

**«VOLRESTRICT»**  
(шифр)

**«ЕЛЕКТРОННИЙ ПРИСТРІЙ ОБМЕЖЕННЯ ВИХІДНОЇ НАПРУГИ  
СОНЯЧНОЇ БАТАРЕЇ»**

**Галузь:**  
Фізика і астрономія

2018

## АНОТАЦІЯ

до наукової роботи під шифром «**Volrestrict**»

Мета роботи - розробка та дослідження конструктивно-технологічних рішень електронного пристрою обмеження вихідної напруги сонячної батареї для захисту хімічної батареї від перезарядження.

Об'єкт дослідження: електронний пристрій обмеження вихідної напруги сонячної батареї.

Методика досліджень: аналітичні методи стаціонарної теплопередачі для дослідження максимального значення температури плати; метод термоциклічних випробувань з метою перевірки ефективності обраних технічних рішень і технології виготовлення ЕПОВН.

Результатом роботи стала розробка електронного пристрою обмеження вихідної напруги, що відповідає наступним вимогам:

- вісім паралельних схем розташовані на платі з габаритними розмірами 100x100 мм (для кожної секції передбачена окрема схема обмежувача напруги);

- величина струму, що віддається с в навантаження при інтенсивності сонячного випромінювання 1360 Вт/м<sup>2</sup>, напрузі на вихідні з'єднувачі батареї 7,9 В і робочій температурі СБ плюс 80°С не менше 4 А, а при напрузі на вихідному з'єднувачі батареї 8,4 В - не більше 0,4 А;

- на платі ЕПОВН також розміщенні блокуючі діоди.

Наукова робота: 34 с., 13 рис., 3 табл., 6 джерел.

Ключові слова: КОСМІЧНИЙ АПАРАТ, СОНЯЧНА БАТАРЕЯ, ХІМІЧНА БАТАРЕЯ, ПРИСТРІЙ ОБМЕЖЕННЯ НАПРУГИ, ВИПРОБУВАННЯ СОНЯЧНИХ БАТАРЕЙ.

## ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК ПОЗНАК ТА СКОРОЧЕНЬ.....	3
ВСТУП .....	4
1 ВИГОТОВЛЕННЯ ТА МЕТОДИКА ДОСЛІДЖЕННЯ ЕПОВН.....	9
1.1 Розробка конструкції ЕПОВН .....	9
1.2 Дослідження необхідності додаткового захисту від впливу іонізуючого випромінювання .....	9
1.3 Оцінка теплового режиму ЕПОВН .....	11
1.4 Дослідження експериментального зразка ЕПОВН.....	13
1.5 Термоциклічні випробування зразка ЕПОВН.....	15
2 ПРОВЕДЕННЯ ВИПРОБУВАНЬ ЕПОВН.....	19
2.1 Результати випробувань ЕЗ ЕПОВН.....	19
2.2 Обговорення результатів .....	26
ВИСНОВКИ.....	28
СПИСОК ДЖЕРЕЛ ІНФОРМАЦІЇ .....	29
ДОДАТОК А. Маршрутна схема виготовлення ДЗ ЕПОВН.....	30

## ПЕРЕЛІК ПОЗНАК ТА СКОРОЧЕНЬ

ВАХ	–	вольт-амперна характеристика
ДСМК	–	Державна служба медицини катастроф
ДЗ	–	дослідний зразок
ЕЗ	–	експериментальний зразок
ЕРВ	–	електрорадіовироби
ЕПОВН	–	електронний пристрій обмеження вихідної напруги
ЕОМ	–	електронно-обчислювальна машина
КА	–	космічний апарат
МУР	–	модуль управління роботою
НВА	–	нікель-водневі акумулятори
СБ	–	сонячна батарея
СЕЗ	–	система енергозабезпечення
ТАІ	–	термін активного існування
ТЦ	–	термоцикли
ФЕС	–	фотоелектричної системи
ФКП	–	фактори космічного простору
ФП	–	фотоперетворювач
ХБ	–	хімічна батарея
ШІМ	–	широтно-імпульсна модуляція
BMS	–	Battery Management System
MPPT	–	Maximal Power Point Tracking

## ВСТУП

Сучасні космічні технології є одним з небагатьох чинників, які визначають стратегічне місце держави у світі. Вивчення й освоєння космосу вимагають розвитку й удосконалювання космічних апаратів (КА) різного призначення. При цьому найбільшого практичного значення набувають автоматичні непілотовані КА для формування систем зв'язку, телебачення, навігації та геодезії, спостереження й передання інформації, вивчення погодних умов і природних ресурсів Землі, дослідження далекого космосу тощо.

Однією з основних систем будь-якого космічного апарату є система електрозабезпечення (СЕЗ), будь-який збій в роботі якої призводить до порушення інших систем, а при її відмові до завершення терміну активного існування (ТАІ) апарату.

Як правило, до складу СЕЗ більшості КА входять три основних елементи:

- 1) первинне джерело енергії (сонячна батарея (СБ));
- 2) вторинне джерело енергії (хімічна батарея (ХБ));
- 3) модуль управління роботою СЕЗ (МУР).

Актуальним є питання створення електронного пристрою, що забезпечує обмеження вихідної напруги СБ для захисту ХБ від перезарядження, яке буде встановлюватися безпосередньо на СБ.

Основні переваги такого пристрою:

- практично відсутність втрат до початку обмеження напруги;
- відсутність електромагнітних перешкод, включаючи режим обмеження напруги;
- відсутність взаємовпливу при паралельному включенні таких пристроїв і простота налаштування;
- висока надійність (мінімум компонентів).

Слід зазначити, що сучасний КА, являє собою взаємопов'язаний комплекс систем різного призначення, кожна з яких вимагає специфічного електрообладнання. З огляду на, те що це електрообладнання працює в важких умовах космічного простору, до нього висувають дуже жорсткі вимоги за надійністю та ефективністю. Тому на всіх стадіях виготовлення КА від розробки окремих блоків і вузлів до запуску на орбіту, велике значення надається наземним випробуванням. Виходячи з цього необхідно передбачити в роботі перевірку обраних конструктивно-технологічних рішень електронного пристрою, що забезпечує обмеження вихідної напруги СБ за допомогою випробувань.

Забезпечити електричною енергією бортову апаратуру автоматичних КА – комплексне завдання, що охоплює генерацію, накопичення, стабілізацію й розподілення електроенергії. Структурна й функціональна побудова СЕЗ, логіка її управління для досягнення ефективності функціонування й живучості всього КА повинні забезпечувати [1]:

- безперебійне постачання споживачів електроенергією необхідної якості протягом заданого терміну експлуатації КА від початкової ділянки з моменту його відділення від носія до побудови штатної орієнтації, а також у випадках найгіршого навантаження;

- підтримання напруги на бортових шинах КА в межах заданого діапазону;

- відсутність обмежень щодо енергозабезпечення КА за штатних умов експлуатації та заданого графіка енергоспоживання навантаження;

- максимальний оперативний запас енергоємності;

- протидію позаштатним ситуаціям, що виникають під час експлуатації КА (захист від понадлімітного енергоспоживання й від пікових струмів навантаження);

- збереження (відновлення) працездатності під час (і після) зміни зовнішніх умов і режимів експлуатації;

- максимально ефективного використання енергоможливостей сонячної й акумуляторної батарей;
- унеможливлення ситуацій, що призводять до безповоротної втрати працездатності, у тому числі й захист від перезарядження й переполюсування акумуляторів ХБ;
- можливість оперативно оцінити стан СЕЗ та її складників;
- можливість оцінити й прогнозувати енергоможливості та оперативний запас енергоемності СЕЗ.

Різноманітність завдань, які розв'язуються, використовуючи космічні апарати, визначає різноманітність і специфіку вимог до СЕЗ, основними серед яких є:

- рівень вихідної потужності (від одиниць ват до десятків кіловат);
- ресурс роботи на орбіті (від одиниць до десятків років);
- висока надійність і безпека;
- прийнятна вага, габарити й вартість;
- стійкість до тривалого впливу факторів космічного простору (ФКП);
- екологічна чистота.

У наш час як первинне джерело електроенергії на навколоземних КА, як правило, використовують СБ. Це зумовлено більш прийнятними параметрами й експлуатаційними властивостями СБ, а саме екологічною чистотою, значним ресурсом роботи на орбіті, високою надійністю, масштабованістю до необхідних рівнів потужності й можливих витрат [2].

Як вторинне джерело електроенергії, необхідне для електроживлення КА у випадках, коли потужність СБ відсутня (батарею не освітлено) або її недостатньо (сеанси роботи КА з підвищеним енергоспоживанням), у переважній більшості випадків використовують акумуляторні ХБ.

Безупинно зростаючі вимоги щодо збільшення енергозабезпеченості, ресурсу й надійності КА, поряд з вимогами поліпшення характеристик, знижування терміну й витрат на створення СЕЗ, сприяють, з одного боку,

залученню більшого числа організацій (підприємств) до вирішення цих завдань, а з другого – розширенню досліджень у галузі джерел електроживлення космічного застосування.

На сьогоднішній день СБ вважаються одним із найнадійніших і досить добре відпрацьованих варіантів забезпечення КА енергією. Потужність випромінювання Сонця на орбіті Землі становить  $1367 \text{ Вт/м}^2$ . Це дозволяє отримувати приблизно  $300 \text{ Вт}$  на  $1 \text{ м}^2$  поверхні СБ (при ККД 30%) [1]. Теоретично реально досяжні й уже досягнуті експериментальні значення ефективності одно- й багатоперехідних ФП на основі гетероструктур  $\text{A}^{\text{III}}\text{B}^{\text{V}}$  залежать від кількості р-п-переходів [3] та можуть досягати 35% для фотоперетворювачів із двома р-п-переходами, а із трьома – більше 40%.

При затіненні СБ в результаті маневрів або входу в тінь планети, вироблення енергії ФП припиняється, тому систему енергоживлення доповнюють ХБ які є важливим проміжною ланкою між генераторами і системи розподілу і споживання електроенергії [4].

Сучасні акумулятори здатні витримати сотні й навіть тисячі циклів заряджання-розряджання, що дозволяє експлуатувати їх протягом десятків років, не замінюючи. Висока щільність енергії, тривалий ресурс і надійність є основними вимогами, що визначають вибір і застосування акумуляторів різних електрохімічних систем в енергоустановках ракетно-космічних літальних апаратів [5]. Крім основної функції ХБ може грати роль стабілізаторів напруги бортової мережі, так як в робочому діапазоні температур її напруга змінюється мало при зміні струму навантаження.

Ґрунтуючись на результатах аналізу існуючих сучасних СЕЗ, актуальним є питання створення електронного пристрою, що забезпечує обмеження вихідної напруги СБ для захисту ХБ від перезарядження, яке буде встановлюватися безпосередньо на СБ на тильній поверхні.

Електронний пристрій обмеження вихідної напруги (ЕПОВН) СБ має відповідати наступним вимогам:



– ЕПОВН повинен забезпечити роботу БС, яка містить вісім секцій (стрінгів ФП) електричної конфігурації 5S1P;

– для кожного стрінга ФП потрібна окрема схема обмежувача напруги. Вісім паралельних схем мають бути розташовані на платі з габаритними розмірами не більше  $100 \times 100$  мм;

– величина струму, що віддається СБ в навантаження в кінці ТАІ КА при інтенсивності сонячного випромінювання  $1360 \text{ Вт/м}^2$ , напрузі на вихідному з'єднувачі батареї  $8,0_{-0,1}$  В і робочій температурі СБ плюс  $80^\circ\text{C}$  повинна бути не менше 4 А;

– величина струму, що віддається СБ в навантаження в кінці ТАІ КА при інтенсивності сонячного випромінювання  $1360 \text{ Вт/м}^2$ , напрузі на вихідному з'єднувачі батареї  $8,3^{+0,1}$  В і робочій температурі СБ плюс  $80^\circ\text{C}$  повинна бути не більше 0,4 А;

– на платі ЕПОВН повинні бути розміщені блокуючі діоди;

– конструкція ЕПОВН повинна містити захист від впливу іонізуючого випромінювання.

Для рішення завдання по створенню конструкції ЕПОВН, котра з високим ступенем надійності могла б необхідний час функціонувати в складі СЕЗ КА в умовах відкритого космічного простору, необхідно виконати наземне автономне відпрацювання ЕПОВН із метою перевірки ефективності обраних технічних рішень і технології його виготовлення.

Метою роботи є розробка та дослідження конструктивно-технологічних рішень електронного пристрою обмеження вихідної напруги сонячної батареї.

## 1 ВИГОТОВЛЕННЯ ТА МЕТОДИКА ДОСЛІДЖЕННЯ ЕПОВН

### 1.1 Розробка конструкції ЕПОВН

У ході роботи була розроблена конструкція ЕПОВН. ЕПОВН виконана на основі мідь-поліімідної друкованої плати на алюмінієвому плоскому тепловідводі з габаритними розмірами  $100 \times 100$  мм, на якій розташовано вісім паралельних схем (комірок) обмеження напруги.

Кожна комірка містить:

- стабілітрон JANTX1N756D-1 1,3 Вт, 8,2 В, корпус типу DO-41;
- транзистор 2SC5707-E напругою не менше 20 В і струмом не менше 2 А), корпус типу TO-252-3;
- резистор SMD в корпусі 1206 номіналом до 2 кОм;
- захисний вихідний діод типу BYG20G-E3/TR з прямим струмом не менше 2 А при прямій напрузі близько 0,9 В, тип корпусу SOD-123.

Для запропонованої конструкції ЕПОВН була розроблена маршрутно-технологічна схема виготовлення (Додаток А) за якою були виготовлені експериментальний та дослідний зразки ЕПОВН.

### 1.2 Дослідження необхідності додаткового захисту від впливу іонізуючого випромінювання

З літературних джерел відомо, що для безперебійного функціонування електронних компонентів сумарна поглинена доза не радіаційно-стійких комерційних елементів КА не повинна перевищувати 10 – 15 крад) [6].

ЕПОВН для захисту ХБ від перезаряду реалізований на восьми комітках транзистор-стабілітрон-діод. Крім стабілітронів в склад схеми обмежувача напруги входять тільки комерційні електрорадіовироби (ЕРВ). Для захисту від впливу іонізуючого випромінювання друкований вузол ЕПОВН монтується на тильній поверхні СБ, встановленої на КА. В цьому випадку в якості "тіньового" захисту друкованого вузла з одного боку служить СБ. Було проведено розрахунок і визначено реальну поверхневу

щільність елементів конструкції СБ приведена до еквівалентної масової щільності алюмінію. Наведена щільність елементів конструкції СБ склала  $\sim 0,5 \text{ г/см}^2$ , що відповідає 2 мм товщини алюмінієвого захисного шару. При цьому поглинена доза ЕРВ друкованого вузла ЕПОВН може скласти на орбіті КА від 450 до 1000 км за два роки ТАІ порядку 8-12 крад. Розрахункові значення поглиненої дози не перевищують прийнятих гранично допустимих значень поглинених доз комерційних ЕРВ, що підтверджує можливість використання вибраних комплектуючих для застосування в обмежувачі напруги СБ. Однак, з тильного боку СБ, щоб забезпечити надійний захист від іонізуючого випромінювання, друкований вузол повинен бути захищений алюмінієвою кришкою.

В табл. 1.1 [6] наведено очікуванні сумарні поглинені дози друкованого вузла ЕПОВН при захисті його алюмінієвою кришкою різної товщини за час ТАІ.

Таблиця 1.1 – Поглинені сумарні дози друкованого вузла ЕПОВН за час ТАІ

Товщина захисного шару з алюмінію, мм	Доза впливу ФКП, рад
0,0	1681000
0,01	1351000
0,10	238200
0,50	15690
1,0	7524
1,5	5764
2,0	4995
2,5	4570
3,0	4302

Виходячи з результатів наведених в табл. 2.1, можемо зробити висновок про необхідність забезпечення захисту ЕПОВН від іонізуючого

випромінювання за допомогою алюмінієвої кришки товщиною не менше 1 мм.

### 1.3 Оцінка теплового режиму ЕПОВН

Формуємо вихідні данні для оцінки теплового режиму ЕПОВН:

- транзистор 2SC5707-E –8 од.:
  - площа теплового контакту з платою  $\cong 42 \text{ мм}^2$ ;
  - теплова потужність, що відводиться:
    - до 1 Вт без радіатора (без додаткового тепловідводу);
    - до 15 Вт з додатковим тепловідводом;
  - максимальна температура переходу – до  $150^\circ\text{C}$ ;
  - тепловий опір перехід – радіатор  $0,9^\circ\text{C}/\text{Вт}$ ;
  - максимальне тепловиділення)  $\cong 4,2 \text{ Вт}$ ;
- площа теплового контакту плати з панеллю БС  $\cong 100 \text{ см}^2$ ;
- площа (випромінююча) захисної кришки  $\cong 128 \text{ см}^2$ ;
- ступень чорноти кришки (покрита емаллю)  $\cong 0,9$ ;
- коефіцієнт теплопровідності плати  $\cong 0,2$ ;
- товщина плати – 0,5 мм;
- товщина клею плата – панель  $\cong 0,05 \text{ мм}$ ;
- максимальна температура панелі (не більше  $80^\circ\text{C}$ );
- максимальне тепловиділення плати 35 Вт.

Необхідно:

- оцінити максимально можливу температуру транзисторів в найбільш навантаженому режимі (весь струм 8-и секцій СБ шунтується транзисторами при напрузі на ХБ 8.3 В);
- оцінити теплові потоки, що відводяться від плати при радіаційному і кондуктивному теплообміні;
- за результатами оцінок дати рекомендації для експериментального підтвердження перевірок на функціонування плати.

Оцінка теплотримання з панелі виконувалася при наступних граничних умовах:

- початкова температура (плати, захисної кришки, панелі СБ, середи) – плюс 80°C;
- максимальна теплова потужність, що відділяється транзисторами ( $P_{\text{eri}}$ ) – 35 Вт;
- максимальний перепад температури уздовж / поперек плати – 10°C;
- максимальна середньомасова температура плати 120°C.

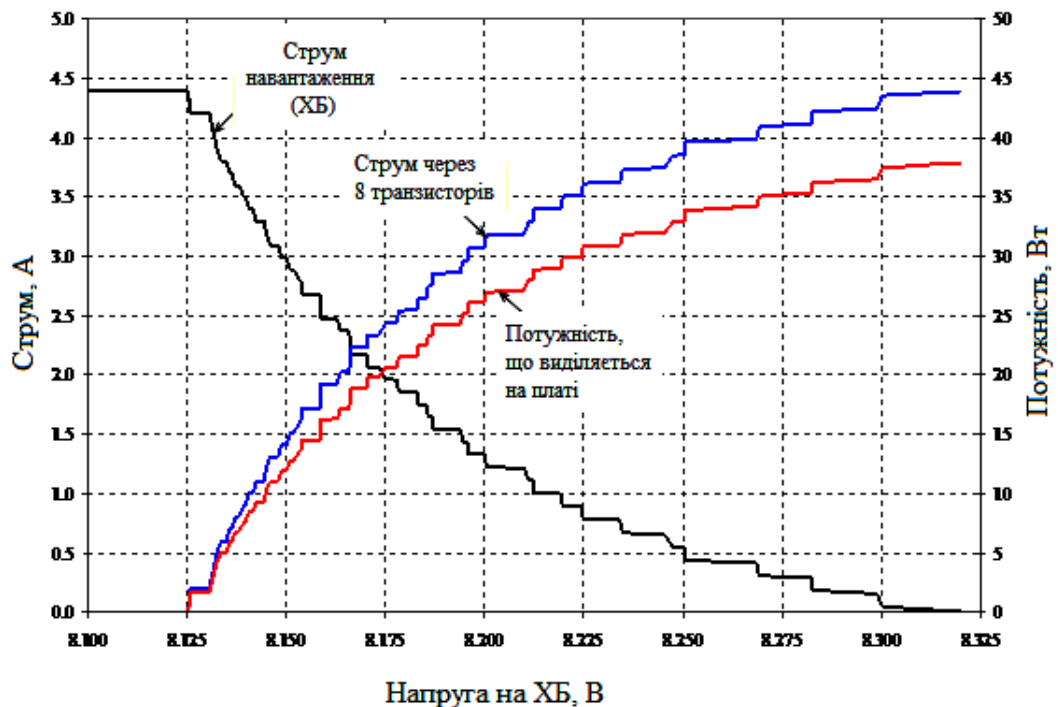


Рисунок 1.1 – Динаміки зміни струмів і потужності (що розсіюється на платі) в залежності від напруги на навантаженні (на ХБ)

Для коректного вирішення поставленої задачі достатньо переконатися, що в найбільш навантаженому режимі вся теплова потужність, що відділяється на транзисторах, відводиться від плати і температура ЕРВ плати не перевищує допустимої. При виконанні цієї умови з урахуванням наведеного на рис. 1.1 характеру динаміки зміни струмів і потужності (що розсіюється на платі) в залежності від напруги на навантаженні (ХБ) і

максимально наближеного до штатної (в натурних умовах), динаміку зміни температури від початкової до усталеної (до настання балансу теплових потоків) оцінювати немає необхідності.

Так як площа панелі СБ істотно більше площі плати, то вся теплова потужність, що відводиться від плати на панель кондуктивним обміном, відводиться від СБ радіаційним обміном (в натурних умовах "працює" тильна і робоча сторона СБ) без відчутного збільшення її середньомасової температури.

З аналізу отриманих результатів випливає, що потужність, що відводиться від плати (при завданих граничних умовах) може бути більше потужності, що виділяється ЕРВ плати, отже, баланс теплових потоків настане при меншій температурі плати і її ЕРВ ( $T_n \cong 110^\circ\text{C}$ ;  $T_{tr} \cong 124^\circ\text{C}$ ).

#### **1.4 Дослідження експериментального зразка ЕПОВН**

Для перевірки функціонування ЕПОВН в робочому діапазоні температур було виготовлено експериментальний зразок (ЕЗ) ЕПОВН.

Перевірку функціонування ЕПОВН в залежності від впливу плюсових температур проводити в діапазоні робочих температур від плюс  $20^\circ\text{C}$  до плюс  $80^\circ\text{C}$ . Для цього ЕЗ ЕПОВН з кришкою встановити на фрагмент панелі з розмірами не менше  $250 \times 250 \times 12,5$  мм, еквівалентний за матеріалами і кріпленню штатній панелі СБ. Далі ЕЗ ЕПОВН встановити на плоский алюмінієвий тримач і помістити в кліматичну камеру "Міні Сабзеро" МС-71, забезпечивши тепловий контакт фрагменту панелі з алюмінієвим тримачем. Температуру в камері послідовно підвищувати до плюс  $20^\circ\text{C}$ ,  $40^\circ\text{C}$ ,  $60^\circ\text{C}$ ,  $80^\circ\text{C}$ . При кожному значенні плюсових температур зразок ЕЗ ЕПОВН витримувати до досягнення температурного балансу, але не менше 10 хвилин, після чого проводити перевірки функціонування, не виймаючи ЕЗ ЕПОВН з камери, контролюючи при цьому температуру алюмінієвого тримача і плати (в найбільш гарячій зоні).

Структурна схема перевірки функціонування ЕЗ ЕПОВН наведена на рис. 1.2.

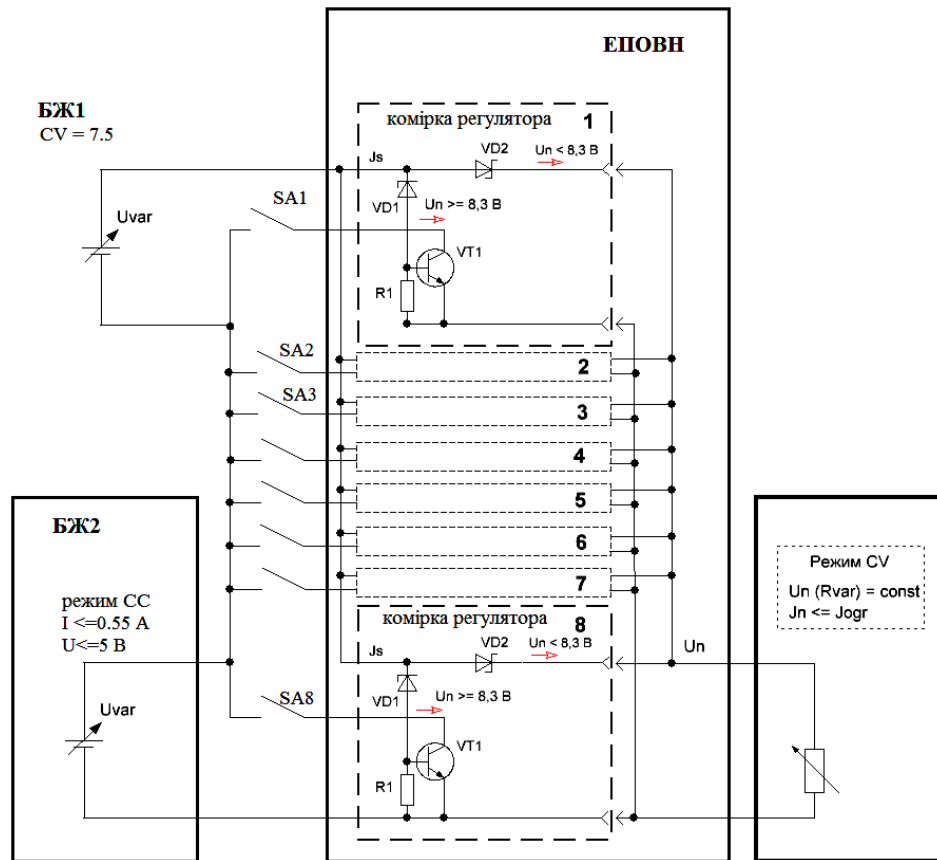


Рисунок 1.2 – Структурна схема перевірки функціонування ЕЗ ЕПОВН

Після витримки ЕЗ ЕПОВН при кожному заданому значенні температури з ряду (20°C, 40°C, 60°C, 80°C) перевірити функціонування комірок ЕЗ ЕПОВН:

- встановити на електронному навантаженні напругу стабілізації 7,9 В;
- послідовно встановлюючи на електронному навантаженні напругу стабілізації з ряду 7,9 В, 8,0 В, 8,1 В, 8,2 В, 8,3 В, 8,4 В) і витримуючи протягом 10 хв. для кожного значення напруги проконтролювати:
  - величину струму (за показаннями індикаторів блоку живлення і електронного навантаження) всіх осередків ЕЗ ЕПОВН;

- величину напруги на виході ЕЗ ЕПОВН (за показаннями мультиметра);
- температуру плати в самій гарячій точці, алюмінієвого плоского тримача, фрагмента панелі СБ і навколишнього середовища.

До критерію відмови функціонування ЕЗ ЕПОВН відносяться:

- значення вихідного сумарного струму комірок ЕЗ ЕПОВН при напрузі 8,4 В більше 0,4 А;
- значення вихідного сумарного струму комірок ЕЗ ЕПОВН при вихідній напрузі 7,9 В менше 4 А.

### **1.5 Термоциклічні випробування зразка ЕПОВН**

До складу дослідного зразка (ДЗ) ЕПОВН входять:

- масштабована вуглесотопластова панель СБ;
- масив однотипних пасивних еквівалентів комірок ФП;
- еквіваленти струмопровідних шин;
- з'єднувач типу "вилка" М24308/4-1F;
- електронний пристрій обмеження вихідної напруги;
- захисна кришка плати;
- джгути монтажних проводів МС 16-13-0,35.

Термоциклічні випробування проводити згідно наступних вимог:

- максимальна температура зразка в камері тепла,  $T_{\max}$  – плюс 100°C;
- мінімальна температура зразка в камері холоду,  $T_{\min}$  – мінус 95°C;
- час витримки зразка при  $T_{\max}$  і  $T_{\min}$  – 10 хв.;
- час витримки зразка при температурі навколишнього середовища – 5 хв.;
- кількість термоциклів (ТЦ) – 100.

Структурна схема випробувального обладнання наведена на рис. 1.3.

Вивести термокамери в режими:

- камера холоду мінус 95°C;



– камера тепла плюс 100°C.

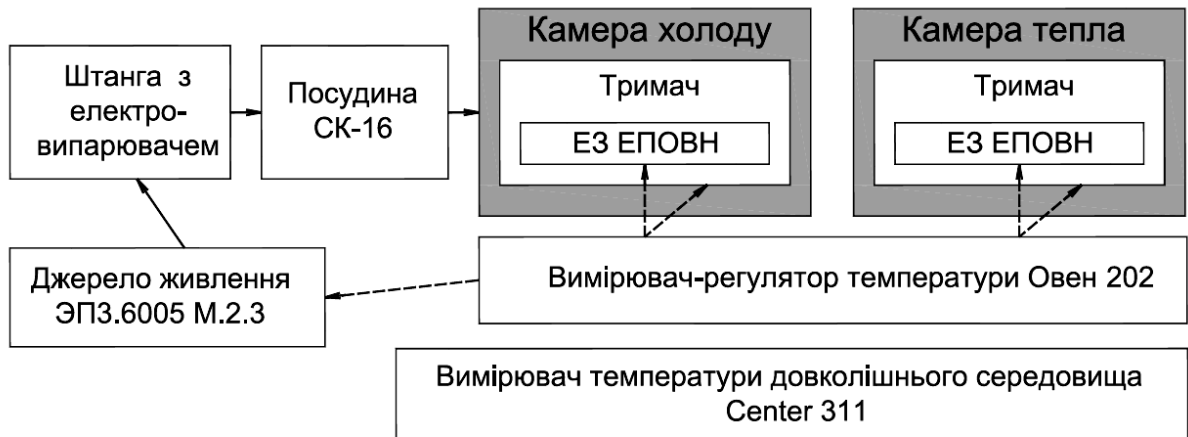


Рисунок 1.3 – Структурна схема випробувального обладнання для проведення термоциклічних випробувань ЕПОВН

Загальний вигляд випробувального обладнання для проведення термоциклічних випробувань ЕЗ ЕПОВН БС представлено на рис. 1.4. Обладнання дозволяє проводити термоциклічні випробування ЕПОВН в діапазоні температур від мінус 140°C до плюс 100°C методом перенесення з камери холоду в камеру тепла і потім з камери тепла в камеру холоду.

Загальний вигляд камери холоду для проведення термоциклічних випробувань ЕЗ ЕПОВН БС представлено на рис. 1.5. Вимірювання температури зразка і автоматичне регулювання температури в камері холоду (1) здійснюється двоканалним вимірювачем-регулятором Овен 202 (4). В якості датчика температури використовуються два платинових термоперетворювача опору Овен ДТС434-РТ100.В3.20/05. Термопір 1 (5) встановлюється на тримач зразка в камері холоду, а термопір 2 (6) встановлюється на зразок, який випробовують.



Рисунок 1.4 – Обладнання для проведення термоциклічних випробувань ЕЗ ЕПОВН БС



Рисунок 1.5 – Загальний вигляд камери холоду для проведення термоциклічних випробувань ЕЗ ЕПОВН БС

Холодоагентом, що надходить в камеру холоду (1), є газоподібний азот, який витісняється з сосуда С-16 (3) з рідким азотом за допомогою електронагрівача, який кріпиться до штанги (2). Напруга живлення на електронагрівачі надходить від джерела живлення ЕПЗ.6005 М.2.3.

Температуру навколишнього середовища контролюють з точністю  $\pm 1^{\circ}\text{C}$ . В якості теплової камери використовували кліматичну камеру МС-71 (рис. 1.6).



Рисунок 1.6 – Кліматична камера МС-71

## 2 РЕЗУЛЬТАТИ ТА ЇХ ОБГОВОРЕННЯ

### 2.1 Результати випробувань ЕЗ ЕПОВН

Випробування експериментального та дослідного зразків ЕПОНВ виконувалися на випробувальній дільниці ТОВ "Світлодіодні технології Україна". Перевірка функціонування ЕЗ ЕПОВН (рис. 2.1) в залежності від впливу плюсових температур проводилася в діапазоні робочих температур від плюс 20°C до плюс 80°C. Для цього зразок ЕПОВН з кришкою був встановлений на фрагмент панелі СБ з розмірами 250×250×12,5 мм, еквівалентний за матеріалами і кріпленню штатної панелі СБ. Далі ЕЗ встановлювався на плоский алюмінієвий тримач і поміщався в кліматичну камеру "Міні Сабзеро" МС-71. Температура в камері послідовно підвищувалася до плюс 20°C, 40°C, 60°C і 80°C. При кожному значенні плюсових температур ЕЗ ЕПОВН витримувався протягом 60 хвилин, після чого проводилася перевірка функціонування, не виймаючи ЕЗ ЕПОВН з камери.

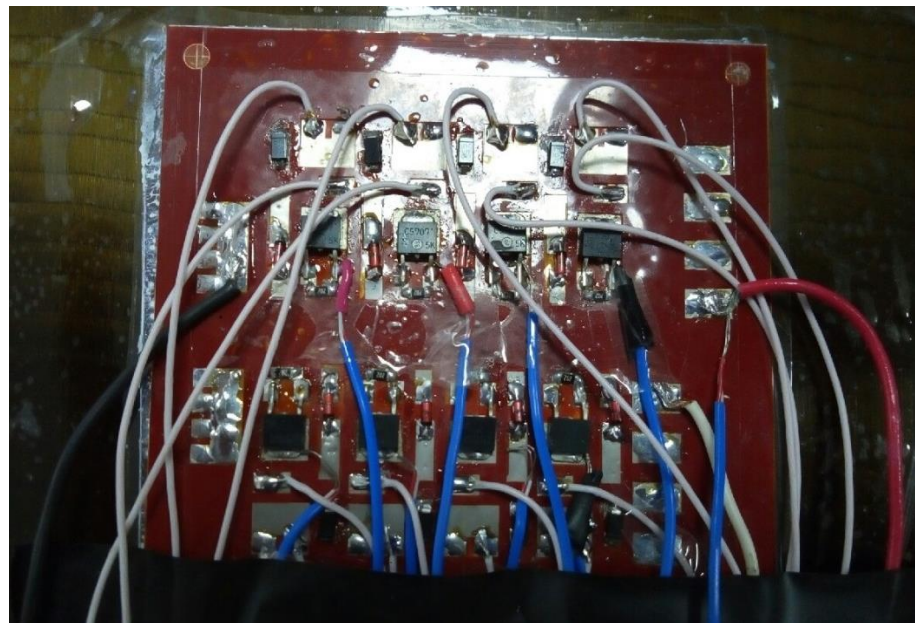


Рисунок 2.1 – Експериментальний зразок ЕПОВН

На рис. 2.1 зображена плата ЕПОВН. Синім кольором помічено дроти для термопар, які закріплені в контакті з транзисторами. Температура фіксувалася на кожному з 8-ми транзисторів. Дані вимірювань температури заносилися в табл. 2.1. У таблиці також представлено значення сумарного струму комірок ЕПОВН за температури навколишнього середовища 20, 40, 60 і 80°C при напрузі 7,9 і 8,4 В, а також максимальні температури на платі при напрузі 8,4 В. Також були виміряні вольт-амперні характеристики (ВАХ) всіх комірок ЕПОВН в діапазоні напруги 7,7 – 8,5 В. Крок вимірювання становив 0,05 В.

ВАХ кожної комірки ЕПОВН, виміряні при кімнатній температурі, представлені на рис. 2.2.

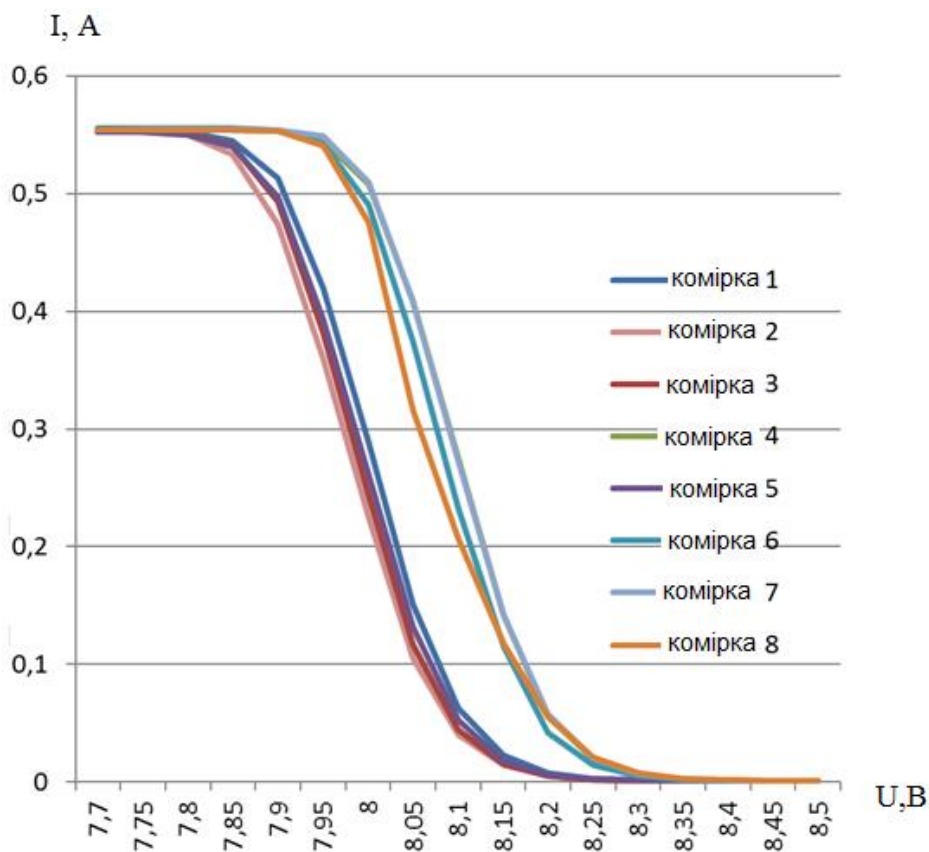


Рисунок 2.2 – ВАХ для 8 комірок ЕЗ ЕПОВН за кімнатної температури

Як випливає з рис. 2.2 в комірках присутній розкид параметрів обмеження напруги. Даний розкид обумовлений допусками на розкид параметрів елементної бази. Розкид значень струму в кожній комірці при

напрузі 7,9 В склав 0,5 – 0,55 А і при напрузі 8,4 В не більше 0,002 А. Дані показники струму задовольняють вимогам. Сумарний струм через 8 комірок ЕЗ ЕПОВН при напрузі 7,9 В склав 4,2 А і при напрузі 8,4 В склав 0,01 А. Сумарна ВАХ для 8 комірок ЕЗ ЕПОВН за кімнатної температури наведена на рис. 2.3.

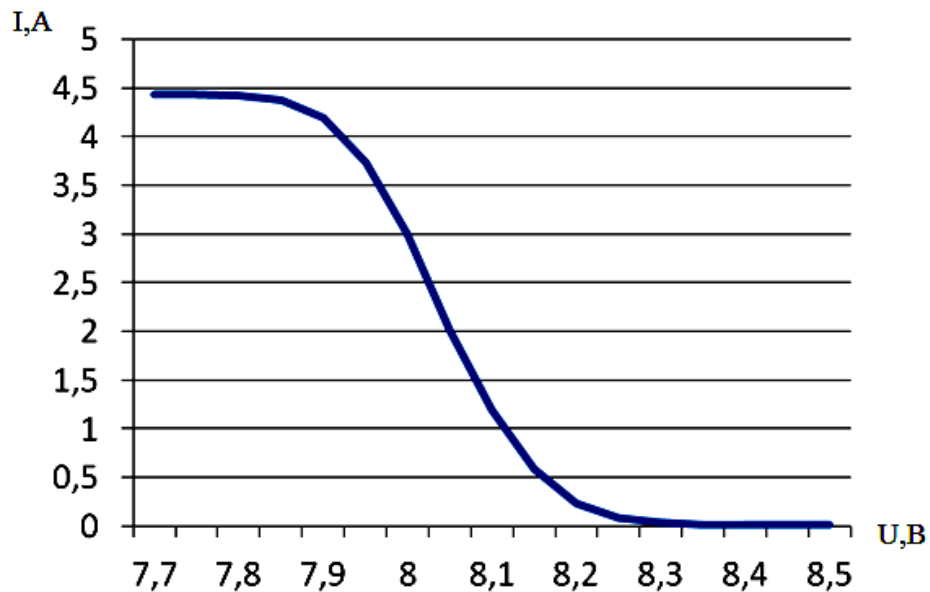


Рисунок 2.3 – Сумарна ВАХ для 8 комірок ЕЗ ЕПОВН за кімнатної температури

Аналогічним чином були виміряні ВАХ для кожної комірки ЕЗ ЕПОВН при 20°C, 40°C, 60°C і 80°C і розраховані сумарні ВАХ комірок ЕЗ ЕПОВН. При цьому вимірювалися максимальні значення температури плати при напрузі 8,4 В. Сумарна ВАХ ЕЗ ЕПОВН за різних температур наведена на рис. 2.4.

В результаті у всьому температурному діапазоні струм на виході ЕЗ ЕПОВН при напрузі 7,9 В склав 4,14 – 4,48 А, а струм при напрузі 8,4 В склав 0,01 – 0,23 А. Результати випробувань зразка ЕЗ ЕПОВН наведено в табл. 2.1.

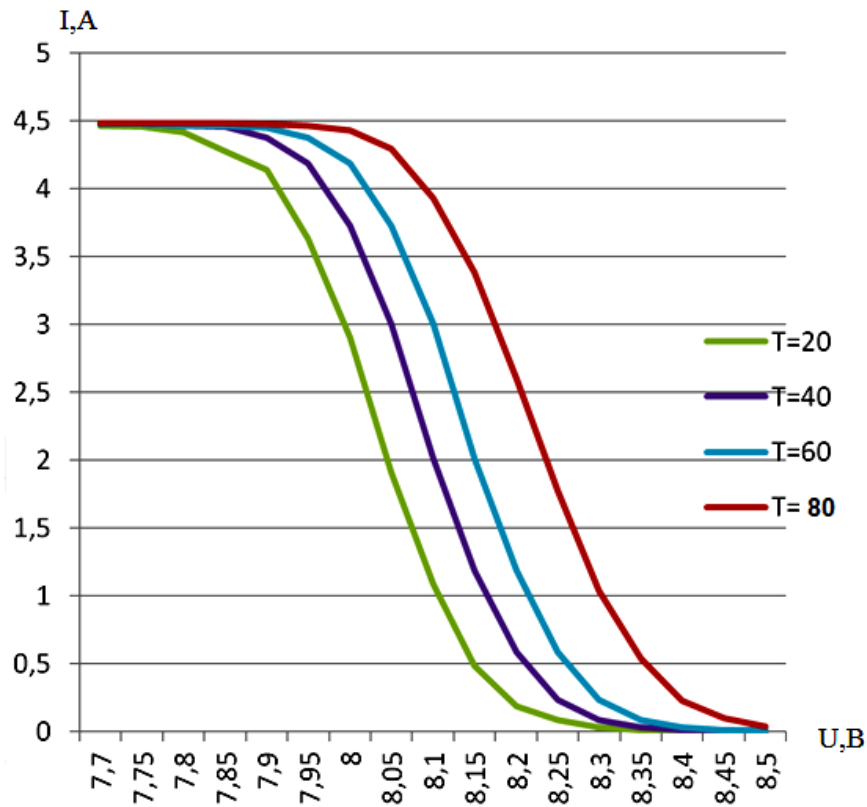


Рисунок 2.4 – Сумарна ВАХ ЕЗ ЕПОВН за різних температур

Таким чином, перевірка ЕЗ ЕПОВН на функціонування пройшла успішно. Дефектів зовнішнього вигляду ЕЗ ЕПОВН не виявлено. Дефектів в паяних і клейових з'єднаннях не виявлено. Максимальне значення температури плати при напрузі 8,4 В не перевищувало 130°C, що доволі точно підтвердило оцінку теплового режиму ЕПОВН.

Таблиця 2.1 – Результати перевірок зовнішнього вигляду, технічних характеристик і функціональних випробувань ЕЗ ЕПОВН

№ п/п	Найменування параметра	Од. вим.	Данні випробувань за Т, °С			
			20	40	60	80
1	Вихідний сумарний струм комірок ЕПОВН при напрузі 7,9 В	А	4,14	4,38	4,45	4,48
2	Вихідний сумарний струм комірок ЕПОВН при напрузі 8,4 В	А	0,01	0,015	0,033	0,227
3	Максимальна температура плати при напрузі 8,4 В	°С	68	82	110	130
4	Геометричні розміри	мм	100,3×100,3×6			
5	Маса	г	27			
6	Зовнішній вигляд	–	дефектів зовнішнього вигляду не виявлено			

Термоциклічні випробування проводилися методом послідовного перенесення ДЗ ЕПОВН з камери холоду (рис. 2.5) в камеру тепла (рис. 2.6) і потім з камери тепла в камеру холоду. Контроль зовнішнього вигляду ДЗ ЕПОВН і вихідної напруги ДЗ ЕПОВН проводили після кожних 10 ТЦ. ДЗ ЕПОВН під час перевірки функціональних характеристик наведено на рис. 2.5.

Результати випробувань заносили в табл. 2.2.





Рисунок 2.5 – Розташування ДЗ ЕПОВН в камері холоду



Рисунок 2.6 – Розташування ДЗ ЕПОВН в камері тепла



Закінчення таблиці 2.2

№ з/п	Кількість термоциклів	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
	Найменування параметра	Значення параметра										
2	Вихідний сумарний струм комірок ЕПОВН при напрузі 8,4 В, А	0,010	0,010	0,010	0,010	0,011	0,011	0,012	0,013	0,013	0,015	0,015
3	Зовнішній вигляд ДЗ ЕПОВН	дефектів зовнішнього вигляду не виявлено										

Виготовлений конструкторсько-технологічний ДЗ ЕПОВН забезпечив можливість проведення частини експериментальних досліджень і випробувань, в тому числі вибір методів перевірок і випробувань, з істотним зниженням витрат на їх проведення, а також на розробку, виготовлення та застосування вимірювальних приладів, випробувального обладнання і оснастки. Проведені експериментальні дослідження та випробування підтвердили правильність розробки та обґрунтування основних технологічних та конструкторських рішень та технології виготовлення.

## 2.2 Обговорення результатів

На основі запропонованого теоретичного обґрунтування були розроблені конструктивно-технологічні рішення для створення електронного пристрою обмеження вихідної напруги сонячної батареї.

Для перевірки ефективності обраних технічних рішень і технології виготовлення ЕПОВН та підтвердження високого ступеня надійності функціонування ЕПОВН в складі системи енергозабезпечення супутника в умовах відкритого космічного простору, було виконане наземне автономне відпрацювання експериментального та дослідного зразків ЕПОВН.

ЕЗ ЕПОВН забезпечив можливість проведення частини експериментальних досліджень і випробувань, в тому числі вибір методів перевірок і випробувань, з істотним зниженням витрат на їх проведення, а також на розробку, виготовлення і застосування вимірювальних приладів, лабораторного обладнання та оснастки. За результатами функціональних випробувань була підтверджена розроблена теплова модель ЕПОВН.

Термоциклічні випробування ДЗ ЕПОВН пройшли успішно. В процесі проведення випробувань дефектів зовнішнього вигляду не виявлено. Дефектів зварюваних і паяних з'єднань не виявлено. Значення вихідного сумарного струму комірок ЕПОВН при напрузі 8,4 В 0,015 а (менше 0,4 А) та 4,11 А (більше 4 А) при вихідній напрузі 7,9 В.

Проведені експериментальні дослідження і випробування підтвердили правильність розробки і обґрунтування основних технологічних і конструкторських рішень по створенню ЕПОВН і технології його виготовлення.

## ВИСНОВКИ

1 Запропоновано конструкцію ЕПОВН, який виконаний на основі мідь-поліімідної друкованої плати на алюмінієвому плоскому тепловідводі з габаритними розмірами  $100 \times 100$  мм, на якій розташовано вісім паралельних схем (комірок) обмеження напруги та розроблено креслярську документацію на нього.

2 Для запропонованої конструкції ЕПОВН була розроблена маршрутна схема його виготовлення.

3 Дослідження необхідності додаткового захисту від впливу іонізуючого випромінювання засвідчило необхідність забезпечення захисту ЕПОВН за допомогою алюмінієвої кришки товщиною не менше 1 мм.

4 З аналізу розробленої теплової моделі ЕПОВН, було зроблено висновок, що потужність, що відводиться від плати може бути більше потужності, що виділяється ЕРВ плати.

5 Виготовлено експериментальний зразок ЕПОВН, який забезпечив можливість проведення частини експериментальних досліджень і випробувань, з істотним зниженням витрат на їх проведення.

7 Проведені наступні автономні випробування ЕЗ ЕПОВН: перевірка зовнішнього вигляду, перевірка маси, перевірка габаритних розмірів, перевірка функціонування в залежності від впливу плюсових температур в діапазоні від плюс  $20^{\circ}\text{C}$  до плюс  $80^{\circ}\text{C}$ .

8 Виготовлено дослідний зразок ЕПОВН в складі фрагменту СБ, який дозволив провести термоциклічні випробування.

9 Проведені термоциклічні та функціональні випробування ДЗ ЕПОВН підтвердили правильність розробки і обґрунтування основних технологічних і конструкторських рішень по створенню ЕПОВН і технології його виготовлення.

## СПИСОК ДЖЕРЕЛ ІНФОРМАЦІЇ

1 Чеботарев В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения: учебное пособие / В. Е. Чеботарев, В. Е. Косенко // – Красноярск: Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – 2011. – 488 с.

2 Паничкин Н. И. Конструкция и проектирование космических летательных аппаратов: учебник для средних специальных учебных заведений / Н. И. Паничкин, Ю. В. Слепушкин, В.П. Шишкин // – М.: Машиностроение, – 1986. – 344 с.

3 Emcore Corporation; Fiber Optics & middot; Solar Power [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [www.EMCORE.com](http://www.EMCORE.com).

4 Безручко К. В. Науково-технічні основи розроблення, виготовлення й експлуатації систем електрозабезпечення космічних апаратів: монографія / К. В. Безручко, В. М. Борщов, М. В. Замірець та ін. // – Х.: Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського "Харк. авіац. ін-т". – 2011. – 195 с.

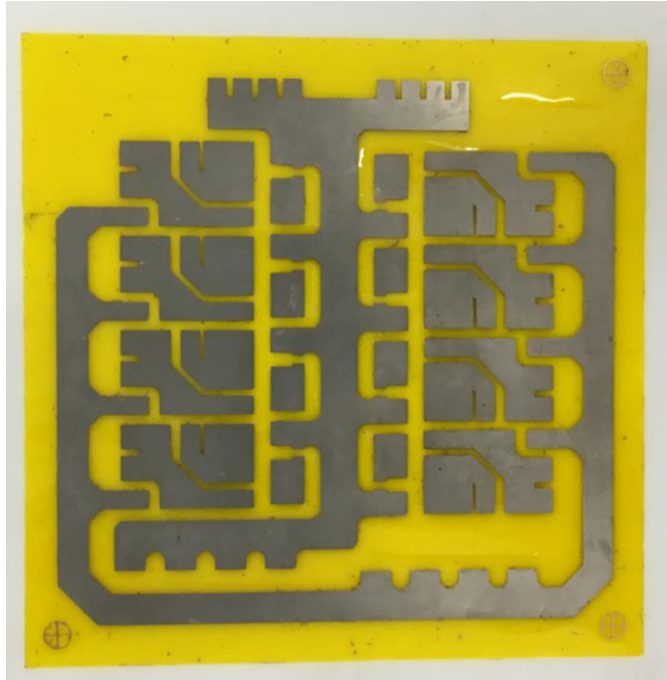
5 Конюхова С. Н. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро "Южное" / С. Н. Конюхова //– Д.: ООО "КолорГраф", ООО РА "Тандем-У". – 2001. – 240 с.

6 Новиков Л. С. Радиационные воздействия на материалы космических аппаратов / Л. С. Новиков // – М.: Университетская книга. – 2010. – 192 с.

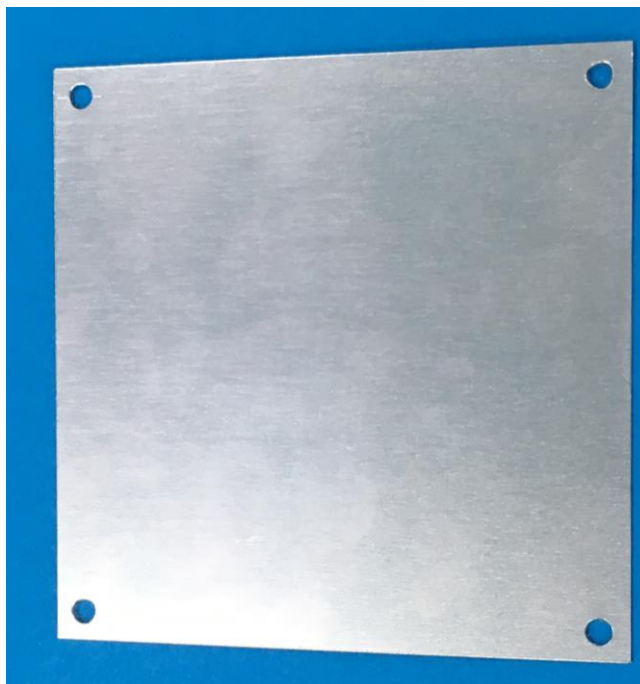
## ДОДАТОК А

## МАРШРУТНА СХЕМА ВИГОТОВЛЕННЯ ДЗ ЕПОВН

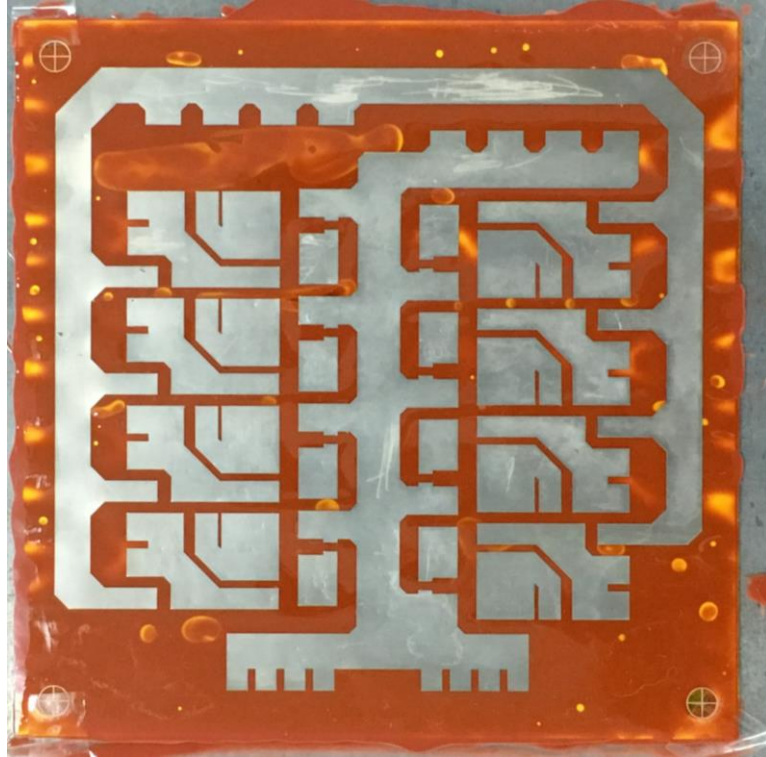
1) Виготовлення гнучкої мідь-поліімідної плати та поліімідної ізолюючої прокладки:



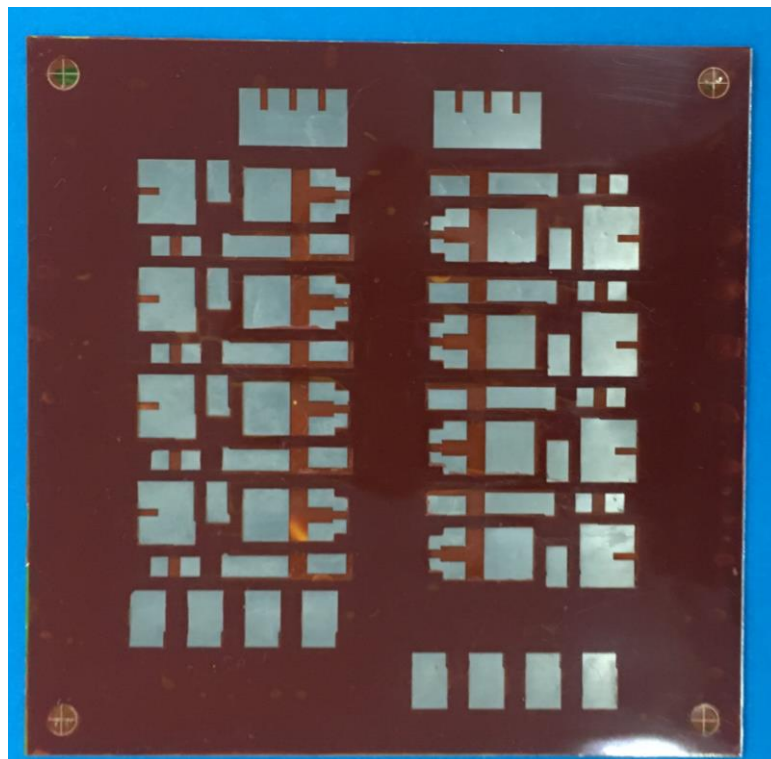
2) Виготовлення алюмінієвого тепловідводу:



3) Приклеювання гнучкої плати до тепловідводу:

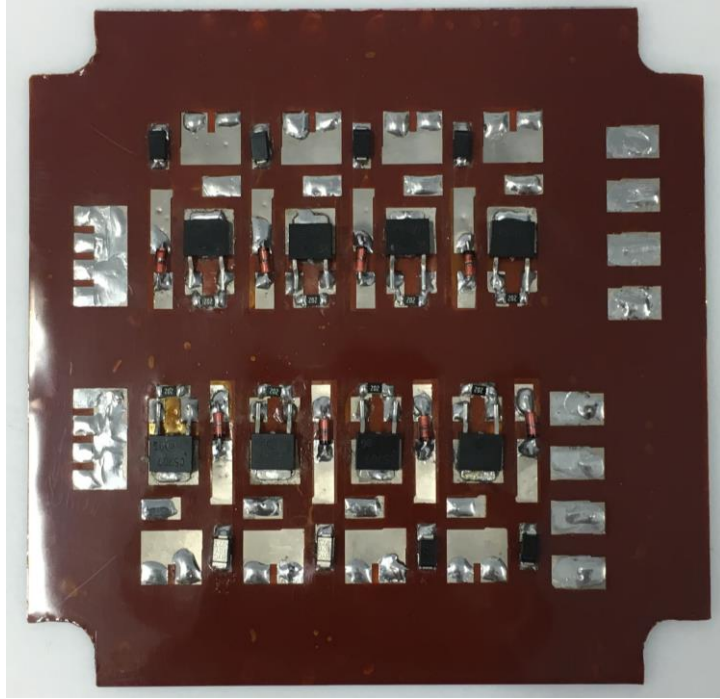


4) Приклеювання поліімідної ізолюючої прокладки:

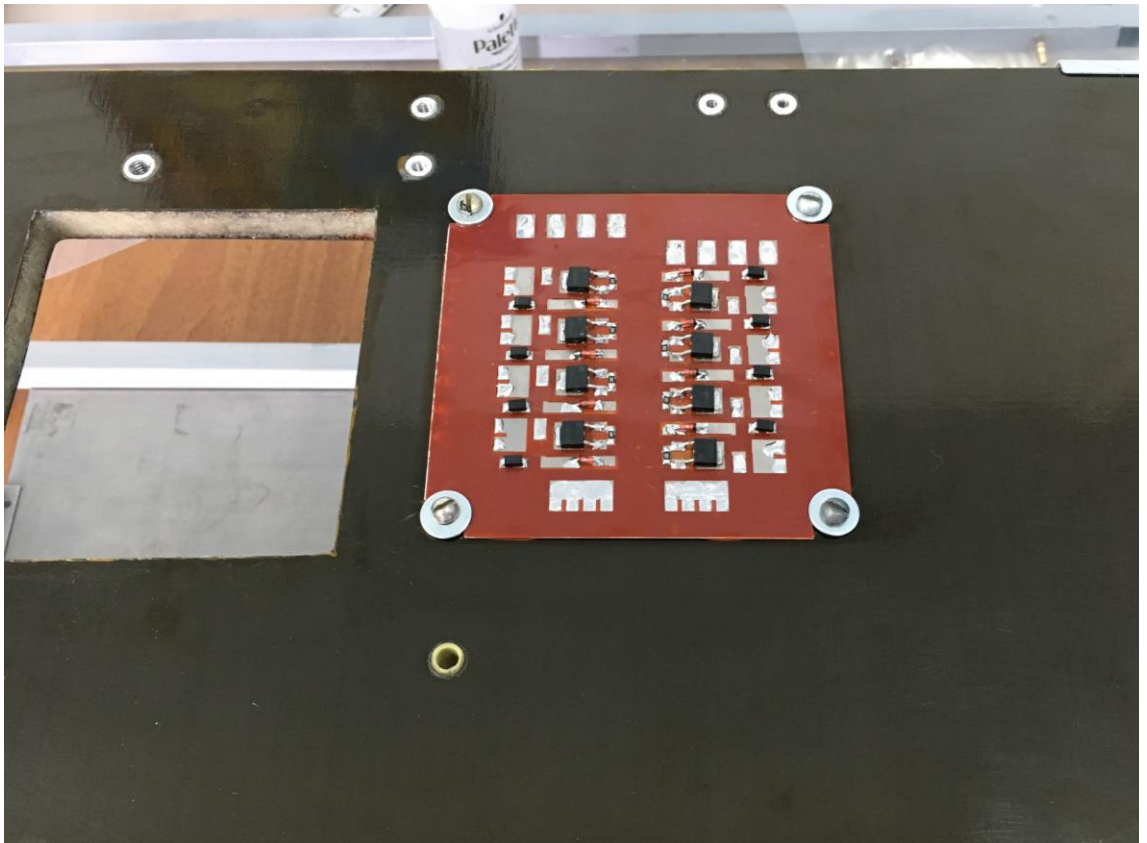


5) Паяння компонентів:

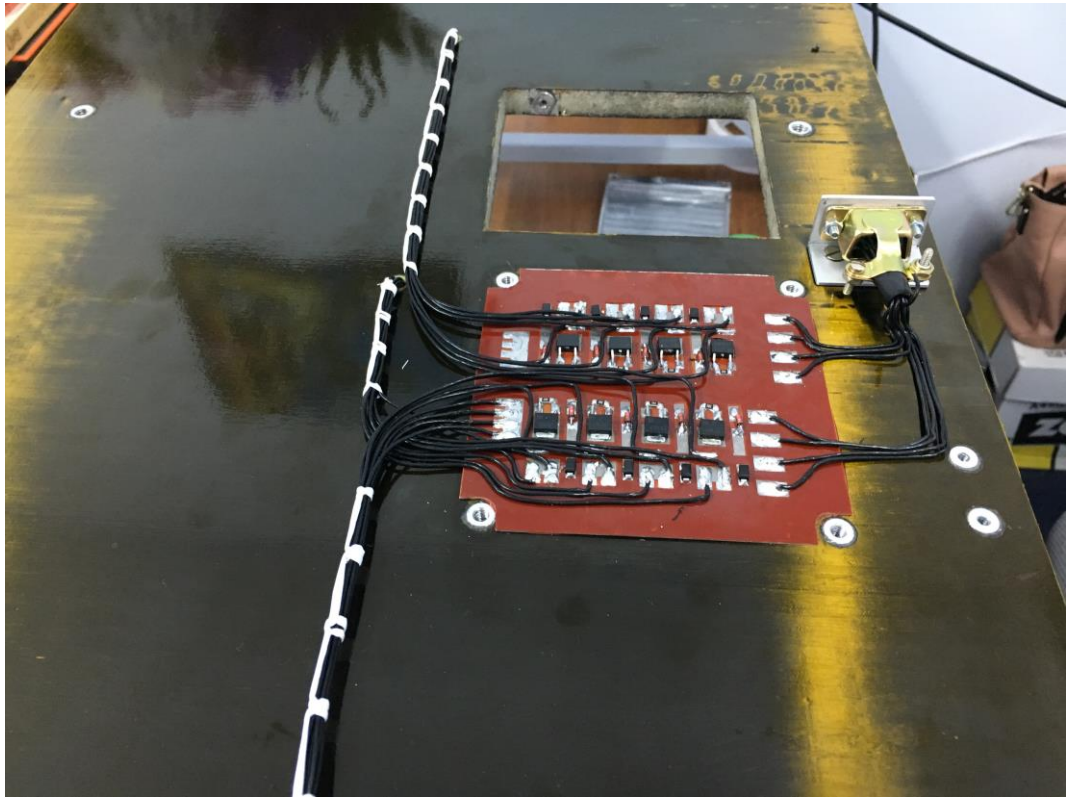




5) Монтування плати ЕПОВН на фрагмент панелі СБ:



6) Монтування джгута та вихідного з'єднувача:



7) Монтування захисної кришки:

