кімнатній температурі, що є типовою температурою супутника. Це дозволяє визначати фініши поверхонь, що мають низьку поглинальну здатність на коротко хвильовому спектрі і високу відбиваючу здатність на довгохвильовому спектрі [22].

2.4.5 Випромінювання альbedo

Сонячна енергія, що відбивається від Землі називається випромінювання альbedo. Кількість випромінювання альbedo на супутник є функцією орієнтації та орбіти космічних кораблів і може бути важливим джерелом випромінювання, коли супутник знаходиться близько до Землі [25]. Вважається, що альbedo знаходиться в тому ж спектрі, що і сонячне випромінювання, і визначається як частка сонячної константи. Тепловий потік, що виник внаслідок випромінювання альbedo, що падає на поверхню, залежить від поверхневої поглинальної здатності α , постійної сонячної енергії S , коефіцієнта альbedo A_f та фактором форми F між поверхнею та Землею (2.8) [26]. Поверхні, що не розташовані лицем до Землі не опромінюються альbedo.

$$q_{albedo} = \alpha \cdot S \cdot A_f \cdot F \quad (2.8)$$

Коефіцієнт альbedo залежить від властивостей поверхні Землі. Кількість відбитого від Землі сонячного випромінювання, коливається від 25% до 55%, залежно від властивостей поверхні. Хмари, вода, лід, суша та ліси мають різні значення відбиття і призводять до різних коефіцієнтів альbedo. Коефіцієнт альbedo для хмар зазвичай становить близько 0,8, а для лісів і полів може коливатися від 0,03 до 0,3 [22].

2.4.6 Інфрачервоне випромінювання Землі

Будь-який викид сонячної радіації на Землю, що не відбивається як альbedo, поглинається Землею і перевідбивається як довгохвильове інфрачервоне випромінювання (ІЧ). ІЧ-енергія, що випромінюється Землею,

може змінюватися в залежності від сезону, широти, місцевої температури земної поверхні та хмарного покриву [22]. Ці локалізовані варіації можуть бути значними, Але вони набагато менш серйозні, ніж варіації альbedo. Інтенсивність інфрачервоного випромінювання Землі, що впливають на супутники є середньостроковими, тому зміни не викликають особливого занепокоєння. Інфрачервоне випромінювання Землі є функцією від температури Землі та положенню поверхні відносно Землі. Тепловий потік, що поглинається поверхнею супутника залежить від постійної Стефана-Больцмана σ , випромінювальної здатності ε , фактором форми між Землею і поверхнею F та температурою чорного тіла Землі T_E , що показано у рівнянні [25]:

$$q_{IR} = \sigma \cdot \varepsilon \cdot F \cdot T_E \quad (2.9)$$

Ефективна температура чорного тіла Землі в середньому становить 255 К. Випромінювання Землі — це довгохвильове інфрачервоне випромінювання, яке знаходиться в тому ж спектрі, в якому зазвичай випромінюються супутники. Це пояснює, чому частка ІЧ-випромінювання Землі, поглинута супутником, визначається його випромінювальною здатністю ε . Це також означає, що обробка поверхні матеріалом, що покращить відбиваючу здатність ІЧ-випромінювання Землі також знижує випромінювальну здатність поверхні супутника [18].

2.4.7 Генерація тепла супутниками

Окрім зовнішніх факторів, тепло також генерується всередині супутника. Це внутрішнє «виробництво» тепла є результатом розсіювання енергії компонентами, необхідними для функціонування супутника. Розсіювання тепла компонентами може змінюватися навколо орбіти та в різний час під час місії через вимоги різних фаз місії. Для супутників без рухомих частин споживання електроенергії для компонентів буде повністю

перетворюватися на тепло. Тоді загальна кількість тепла, що генерується супутником залежить лише від енергоспоживання компонентів [27].

Азарх Л.П., РІ-81МН, РТФ, 2020

3 МОДЕЛЮВАННЯ ТЕПЛОВИХ ПРОЦЕСІВ НАНОСУПУТНИКУ

3.1 Методи аналізу теплових процесів

Для проведення аналізу теплових процесів існує декілька методів. Найбільш ефективними є метод скінченних елементів (МСЕ) та метод скінченних об'ємів (МСО).

Метод скінченних елементів — це числовий метод, який використовує математичні моделі для вирішення складних структурних інженерних задач, що представляються у вигляді диференціальних рівнянь. Тобто знаходження розв'язків інтегральних та диференціальних рівнянь з частинними похідними (ДРЧП). Таким чином, для вирішення проблеми МСЕ ділить велику систему на менші, простіші частини, які називаються скінченними елементами. Після цього ці прості рівняння, що моделюють скінченні елементи складаються у велику систему рівнянь, яка описує всю задачу [28].

При побудові дискретної моделі безперервної величини в області, що розглядається фіксується скінченна кількість точок. Ці точки називаються вузловими (або вузлами). Значення безперервної величини в кожній вузловій точці вважається змінною, яка має бути визначена. Область визначення безперервної величини розділяється на скінченне число під областей, що називаються елементами (або скінченними елементами). Ці елементи мають загальні вузлові точки та разом апроксимують форму області. Безперервна величина апроксимується на кожному елементі поліномом (або іншою функцією), який визначається за допомогою вузлових значень даної величини [29].

Для кожного елемента визначається свій поліном, або поліноми відбираються таким чином, щоб зберігалась безперервність величини вздовж меж елемента.

Метод скінченних об'ємів — це числовий метод, який як і МСЕ, інтегрування систем диференціальних рівнянь з частинними похідними. Під

скінченним об'ємом мається на увазі невеликий об'єм навколо кожної вузлової точки сітки [30].

Обидва методи мають деяку схожість, оскільки вони обидва представляють систематичний метод вирішення диференціальних рівнянь з частинними похідними. Однак є важлива відмінність — простота реалізації. Розглянемо переваги та недоліки кожного з методів.

3.1.1 Переваги та недоліки методу скінченних елементів

Метод скінченних елементів широко використовується в різних областях фізичного аналізу, так як він є дуже схожим на вже використовувані методи для електромагнітного та структурного аналізу. Крім того, МСЕ дозволяє збільшення порядку елементів, що дозволяє дуже точні наближення фізичних полів. Загалом це відповідає локальному наближенню фізичних полів до поліномів вищого порядку. Можуть створюватися досить точні розв'язки для систем рівнянь розмірністю 5-10 мільйонів і більше [29]. Оскільки скінченними елементами є прямі лінії, трикутники, прямокутники, це дозволяє апроксимувати тіла із складною формою країв. Ще одна перевага МСЕ — це можливість комбінувати різні види функцій, які оцінюють рішення всередині кожного елемента.

Головним недоліком даного методу є складність розрахунку, що переводиться в потребу у великих потужностях комп'ютерів. Але на 2020 рік, розвиток комп'ютерів практично усунув цей недолік.

3.1.2 Переваги та недоліки методу скінченних об'ємів

Метод скінченних елементів широко використовується для задач обчислювальної гідрогазодинаміки (CFD), оскільки диференціальні рівняння з частинними похідними для CFD є законами збереження. Але можна використовувати як МСО, так і МСЕ для вирішення задач обчислювальної гідрогазодинаміки [30].

Найбільшою перевагою МСО є те, що йому потрібно лише зробити оцінку потоку для меж скінченного об'єму. Також це стосується і нелінійних питань, що в свою чергу, робить його відмінним вибором для вирішення нелінійних законів збереження.

Точність МСО може збільшуватися відносно вузла, що розглядається, пере визначенням сітки навколо вузла, що схоже з МСЕ. Але на відміну від МСЕ, функції для оцінки рішення не так легко виконувати для більш високого порядку. Відповідно, це є недоліком МСО у порівнянні з МСЕ [31].

Відповідно, для задач, де присутній потік (конвекція), найкращим вибором буде використовувати метод скінченних об'ємів. А для кондукції — метод скінченних елементів.

Оскільки поставлена задача є задачею, умови якої передбачають відсутність конвекції (так як навколишнє середовище супутника є космос), то для вирішення даної задачі найбільш ефективним та точним варіантом є використання методу скінченних елементів.

3.2 Порівняння програмних продуктів для дослідження теплових процесів

На сьогоднішній день існує велика кількість систем автоматизованого проектування (САПР) та програмних продуктів, які використовують метод скінченних елементів. Включення методу скінченних елементів, як один із інструментів в САПР, є однією з головних переваг використання САПР. Наведемо огляд найпотужніших САПР із вбудованими можливостями використання методу скінченних елементів.

3.2.1 Autodesk Inventor

Autodesk на початку був відомий як програмний продукт для 2D креслень. На сьогодні Autodesk перетворився на одного з провідних САПР, що використовують метод скінченних елементів [32].

Inventor поєднує в собі дизайн Autodesk та можливості 3D САПР. Він включає класичні функції САПР, які як параметричне моделювання, складання збірок та створення креслень. Але він також має більш потужні нові інструменти, які як автоматизація дизайну та автоматизація проектування каркасу.

Це програмне забезпечення також дозволяє працювати з конструкціями з листового металу в окремому середовищі. Забезпечує велику гнучкість для візуалізації. Наприклад, вид в розрізі та відео-анімації [32].

Щодо можливостей методу скінченних елементів, можна легко запускати статичний або динамічний аналіз на моделях. Програмне забезпечення містить діалогове вікно налаштувань, параметричну таблицю та посібник з моделювання, для допомоги у процесі моделювання.

Крім того, Autodesk також пропонує Inventor Nastran [33], який вони визначають як програмний продукт для методу скінченних елементів із вбудованим САПР. Але він доступний лише під час передплати їх Product Collection.

Переваги:

- потужне програмне забезпечення від видатної компанії;
- вбудований САПР, таким чином немає необхідності для імпорту та експорту файлів при проведенні досліджень;
- підтримка клієнтів доступна на декількох мовах;
- відмінна база знань на веб-сайті компанії та поза нею, включаючи відеоуроки, статті та форуми.

Недоліки:

- обмеження лінійними напруженнями та лінійним динамічним аналізом. Інші типи вимагають використання Inventor Nastran;
- Inventor Nastran не можна придбати як самостійний додаток, а лише як колекцію. Колекція може включати програмне забезпечення, яке не є необхідним для вирішення задач, та є дорогим;

- підходить лише для Windows.

3.2.2 Dassault Systemes SolidWorks

Один з головних конкурентів Autodesk Inventor, SolidWorks — це програмне забезпечення САПР 3D, створене у Франції.

Серед основних особливостей, виділяється можливість роботи з великими і складними збірками. Можна працювати з простою моделлю і масштабувати в повноцінну збірку різних моделей [34].

SolidWorks — це повний пакет CAD з різними модулями, що включає в себе:

- 3D CAD
- SolidWorks CAM
- Composer
- Electrical 3D
- Inspection
- Simulation (метод скінченних елементів)
- Flow Simulation (метод скінченних об'ємів) та інші.

Метод скінченних елементів застосовується через модуль Simulation. Модуль буває 3-х рівнів: стандартний, професійний та преміум. Очевидно, що остання є найбільш потужною версією [34]. Вона включає:

- статичні дослідження;
- аналіз руху;
- тепловий аналіз;
- частотні дослідження;
- дослідження під тиском;
- лінійні та динамічні дослідження;
- нелінійний аналіз.

Крім того, для підвищення точності та можливостей, Dassault Systemes SolidWorks пропонує ABAQUS через Simulia Structural Simulation Designer

[34]. Це спеціалізоване програмне забезпечення МСЕ, яке має інтерфейс САПРу.

Переваги:

- потужне програмне забезпечення від видатної та перевіреної компанії;
- зручний та інтуїтивний інтерфейс;
- вбудований САПР, відповідно, експорт та імпорт файлів не потрібен для проведення досліджень;
- широкий спектр досліджень в межах одного пакета;
- можливі дослідження обчислювальної гідро газодинаміки;
- додатки пропонуються як автономні рішення, що дає можливість платити за необхідні продукти;
- підтримка клієнтів доступна на декількох мовах;
- відмінна база знань на веб-сайті компанії та поза нею, включаючи відеоуроки, статті та форуми.

Недоліки:

- залежно від версії та кількості використовуваних модулів, вимоги до системи можуть бути дуже високими;
- підходить лише для Windows.

3.2.3 Siemens Solid Edge

Solid Edge — це повний комплект засобів розробки продуктів, пропонований компанією Siemens [36]. Видатна німецька компанія пропонує інструменти для механічного та електричного проектування, моделювання, виготовлення, аналізу даних та іншого.

В останній версії Solid Edge багато нових функцій. До них відносяться передові технології, такі як розширена реальність та можливість повністю цифро візувати процес від проектування до виготовлення.

Solid Edge пропонує інструменти для моделювання на трьох різних рівнях: Solid Edge Premium, Solid Edge Simulacija та Solid Edge Simulation

Advanced. Масштабоване моделювання Solid Edge дозволяє користувачам перевіряти та оптимізувати деталі, вузли та комплектуючі системи в процесі розробки. Це можна зробити на початку проектування, щоб зменшити необхідність у фізичних прототипах та зберегти час і кошти [36].

Можливості методу скінченних елементів в Solid Edge включають моделювання окремих деталей, аналіз складання та обчислення гідрогазодинаміки (CFD). За допомогою цього програмного продукту та методу скінченних елементів можна виконати :

- аналіз та моделювання напруг;
- моделювання вібрацій;
- повне моделювання руху;
- теплові моделювання.

Переваги:

- потужне програмне забезпечення від видатної та перевіреної компанії;
- вбудований САПР, відповідно, експорт та імпорт файлів не потрібен для проведення досліджень;
- широкий спектр досліджень в межах одного пакета;
- можливі дослідження обчислювальної гідро газодинаміки;
- підтримка клієнтів доступна на декількох мовах;
- вдмінна база знань на веб-сайті компанії та поза нею, включаючи відеоуроки, статті та форуми;
- ліцензію можна придбати на щорічній або щомісячній підписці. Це дає гнучкість для користувача.

Недоліки:

- залежно від версії, що використовується, вимоги до ЕОМ можуть бути дуже високими порівняно з іншими програмами САПР;
- останні версії обмежені для Windows 10 Enterprise або Professional.

Важливо зазначити, що існує потужний та спеціалізований продукт для МСЕ, такий як ANSYS. Вони пропонують можливість проведення

досліджень більш складних інженерних ситуацій. Однак у порівнянні з вище зазначеними програмами, процес побудови моделі значно складніший, що призводить до збільшення часу дослідження та проектування. Тому його необхідно використовувати паралельно з деякими програмами, які описані вище.

Виходячи з проведеного аналізу найкращим продуктом для вирішення задачі проведення теплового аналізу в умовах космосу є SolidWorks. Так як при необхідності підвищення точності MCE, SolidWorks дає можливість використовувати ABAQUS, що по своїм можливостям перевищує наявність ANSYS, має більш зручний інтерфейс та модель наносупутника була виконана у SolidWorks, і відповідно, конвертація та імпорт файлів не потрібен для виконання теплового аналізу.

3.3 Моделювання теплових процесів електронних компонентів

В умовах космосу тепло передається двома способами: кондукцією та тепловим випромінюванням.

У розроблюваному наносупутнику використовуються пасивні методи терморегулювання від зовнішніх факторів. Такі методи є дуже ефективним особливо для CubeSat, оскільки системи пасивного терморегулювання пов'язані із низькою вартістю, об'ємом та вагою.

Для регулювання теплових процесів у платі трансивера використовується також пасивний метод терморегулювання, оскільки наносупутник обмежений у розмірах та масі.

3.3.1 Розробка конструкції системи терморегулювання

Одна із досліджуваних плат — це плата трансивера. При розробці системи терморегулювання необхідно брати до уваги потенційну вагу системи, оскільки CubeSat є стандартизованою конструкцією і відповідно перевищення недопустимі. Таким чином, заздалегідь необхідно визначити, які саме елементи необхідно охолоджувати чи розсіювати тепло, а якими

компонентами можна знехтувати. Таким чином розподіл матеріалу буде найбільш ефективним.

Плата трансивера (рис. 3.1) має лише один потужний електронний компонент (високочастотний підсилювач НМС 1121 потужністю 4 Вт). Відповідно при моделюванні виділенням тепла іншими електронними компонентами можна знехтувати, адже вони будуть незначними і суттєвого впливу не матимуть.

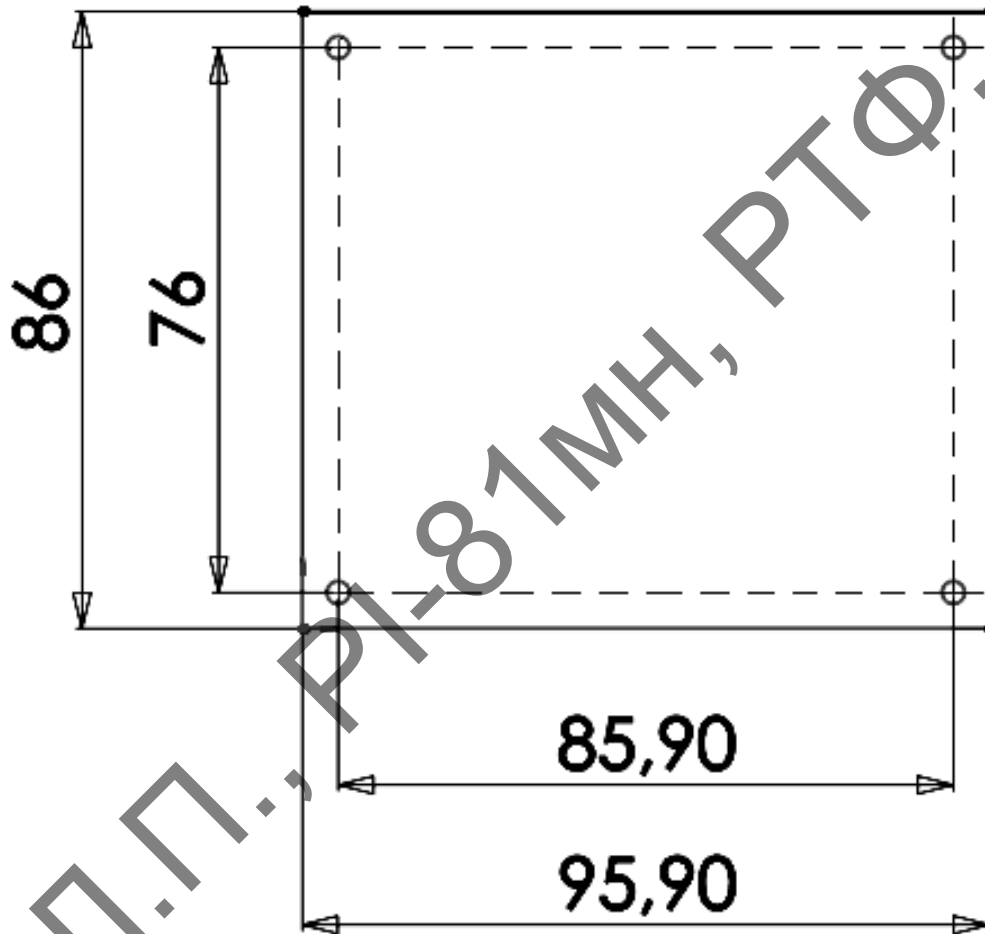


Рисунок 3.1 — Кресленик плати трансивера

Для друкованої плати обраний матеріал — Rogers 4350, товщиною 0,762 мм, оскільки в документації до підсилювача рекомендується використовувати саме такий матеріал плати для найбільш ефективної роботи.

Згідно з результатами отриманих з каналу телеметрії PolyTAN-1 в середині наносупутника температура досягає 27 °C [36].

При постановці даної задачі пропонується використовувати для цієї плати розсіювання тепла, що генерується високочастотним підсилювачем. Така задача розв'язується використанням тепловідводу, що дозволяє ефективно розсіяти тепло по всій платі, не перевищуючи максимальної робочої температури електронних компонентів.

Оскільки плата трансивера є двосторонньою, відповідно необхідно це врахувати це при проектуванні тепловідводу. Пластина за габаритними розмірами збігається з розмірами плати наносупутнику (рис. 3.2), але має вікно прямокутної форми в зоні розсіяння малих температур для можливості встановлення електронних компонентів з двох сторін друкованої плати.

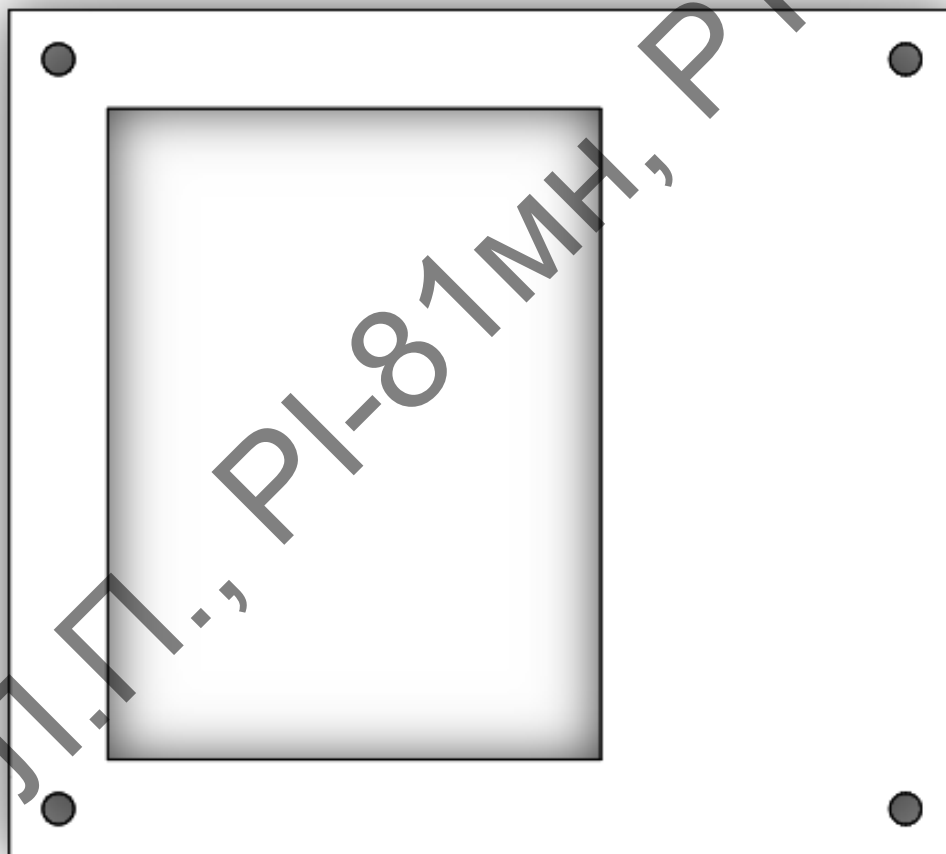


Рисунок 3.2 — Конструкція тепловідводу

Такий варіант виконання тепловідводу дозволяє встановлення електронних компонентів з двох сторін плати, що і вимагалось та дозволяє збалансувати тепло та рівномірно його розподілити по платі, оскільки вікно у

тепловідводі розташоване у зоні малих температур, відповідно, потужних елементів, що виділяють велику кількість тепла в цій зоні немає.

3.3.2 Вибір товщини тепловідводу та матеріалу

При моделюванні теплових процесів у наносупутнику використовувалося середовище SOLIDWORKS, оскільки дане програмне забезпечення використовує метод скінченних елементів, що є дуже потужним інструментом та дає результати високої точності при вирішенні даних типів задач.

При проектуванні тепловідводів найчастіше використовуються такі матеріали як алюміній та мідь.

Кожен із цих матеріалів має як свої переваги, так і недоліки. Мідь є одним із найкращих провідників, має високу теплопровідність 401 Вт/(м·К), густину 8,96 г/см³ що підвищує ефективність відводу тепла. Але маючи вище зазначені характеристики, мідь є відносно дорогим матеріалом, та значно важчим за алюміній. Що є недоліком, оскільки вага CubeSat є стандартизованою.

Відповідно, алюміній є кращим вибором при задачі розсіювання тепла. Це обумовлено меншим значенням густини матеріалу 2,7 г/см³. Таким чином, при однаковій вазі з міддю, алюміній має більшу площу розсіювання тепла, що дозволяє швидше охолоджуватися матеріалу.

З рисунку 3.3 бачимо, що при використанні мідного тепловідводу, маємо меншу максимальну температуру 176 °С, що менше на 3 °С, ніж при використанні алюмінієвого сплаву. Також при використанні міді маємо кращий розподіл тепла по платі, про що свідчить мінімальна температура на платі, що складає 48,2 °С.

Відповідно, при вирішенні задачі відводу тепла від високочастотного підсилювача, використання міді як матеріалу тепловідводу є більш доцільним. Але все одно це не є достатнім, оскільки температура перевищує

максимальну робочу температуру електронних компонентів. Також важливим розділом терморегулювання є охолодження, тобто розсіювання тепла.

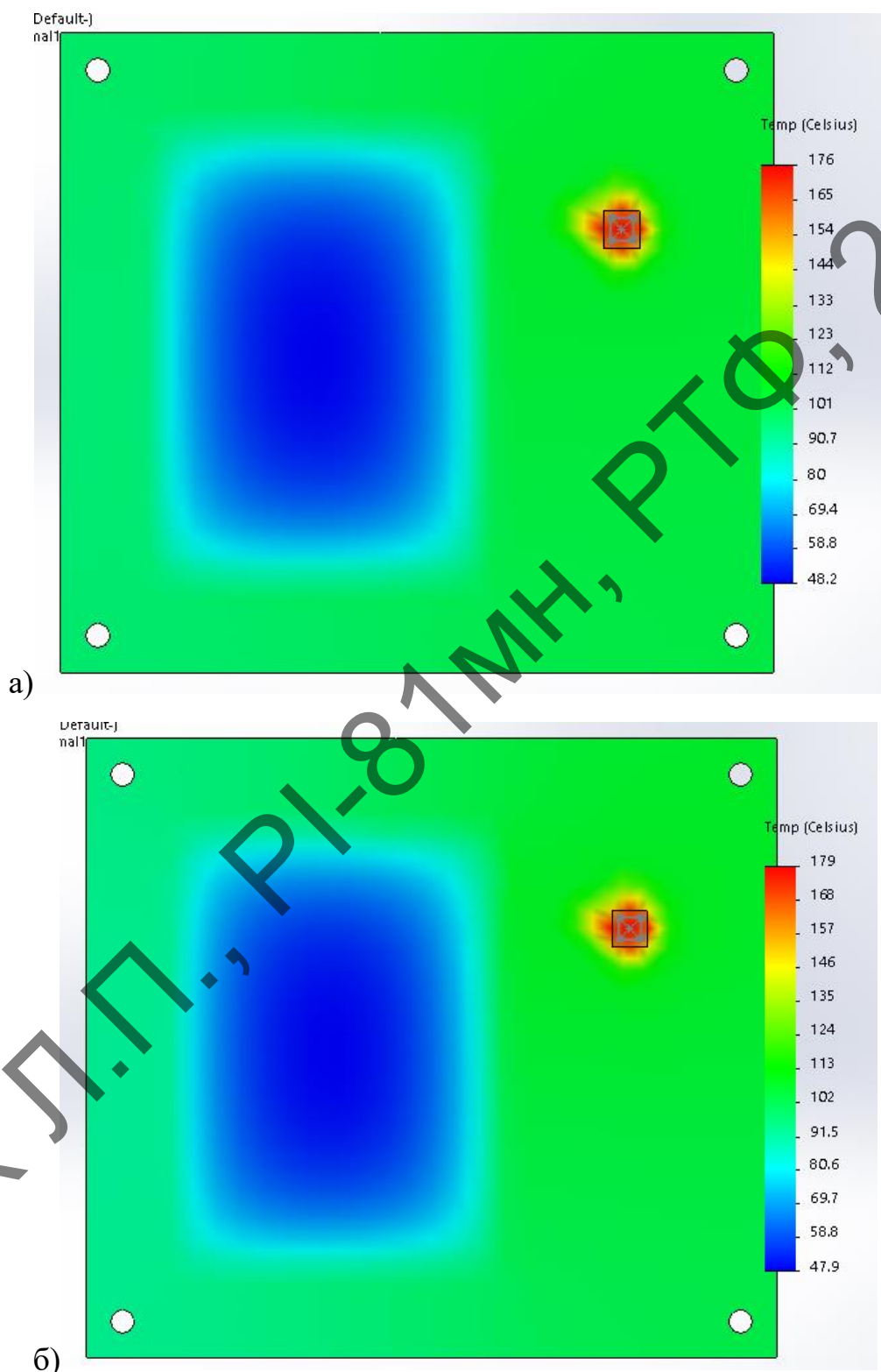


Рисунок 3.3 — Розподіл тепла на платі при різних матеріалах тепловідводу:

а — мідь, б — сплав алюмінію.

На рис. 3.4 зображено залежність температури від часу при різних матеріалах тепловідводу. І відповідно, незважаючи, що при використанні алюмінію, як основного матеріалу для тепловідводу початкова температура вища, за мідь, завдяки меншій густині матеріалу, сплав алюмінію 1060 Н12 краще розсіює тепло через теплове випромінювання, ніж мідь.

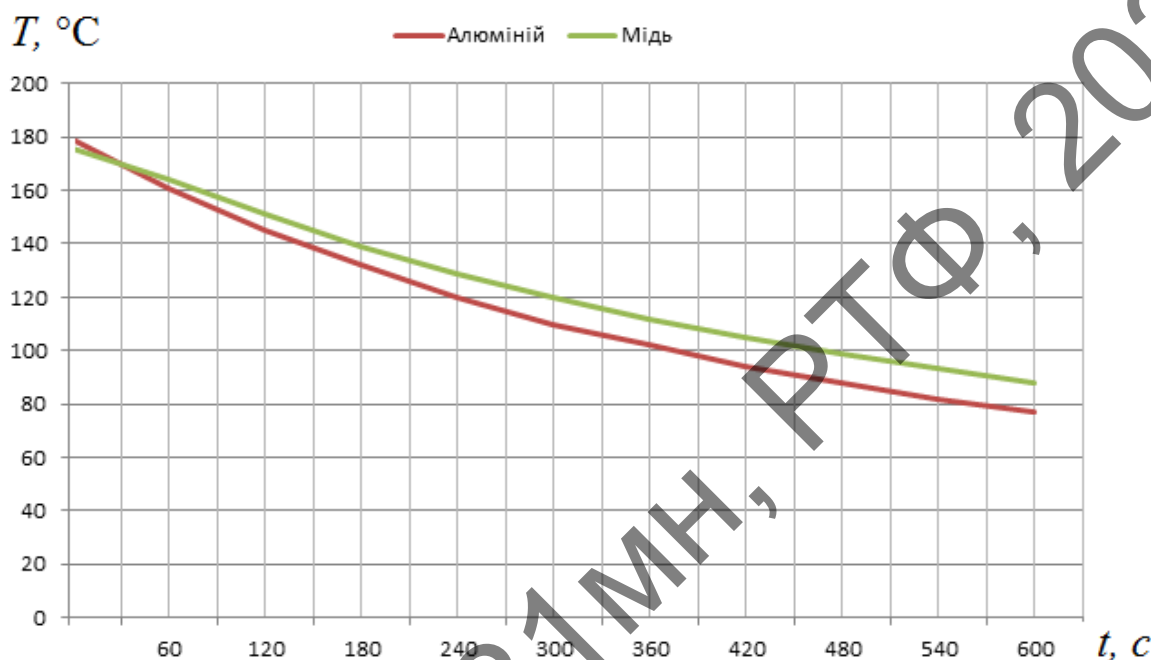


Рисунок 3.4 — Графік залежності температури від часу при різних матеріалах тепловідводу

Такий результат дає можливість зробити наступний висновок. При використанні тепловідводу з алюмінієвого сплаву, час роботи підсилювача обмежений більше, ніж при використанні мідного, що обумовлено гіршою теплопровідністю, і відповідно час на відвід тепла зростає. Але завдяки меншій густині алюмінію $2,7 \text{ г/см}^3$, і що в 3 рази менша за густину міді $8,96 \text{ г/см}^3$, ефективність розсіювання тепла при використанні алюмінієвого сплаву вища. Тобто для розсіювання тепла, тепловідвід з алюмінієвого сплаву 1060 Н12 витрачає менше часу, ніж міді, для однакової кількості тепла. Відповідно до отриманих результатів моделювання, маємо, що навіть при вищій температурі, на охолодження підсилювача витрачається менше

часу при використанні сплаву алюмінію, ніж при використанні міді. Відповідно, загальний час роботи плати збільшується.

При дослідженні товщини тепловідводу проводилося моделювання при товщинах від 0,1 мм до 2 мм. Так як подальше збільшення товщини неможливе через обмеження у просторі.

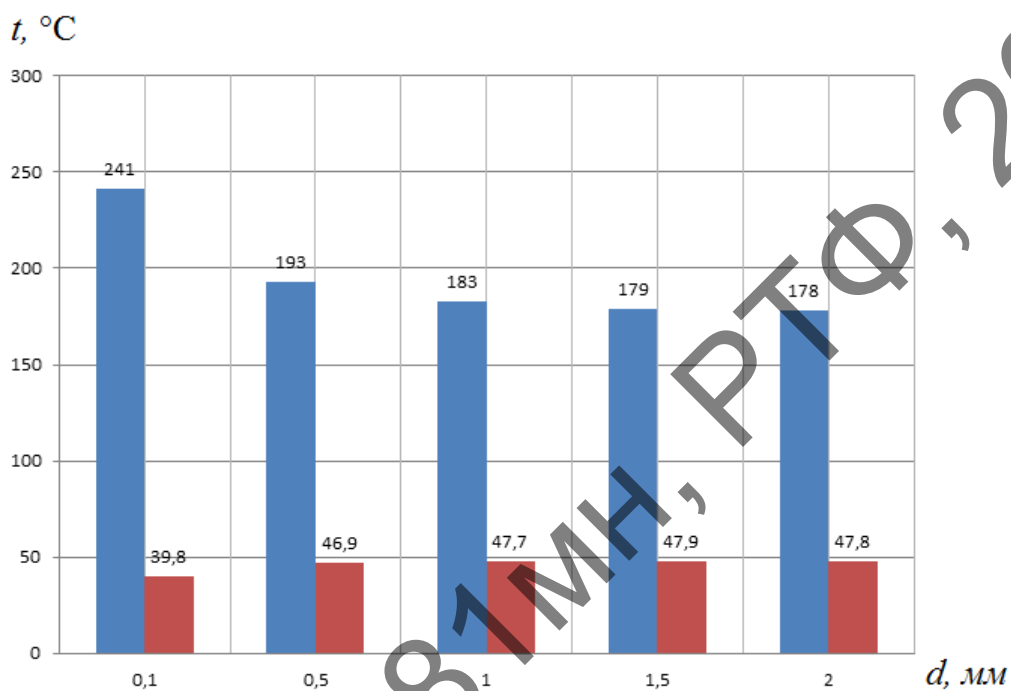


Рисунок 3.5 – Залежність температур на платі від товщини тепловідводу:

синя — максимальна температура на платі;

червона — мінімальна температура на платі

На графіку бачимо, що зі збільшенням товщини максимальна температура на платі зменшується, а мінімальна збільшується, що свідчить про більш рівномірний розподіл температур по всій площині плати. Але максимальна температура навіть при товщині 2 мм все одно перевищує максимальну робочу температуру високочастотного підсилювача НМС 1121, яка складає 85 °С.

Із отриманих результатів можна зробити висновок, що найбільш оптимальною товщиною тепловідводу буде 1,5 мм. При 2 мм маємо меншу

максимальну температуру, але зміна вже не є достатньо значною, в той час як розміри збільшуються більш суттєво.

3.3.3 Теплові процеси у платі трансивера

При дослідженні конструкції та матеріалів тепловідводу було визначено, що вже через 2 секунди роботи плати, температура мікросхеми перевищить максимальну робочу температуру підсилювача (рис. 3.6).

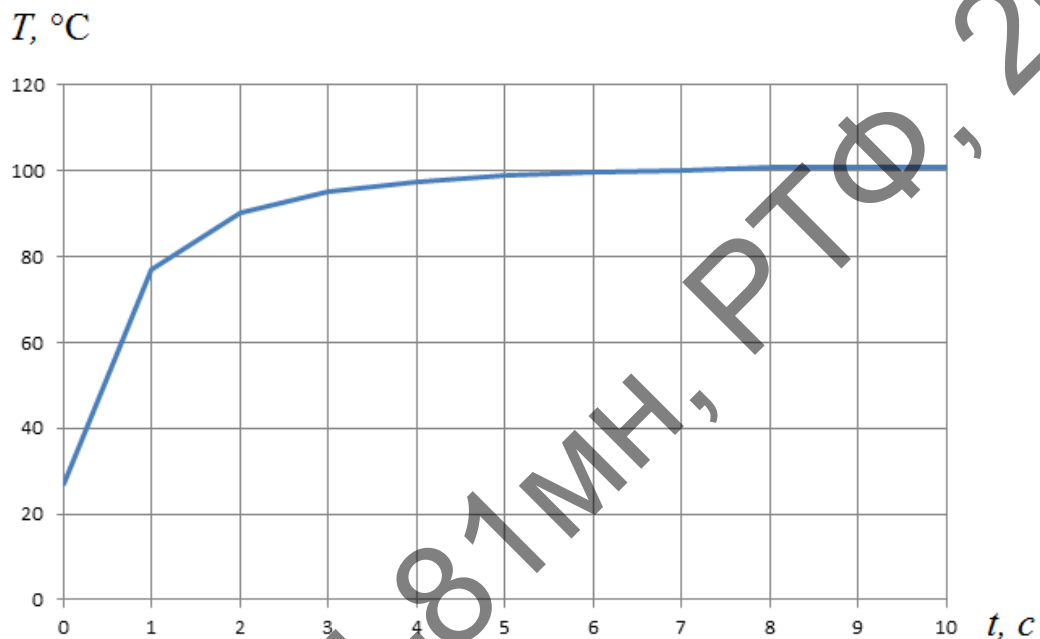


Рисунок 3.6 — Залежність температури від часу при відсутності отворів у платі

Відповідно до цього, було запропоновано оптимізувати запропоновану конструкцію системи терморегулювання плати трансивера.

Для більш ефективної передачі тепла необхідно зробити металізовані отвори у платі безпосередньо під мікросхемою підсилювача. Таким чином, оскільки у металів теплопровідність вища, за матеріал плати, відвід тепла від підсилювача буде виконуватися швидше.

Було запропоновано дослідити 1 наскрізний отвір ($\varnothing 3$ мм), матрицю отворів 2x2 ($\varnothing 1,20$ мм) та 3x3 ($\varnothing 0,9$ мм), що повністю заповнені міддю.

В якості передачі тепла від височастотного підсилювача до тепловідводу було вибрано мідь, оскільки мідь має найвищу теплопровідність, і відповідно, швидкість передачі тепла буде вища, ніж при використанні інших матеріалів. Результати дослідження зведено до таблиці 3.1.

Таблиця 3.1

Варіант виконання	Максимальна температура, °C	Мінімальна температура, °C	Час виходу температури на 85 °C, с
1 отвір	88,6	33,1	770
4 отвори (2x2)	91,2	32,9	630
9 отворів (3x3)	90,2	33,2	675

Відповідно до таблиці 3.1 бачимо, що при матрицях отворів 2x2 та 3x3 розсіювання тепла по платі є більше ефективним, але все одно не є достатнім. В той час, як при одному отворі (рис.3.7) повністю заповненим міддю маємо досить прийнятні результати максимальної температури, що дорівнює 88,6 °C, при максимально допустимій температурі 85 °C.

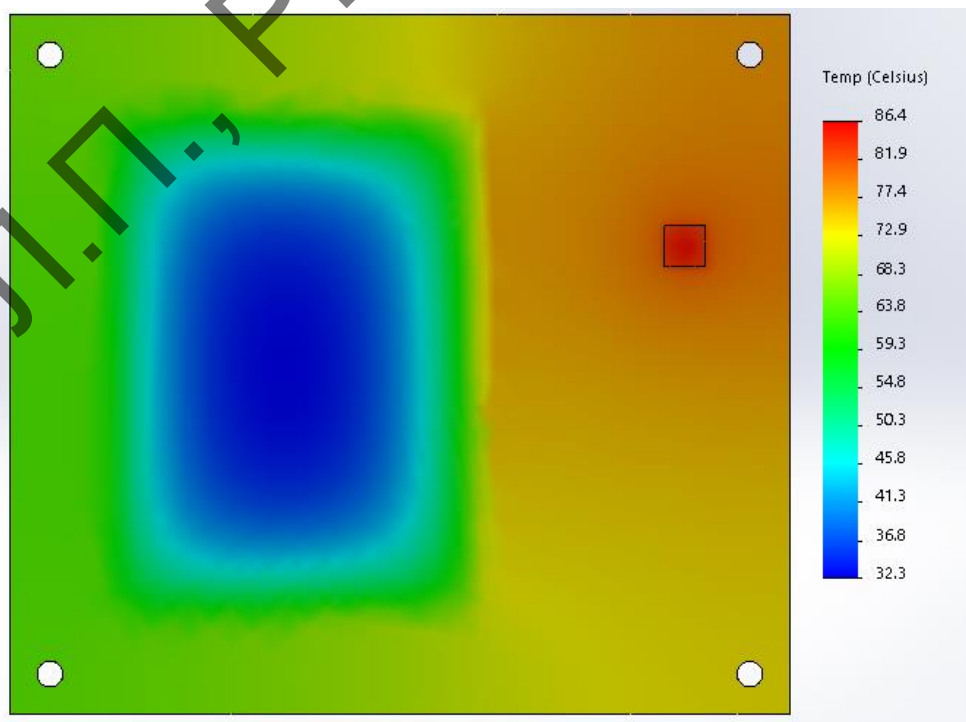


Рисунок 3.7 — Розподіл тепла на платі при 1 отворі

На рисунку 3.8 для порівняння наведено залежність максимальних температури від часу для 3-х варіантів виконання.

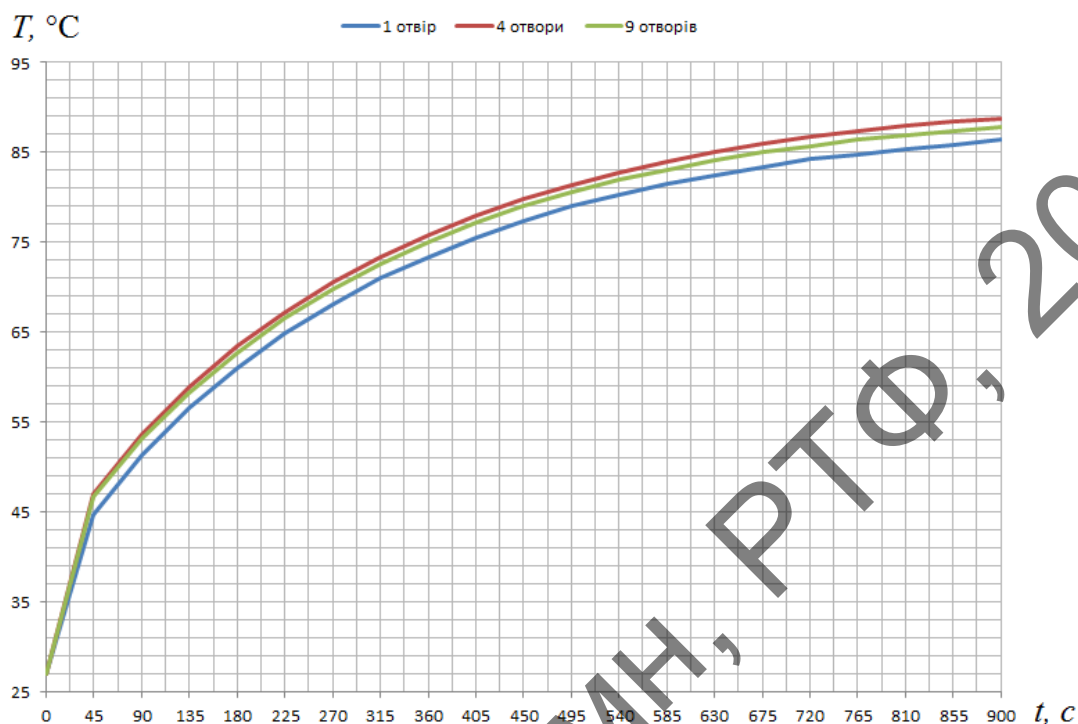


Рисунок 3.8 — Залежність температури від часу для різних конфігурацій отворів

Для забезпечення ефективного теплового режиму найкращим варіантом є виконання одного отвору заповненого міддю. Однак, такий варіант може бути технологічно складним. В якості альтернативи пропонується використовувати матрицю металізованих отворів 3x3.

На рис. 3.9 представлено пропонований графік роботи підсилювача. Отже, максимальний час включення підсилювача складає 770 секунд, а на охолодження необхідно більше 900 секунд, для повернення температури до вихідної. Відповідно, рекомендується включати підсилювач на час не більше ніж 13 хвилин, а після виключати на 15 хвилин, щоб температура повернулася на початковий рівень, після чого можна знову включати схему.

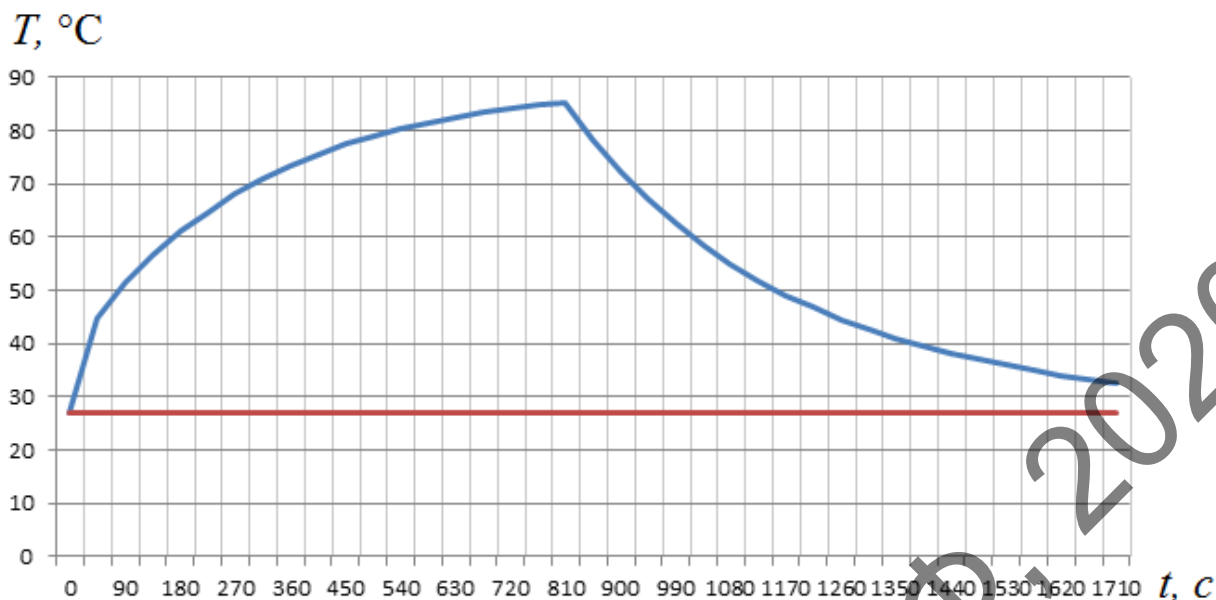


Рисунок 3.9 — Графік залежності температури підсилювача від часу:
синій — температура підсилювача; червоний — 27 °C

Оскільки виконання попереднього варіанту є технологічно не вигідним та складним, пропонується альтернативний варіант виконання. В даному випадку будемо використовувати металізовані отвори з стандартною товщиною металізації 0,035 мм (рис. 3.10).

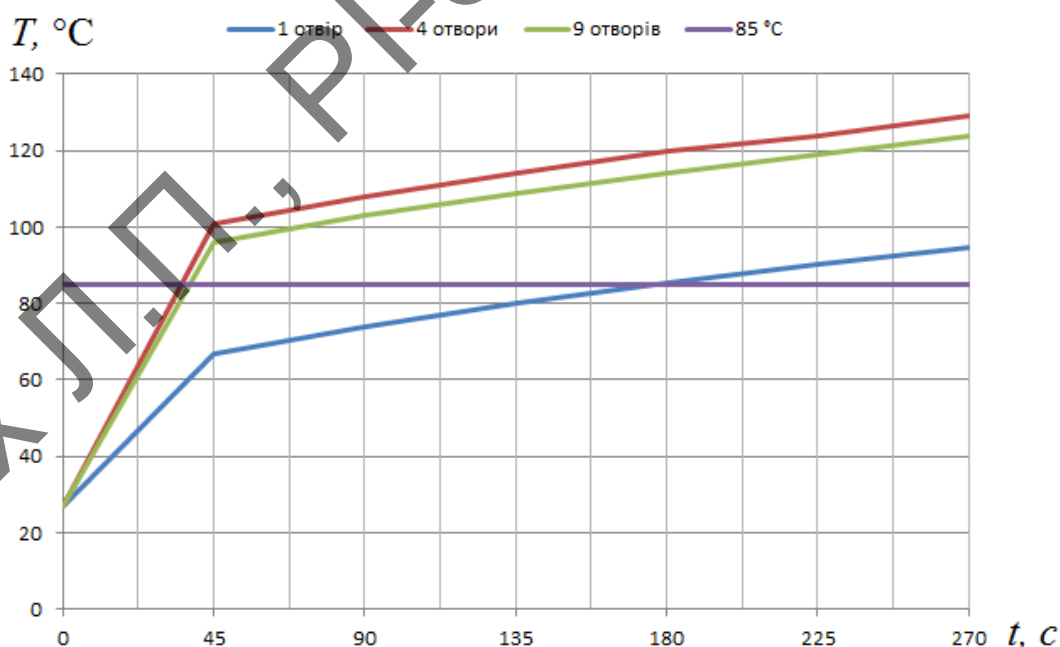


Рисунок 3.10 — Графік залежності температури від часу при металізованих отворах у платі товщиною 0,035 мм

Відповідно, маємо очевидне зменшення часу роботи підсилувача, в 4 рази. При виконанні одного наскрізного отвору, рекомендований час роботи складає 3 хвилини, що є припустимим результатом. Але при 4 або 9 отворах, час роботи складає менше хвилини.

Таким чином полегшується технологічна складова, але погіршуються теплові характеристики.

Також, при проектуванні друкованих плат використовують і інші, окрім міді, матеріали для створення металізованих отворів. Але відповідно до властивостей матеріалів, між шаром металу та платою наносять шар міді, для того, щоб метал, який використовують для металізації, добре закріпився на платі. Товщина шару міді складає 5 мкм.

В ході даного дослідження було використано такі матеріали, як срібло та олово. Також використовують золото, але в даному випадку, оскільки задачею є розсіяння тепла потужних електронних компонентів, використання золота не є ефективним. Незважаючи на теплопровідність золота, що складає $317 \text{ Вт}/(\text{м}\cdot\text{К})$, що є непоганим показником, товщина, при використанні золота, як матеріалу для металізації отворів друкованих плат складає 0,125 мкм. З чого стає очевидним, що використання золота, як провідника не є вигідним.

Відповідно, товщина срібла при використанні його, як матеріалу металізації отворів знаходиться в діапазоні від 50 – 120 мкм. При моделюванні використовувалась товщина срібла 120 мкм.

Аналогічно до дослідження використання мідних теплових ременів та металізованих отворів, проведено дослідження з 1 отвором, матрицею отворів 2x2 та 3x3 (рис. 3.11)

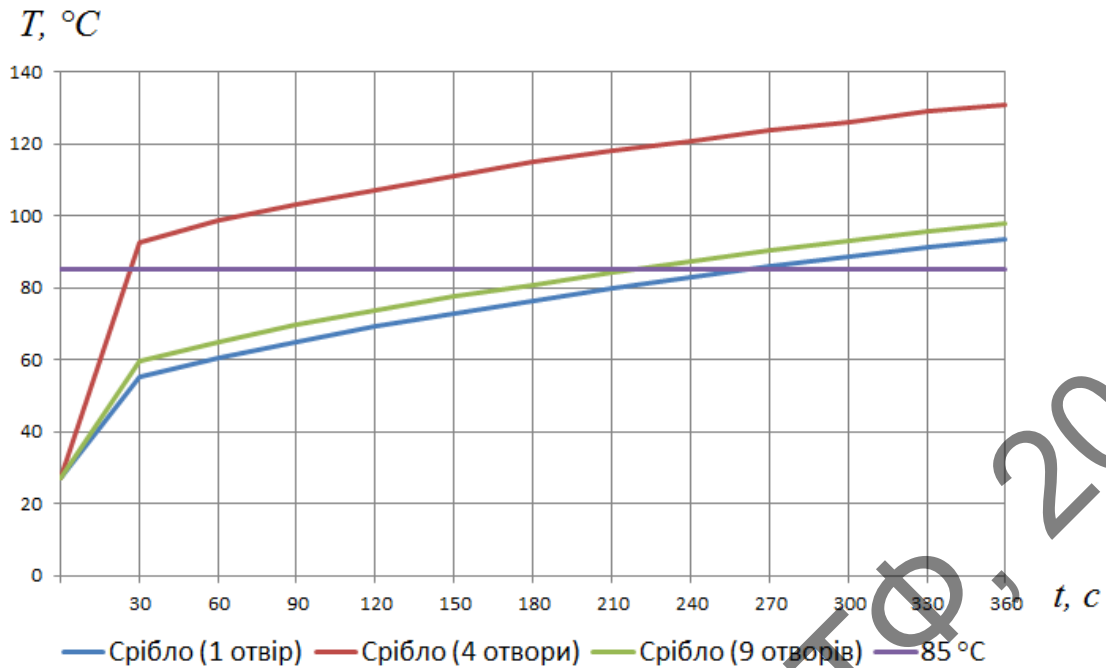


Рисунок 3.11 — Графік залежності температури від часу при металізованих отворах з срібла у платі товщиною 120 мм

Результати використання срібла схожі з результатами при використанні міді. Найкращим варіантом є використання одного металізованого отвору. Час до максимальної температури складає 270 с. Що є кращим показником, ніж мідь з часом доходження до максимальної температури 180 с. Відповідно, при використанні срібла, робота високочастотного підсилювача збільшується на 90 с, у порівнянні з використанням срібла.

Також було проведено дослідження розподілу температур з використання олова, як матеріалу металізації отворів (рис. 3.12). При використанні олова, стандартизована товщина металізації складає 1,15 – 1,30 мкм. При проведенні дослідження використовувалась товщина металізації 1,3 мкм.

Незважаючи на значно нижчу теплопровідність олова 60 Вт/(м·К) у порівнянні з міддю, результати є відповідними результатам з використання стандартної металізації з шаром міді 35 мкм. При використанні одного наскрізного отвору, максимальний час роботи підсилювача складає 180 С, а при матриці отворів 3x3 – 220 С.

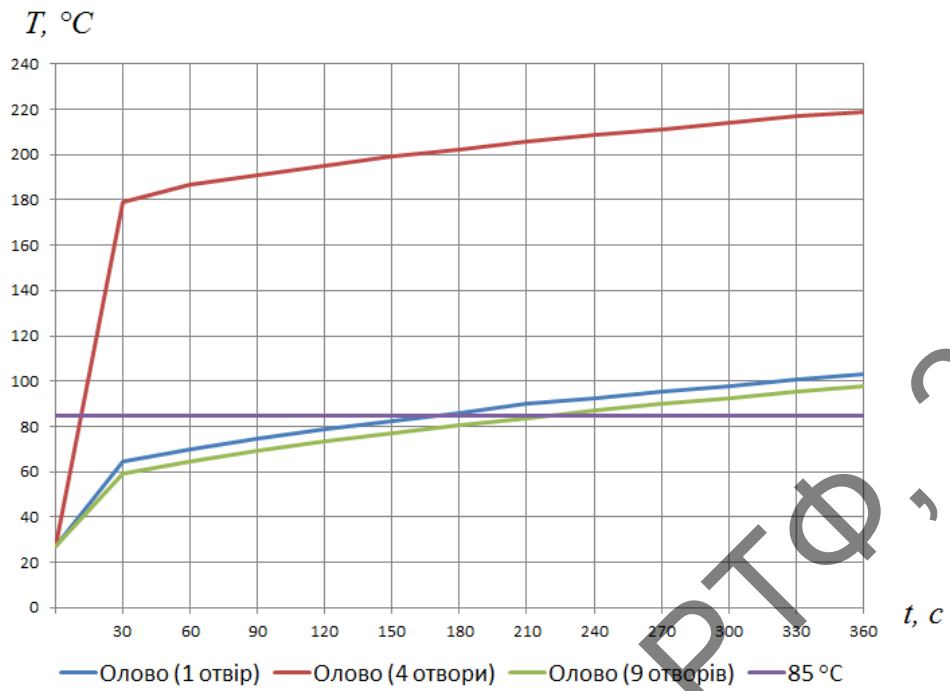


Рисунок 3.12 — Графік залежності температури від часу при металізованих отворах з олова у платі товщиною 1,3 мм

Порівняння найкращих варіантів використання металізованих отворів зображено на рисунку 3.13.

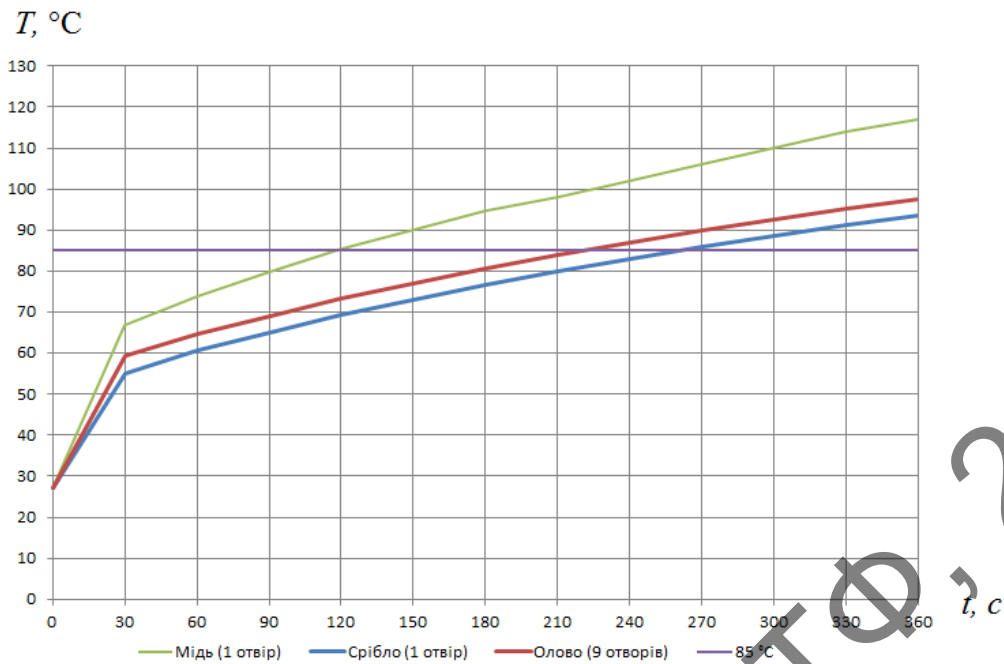


Рисунок 3.13 — Графік залежності температури від часу при використанні різних матеріалів металізації

Відповідно, до отриманих результатів, найкращим варіантом залишається використання мідних ременів, що забезпечують найбільш ефективний відвід тепла від високочастотного підсилювача, і найбільший час його роботи.

При технологічній неможливості реалізації такого варіанту, пропонується використання металізованих отворів. Відповідно, до проведеного дослідження, найкращим матеріалом для металізації отворів при поставленій задачі відводу тепла є срібло. Частково, такі результати отримані через товщину стандартної металізації, що складає 120 мкм. При використанні срібла, максимальний час роботи плати складає 270 секунд, що зменшує ефективність використання, у порівнянні з мідними ременями, майже в 3 рази.

4 ОХОРОНА ПРАЦІ ТА БЕЗПЕКА У НАДЗВИЧАЙНИХ СИТУАЦІЯХ

Враховуючи той факт, що виконання даної дисертаційної роботи потребує використання засобів обчислювальної техніки при моделюванні теплових процесів у наносупутнику в умовах космосу, то в цьому розділі запропоновані технічні рішення та організаційні заходи щодо створення безпечних та комфортних умов праці при використанні персональних комп'ютерів (ПК) на робочих місцях в науково-дослідній лабораторії. Також у цьому розділі визначені основні заходи з електробезпеки та безпеки в надзвичайних ситуаціях.

В першу чергу, необхідно з урахуванням вимог ДСанПіН 3.3.2.007-98 та діючого Положення «Вимоги щодо безпеки та захисту здоров'я працівників під час роботи з екранними пристроями», зареєстрованого в Міністерстві юстиції України 25 квітня 2018 р. за № 508/31960, визначити небезпечні і шкідливі фактори, які впливають на користувачів, ПК, при його експлуатації. Дослідити ці фактори, розглянути їхній вплив, принципи їх нормування і способи запобігання їхнього шкідливого впливу на людину [37].

4.1 Визначення основних потенційно небезпечних та шкідливих виробничих факторів при виконанні науково-дослідної роботи

Основними шкідливими та небезпечними виробничими факторами, які пов'язані з використанням ПК, є такі фактори:

- електромагнітні випромінювання;
- випромінювання оптичного діапазону (ультрафіолетове, інфрачервоне і випромінювання видимого діапазону);
- електростатичне поле;
- недостатня освітленість робочої зони;
- підвищений рівень шуму;

- значна напруга зорових органів і пов'язане з цим перевтомлення користувача ПК;
- значне навантаження на пальці і кисті рук, що при відсутності профілактики і медичного контролю, може викликати професійні захворювання;
- тривале перебування в одному й тому ж самому положенні сидячи, що викликає застійні явища в організмі людини;
- відблиски на екрані монітора
- можливість ураження електричним струмом;
- можливість виникнення НС.

4.2 Технічні рішення та організаційні заходи з безпеки і гігієни праці та виробничої санітарії

4.2.1 Електробезпека

Все наявне електроустаткування в робочому приміщенні можна віднести до I (системні блоки) та II (ВДТ) класів за електрозахистом (ДСТУ ІЕС 61140:2015).

Робоче приміщення за рівнем небезпеки ураження персоналу електричним струмом згідно ПУЕ-2017 можна віднести, до помешкань без підвищеної небезпеки, тому що:

- відносна вологість повітря не перевищує 75%;
- матеріал підлоги (паркет) є діелектриком;
- температура повітря не досягає значень, більших 30 °С;
- відсутня можливість одночасного доторкання людини до з'єднаних з землею металоконструкцій будівлі, технологічних апаратів, механізмів і т.ін. – з одного боку, і до металевих корпусів електроустаткування – з іншого боку;
- відсутні хімічно агресивні середовища.

Електромережа 5-провідна трифазна з глухозаземленою нейтраллю із зануленням та робочою напругою 220/380 В і частотою 50 Гц. Щоб не допустити ураження людини електричним струмом при виникненні аварійних ситуацій відповідно до вимог ПУЕ (правил улаштування електроустановок) застосована система заземлення типу TN-S [38]. Мережа обладнана захисними автоматами струмового захисту, розрахованими на струм спрацювання 10 А та час спрацювання $\leq 0,1$ сек.

Опір нульового дроту повинен бути таким, щоб при аварійному режимі роботи електрообладнання (замиканні фази на корпус або нульовий дріт) виникав струм короткого замикання, сила якого перевищувала би номінальний струм спрацювання автомата струмового захисту в 1,4 рази (при струмі короткого замикання менше 100 А) [39].

$$I_{\text{кз}} = \frac{U_{\phi}}{R_0 + R_{\phi} + (Z_T/3)} \quad (4.1)$$

де U_{ϕ} — фазна напруга електромережі; R_0 — опір нульового дроту на ділянці від трансформатора до розетки «Вхід мережі» (~ 3 Ом); R_{ϕ} — опір фазового дроту на тій же ділянці (~ 3 Ом); $Z_T/3$ — еквівалентний опір трансформатора ($\sim 0,12$ Ом).

Виконаємо розрахунок струму короткого замкнення при аварійному режимі роботи електрообладнання згідно підставивши у формулу (4.1) відомі значення:

$$I_{\text{кз}} = 30,89 \text{ А}$$

Визначимо коефіцієнт кратності струму короткого замкнення до мінімального значення струму спрацювання автоматки.

$$\frac{I_{\text{кз}}}{I_{\text{авт}}} = 2,57$$

Тобто струм короткого замкнення при виникненні аварійної ситуації в 2,57 рази перевищує номінальний струм спрацювання автомату, що задовольняє встановленим нормам $K > 1,4$ ($I_{\text{кз}} < 100$ А).

Опір заземлюючих пристроїв не перевищує значень встановлених ПУЕ - 2017.

В приміщенні науково-дослідної лабораторії виконано всі необхідні заходи щодо електробезпеки відповідно до вимог ПУЕ-2017 та НПАОП 40.1-1.21-98 [40]. Додаткових заходів по електробезпеці впроваджувати не потрібно.

4.2.2 Відповідність параметрів робочого приміщення діючим санітарним нормам

Робоче приміщення має наступні параметри: висота — 3.5 м, ширина — 10 м, довжина — 6 м.

У лабораторії може працювати одночасно 5 чоловік. Меблів у робочому приміщенні розміщені так щоб не загромаджувати проходи, ширина проходу більше 1 м.

Загальна площа приміщення, займана шафами:

$$S_1 = 10 \text{ м}^2, \text{ а відповідний об'єм: } V_1 = 18 \text{ м}^3.$$

Сумарна площа, що відведена столам, включаючи стелажі з полками і стільцями складає :

$$S_2 = 9,52 \text{ м}^2,$$

займаний ними об'єм складає:

$$V_2 = 5,562 \text{ м}^3$$

Тоді загальний об'єм і площа меблів, що знаходяться в робочому приміщенні, буде:

$$S_{\text{заг}} = S_1 + S_2 = 19,52 \text{ м}^2$$

$$V_{\text{заг}} = V_1 + V_2 = 23,562 \text{ м}^3$$

Об'єм і площа вільного простору, що приходить на одного працівника в приміщенні згідно формул (4.1) та (4.2):

$$S_{\text{на1}} = \frac{S_{\text{пов}} - S_{\text{заг}}}{5}, \quad (4.2)$$

де $S_{\text{на1}}$ — площа на одну людину, $S_{\text{пов}}$ — повна площа приміщення, $S_{\text{заг}}$ — загальна зайнята площа приміщення.

$$S_{\text{на1}} = 8,096 \text{ м}^2,$$

$$V_{\text{на1}} = \frac{V_{\text{пов}} - V_{\text{заг}}}{6}, \quad (4.3)$$

де $V_{\text{на1}}$ — об'єм на одну людину,

$V_{\text{пов}}$ — повний об'єм приміщення,

$V_{\text{заг}}$ — загальна зайнятий об'єм приміщення.

$$V_{\text{на1}} = 37,28 \text{ м}^3$$

По основних параметрах досліджуване приміщення відповідає санітарним нормам ДСанПіН 3.3.2.007-98, що наведені в табл. 4.1 [41].

Таблиця 4.1 — Санітарні норми приміщення

Нормована величина	Приміщення з ПК
Площа лабораторного приміщення на 1 чоловіка	$\geq 6 \text{ м}^2$
Об'єм приміщення лабораторії на 1 чоловіка	$\geq 20 \text{ м}^3$
Висота приміщення від підлоги до виступаючих поверхонь покриття	3 м

4.2.3 Мікроклімат робочої зони

Згідно до ДСН 3.3.6.042-99 установлені параметри мікроклімату робочої зони, дотримання, яких забезпечує нормальні умови праці персоналу.

Роботу в процесі розробки, можна віднести до категорії 1а - легкі фізичні роботи (роботи, виконувані сидячи і не потребуючі фізичного напруги), при яких енерговитрати людини не перевищують 138 Вт (до 120 ккал/ч).

Під час роботи ВДТ при наявності радіовипромінювань високих частот, сильних електричних полів, а також НРР в повітрі закритих помешкань створюється підвищене утримання позитивних і негативних легких іонів.

Експериментально встановлено, що аероіони є найбільш чутливим фізичним індикатором забруднення повітря, а головне — впливають на здоров'я людини. Негативні іони діють сприятливо на організм, підвищуючи його опір, у той час як позитивні іони гальмують життєдіяльність організму і сприяють розвитку психічних захворювань.

В залежності від типів ВДТ, застосовуваних у них електроізоляційних матеріалів, режиму роботи, очищення повітря, яке подається, а також від кількості працівників в приміщенні; відбуваються виділення й утворення різноманітних газів і парів, що призводить до зміни хімічного і кількісного складу повітря [38].

Повітря робочого приміщення повинне бути очищене від забруднень, у тому числі від пилуки і мікроорганізмів. Патогенної мікрофлори не повинно бути.

В робочому приміщенні параметри мікроклімату повинні відповідати вимогам ДСН 3.3.6.042-99 і дотримуватися оптимальні норми:

у холодні періоди року температура повітря, швидкість його прямування і відносна вологість повітря повинні відповідно складати: 22–24°C, 0,1 м/с, 60–40%; температура повітря може коливатися в межах від 21 до 25°C при зберіганні інших параметрів мікроклімату в зазначених вище межах;

у теплі періоди року температура повітря, його рухливість і відносна вологість, повинні відповідно складати: 23–25 °С, 0,1–0,2 м/с, 60–40%; температура повітря може коливатися від 22 до 26°C при зберіганні інших параметрів мікроклімату в зазначених вище межах.

4.2.4 Освітлення робочого місця

На роботі потрібно забезпечити швидке зчитування інформації в зоні найкращого бачення. Для захисту від прямих сонячних променів, які створюють прямі та відбиті відблиски з поверхні екранів ПК передбачаються сонцезахисні жалюзі.

Згідно до ДБН В.2.5-28-2018 штучне освітлення робочого місця, обладнаного ПК, здійснюється системою загального рівномірного освітлення. Як джерело штучного освітлення мають застосовуватись люмінесцентні лампи ЛБ.

Вимоги до освітлення приміщень та робочих місць під час роботи з ПК [37]:

- освітленість на робочому місці повинна відповідати характеру зорової роботи, який визначається трьома параметрами: об'єктом розрізнення
 - найменшим розміром об'єкта, що розглядається на моніторі ПК;
 - фоном, який характеризується коефіцієнтом відбиття; контрастом об'єкта і фону;
- необхідно забезпечити достатньо рівномірне розподілення яскравості на робочій поверхні монітора, а також в межах навколишнього простору;
- на робочій поверхні повинні бути відсутні різкі тіні;
- в полі зору не повинно бути відблисків (підвищеної яскравості поверхонь, які світяться та викликають осліплення);
- величина освітленості повинна бути постійною під час роботи;

Штучне освітлення робочих місць користувачів ПК, а саме відсутність у спектрі ламп денного світла й ламп накаливання біологічно активної ультрафіолетової складової при тривалому впливі може призвести до ультрафіолетової недостатності, при якій знижуються бактерицидні властивості шкіри та імунітет.

Істотне значення для збереження тривалої працездатності, підвищення продуктивності праці має забезпечення норм освітленості на робочому місці. Величина освітленості регламентується нормами ДСанПіН 3.3.2.007-98. Робоче приміщення, що розглядається в даному розділі належить до І групи – приміщення. Із розрядом зорової роботи — Б-2.

Нормування штучного освітлення також здійснюється згідно ДБН В.2.5- 28-2018.

Загальне штучне освітлення на робочому місці забезпечується за допомогою світильників з лампами денного світла типу ЛБ-40, потужністю 40 Вт, а місцеве за допомогою настільних світильників з лампами накаливання потужністю 75 Вт.

Для розрахунку загального штучного освітлення в робочому приміщенні використовується метод коефіцієнта використання світлового потоку, призначеного для розрахунку загального рівномірного освітлення горизонтальних поверхонь, при відсутності предметів, що затемнюють. При цьому в розрахунках враховується пряме та відбите світло. Фактичне освітлення робочих місць штучним освітленням:

$$E_{\phi} = \frac{N \cdot n \cdot \Phi}{S \cdot K \cdot Z} \cdot \eta, \quad (4.4)$$

де N — кількість світильників, шт, $N = 10$;

n — кількість ламп у світильнику, шт, $n=2$;

η — коефіцієнт використання світлового потоку, $\eta=0,5$;

Φ — світловий потік світильника, $\Phi=3120$ Лм;

S — площа приміщення, $S=60$ м² ;

K — коефіцієнт запасу, $K=1,5$;

Z — коефіцієнт нерівномірності висвітлення, $Z=0,8$;

E — нормоване значення світлового потоку лампи, лм.

Для визначення коефіцієнта використання світлового потоку визначається індекс приміщення i , коефіцієнт відбиття стелі ρ_p , стін ρ_c ,

робочої поверхні ρ_p . Коефіцієнт використання світлового потоку визначається:

$$i = \frac{l \cdot b}{h \cdot (1 + b)} \quad (4.5)$$

де l — довжина приміщення, м, $l = 6$,

b — ширина приміщення, м, $b = 10$,

h — висота підвісу світильників, м, $h = 2,5$. Підставивши значення у формулу (4.5) маємо:

$$i = 3,42$$

Коефіцієнт відбиття побіленої стелі $\rho_{п} = 0,7$, побілених стін при незавішених вікнах $\rho_c = 0,5$, середніх робочих поверхонь $\rho_p = 0,3$.

Для визначення коефіцієнта використання світлового потоку необхідно знати, що використовуються лампи ЛБ-40 серії УСП5-4x40 (чотири лампи з розсіювачами). Тоді на підставі вище викладеного знаходиться коефіцієнт, використовуючи табличні дані ДБН В.2.5-28-2018, який $\eta = 0,44$.

Фактичне освітлення робочих місць штучним освітленням становить відповідно до (4.4.):

$$E_{\phi} = 381,3 \text{ [Лк]}$$

Норма загального освітлення робочих місць для розряду зорової роботи IIIв, складає 300 Лк. Так як E_{ϕ} (381,3Лк) більше $E_{необ.}$ (300 Лк), то вимоги ДБН В.2.5- 28- 2018 виконуються.

4.2.5 Заходи щодо нормалізації умов праці

Відповідно до ДСанПіН 3.3.2.007-98 площа екрана монітора повинна бути виставлена перпендикулярно нормалі лінії зору. Також потрібно передбачена можливість переміщення монітора навколо вертикальної осі має бути в межах $\pm 30^\circ$ (справа наліво) та нахилу вперед до 85° і назад 105° з фіксацією в цьому положенні. Для найбільш зручного користування клавіатурою, вона має бути розміщена на поверхні столу на відстані 100–

300 мм від краю поверхні робочого простору столу. Кут нахилу клавіатури до столу має бути в межах від 5 до 15° так, щоб зап'ястя на долонях рук розташовувалися горизонтально до площини столу. Робочі місця з ПК мають бути розташовані від стіни з вікнами на відстані не менше 1,5 м, від інших стін — на відстані 1 м, відстань між собою — не менше ніж 1,5 м. Причому так, щоб природне світло падало збоку, переважно зліва.

Тривалість регламентованих перерв під час роботи з ПК повинна становити 15 хвилин через кожну годину роботи.

Для зниження нервово-емоційного напруження, втомленості зорового аналізатора, для поліпшення мозкового кровообігу і запобігання втомі доцільно деякі перерви використовувати для виконання комплексу вправ, які передбачені ДСанПіН 3.3.2.007-98.

Також згідно з ДСанПіН 3.3.2.007-98 шкідливими та небезпечними виробничими факторами, які пов'язані з використанням ПК є наступні фактори:

- механічні шуми, які пов'язані з роботою принтера і вентиляційної системи комп'ютера;
- значна напруга зорових органів і пов'язане з цим перевтомлення користувача ПК;
- можливість ураження електричним струмом.
- значне навантаження на пальці і кисті рук, що при відсутності профілактики і медичного контролю, може викликати професійні захворювання,
- тривале перебування в одному й тому ж самому положенні сидячи, що викликає застійні явища в організмі людини.

Будь-яка поза при тривалій фіксації шкідлива для опорно-рухового апарату, веде до застою крові органів. Особливо це проявляється при нефізіологічному становищі різних частин тіла, і довго повторюваних одноманітних рухах. Небезпека здоров'ю представляє як втомленість тих груп

м'язів, що ці руху виконують, а й психологічна фіксація ними (освіту стійких осередків порушення ЦНС з компенсаторним гальмуванням інших її ділянок). Хоча найбільш шкідливі саме повторювані одноманітні навантаження [39].

Довготривала робота може приводити до порушення функцій зорових аналізаторів, кістково – м'язової системи і порушень, зв'язаних зі стресовими ситуаціями і нервово – емоційною напругою при роботі. Комп'ютерна техніка, яка встановлена в робочому приміщенні, є сучасною технікою, виконаною з урахуванням багатьох вимог охорони праці. Зокрема, ПК мають тип LR/NI. Тип (Low Radiation) має низький рівень випромінювання екрана монітора, а тип NI (Non - Interlaced) має рядкове розгорнення, що сприяє меншому стомленню очей при роботі з відео монітором.

ПК є пристроєм для візуального зображення інформації, збереженої електронним засобом. Він складається з дисплейного екрана, системного блока обробки виведеної інформації, і клавіатури.

4.3 Безпека у надзвичайних ситуаціях

Безпека у надзвичайних ситуаціях регламентується ПЛАС. Одними з основних складових ПЛАС є розробка технічних рішень та організаційних заходів щодо оповіщення, евакуації та дій виробничого персоналу у разі виникнення надзвичайної ситуації, а також визначення основних заходів з пожежної безпеки.

4.3.1 Вимоги щодо організації ефективної роботи систем оповіщення персоналу у разі виникнення небезпечної ситуації

Оповіщення виробничого персоналу у разі виникнення НС, наприклад при пожежі, здійснюється відповідно до вимог НАПБ А.01.003–2009. Необхідність обладнання виробничих приміщень певним типом СО визначається згідно з додатком Е до ДБН В.1.1–7–2016 "Захист від пожежі. Пожежна безпека об'єктів будівництва". При обладнанні виробничих будівель

системою оповіщення, їх необхідно поділяти на зони оповіщення з урахуванням об'ємно – планувальних рішень будинків, шляхів евакуації, поділення на протипожежні відсіки тощо, а також з урахуванням вимог, що наведені в примітці 1 таблиці Е.1 додатка Е до ДБН В.1.1–7–2016. Розміри зон оповіщення, черговість оповіщення та час початку оповіщення людей в окремих зонах визначаються, виходячи з умов забезпечення безпечної та своєчасної евакуації людей у разі виникнення НС. Оповіщення про НС та управління евакуацією людей здійснюється одним з наступних способів або їх комбінацією:

- поданням звукових і (або) світлових сигналів в усі виробничі приміщення будівлі з постійним або тимчасовим перебуванням людей;
- трансляцією текстів про необхідність евакуації, шляхи евакуації, напрямок руху й інші дії, спрямовані на забезпечення безпеки людей;
- трансляцією спеціально розроблених текстів, спрямованих на запобігання паніці й іншим явищам, що ускладнюють евакуацію;
- розміщенням знаків безпеки на шляхах евакуації згідно з ДСТУ ISO 6309;
- ввімкненням евакуаційних знаків "Вихід";
- ввімкненням евакуаційного освітлення та світлових покажчиків напрямку евакуації;
- дистанційним відкриванням дверей евакуаційних виходів;
- зв'язком оперативного (чергового) персоналу СО (диспетчера пожежного поста) із зонами оповіщення.

Як правило, СО вмикається автоматично від сигналу про пожежу, який формується системою пожежної сигналізації або системою пожежогасіння. Також з приміщення оперативного (чергового) персоналу СО (диспетчера пожежного поста) слід передбачати можливість запуску СО вручну, що забезпечує надійну роботу СО не тільки при пожежі, а і у разі виникнення

будь-якої іншої НС. Повинен бути забезпечений розподіл пріоритетів щодо повідомлень для виробничого персоналу у такій послідовності:

I (найвищий) — повідомлення оперативного (чергового) персоналу СО (диспетчера пожежного поста) під час пожежі, або у разі виникнення будь-якої іншої НС;

II — повідомлення, які записані на будь-якому носії та вмикаються автоматично від спрацювання систем пожежної автоматики, або за сигналом оперативного (чергового) персоналу СО (диспетчера пожежного поста);

III — службові повідомлення, що не стосуються організації та управління евакуацією людей. У разі одночасного транслявання декількох повідомлень, що мають різні пріоритети, повідомлення, які мають нижчий пріоритет, повинні автоматично блокуватись. СО повинна мати можливість одночасно передавати різні мовленнєві повідомлення в різні зони оповіщення. Згідно з вимогами ДБН В.1.1-7-2016 необхідно забезпечити можливість прямої трансляції мовленнєвого оповіщення та керівних команд через мікрофон для оперативного реагування в разі зміни обставин або порушення нормальних умов евакуації виробничого персоналу. В разі виникнення НС у багатоповерхових виробничих будівлях, СО має спрацювати у такій послідовності:

- в першу чергу, здійснюється оповіщення людей про пожежу на поверсі, де виникла НС;
- потім оповіщення людей про пожежу на поверхах, що розташовані вище поверху, де виникла пожежа;
- в останню чергу, оповіщення людей про НС на поверхах, що розташовані нижче поверху, де виникла НС.

Затримку часу оповіщення про НС для різних поверхів будинку необхідно передбачати з урахуванням злиття потоків людей на шляхах евакуації відповідно до розрахунків по ГОСТ 12.1.004 "ССБТ. Пожарная безопасность. Общие требования". У багатоповерхових виробничих будівлях,

які поділені на протипожежні відсіки по вертикалі, СО повинна вмикатися одразу для всього протипожежного відсіку, де виникла пожежа. Затримку часу оповіщення про НС для інших вертикальних протипожежних відсіків будинку слід передбачати з урахуванням злиття потоків людей на шляхах евакуації відповідно до вимог додатка 2 згідно ГОСТ 12.1.004.

4.3.2 Обов'язки та дії персоналу у разі виникнення надзвичайної ситуації.

У разі виявлення ознак НС працівник повинен:

- негайно повідомити про це засобами зв'язку органи Державної служби з надзвичайних ситуацій (ДСНС) і вказати при цьому адресу, кількість поверхів, місце виникнення НС, наявність людей, а також своє прізвище;
- повідомити про НС керівника, адміністрацію, пожежну охорону підприємства;
- організувати оповіщення людей про НС;
- вжити заходів щодо евакуації людей та матеріальних цінностей;
- вжити заходів щодо ліквідації наслідків НС з використанням наявних засобів. Керівник та пожежна охорона установи, яким повідомлено про виникнення НС, повинні:
- перевірити, чи викликані підрозділи ДСНС;
- вимкнути у разі необхідності струмоприймачі та вентиляцію;
- у разі загрози життю людей негайно організувати їх евакуацію та порятунок, вивести за межі небезпечної зони всіх працівників, які не беруть участь у ліквідації наслідків НС;
- перевірити здійснення оповіщення людей про НС;
- забезпечити дотримання техніки безпеки працівниками, які беруть участь у ліквідації наслідків НС;
- організувати зустріч підрозділів ДСНС, надати їм допомогу у локалізації та ліквідації НС. Після прибуття підрозділів ДСНС

повинен бути забезпечений безперешкодний доступ їх до місця, де виникла НС.

4.3.3 Пожежна безпека

Відповідно до ДСТУ Б.В.1.1-36:2016 робоче приміщення відноситься до категорії В за вибухопожежною небезпекою. Відповідно до НПАОП 40.1-1.32-98 клас робочих зон приміщення за пожежонебезпекою — П-ІІа.

Можливими причинами пожежі в приміщенні є несправність електроустаткування, коротке замикання проводки, і порушення протипожежного режиму (використання побутових нагрівальних приладів, паління).

У зв'язку з цим, відповідно до вимог ПУЕ та ПБЕ, необхідно передбачити наступні заходи:

1. ретельну ізоляцію всіх струмоведучих провідників до робочих місць, періодичний огляд та перевірку ізоляції;
2. суворе дотримання норм протипожежної безпеки на робочих місцях.
3. відповідні організаційні заходи (заборона паління, інструктаж).

Згідно вимог ДБН В.2.5-56:2014 (Системи протипожежного захисту) робоче приміщення необхідно оснастити системою автоматичної пожежної сигналізації. Будинок має три евакуаційні виходи: через головний хід і два бокові евакуаційні виходи. Шляхи евакуації відповідають установленим нормам ДБН В.1.1-7-2016. Двері відкриваються назовні. Коридор веде до двох сходових кліток, одна з яких виходить безпосередньо на вулицю, а друга має вихід на вулицю через вестибюль і головний вхід. Сходова клітка виконана з непальних матеріалів. Сходи мають природне бічне освітлення і штучне евакуаційне освітлення. Сходові площадки ширше коридорів. Значення основних параметрів шляхів евакуації приведені в таблиці 4.2.

Таблиця 4.2 Характеристики і норми евакуаційних виходів

Параметр	Фактичне значення, м	Норма, м
Висота дверних прорізів	2,0	≥ 2
Ширина дверних прорізів	0,8	$\geq 0,8$
Ширина проходу для евакуації	$> 1,5$	≥ 1
Ширина коридору	2	≥ 2
Число виходів з коридору	2	≥ 2
Ширина сходового маршу	1,2	≥ 1
Висота поруччя сходів	1	$\geq 0,9$

Для гасіння пожежі в робочому приміщенні (клас пожежі «Е» — наявність електрообладнання) використовуються вогнегасники ВВК-2 (4 шт.) відповідно до НАПБ Б.01.008-2004, ДСТУ 3675-98 та ISO 3941-2007. Додатково в коридорі розташовані вогнегасники ВХП-10.

Дотримано усі вимоги ДБН В.1.1.-7-2016 по вогнестійкості будинку і ширині евакуаційних проходів і виходів із приміщень назовні [40].

У приміщенні є план евакуації. Мінімальний час евакуації в разі виникнення пожежі відповідає існуючим вимогам.

У приміщенні виконуються усі вимоги по пожежній безпеці відповідно до вимог НАПБ А.01.001-2004 «Правила пожежної безпеки в Україні».

ВИСНОВКИ

1. Відповідно до існуючих систем терморегулювання для малих та наносупутників, найбільш надійними є пасивні системи терморегулювання, що не мають рухомих частин. Активні системи не є достатньо мініатюризованими для ефективного використання у малих та наносупутниках. Відповідно до поставленої задачі було запропоновано розробку пасивної системи терморегулювання, що є найбільш надійним варіантом та не займає багато місця та ваги.

2. В результаті моделювання були спроектовані радіатор та теплові ремені для ефективного відводу тепла від потужних електронних компонентів. Були запропоновані декілька варіантів виконань відводу тепла до радіатору.

3. При використанні сплаву алюмінію для тепловідводу розсіювання тепла відбувається ефективніше, ніж при використанні мідного. Так, при пасивному 10-хвилинному охолодженні різниця температур для цих двох матеріалів складала 10°C .

4. При використанні матеріалу тепловідводу товщиною більше, ніж 1,5 мм, ефективність відводу та розсіювання тепла значно падає. Таким чином використовувати більші товщини не рекомендується, так як значно збільшується вага, в той час як ефективність теплообміну майже не змінюється.

5. Для покращення ефективності пасивної системи терморегулювання рекомендується встановлення тепловий ременів циліндричної форми радіусом 3 мм. Це дозволить збільшити загальний час роботи плати з 10 сек до 13 хвилин. Можливе використання матриці теплових ременів 2x2 ($\varnothing 1,20$ мм) та матриці 3x3 ($\varnothing 0,9$ мм) В такому випадку час роботи складає відповідно 630 та 675 секунд. Час необхідний для охолодження

запропонованої системи складає 15 хвилин, і повний цикл роботи становить 28 хвилин.

6. Для покращення технологічності, пропонується використання металізованих отворів. Матеріал металізації срібло, товщиною 120 мкм. Таким чином час роботи складає 270 секунд, що на 50 секунд більше, ніж при використанні мідної чи олов'яної металізації отворів. Але час роботи значно зменшується у порівнянні з використанням теплових ременів.

7. Результати дослідження доповідались на Міжнародній науково-технічній конференції «Радіотехнічні поля, сигнали, апарати та системи». Пропозиції, викладені у науковій роботі використані при проектування наносупутника PolyTAN-3 та плануються для використання в подальшому проектуванні наносупутників з потужними електронні компоненти.

Азарх Л.П., РІ-81МН, РТФ, 2020

ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАНЬ

1. Thermal Control – State of Art [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://sst-soa.arc.nasa.gov/07-thermal>
2. CryoCube 1 (CC 1) – Gunter’s Page [Електронний ресурс]. — Режим доступу: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/cryocube-1.htm
3. Thermal LyNX grapheme thermal straps [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://thermal-space.com/thermal-lynx/>
4. Pyrolytic Graphite | ScienceDirect [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://www.sciencedirect.com/topics/physics-and-astronomy/pyrolytic-graphite>
5. Thermal Straps – TAI [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://www.techapps.com/thermal-straps>
6. Dellinger 6U CubeSat [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://technology.nasa.gov/patent/GSC-TOPS-37>
7. Spacecraft Radiators | Thermal Management Technologies [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <http://www.tmt-ipe.com/spacecraft-radiators>
8. Development and testing of the redeployable radiator for deep space explorer [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S1359431119328005>
9. Thermal Control of High Power Applications on CubSats [Електронний ресурс]. — Режим доступу: https://www.researchgate.net/publication/328132249_Thermal_Control_of_High_Power_Applications_on_CubeSats
10. Thermophysical Properties of High-Thermal-Conductivity Graphite Sheet and Application to Deployable/Stowable Radiator Technologies [Електронний ресурс]. — Режим доступу: https://www.researchgate.net/publication/273094988_Thermophysical_Properties_of_High-hermal_Conductivity_Graphite_Sheet_and_Application_to_DeployableStowable_Radiator

11. Development of a Two-Phase Heat Strap for CubeSat Applications [Электронный ресурс]. — Режим доступа: https://www.researchgate.net/publication/308903014_Development_of_a_Two-Phase_Heat_Strap_for_CubeSat_Applications

12. Small Demonstration Satellite-4 (SDS-4): Development, Flight Results and Lessons Learned in JAXA's Microsatellite Project [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2978&context=smallsat>

13. Integrated Testing of a Complete Low Cost Space Cryocooler System Project [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.598.9236&rep=rep1&type=pdf>

14. Ultra Low Power Cryo-Refrigerator for Space Applications [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <https://cryocoolerorg.wildapricot.org/resources/Documents/C18/055.pdf>

15. Ricor K562S Micro Miniature Rotary Stirling Cryocooler [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <https://www.ricor.com/ricor-k562s-micro-miniature-rotary-stirling-cryocooler/>

16. HMC 1121 Datasheet and Product Info | Analog Devices [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <https://www.analog.com/en/products/hmc1121.html>

17. RO4350B Laminates – Rogers Corporation [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <https://rogerscorp.com/en/advanced-connectivity-solutions/ro4000-series-laminates/ro4350b-laminates>

18. R. D. Karam Satellite Thermal Control for Systems Engineers. — Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1998 – 274 с.

19. Heat Transfer. A Practical Approach [Электронный ресурс]. — Режим доступа: https://catatanabimanyu.files.wordpress.com/2011/09/heat-transfer-yunus-a-cengel_2nd-edition.pdf

20. Analytical Heat Transfer [Електронний ресурс]. — Режим доступу: https://kntu.ac.ir/DorsaPax/userfiles/file/Mechanical/OstadFile/dr_avami/10.pdf
21. Spacecraft Thermal Control Systems [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://ocw.mit.edu/courses/aeronautics-and-astronautics/16-851-satellite-engineering-fall-2003/lecture-notes/123thermalcontro.pdf>
22. D. G. Gilmore Spacecraft Thermal Control Handbook. — El Sgundo, CA: The Aerospace Press, Inc., 2002 – 836 с.
23. Radiative View Factors [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <http://webserver.dmt.upm.es/~isidoro/tc3/Radiation%20View%20factors.pdf>
24. Orbital Mechanics for Engineering Students [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <http://www.nssc.ac.cn/wxzygx/weixin/201607/P020160718380095698873.pdf>
25. A Thermal Analysis and Design Tool for Small Spacecraft [Електронний ресурс]. — Режим доступу: https://scholarworks.sjsu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=4615&context=etd_theses
26. Adaptive thermal modeling architecture for small satellite applications [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://dspace.mit.edu/handle/1721.1/59689>
27. Review of Modern Spacecraft Thermal Control Technologies [Електронний ресурс]. — Режим доступу: https://www.researchgate.net/publication/233273630_Review_of_Modern_Spacecraft_Thermal_Control_Technologies
28. Метод скінченних елементів (МСЕ) [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%9C%D0%B5%D1%82%D>
29. Метод конечных элементов [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://portal.tpu.ru/SHARED/b/BGA/bio/bachelors/Tab/МКЕ.pdf>
30. Метод скінченних об'ємів (МСО) [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://uk.wikipedia.org/wiki/%B0%7C%B0%C5%B1%82%B%5D>

31. FEA and CFD [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://www.cadtek.com/fea-cfd-whats-the-difference/>
32. Autodesk Inventor | Mechanical Design [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://www.autodesk.com/products/inventor/overview>
33. Autodesk Inventor Nastran [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://www.autodesk.com/products/nastran/overview>
34. SolidWorks: a CAD/CAE Overview [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://www.fastwayengineering.com/solidworks-cad-cae-overview/>
35. Siemens Solid Edge 2019 [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://develop3d.com/cad/review-siemens-solid-edge-2019-engineering-design-simulation/>
36. PolyITAN. First Ukrainian CubeSat [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <http://polyitan-1.blogspot.com/>
37. НПАОП 0.00-1.28-10 Правила охорони праці під час експлуатації електронно-обчислювальних машин. — Замін. НПАОП 0.00-1.33-94; затв. 2010-03-26 — Київ: МОЗ України, 2010.
38. Ткачук К.Н. Охорона праці та промислова безпека / К.Н. Ткачук, В.В. Зацарний. — Київ: Лібра, 2010. — 559 с.
39. Правила улаштування електроустановок. — Київ: Мінпаливенерго України, 2010. — 776с.
40. НАПБ А.01.001-95 Правила пожежної безпеки України. — Київ: МЮ України, 2014. — 58 с.
41. ДСН, 3.3.6.039-99. Державні санітарні норми. — Київ: МОЗ України, 2000. — 45 с.

ДОДАТОК А

ЗАТВЕРДЖЕНО
Завідувач кафедри
радіоконструювання та
виробництва радіоапаратури
д.т.н., проф. Нелін Є. А.

(підпис)

(дата)

ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ на магістерську дисертацію

«Теплові процеси наносупутнику CubeSat в умовах космосу»

Київ — 2019

1 Підстава для виконання

Підставою для виконання магістерської дисертації (МД) є завдання, видане кафедрою радіоконструювання та виробництва радіоапаратури, керівник та тема МД затверджені наказом № _____ від «___» _____ 2019 р.

Термін виконання:

початок 01 вересня 2018 р,

закінчення: 01 травня 2020 р.

2 Мета і призначення МД

Наразі дуже багато вузів (Болонський університет, Римський університет Ла Сапієнца, Університет Монпел'є, Варшавський політехнічний інститут, Національний інститут аерокосмічної техніки в Іспанії та багато інших) розроблюють та запускають наносупутники. Зокрема дослідження проводяться також і в КПІ ім. Ігоря Сікорського. На радіотехнічному факультеті проводяться роботи щодо розробки корисного навантаження наносупутника.

Для забезпечення стабільної роботи наносупутника необхідно знати його поведінку в умовах космосу. Необхідно визначити робочі температури, можливість перегріву та час роботи елементів, що нагріваються найбільше.

Метою МД є дослідження теплових процесів у наносупутнику в умовах космосу.

Об'єкт дослідження: конструкція наносупутника

Предмет дослідження: теплові процеси в платі синтезатора частот та наносупутнику (характеристики теплових процесів).

Для досягнення поставленої мети необхідно виконати такі задачі:

- попередньо проаналізувати особливості теплових режимів у наносупутнику;
- обґрунтувати та вибрати програмне забезпечення для аналізу теплового режиму;

- за заданою конструкцією і схемою змодельовати теплові режими в умовах відкритого космосу;
- дослідити вплив параметрів наносупутнику на теплові процеси;
- створити математичну моделі теплового режиму наносупутнику;
- проаналізувати результати моделювання аналітичним та чисельним методами, висновки та рекомендації;
- підготувати матеріали для участі у Sikorsky Challenge. Результати МД доповісти на конференції РТПСАС, на науковому семінарі та підготувати статтю для журналу «Вісник НТУУ «КПІ». Серія Радіотехніка, Радіоапаратобудування».

3 Вихідні дання для проведення МД

Основні джерела:

1. UPSat – Open source – Greek [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://upsat.gr/>
2. Терморегулювання [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <http://www.cubesat.org.ua/ua/temperature-control/esatan>
3. State of the Art of Small Spacecraft Technology. Thermal Control [Електронний ресурс] — Режим доступу: <https://sst-soa.arc.nasa.gov/07-thermal>
4. Thermal analysis of the electronics of a CubeSat mission [Електронний ресурс] — Режим доступу: <https://arxiv.org/pdf/1803.10468.pdf>

4 Виконавці МД

Виконавець — магістрант гр. РІ-81мн Азарх Лев Павлович.

Науковий керівник — к.т.н, доц. Адаменко Юлія Федорівна

5 Вимоги до виконання МД

- проаналізувати особливості конструкції наносупутників, проблеми їх термоконтролю, визначити їх переваги та недоліки, запропонувати варіанти вирішення існуючих проблем;

- проаналізувати особливості теплових полів наносупутників та їхніх електронних компонентів (за джерелами інформації);
- проаналізувати існуючі програмні продукти (ANSYS, COMSOL Multiphysics, SolidWorks), обрати оптимальний для вирішення заданих задач;
- розробити конструкцію тепловідводу для пристроїв, що необхідно охолоджувати;
- при моделюванні теплового режиму необхідно дослідити вплив параметрів та форми тепловідводу на роботу наносупутника;
- створення математичної та комп'ютерної моделі;
- порівняти результати моделювання;
- надати рекомендації щодо конструкції наносупутника.

6 Етапи МД та термін їх виконання

№	Назви етапів	Термін виконання		Форма звітності
		початок	кінець	
1	Аналіз джерел інформації за напрямом дослідження	30.09.18	30.12.18	Звіт магістра, 1-ша публікація Розділ 1 МД
2	Вибір програмного продукту. Комп'ютерне моделювання	15.11.18	30.09.19	Звіт магістра, комп. модель, тривимірна модель в обраному програмному продукті
3	Теоретичні дослідження, розробка математичної моделі	01.10.19	28.12.19	Звіт магістра, Розділ 2,3 МД, математична модель
4	Апробація результатів дослідження	01.09.19	20.04.20	2-га публікація. Виступи на РТПСАС та на науковому семінарі
5	Представлення результатів МД	20.04.20	01.05.20	Магістерська дисертація, презентація
6	Захист МД	05.20	05.20	

7 Очікувані результати та порядок реалізації МД

В процесі виконання даної МД мають бути одержані такі результати:

- результати аналізу проблем при охолодженні наносупутнику в умовах космосу;
- результати порівняльного аналізу програмного продукту та обґрунтування його вибору;
- математична модель теплових процесів в електронних компонентах, платі та наносупутнику;
- комп'ютерна модель теплових процесів в електронних компонентах, платі та наносупутнику в обраному програмному продукті;
- матеріали для участі на науковому семінарі;
- підготувати статтю для журналу «Вісник НТУУ «КПІ». Серія Радіотехніка, Радіоапаратобудування»;
- матеріали включити в дослідження радіотехнічного факультету для участі у Sikorsky Challenge;
- доповіді на конференції РТПСАС та на науковому семінарі.

8 Матеріали, які подають під час закінчення МД та її етапів

Результати виконання етапів МД подаються керівнику. Після закінчення роботи подаються такі матеріали:

- завдання;
- технічне завдання;
- пояснювальна записка;
- електронна презентація;
- матеріали публікацій.

9 Орієнтовний зміст МД

Зміст

Вступ

- 1 Аналіз та проблеми термоконтролю наносупутників
 - 1.1 Аналіз існуючих рішень
 - 1.2 Методика комп'ютерного дослідження

Висновки за розділом 1

2 Математичне моделювання

2.1 Математична модель

2.2 Моделювання теплових процесів у наносупутнику.

Висновки за розділом 2

3 Комп'ютерне моделювання

3.1 Вибір програмного забезпечення

3.2 Моделювання теплового режиму в середовищі SolidWorks

Висновки за розділом 3

4 Патентний пошук та розробка стартап проекту

Висновки

Перелік джерел посилань

Додаток А Технічне завдання

Додаток Б Публікації за темою дисертації

Додаток В Лістинг програми математичної моделі в середовищі MATLAB

10 Порядок приймання МД та її етапів

1. Представлення проміжних результатів МД керівнику в зазначені терміни.

2. Представлення завершеної МД керівнику.

3. Перевірка МД на наявність плагіату.

4. Представлення кафедрі завершеної МД за 10 днів до дати захисту.

5. Захист МД перед екзаменаційною комісією.

КЕРІВНИК

к.т.н., доц. Адаменко Ю. Ф.

ВИКОНАВЕЦЬ

Азарх Л. П.

(підпис)

(дата)

(підпис)

(дата)

ДОДАТОК Б

МОДЕЛЮВАННЯ ТЕПЛОВИХ ПРОЦЕСІВ НАНОСУПУТНИКУ

Азарх Л. П., магістрант;

Адаменко Ю. Ф., к.т.н. доц., Антипенко Р. В. к.т.н. доц..

КПІ ім. Ігоря Сікорського, м. Київ, Україна

Терморегулювання – це те, що дозволяє контролювати температуру наносупутника в межах заданих параметрів протягом його життя. Тепловий контроль для космічних застосувань охоплює дуже широкий діапазон температур, від криогенного рівня (до $-270\text{ }^{\circ}\text{C}$) до рівня високих температур (понад $2000\text{ }^{\circ}\text{C}$). Тепловий контроль абсолютно необхідний як для фізичної цілісності супутника, так і для його ефективної роботи, оскільки електронне обладнання має свої оптимальні показники роботи в певному температурному діапазоні [1].

Проектування системи передбачає врахування розсіювання енергії для кожного компонента, а також властивості окремих матеріалів та вплив компонентів одне на одного [2].

Оскільки на платі синтезатора частот, яка є однією з друкованих плат у складі наносупутника, використовувався потужний високочастотний підсилювач, постала задача розсіяти тепло, що виділяє даний підсилювач таким чином, щоб теплове випромінювання не впливало на роботи інших компонентів у наносупутнику.

Відповідно для моделювання використовувалося програмне середовище SolidWorks, оскільки воно дає візуальну характеристику розподілу теплових полів та дозволяє зручно оперувати моделями елементів наносупутника.

Згідно з результатами досліджень над PolyTAN-1 маємо, що в середині наносупутника температура досягає 27 °С [3]. Потужність підсилувача, що використовується складає 4 Вт.

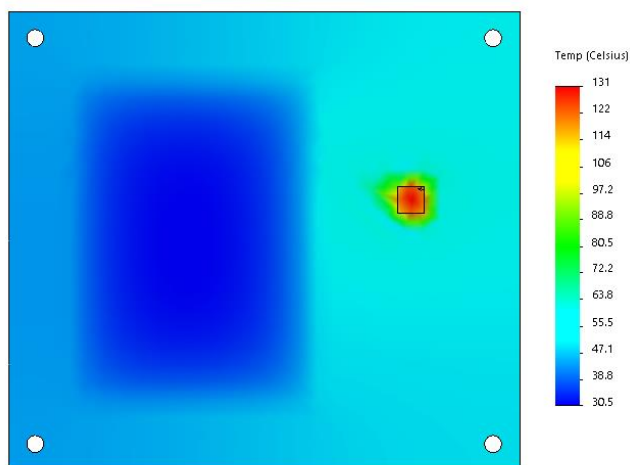


Рисунок 1. Розподіл температур на платі при відсутності отворів у платі

значенням при якому тепло розсіюється найкраще.

Максимальною робочою температурою для мікросхеми підсилувача згідно документації є 85 °С.

При моделюванні не зазначалися інші електронні компоненти, оскільки їхніми потужностями, у порівнянні із підсилувачем, можна знехтувати.

На рисунку 1 бачимо, що при відсутності отворів у платі, які би забезпечували більш ефективну передачу тепла через плату на пластину алюмінію, маємо значний перегрів електронних компонентів.

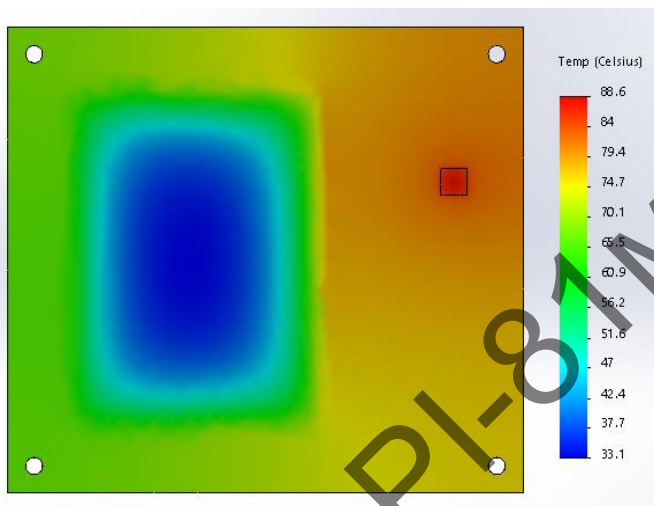
При дослідженні залежності температури від часу отримали, що вже на 10 секунд температура мікросхеми перевищує 85 °С, тобто максимально допустиму.

Відповідно до цього було запропоновано зробити металізовані отвори у платі. Було змодельовано 1 отвір у платі, матриця отворів 2x2 та 3x3. Площа, яку покривали отвори відповідала площі теплової підложки плати, що забезпечує більше ефективну передачу тепла.

Отвори у платі заповнені міддю.

Кількість отворів	Максимальна температура, °C	Мінімальна температура, °C	Час виходу температури на 85 °C, с
1	88,6	33,1	770
4	91,2	32,9	630
9	90,2	33,2	675

Відповідно до рисунку 2 бачимо, що при матрицях отворів 2x2 та 3x3 розсіювання тепла по платі є більше ефективним, але все одно не є достатнім.



В той час, як при одному отворі (рис.3) повністю заповненим міддю маємо досить прийнятні результати максимальної температури, що дорівнює 88,6 °C, при максимально допустимій температурі 85 °C.

Рисунок 3. Розподіл температур на платі при 1 отворі

На рисунку 4 приведена залежність температури від часу. Відповідно до цього графіка бачимо, що на 770 секунд температура мікросхеми перевищує максимальну робочу температуру. Відповідно це дає більше ніж 2 хвилини на роботу пристрою.

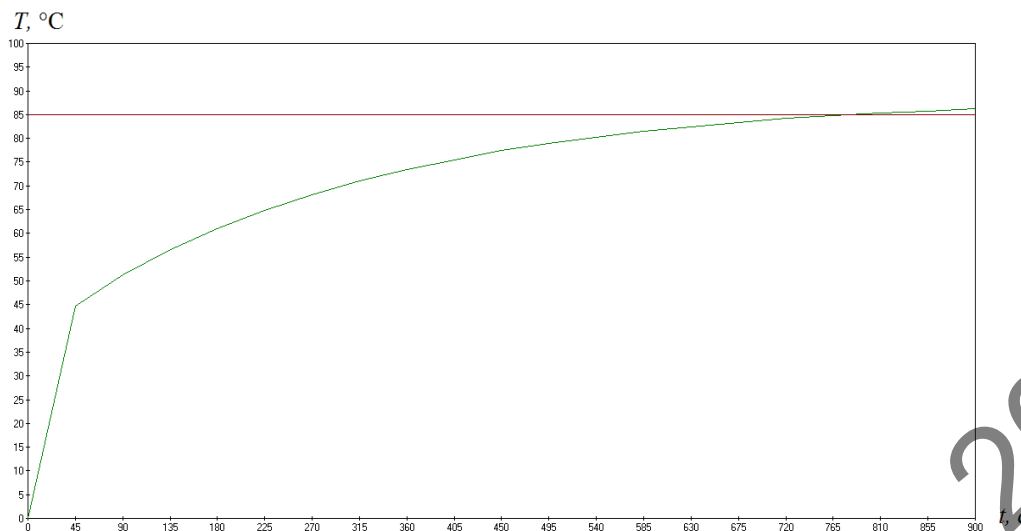


Рисунок 4. Залежність температури від часу при 1 наскрізному отворі

Даний варіант є досить ефективним з погляду розсіювання тепла по платі, але він є технологічно складним.

Перелік посилань

1. ESA – Thermal Control [Електронний ресурс] — https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Thermal_Control — Назва з екрана.
2. Thermal subsystem overview | Phoenix CubeSat [Електронний ресурс] — <http://phxcubesat.asu.edu/technology/thermal-control> — Назва з екрана.
3. Наноспутник PolyITAN-1 [Електронний ресурс] — <http://www.cubesat.org.ua/ua/> — Назва з екрана.
4. Analo Gevices. HMC1121 [Електронний ресурс] — <https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/HMC1121> — Назва з екрана.

Анотація

Розглянуто особливості розсіювання тепла потужних електронних компонентів в умовах космосу. Наведено залежності температур від часу при зміні кількості скрізних отворів у платі. Запропоновано варіант стабілізації температури. Показані його переваги і недоліки та подальші можливості його розвитку.

Аннотация

Рассмотрены особенности рассеивания тепла мощных электронных компонентов в условиях космоса. Приведены зависимости температур от времени при изменении количества сквозных отверстий в плате. Предложен вариант стабилизации температуры. Показаны его преимущества и недостатки, и дальнейшие возможности его развития.

Abstract

There are considered features of heat dissipation of powerful electronic components in space. There are given dependences of temperature on time when changing the number of holes in the board. A variant of stabilization of temperature is proposed. There are shown its advantages and disadvantages and further opportunities for its development.