

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**

Факультет аеронавігації, електроніки, та телекомунікації  
Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ  
Завідувач кафедри  
Доктор технічних наук  
професор

Синєглазов В. М.

“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2021 р.

## **Дипломна робота**

**(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬО-КВАЛІФІКАЦІЙНОГО РІВНЯ**

**«БАКАЛАВР»**

**з теми: “СИСТЕМА АВТОМАТИЧНОГО РЕГУЛЮВАННЯ ПОТУЖНОСТІ  
СОНЯЧНИХ БАТАРЕЙ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ”**

**Виконав:**

Рудь А.А.

**Керівник**            професор

Аблесімов О. К.

**Нормконтролер:** доцент

Тупіцин М.Ф.

Київ – 2021

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

**Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій**

**Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів**

**Освітньо-кваліфікаційний рівень** бакалавр

**Спеціальність 151** “Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології”

**ЗАТВЕРДЖУЮ**

Завідувач кафедри

Синєглазов В.М.

“\_\_\_” \_\_\_\_\_ 2021 р.

## ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи студенту

Рудь Андрію Андрійовичу

**1. Тема роботи:** “Система автоматичного регулювання потужності сонячних батарей космічного апарату”

**2. Термін виконання проекту (роботи):** з 01.02. 2021р. до 15.06 2021р.

**3. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):**

1. Класифікація космічних апаратів.
2. Системи енергозабезпечення космічних апаратів.
3. Умови експлуатації сонячних батарей в космосі.
4. Роботизовані системи керування сонячними батареями.
5. Визначення основних характеристик сонячних батарей.
6. Принцип роботи схем екстремального керування.
7. Адаптивне регулювання за допомогою синхронного детектування.
8. Дослідження систем екстремального керування.
9. Розробка екстремального регулятора потужності.

**4. Перелік обов'язкового графічного матеріалу:** 1. Джерела енергозабезпечення космічних апаратів. 2. Основні характеристики сонячних батарей космічних апаратів. 3. Вибір і розробка САР потужності сонячних батарей. 4. Дослідження математичної моделі системи екстремального керування з синхронним детектуванням. 5. Структурна і функціональна схеми СЕЗ з ЕРП. 6. Схеми аналогового і цифрового екстремальних регуляторів потужності.

## 5. Календарний план-графік

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Підбір літератури	01-10.02	вик
2	Технічне завдання	11-14.02	вик
3	Вступ	15-16.02	вик
4	Аналіз проблеми і постановка задач проєктування	17-28.02	вик
5	Вибір системи автоматичного рекулювання потужності сонячних батарей	01-15.03	вик
6	Адаптивне регулювання за допомогою синхронного детектування	16-31.03	вик
7	Розробка системи з екстремальним регулятором потужності	01-30.04	вик
8	Моделювання системи екстремального регулювання потужності СБ та виконання експериментальних досліджень	01-15.05	вик
9	Основні напрямки розвитку автоматизованих систем	16-30.05	вик

6. Дата видачі завдання: “ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2021 р.

Керівник: професор \_\_\_\_\_ Аблесімов О.К.  
(підпис)

Завдання прийняв до виконання \_\_\_\_\_ Рудь А.А.  
(підпис)

## ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ

### 1. Найменування та галузь застосування

Система енергозабезпечення космічного апарату є ключовим елементом його оптимального функціонування. В умовах космічного простору, використання класичних джерел електроенергії ускладнене рядом притаманних середовищу обмежень, серед яких – складність транспортування паливних елементів і продуктів функціонування систем. Ці обмеження зумовлюють використання в сучасних космічних апаратах систем, джерелом енергії яких виступає сонячна енергетика.

Експлуатація таких систем в космічному просторі залежить від багатьох факторів, серед яких, зокрема, обертання космічного апарату, підвищений рівень радіаційного опромінення, механічні ушкодження, викликані, наприклад, космічним сміттям, перепади температур, нерівномірність сонячного випромінювання, тощо.

Задля компенсації цих та інших факторів, було впровадження системи автоматичного регулювання потужності сонячних батарей. Задачею таких систем є відслідковування і підтримка найбільш оптимальних режимів роботи батареї з огляду на зовнішні збурення, тим самим підтримуючи функціональність усіх систем на заданому рівні.

Постійний розвиток і вдосконалення космічних апаратів потребують відповідного розвитку систем енергозабезпечення, впровадження більш сучасних рішень в питаннях підтримки стабільної віддачі від генераторів електричної енергії, розробки досконаліших систем контролю заданих параметрів.

### 2. Мета та призначення розробки

Метою роботи є розробка самоналагоджувальної системи автоматичного регулювання потужності сонячних батарей космічного апарату, яка гарантуватиме стабільну роботу системи енергозабезпечення космічного судна.

### 3. Стадії та етапи розробки

Класифікація типів космічних кораблів.

Аналіз основних особливостей експлуатації систем енергозабезпечення

космічних апаратів;

Вибір і обґрунтування обраного типу системи автоматичного регулювання.

Експериментальні дослідження моделі системи автоматичного регулювання.

Розробка екстремального регулятора потужності сонячної батареї.

#### 4. Порядок контролю та приймання

Контроль здійснюється керівником дипломного проектування відповідно до завдання та календарного плану.

Приймання здійснюється на підставі захисту дипломної роботи ДЕК факультету аеронавігації, електроніки та телекомунікацій.

Термін здачі дипломної роботи: “15” червня 2021 р.

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка на дипломну роботу «Система автоматичного регулювання потужності сонячних батарей космічного апарату»

Пояснювальна записка: кількість сторінок – 61, кількість рисунків – 43, кількість використаних джерел – 7.

Ключові слова: КОСМІЧНИЙ АПАРАТ, СОНЯЧНА БАТАРЕЯ, СИСТЕМА КЕРУВАННЯ, ПОТУЖНІСТЬ, СИСТЕМА ЕНЕРГОЗАБЕЗПЕЧЕННЯ, АДАПТИВНА СИСТЕМА, СИСТЕМА ЕКСТРЕМАЛЬНОГО КЕРУВАННЯ, ЕКСТРЕМАЛЬНИЙ РЕГУЛЯТОР.

Об'єктом дослідження є сонячна батарея при експлуатації в умовах космічного простору.

Мета роботи – розробка самоналагоджувальної системи автоматичного регулювання потужності сонячних батарей космічного апарату, яка гарантуватиме стабільну роботу системи енергозабезпечення космічного судна.

Проведено дослідження, за результатами якого було обрано систему екстремального керування потужністю, оскільки САР такого типу мають ряд визначних для поставленої задачі переваг.

Розроблена система дозволяє виконувати пошук екстремуму методом синхронного детектування і являє собою систему з керуванням по відхиленню від нуля похідної регульованої координати по керуючому впливу об'єкта керування.

## ЗМІСТ

РЕФЕРАТ.....	6
ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ.....	8
ВСТУП.....	9
1. СИСТЕМИ ЕНЕРГОЗАБЕЗПЕЧЕННЯ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ.....	10
1.1. Класифікація космічних апаратів.....	10
1.2. Системи енергозабезпечення космічних апаратів.....	12
1.3. Умови експлуатації сонячних батарей в космосі.....	15
1.4. Роботизовані системи керування сонячними батареями.....	22
1.5. Постановка задач.....	27
2. ВИБІР СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО РЕГУЛЮВАННЯ ПОТУЖНОСТІ СОНЯЧНИХ БАТАРЕЙ.....	28
2.1. Визначення основних характеристик сонячних батарей.....	28
2.2. Обґрунтування і вибір типу системи керування потужністю сонячних батарей.....	37
2.3. Аналітичне конструювання системи екстремального керування потужністю сонячних батарей .....	44
3. ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМИ ЕКСТРЕМАЛЬНОГО КЕРУВАННЯ.....	49
3.1. Моделювання об'єкта керування.....	49
3.2. Моделювання системи екстремального регулювання.....	50
4. РОЗРОБКА ЕКСТРЕМАЛЬНОГО РЕГУЛЯТОРА ПОТУЖНОСТІ СОНЯЧНОЇ БАТАРЕЇ.....	53
4.1. Система енергопостачання космічного апарату з екстремальним регулятором потужності сонячних батарей .....	53
4.2. Аналоговий екстремальний регулятор потужності.....	55
4.3. Цифровий екстремальний регулятор потужності.....	56
ВИСНОВКИ.....	60
СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ.....	61

## ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

- КА – космічний апарат.
- САР – система автоматичного регулювання.
- СБ – сонячна батарея.
- АБ – акумуляторна батарея.
- ПКА – повітряно-космічний апарат.
- АКС – авіаційно-космічна система.
- СЕЗ – система енергозабезпечення.
- СН – стабілізатор напруги.
- АРК – апаратура регулювання та контролю.
- ЛПК – лінії передачі команд.
- ФЕП – фотоелектричний перетворювач.
- ФП – фотоперетворювач.
- ВАХ – вольт-амперна характеристика.
- ВВХ – вольт-ватна характеристика.
- БЦОМ – бортова цифрова обчислювальна машина.
- НАКУ – наземний автоматизований комплекс управління.
- ППП – приймально-передавальний пристрій.
- ЕМП – електромеханічний привід.
- ПК – пристрій керування.
- ДО – датчик освітленості.
- СД – синхронний детектор.
- РН – регулятор напруги.
- ФНЧ – фільтр низьких частот.
- ЕРП – екстремальний регулятор потужності.
- СГ – синхронізуючий генератор.
- ДП – датчик потужності.
- ПВЗ – пристрій вибірки і збереження.
- КП – коригуючий пристрій.



## ВСТУП

Система енергозабезпечення космічного апарату є ключовим елементом його оптимального функціонування. Генерування електричної енергії в обсягах, необхідних для експлуатації космічного апарату в штатних режимах, можна гарантувати лише за умови постійної і безперебійної роботи всіх елементів системи енергопостачання.

В умовах космічного простору, використання класичних джерел електроенергії (спалення корисних копалин або газу, хімічні реакції, ядерна енергія) ускладнене рядом притаманних середовищу обмежень, серед яких – складність транспортування паливних елементів і продуктів функціонування систем. Ці обмеження зумовлюють використання в сучасних космічних апаратах систем, джерелом енергії яких виступає сонячна енергетика, з огляду на їх ресурснезалежність і високу стабільність роботи.

Експлуатація таких систем навіть в межах земної атмосфери залежить від багатьох факторів, серед яких – періоди і інтенсивність освітленості, кут падіння сонячних променів, затінення світлочутливих елементів, тощо. В космічному просторі до цих умов додаються, зокрема, обертання космічного апарату, підвищений рівень радіаційного опромінення, механічні ушкодження, викликані, наприклад, космічним сміттям, перепади температур, тощо.

Компенсація цих та інших факторів не може бути досконало виконана виключно людськими силами, тож закономірним кроком стало впровадження системи автоматичного регулювання потужності сонячних батарей. Задачею таких систем є відслідковування і підтримка найбільш оптимальних режимів роботи батареї з огляду на зовнішні чинники (збурення), тим самим підтримуючи функціональність усіх систем на заданому рівні. Нескладно зрозуміти, що системи автоматичного регулювання потребують енергозабезпечення, тому основними задачами при їх проектуванні є не тільки забезпечення надійності і точності роботи, але й мінімізація енерговитрат на їх функціонування.

# 1. СИСТЕМИ ЕНЕРГОЗАБЕЗПЕЧЕННЯ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

## 1.1. Класифікація космічних апаратів

Космічним апаратом (КА) називають групу технічних пристроїв, метою використання яких є виконання певних задач в космічному просторі, зокрема – проведення дослідних робіт на поверхні небесних тіл, спостереження за процесами на поверхні Землі і в космосі, тощо.

Космічні апарати, задачею яких є транспортування людей або обладнання у так званому «ближньому космосі», називають космічними кораблями (КК), або космічними літальними апаратами (КЛА).

За областю використання, космічні апарати поділяють на:

- Суборбітальні;
- Навколоземні орбітальні (штучні супутники Землі);
- Міжпланетні (експедиційні);
- Напланетні.

Крім того, розрізняють автоматичні супутники, і пілотовані космічні апарати; до останніх відносять всі види пілотованих космічних кораблів і орбітальних космічних станцій.



Рис. 1.1. Автоматичний космічний апарат

<b>КАФЕДРА АКІК</b>				<b>НАУ 21 06 45 000 ПЗ</b>			
<i>Розроб.</i>	<i>Рудь А.А.</i>			<i>Система автоматичного регулювання потужності сонячних батарей космічного апарату</i>	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Аблесімов О.К.</i>					10	61
<i>Консульт.</i>					<b>151      ФАЕТ</b>		
<i>Н.контр.</i>	<i>Тупіцин М.Ф.</i>						
<i>Зав.кафедри</i>	<i>Синеглазов В.М.</i>						

Автоматичними космічними апаратами називають запуснені в космічний простір безпілотні апарати, здатні як виконувати закладені в бортові процесори програми, так і підпорядковуватись командам, що передаються з Землі по радіоканалах.

Залежно від поставлених задач, КА можуть передбачати повернення людей і матеріалів на Землю, або після відпрацювання ресурсу сходити з орбіти і згорати в атмосфері, чи переводитись на орбіту поховання.

Залежно від виконуваних функцій, КА поділяють на:

- метеорологічні;
  - навігаційні;
  - супутники зв'язку, телемовлення, телекомунікаційні супутники;
  - науково-дослідні;
  - геофізичні;
  - геодезичні;
  - астрономічні;
  - дистанційного зондування Землі;
  - розвідувальні та військові супутники;
- тощо.



Рис. 1.2. Автоматична обсерваторія «Хаббл» на орбіті навколо Землі

Космічний апарат складається з декількох складових частин, перш за все – цільової апаратури, яка забезпечує виконання поставленого перед космічним апаратом завдання. Крім цільової апаратури зазвичай присутній цілий ряд службових систем, які забезпечують тривале функціонування апарату в умовах космічного простору, серед яких: системи енергозабезпечення, терморегуляції,

радіаційного захисту, управління рухом, орієнтації, аварійного порятунку, посадки, управління, відділення від носія, поділу та стикування, бортового радіокомплексу, життєзабезпечення.

Широкий спектр виконуваних космічними апаратами задач, а також значна кількість службових систем потребують високого рівня автоматизації, що досягається сукупністю різноманітних датчиків, вимикачів, двигунів, приводів, тощо. Функціонування всіх цих систем потребує постійного і стабільного енергозабезпечення.

## 1.2. Системи енергозабезпечення космічних апаратів

Системою енергозабезпечення (СЕЗ) є система космічного апарату, котра забезпечує генерування, накопичення і розподіл електроживлення між іншими системами. СЕЗ є однією з найважливіших систем, по масі, об'єму і вартості займає близько 30% всього КА, і значною мірою впливає на термін його активного існування.

До складу системи енергоживлення зазвичай входять первинне і вторинне джерела електроенергії, зарядні пристрої та автоматика управління.

Головною особливістю СЕЗ космічних апаратів порівняно з аналогами у наземних транспортних засобах, кораблях і літаках є, безумовно, її експлуатація в космічному просторі, а також відсутність електромашинного генерування енергії.

На початкових етапах розвитку, СЕЗ базувалися на використанні хімічних джерел струму, однак їх малий ресурс закономірно зумовив необхідність використання активних генераторів електричної енергії. В свою чергу, серед таких генераторів на більшості вітчизняних КА перевага віддається фотоелектричним перетворювачам – сонячним батареям (СБ).

Добова зміна інтенсивності сонячного випромінювання зумовлює необхідність стабілізуючих факторів для компенсації варіацій параметрів вольт-амперної характеристики. Оптимальним компенсатором таких змін виступає акумуляторна батарея (АБ). При досягненні вихідними характеристиками верхнього порогового рівня, блок контролю джерел живлення відключає СБ від навантаження і буферної батареї.

Забезпечуючи споживачів живленням, АБ поступово розряджається, рівень її напруги знижується, і при досягненні нижнього рівня відбувається підключення СБ на заряд АБ і живлення споживачів. Таким чином, СЕЗ є, фактично, релейною системою регулювання з великим гістерезисом, обмеження за енергетичними показниками якої унеможлиблює реалізацію точних законів керування.

Для точного регулювання і контролю, в склад системи енергозабезпечення слід включати необхідні пристрої контролю параметрів СЕЗ, котрі узгоджують роботу АБ, СБ і навантаження – так звана апаратура регулювання та контролю (АРК). При зміні освітленості СБ і зниженні характеристик АБ і СБ, вона забезпечує задану якість вихідної напруги в сталих і перехідних режимах, реалізує оптимальні алгоритми керування режимами заряду-розряду АБ і оптимальне використання СБ.

Основні базові структурні схеми СЕЗ, широко використовувані при розробці та створенні автоматичних КА, представлені на (рис. 1.3):

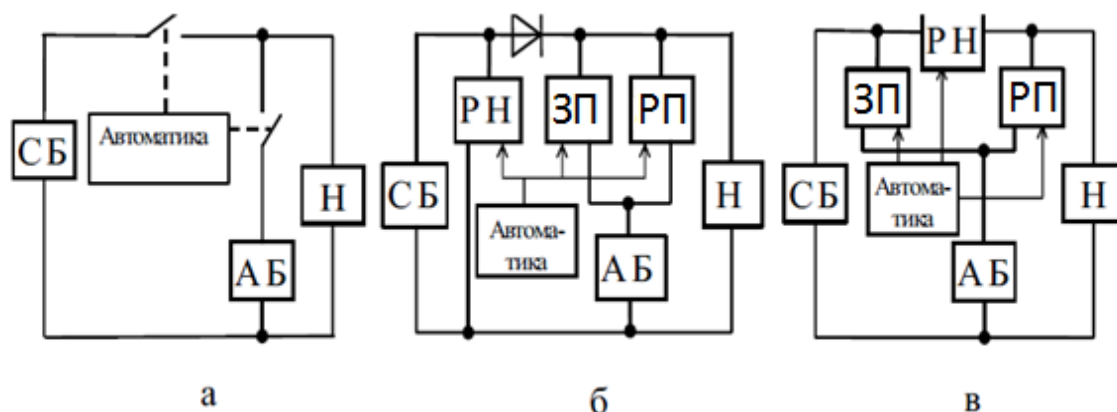


Рис. 1.3. Функціональні схеми систем електропостачання:  
а) з загальними силовими шинами, б) паралельна, в) паралельно-послідовна.

Структура СЕЗ із загальними силовими шинами первинного джерела живлення, накопичувача енергії та навантаження (рис. 1.3,а), була найбільш поширеною на початковому етапі розвитку космічної техніки завдяки своїй високій надійності. У такій системі напруга АБ визначає напругу на СБ і на вихідній шині живлення навантаження (Н), що робить неможливою оптимізацію режиму роботи СБ при зміні умов її експлуатації і значній нестабільності вихідної напруги СЕЗ. Обмеження ж діапазону зміни напруги АБ з метою підвищення стабільності напруги живлення бортових споживачів погіршить енергетичні характеристики АБ, і зменшить її ресурс.

З ускладненням і збільшенням числа вирішуваних автоматичними КА безпосередньо в космосі завдань з'явилась необхідність застосування нових підходів до проектування бортових систем, а значить – переходу до використання централізованих СЕЗ з роздільними силовими шинами СБ-АБ-Н (рис. 1.3, б, в, рис. 1.4), що дозволило узгоджувати режими джерел енергії з навантаженням, і відповідно значно підвищити енергетичну ефективність, знизити масу СЕЗ, збільшити ресурс КА.

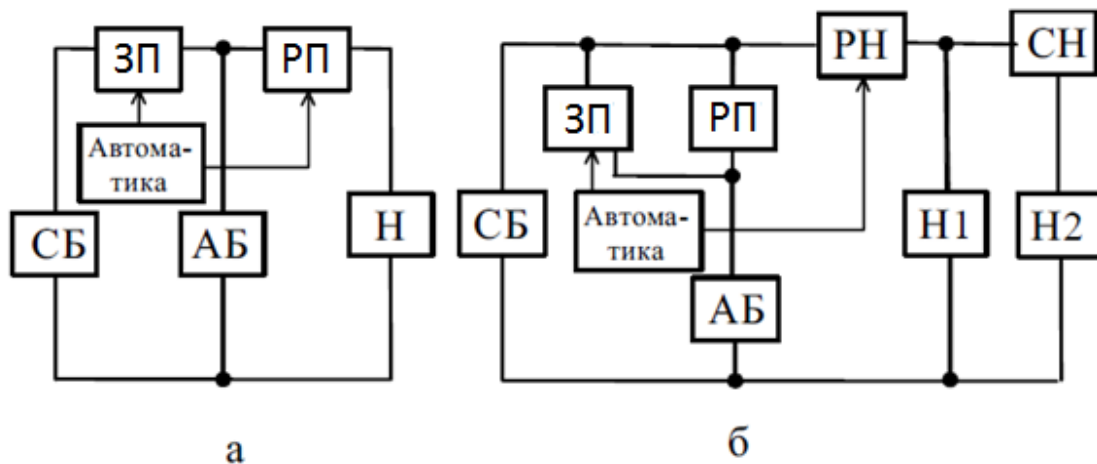


Рис. 1.4. Функціональні схеми систем електропостачання:  
 а) з послідовним з'єднанням ЗП і РП, б) з підключенням ЗП і РП до шини СБ

В такі СЕЗ додатково вводяться зарядні пристрої (ЗП), розрядні пристрої (РП) і регулятори напруги (РН), принципи побудови яких в СЕЗ, виконаних по всіх перелічених структурах, мають багато спільного.

Основний недолік СЕЗ паралельної структури – жорсткий зв'язок в одному напрямку (через діод) шин СБ і навантаження (Н) не дозволяє регулювати напругу СБ в оптимальній робочій точці при зміні умов експлуатації (температура, освітленість, тощо), що різко знижує керованість системи.

У СЕЗ паралельно-послідовної структурі (ППС) шини джерел енергії і навантаження розділені між собою пристроями перетворення (ЗП, РП, РН). Це дає можливість перерозподілу потоків енергії в СЕЗ з будь-якого алгоритму і закону. Система електропостачання стає повністю керованою. Втрати на послідовному ключі регулятора напруги РН компенсуються застосуванням екстремального регулювання потужності СБ і можливістю комутації окремих секцій СБ безпосередньо до шини живлення навантаження.

У СЕЗ виконаних по послідовній структурі (ПС) (рис. 1.4, а) передача енергії від СБ в навантаження завжди здійснюється через два пристрої перетворення (ЗП і РП), тому її використання обмежене і можливе тільки на КА з різкозмінними графіками навантаження та значними тіньовими ділянками, тобто тільки на таких об'єктах, де велика частина енергії повинна спочатку запасатися в АБ, а потім передаватися в навантаження.

На рис. 1.4,б, представлена схема СЕЗ з підключенням ЗП і РП до вхідних шини СБ, яку можна розглядати як похідну паралельно-послідовної структури (рис. 1.3,в). Відмінність полягає в тому, що вихід РП підключений до шини СБ. Таке переключення виходу РП з шини живлення навантаження на шину СБ веде до збільшення втрат енергії в СЕЗ, так як передача енергії від АБ в навантаження здійснюється через два послідовно з'єднаних пристрої - РП і РН. В той же час забезпечуються більш якісні параметри електроживлення, оскільки тільки один регулятор РН стабілізує вихідну напругу. Стабілізатор напруги (СН) забезпечує електроживлення додаткового навантаження малої потужності Н2 з іншим рівнем напруги. Кількість додаткових стабілізаторів напруги СН і шин живлення бортових споживачів з рівнем напруги, відмінним від значення основної стабілізованої шини живлення навантаження Н1, може бути довільною.

Наведені схеми значно уточнюються при розробці структурних та функціональних схем АРК і проведенні енергетичного розрахунку СЕЗ. Також визначається необхідна кількість АБ і секцій СБ, конфігурація АРК, враховується ряд специфічних вимог конкретного КА, обумовлених його функціональним призначенням, конструктивним виконанням, умовами терморегулювання, тощо.

Аналіз всіх базових структурно-функціональних схем дозволяє дійти висновку, що особливу увагу слід приділяти оптимальному взаємозв'язку вихідних параметрів СБ, АБ і різноманітних стабілізуючих пристроїв. Рішення саме цієї задачі дозволить підвищити енергоефективність СЕЗ КА в цілому.

### 1.3. Умови експлуатації сонячних батарей в космосі

В системі енергопостачання КА, сонячна батарея (СБ) виступає джерелом електричної енергії, і складається з напівпровідникових фотоелектричних

перетворювачів (ФЕП) (рис. 1.5), і несучої конструкції, на якій ці перетворювачі встановлено.

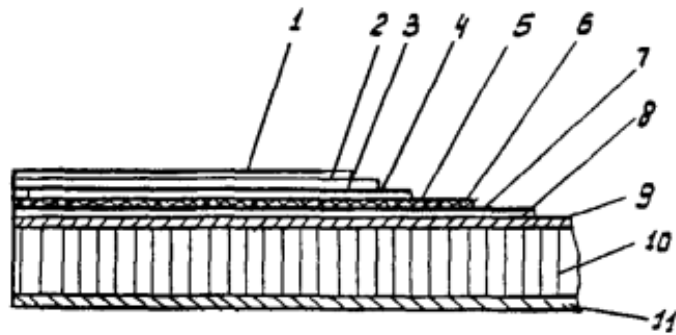


Рис. 1.5. Конструкція кремнієвого фотоперетворювача:

- 1 – противідбивні покриття; 2 – скло; 3 – фільтр ультрафіолетових променів;
- 4 – шар епоксидного клею; 5 – кремній *n*-типу; 6 – кремній *p*-типу; 7 – клей;
- 8 – епоксидна ізоляція; 9,11 – пластини анодованого алюмінію;
- 10 – алюмінієві стільники

Конструкція ФЕП принципово відповідає напівпровідникам, тобто в її складі є дві пластини, одна з яких структурно створена мати надлишок валентних електронів, а друга – їх нестачу (шари *n* і *p*). Ці пластини з'єднані між собою, а на межі їх зіткнення утворюється зона замикаючого шару – *p-n*-перехід. СБ являє собою велику кількість ФЕП, з'єднаних послідовно-паралельно задля забезпечення необхідних значень напруги і сили струму. Їх скріплюють зазвичай внахлест, задля забезпечення послідовного електричного з'єднання. ЕРС окремого ФЕП не залежить від його площі і дорівнює 0,5...0,55 В; струм короткого замикання становить 35...40мА на 1 см<sup>2</sup> площі ФЕП. Струм СБ залежить від умов освітленості і досягає максимуму при перпендикулярному падінні сонячних променів на поверхню СБ.

Середній ККД сучасних СБ становить 8...13%, що відповідає потужності близько 130 Вт на 1 м<sup>2</sup> площі. Температура поверхні СБ при висвітленні сонячним потоком є важливим фактором її експлуатації, адже ККД залежить від зміни температури, зокрема, зі зростання температури понад 25°C відбувається зменшення ККД (рис. 1.6) за рахунок зниження напруги ФЕП.



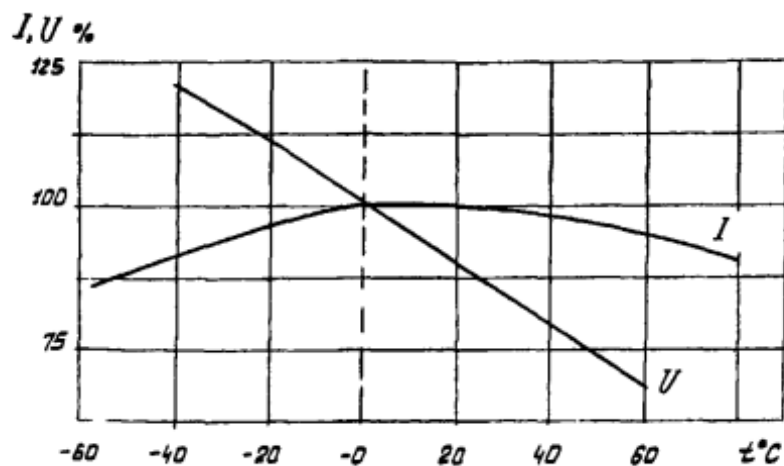


Рис. 1.6. Вплив температури на параметри сонячної батареї

Робоча температура СБ на космічному апараті коливається, як правило, в межах від  $-30$  до  $70$  °C в залежності від зовнішніх теплових потоків, які впливають на батарею. В якості несучої конструкції СБ використовується частина зовнішньої поверхні КА або розкриті жорсткі панелі. Для ефективної роботи СБ необхідна орієнтація на Сонце з похибкою  $10...15^\circ$ . При використанні жорстких панелей це досягається, як правило, при розвороті самого КА. Панелі СБ можуть бути рухомими щодо корпусу КА; в такому виконанні задля досягнення визначених кутів застосовуються автономні електромеханічні системи орієнтації СБ. Також має місце застосування неорієнтованих сонячних батарей, ФЕП яких розташовують на корпусі КА або на виносних панелях так, щоб забезпечити необхідну електричну потужність при будь-якій довільній орієнтації КА. Маса  $1$  м<sup>2</sup> СБ  $7...10$  кг, при чому близько  $40\%$  припадає безпосередньо на масу ФЕП. Потужність СБ може досягати декількох десятків і навіть сотень кіловат. СБ забезпечують енергопостачання бортової апаратури зазвичай спільно з акумуляторною батареєю.

На тривалість роботи СБ впливають різноманітні фактори: метеоритна ерозія погіршує оптичний коефіцієнт їх поверхні, радіаційне випромінювання (в першу чергу при польоті в радіаційному поясі Землі і в результаті сонячних спалахів) знижує фото-ЕРС ФЕП, а вплив термічних ударів, як результат глибокого переохолодження на затінених і нагрівання на освітлених ділянках польоту, руйнує електричну комутацію і вузли кріплення ФЕП.

Серед ефективних мір захисту від сонячних спалахів і радіаційного випромінення, широко використовуються прозорі захисні покриття, легуючі домішки в матеріали ФЕП, тощо. Розроблені СБ, що допускають їх багаторазове охолодження в температурних діапазонах до 150 °С без суттєвого зниження потужності. Ці та інші заходи дозволяють формувати СБ, тривалість роботи яких досягає кількох років

Як вже згадувалось, найбільшого розповсюдження в якості енергоустановок для КА отримали СБ на фотоперетворювачах (ФП) з *n-p*-переходом. Такі ФП переважно виготовляють з циліндричних монокристалів кремнію діаметром 2 см, котрі розрізаються на таблетки розмірами 1x2 см. Окремі елементи товщиною 0,5 мм збирають в модулі по 3...5 елементів в кожному, з модулів монтується сонячна батарея. Вихідна потужність одного ФП становить 50 мВт (напруга 0,45 В, струм 125 мА). Для прикладу, орієнтовна сонячна батарея метеорологічного КА «Німбус», до складу якої входять 11000 таких ФП, має масу 35,5 кг і вихідну потужність 0,5 кВт, тобто їх питомі характеристики відповідають 70кг/кВт.

В даний час СБ є одними з найбільш надійних і досить відпрацьованих енергетичних установок. Їх ресурс і показники потужності дозволяють вважати, що протягом найближчого десятиліття вони будуть широко використовуватися в якості енергетичних установок на ШСЗ, орбітальних космічних станціях і автоматичних КА.

Перспективний розвиток і вдосконалення СБ головним чином зосереджені на:

- Поліпшенні радіаційної стійкості;
- Зниженні питомої маси;
- Підвищенні ККД і питомої потужності;
- Розробці нових матеріалів для ФП з метою поліпшення їх фотоелектричних властивостей.

Основна характеристика СБ – її максимальна вихідна потужність, відмінна від поточної дійсної вихідної потужності, котра в свою чергу залежить від навантаження і впливу навколишнього середовища. Загалом, умови

функціонування сонячних батарей на будь-якому космічному апараті характеризуються п'ятьма факторами:

- Рівнем сонячного опромінення;
- Температурою;
- Обертанням;
- Затемненням апарату;
- Екрануванням (затіненням) окремих сонячних елементів.

#### *Рівень сонячного опромінення*

Цілком закономірно, що максимальне значення вихідної потужності сонячного елемента або батареї змінюється в залежності від рівня опромінення. При зміні рівня опромінення величина вихідного струму змінюється дуже істотно. Зміна вихідної напруги в залежності від рівня опромінення відносно невелика в порівнянні зі зміною вихідного струму. Вихідні параметри потужності СБ безпосередньо вказують на зниження потужності при зменшенні рівня опромінення. У всіх випадках потужність падає до нуля, коли еквівалентна схема сонячного елемента аналогічна схемам ланцюга короткого замикання або розімкнутого контуру.

#### *Температура*

Нормальними для космічного простору є сильні перепади температури. Оскільки сонячні елементи і батареї піддаються коливанням температури, то і вихідна потужність змінюється дуже значно. Як показує практика, при зміні температури напруга змінюється дуже сильно, а сила струму – незначно, в той час як при зміні рівня опромінення ситуація змінюється на протилежну: сила струму варіюється істотно, а напруга залишається практично незмінною. З цього випливає важливий наслідок. Втрати потужності в кабелях і проводах виражаються залежністю  $I^2 \cdot R$ . В результаті зміна сили струму, викликана зміною рівня опромінення, може надавати більш серйозний вплив на загальну ефективність системи, ніж коливання напруги внаслідок перепадів температури.

#### *Обертання*

Незалежно від того, обертається супутник по орбіті навколо небесного тіла, або ж просто переміщається в космічному просторі, на величину вихідної

потужності сонячної батареї впливають і швидкість власного обертання супутника, і періоди затемнення або затінення. Кожен з цих факторів створює складності при моделюванні вихідних характеристик сонячних елементів і батарей.

Рис. 1.7 - 1.8 відображають принцип і результат впливу обертання супутника на вихідну потужність батареї

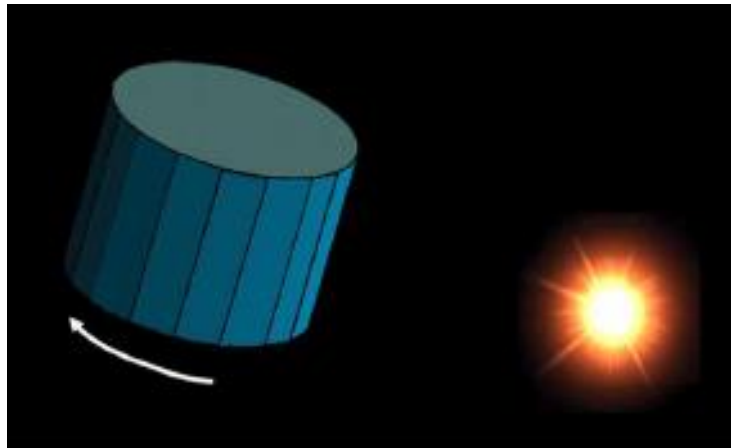


Рис. 1.7. Зміна опромінених сегментів сонячної батареї

На рис.1.7 кожен прямокутний елемент на поверхні супутника відповідає сонячній панелі. В процесі обертання супутника рівень опромінення і температура кожної панелі змінюються в часі, причому частота цих змін залежить від швидкості обертання.

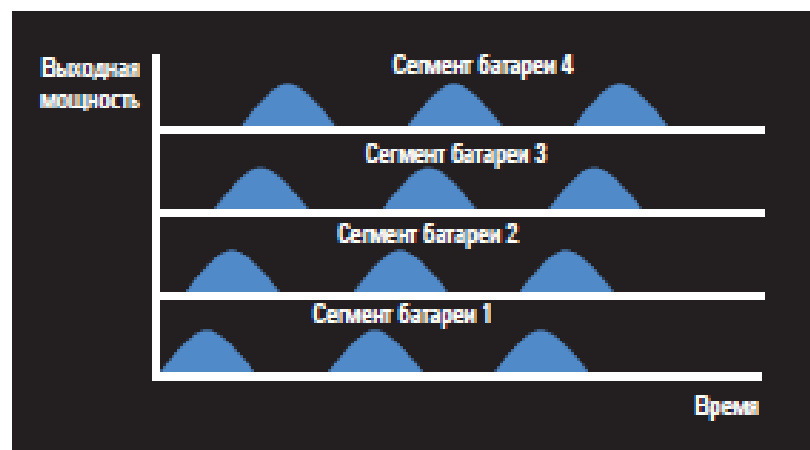


Рис. 1.8. Значення вихідної потужності

Рис.1.8 представляє цикли наростання і спаду вихідного сигналу, які проявляються під час входу і виходу з зони сонячного світла системи з чотирьох панелей.

Фактичне значення потужності залежить від чотирьох чинників: кількості

панелей і їх розміру, швидкості обертання, ступеня нагріву і охолодження, яким піддається кожна панель, і рівня опромінення. Ступінь впливу цих факторів, в свою чергу, залежить від площини орбіти супутника (наприклад, кута нахилу по відношенню до Сонця), відстані від Сонця і напрямку руху космічного апарату щодо Сонця (наближення або віддалення від нього).

### *Затемнення*

Сонячна батарея потрапляє в область затемнення, коли Земля, Місяць або інше небесне тіло знаходиться між апаратом і Сонцем. Тривалість затемнення залежить від площини і радіуса орбіти КА. Швидкість входу в зону затемнення і виходу з неї залежить від швидкості руху космічного апарату по орбіті.

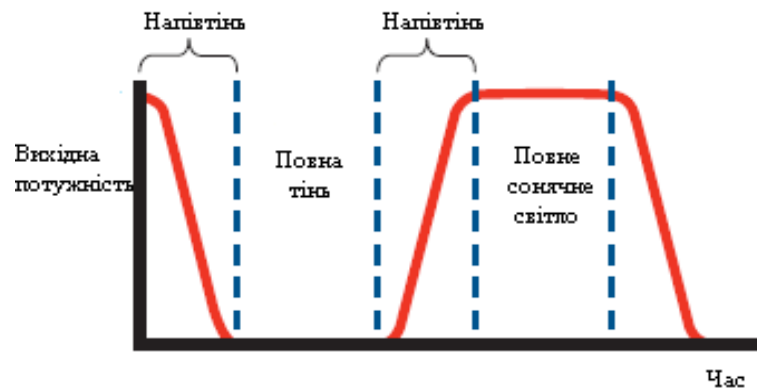


Рис. 1.9. Вихідна потужність

Вихідна потужність змінюється протягом того, як супутник входить, перетинає і залишає область затемнення, а потім знову потрапляє в умови повного сонячного освітлення. На рис.1.9 відображена типова форма вихідного сигналу сонячної батареї в період знаходження супутника в областях повної тіні, півтіні і найбільшій інтенсивності сонячного випромінювання.

Робота в умовах затемнення вимагає спільного використання сонячних батарей і акумуляторів. Акумулятори забезпечують живлення систем в період знаходження супутника в зоні затемнення, а коли космічний апарат знову виходить на сонячне світло, вони перезаряджаються. Для гарантованого безперебійного живлення всіх бортових систем сонячні батареї, регулятори напруги і ланцюги заряду повинні працювати коректно і абсолютно злагоджено. У період затемнення проявляється також і вплив температури. Холодні сонячні батареї ефективніші, ніж теплі. В результаті, максимальна продуктивність

сонячної батареї спостерігається в період часу від моменту її виходу з зони затемнення до входу в область найбільшої інтенсивності сонячного випромінювання. Продуктивність сонячної батареї поступово знижується в період її перебування в умовах максимальної освітленості.

#### *Екранування (затінення) окремих сонячних елементів*

Затінена сонячна батарея частково екранована від сонячних променів (рис.1.10).

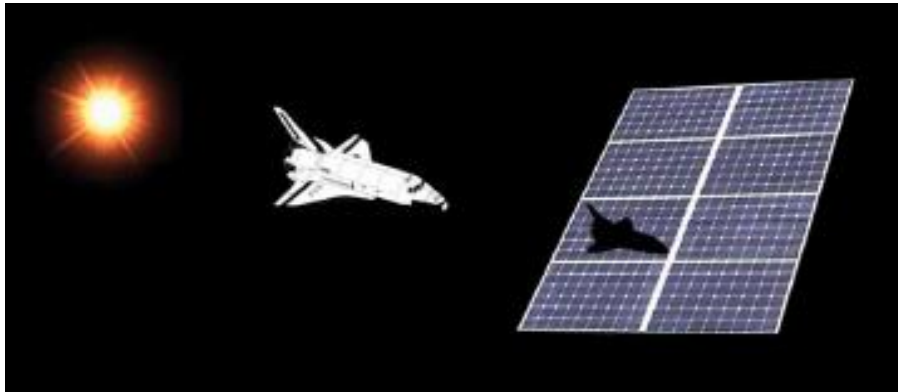


Рис. 1.10. Затінена сонячна батарея

Елементи, що знаходяться в тіні, не виробляють електричний струм, а значить обмежується вихідна потужність сонячної батареї. Затінення окремих сонячних елементів закономірно призводить до зменшення потужності на виході батареї. Слід звернути особливу увагу на те, що ступінь зменшення потужності залежить від фізичної схеми побудови (послідовне або паралельне з'єднання) елементів або сегментів в батареї.

#### 1.4. Роботизовані системи керування сонячними батареями

Створення систем електроживлення є однією з ключових завдань при проектуванні космічних апаратів. Необхідність ефективного використання сонячної енергії багато в чому визначає принципи побудови пристроїв повороту панелей сонячних батарей.

У НВО ПМ накопичено чималий досвід проектування і виробництва пристроїв повороту сонячних батарей (ППСБ). Залежно від типу механічних блоків, всі ППСБ можна розділити на дві конструктивних групи:

- З одним фланцем для обертання одного крила СБ;
- З двома фланцями для обертання двох крил СБ одночасно.

На ранніх етапах, КА для стаціонарної орбіти мали ППСБ, створені на базі колекторних двигунів постійного струму з датчиками поточного становища вихідного валу пристрою у вигляді потенціометрів. Це забезпечувало середній технічний ресурс ППСБ від трьох до п'яти років. У зв'язку з підвищенням енергоозброєності космічних апаратів з 3 до 10-12кВт і збільшенням вимог по ресурсу до 12-15 років, з'явилася необхідність розробки і виробництва ППСБ нового покоління. В першу чергу був здійснений перехід від використання колекторних двигунів постійного струму до безконтактних електродвигунів – крокових і вентильно-керованих. Це дозволило реалізувати функціонально більш повні пристрої. Заміна потенціометричного датчика кута обертовим трансформатором забезпечила гарантований технічний ресурс ППСБ п'ять років і зменшила похибку визначення кутового положення вихідного вала, а отже і панелей СБ до  $2,5^\circ$ . Для КА «SESAT» було досягнуто значення похибки вимірювання кутового положення панелей сонячних батарей не більше  $1^\circ$ , для «ГЛОНАСС-М» – не більше  $0,15^\circ$ , для «ГЛОНАСС-К» – не більше  $0,08^\circ$ . Для КА «Радуга» ППСБ складається з двох механічних блоків (МБ) і двох електронних блоків (ЕБ). МБ кожного крила СБ забезпечує передачу електроенергії потужністю до 1,5 кВт по двом силовим кільцям з максимальним струмом через кожне кільце 45А.

Для передачі сигналів управління і телеметричної інформації в ППСБ вбудовані 24 слабкострумівих кільця; в ньому використовуються два вентильних електродвигуна ДБ-8 (основний і резервний). За штатної експлуатації даний тип ППСБ забезпечує поворот крила СБ зі швидкістю, яка трохи перевищує орбітальну, і двічі на добу (при кутах  $0$  і  $180^\circ$ ) за сигналами контактних датчиків відбувається зупинка панелей СБ для занулення помилки. У початкових режимах при розкритті панелей батарей і при нештатних ситуаціях для прискореної орієнтації сонячних панелей використовується підвищена швидкість. Інформація про поточний стан панелей СБ знімається з потенціометричного датчика.

Для КА «Потік» вперше у вітчизняній практиці в складі ППСБ було застосовано кроковий електродвигун ДШ-40 і реалізовано цифровий інформаційний канал визначення поточного кутового положення панелей СБ на

базі обертового трансформатора типу 2,5Вт. Цей пристрій забезпечує одночасний поворот двох крил СБ і розрахований на передачу  $\approx 4,5$ кВт електроенергії. Електронний блок управління забезпечує як управління електродвигуном, так і отримання інформації з кутових датчиків. В даному типі ППСБ використовується свердловинний режим управління: цикл управління становить одну годину, протягом 10-15 хвилин якого здійснюється обертання СБ зі швидкістю  $1,2^\circ/\text{хв}$  і 45-50 хвилин – зупинка приводу. Недоліком такого управління є наявність великих збурюючих динамічних моментів під час режиму пуск-зупинка. Зовнішній вигляд механічних блоків представлений на рис. 1.11.

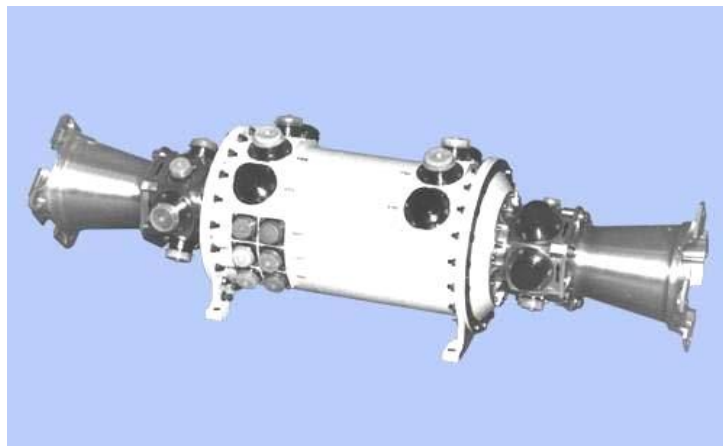


Рис. 1.11. Механічний блок ГЛОНАСС-М

З розвитком роботизації систем орієнтації сонячних батарей було розроблено варіант роботизації електроприводу орієнтації сонячних батарей на базі мікроконтролера PIC16F873A для малого космічного апарату. Таке виконання пристрою управління дозволяє контролювати орієнтацію сонячних батарей на Сонце, їх температуру і освітленість, виконувати безперервне регулювання потужності сонячних батарей в оптимальній робочій точці ВАХ, управляти процесом заряду і розряду акумуляторної батареї, управляти стабілізацією напруги на шинах навантаження, повідомляти бортовий цифровій обчислювальній машині про аварійні режими і позаштатні ситуації. Крім того, у зазначеному пристрої управління реалізовано автономний режим роботи - «привід стеження».

Зазвичай управління системою орієнтації (СО) сонячної батареї КА здійснюється бортовою цифровою обчислювальною машиною (БЦОМ) і іноді



вимагає участі людини. Подібний спосіб управління передбачає необхідність управління по радіоканалу, а значить і наявність приймально-передавального пристрою (ППП). Крім того, для узгодження інтерфейсу між БЦОМ і електромеханічним приводом (ЕМП) в системі має бути пристрій перетворення (ПП). Для зворотного зв'язку виконавчого механізму з БЦОМ необхідна наявність датчиків. Роботизований спосіб управління застосовує локальний мікроконтролер – пристрій управління (ПУ), який дозволяє розвантажити БЦОМ, розширити функціональні можливості системи, збільшити її надійність (шляхом скорочення електронних компонентів) і зменшити її вартість. Подібний спосіб управління дозволяє зменшити участь людини в роботі системи і як наслідок, усуває потребу постійної підтримки радіоканалу.

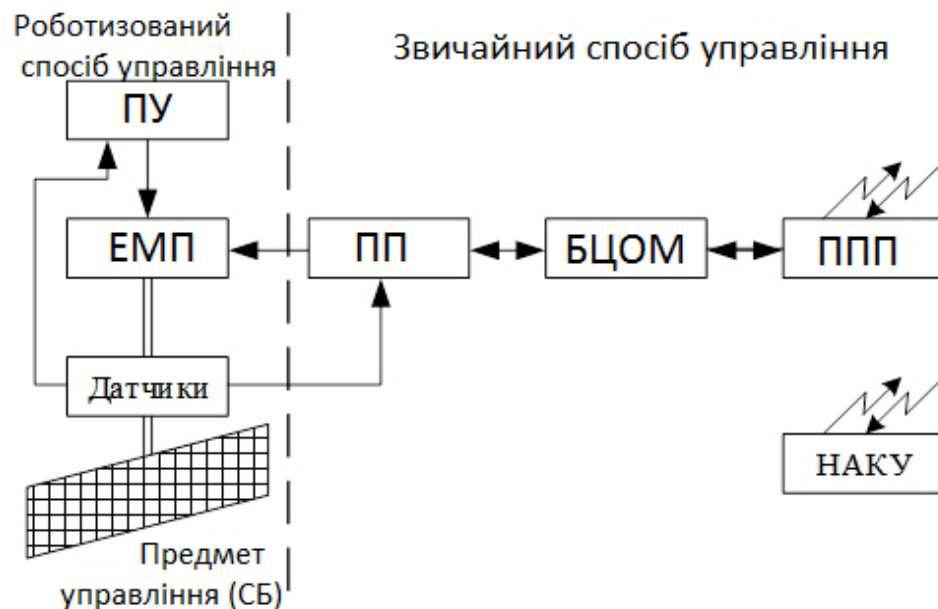


Рис. 1.12. Взаємозв'язок компонентів роботизованої системи керування

Цифрові системи керування з програмованими мікроконтролерами докорінно змінили властивості керуючої і регулюючої апаратури, розширили їх функціональні можливості по адаптації до експлуатаційних умов, гнучкості алгоритмів управління і захисту від аварійних режимів. Важливою особливістю сучасних мікроконтролерів є також можливість їх перепрограмування на місці, тобто вже після встановлення на друковану плату. Разом з тим, системи автоматичного управління на мікроконтролерах відносяться до цифрових суто нелінійних систем з квантуванням за рівнем і за часом і з запізненням в контурі корекції управляючого впливу.

Рис.1.13 являє приклад структурної схеми СО СБ з керуванням на базі мікроконтролера та цифровим електроприводом. При цьому функції пристрою управління на мікроконтролері істотно розширені, наприклад, за допомогою датчика освітленості (ДО) і датчика температури (ДТ) вимірюються відповідно освітленість і температура СБ. Датчик освітленості вступає в роботу для первинної орієнтації КА на Сонце, тобто в режимі «закрутка», котрий дозволяє визначити місце розташування СБ з максимальною освітленістю для поповнення енергії АБ, витраченої при пуску.

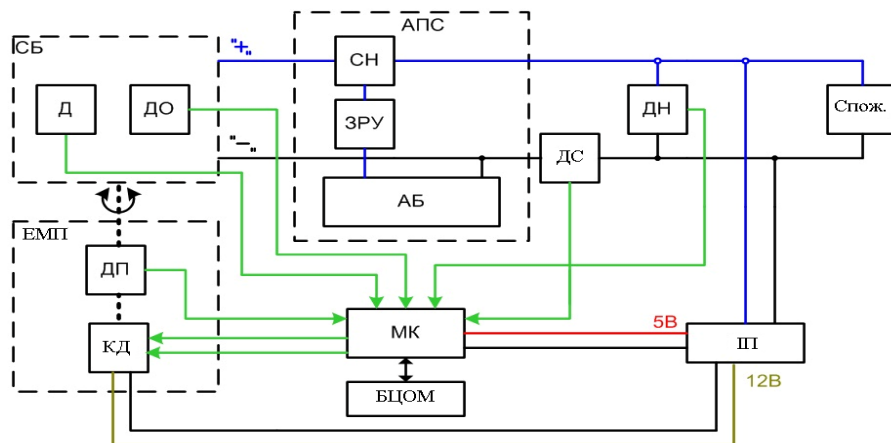


Рис. 1.13. Структура роботизованої СО СБ

Оперативна програмованість (можливість зміни параметрів після встановлення в пристрій) мікроконтролерів дозволяє коректування програми управління відповідно виникненню збурюючих факторів, що може бути пов'язано, наприклад, з деградацією елементів системи електропостачання. Функція коригування програми управління може бути покладена на БЦОМ, якій достатньо на короткий час перевести мікроконтролер з режиму роботи в режим програмування.

Ще однією особливістю мікроконтролерів є наявність вбудованої пам'яті, як оперативної, так і незалежної, що дозволяє зберігати поточний і заданий стан контрольованих параметрів, а також відновлювати поточний режим роботи при збоях. Безсумнівною перевагою мікроконтролерів є і економічне енергоспоживання. У режимі роботи вони споживають струм порядку десятків міліампер, а в режимі очікування – одиниці мікроампер. Залежно від виду орбіти КА мікроконтролер може знаходитися в режимі очікування більшу частину часу і

активуватись по перериванню для опитування датчиків і (при необхідності) зміни положення СБ, що в умовах дефіциту енергії є досить актуальним.

До сукупності переваг використання мікроконтролерів в бортовій і наземній апаратурі додається можливість реалізації цифрового електромашинного привода (ЕМП) на базі крокового двигуна (КД), котрий має ряд визначних переваг: прецизійне позиціонування, повний момент в режимі зупинки, можливість оперативного управління, легкість регулювання швидкості обертання в широкому діапазоні, простота узгодження з простими схемами управління, висока надійність пов'язана з відсутністю щіток, а однозначна залежність положення ротора від кількості керуючих імпульсів забезпечує позиціонування без зворотного зв'язку, що вигідно відрізняє КД від інших типів двигунів, що застосовуються в СО СБ.

### 1.5. Постановка задач

Сонячні батареї на КА працюють в складних умовах, оскільки піддаються дії різноманітних зовнішніх впливів, таких як різкі перепади температури, затемнення, радіаційні впливи, тощо. З метою уникнення важких технічних рішень для забезпечення максимальної потужності, необхідно розробити систему з екстремальним навантаженням, що значно покращить роботу СБ.

Виходячи з цього, метою роботи є розробка самоналагоджувальної системи автоматичного регулювання потужності сонячних батарей космічного апарату, яка гарантуватиме стабільну роботу системи енергозабезпечення космічного судна.

Завданням проекту є:

- Виконати аналіз сфер застосування космічної техніки;
- Виконати аналіз систем енергозабезпечення космічних апаратів;
- Дослідити умови експлуатації в космосі сонячних батарей;
- Дослідити роботизовані системи керування сонячними батареями;
- Визначити основні характеристики сучасних сонячних батарей;
- Обґрунтувати і вибрати систему автоматичного регулювання потужності сонячних батарей;
- Розробити систему екстремального керування потужністю батарей.

## 2. ВИБІР СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО РЕГУЛЮВАННЯ ПОТУЖНОСТІ СОНЯЧНИХ БАТАРЕЙ

### 2.1. Визначення основних характеристик сонячних батарей

Сонячна батарея є головним генератором енергопостачання космічних апаратів. Для високих навантажень на КА використовують СБ з максимальною вихідною потужністю. Цей параметр підвищується шляхом збільшення кількості спільно закріплених фотоелементів і модулів, що входять до складу єдиної сонячної батареї.

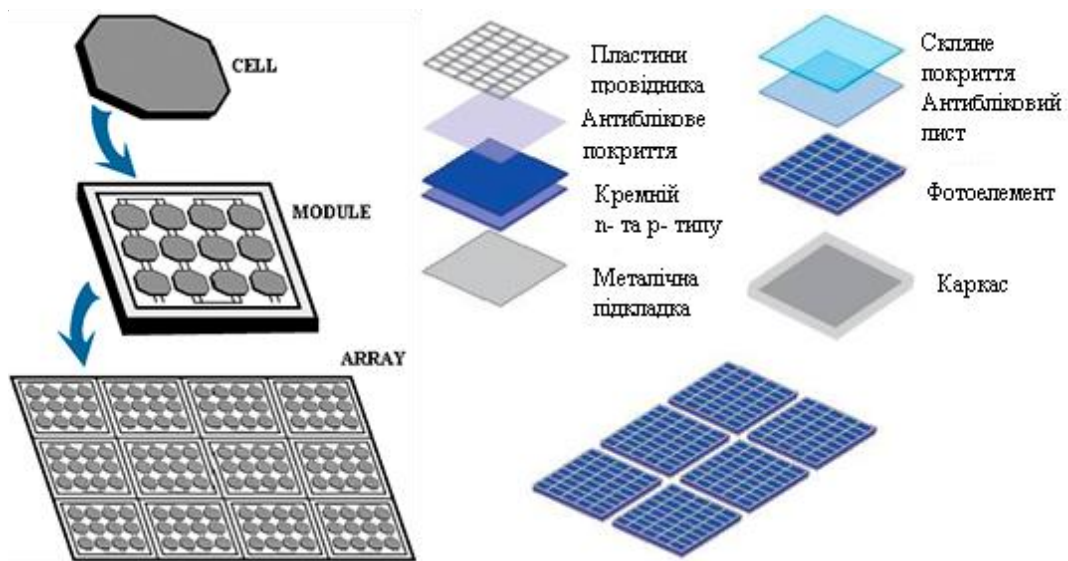


Рис. 2.1. Побудова сонячних батарей

Сонячна батарея складається з фотоелементів, з'єднаних послідовно-паралельно. Всі фотоелементи розташовуються на каркасі з непровідних матеріалів. Така конфігурація дозволяє збирати сонячні батареї з необхідними напруго-струмовими характеристиками. Кожен фотоперетворювач являє собою систему з двох напівпровідників з р- і n-шарами, що знаходяться в тісному контакті один з одним. Перехідна зона між цими областями носить назву електронно-дірковий, або р-n-перехід. Надлишок вільних електронів в n-області намагатиметься взаємо дифундувати з надлишком дірок в р-області (теплова самодифузія).

<b>КАФЕДРА АКІК</b>				<b>НАУ 21 06 45 000 ПЗ</b>			
Розроб.	Рудь А.А.			<i>Система автоматичного регулювання потужності сонячних батарей космічного апарату</i>	Літ.	Арк.	Аркушів
Керівник	Аблесімов О.К.					28	61
Консульт.					<b>151      ФАЕТ</b>		
Н.контр.	Тупіцин М.Ф.						
Зав.кафедри	Синеглазов В.М.						

Така дифузія носіїв заряду заряджає р-область напівпровідника негативно, а n-область – позитивно. Протягом цього процесу, дірки і електрони у вигляді двох шарів об'ємних зарядів накопичуються у р-n-переході, що створює різницю потенціалів між шарами. Утворене цими об'ємним зарядами електричне поле буде перешкоджати подальшій самодифузії основних носіїв струму через р-n-перехід.

Наявність потенційного бар'єру дозволяє електронно-дірковому переходу розділяти головним чином дифундовані до нього неосновні надлишкові носії струму. В результаті такого поділу в n-області кристалу будуть накопичуватися надлишкові електрони, а в р-області – надлишкові дірки. Скупчення надлишкових електронів в n-області і дірок в р-області фотоперетворювача буде призводити до компенсації об'ємного заряду, зосередженого у р-n-переході, тобто до утворення електричного поля, протидіючого вже наявному там полю. Світлове електричне поле заряджає шар р-типу позитивно, а шар n – негативно. Між р- і n- областями пластинки виникає фото-ЕРС. Концентрація утворених світлом надлишкових носіїв у р-n-переході, а отже, і величина фото-ЕРС, залежать від інтенсивності світлового потоку і величини навантажувального опору  $R_H$ , включеного в зовнішній ланцюг фотоперетворювача.

Розімкнення ланцюга фотоперетворювача ( $R_H = \infty$ ), відображене на рис. 2.2, призведе до накопичення всіх розділених переходом носіїв струму поблизу р-n-переходу. Це компенсує потенційний бар'єр на переході на максимально можливу величину, створюючи максимальне значення фото-ЕРС, що дорівнює напрузі холостого ходу  $U_{xx}$ .

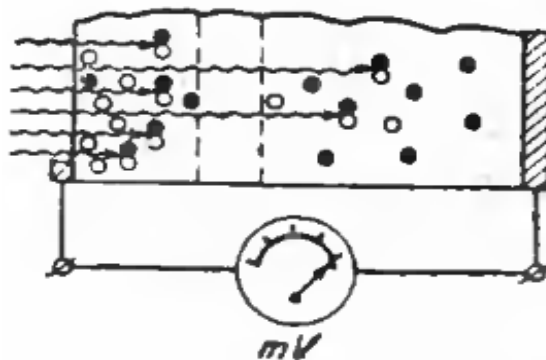


Рис. 2.2. Режим холостого ходу

Коротке замикання фотоперетворювача ( $R_H = 0$ , рис. 2.3) дозволить надлишковим розділеним бар'єром носіям струму циркулювати через коротко замкнутий ланцюг, створюючи максимально можливе значення струму – струм короткого замикання  $I_{кз}$ . Скупчення надлишкових зарядів у р-п-переході не виникає, і фото-ЕРС перетворювача дорівнює нулю.

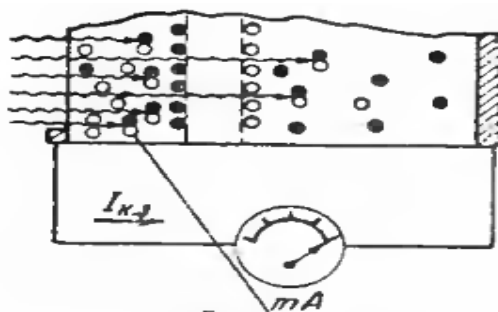


Рис. 2.3. Режим короткого замикання

Замикання перетворювача на певний кінцевий опір  $R_H$  (рис. 2.4) призведе до того, що частина розділених переходом надлишкових носіїв заряду витратить свою енергію на зниженні потенційного бар'єру у р-п-переході (створенні напруги  $U_H$ ), а залишок носіїв утворить струм  $I_H$  через навантаження.

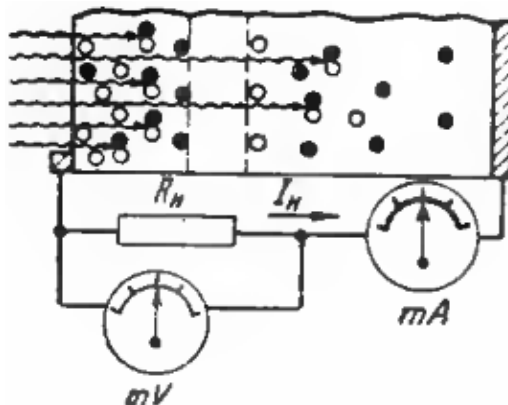


Рис. 2.4. Режим при навантаженні

На базі розімкнутого ланцюга (рис. 2.2), визначимо величину фото-ЕРС ( $U_{xx}$ ):

$$I_{с.в.} - I_{н.р.} \left( \frac{q \cdot U_{xx}}{e^{k \cdot t}} - 1 \right) = 0 \quad (2.1)$$

де  $I_{н.р.}$  – зворотній струм насичення;

$I_{с.в.}$  – струм, генерований перетворювачем при освітленні;

$q$  – заряд електронів ( $1,6 \cdot 10^{-19}$ КГ);

$t$  – абсолютна температура;

$k$  – стала Больцмана;

$$U_{xx} = \frac{k \cdot t}{q} \ln\left(\frac{I_{c.v.}}{I_{n.p.}} + 1\right) \quad (2.2)$$

Для випадку замкнення перетворювача на зовнішній опір  $R_H$  в праву частину рівняння (2.1) слід вписати струм  $I_H$ , що тече через опір. Тоді напруга на фотоперетворювачі знизиться до  $U_H$ , тож

$$I_{c.v.} - I_{n.p.} (e^{\frac{qU_H}{k \cdot t}} - 1) = I_H \quad (2.3)$$

Звідси

$$U_H = \frac{k \cdot t}{q} \ln\left(\frac{I_{c.v.} - I_H}{I_{n.p.}} + 1\right) \quad (2.4)$$

Формули (2.3) і (2.4) є загальними рівняннями навантажувальної характеристики фотоперетворювача.

Залежність між струмом, що протікає через навантаження  $I_H$ , і напругою на затискачах фотоперетворювача  $U_H$  в сталому режимі визначають відповідно до рівняння (2.3) має вигляд:

$$I_H = I_{c.v.} - I_{n.p.} (e^{\frac{qU_H}{k \cdot t}} - 1) \quad (2.5)$$

Рис. 2.5 відображає криву вольт-амперної характеристики (ВАХ) відповідно рівнянню (2.5)

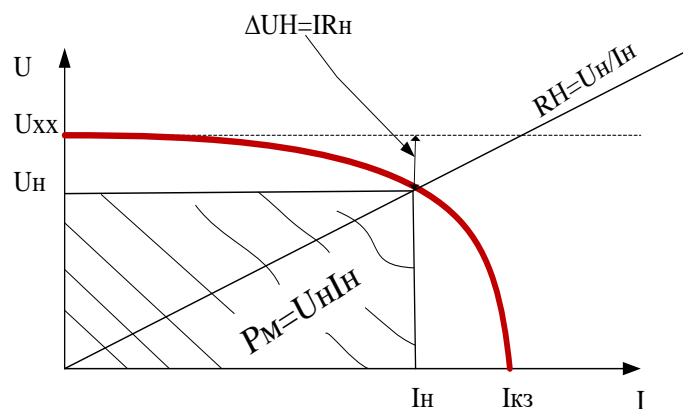


Рис. 2.5. Вольт-амперна характеристика фотоперетворювача

Графік відображає залежність у випадку, коли р-п-перехід виступає в ролі джерела струму, а зовнішній ланцюг – як навантажувальний опір, причому різні точки характеристики відповідають різним опорам навантаження  $R_H$ . Точка, що лежить на осі напруги, відповідає розімкненому зовнішньому ланцюгу ( $R_H = \infty$ ;

$I_H=0$ ), і відображає напругу холостого ходу  $U_{xx}$ . На осі струмів ( $R_H = 0$ ) лежить точка, що відповідає струму короткого замикання  $I_{кз}$ . Якщо освітлений перетворювач замкнутий на певний опір  $R_H$ , то в ланцюзі встановлюється струм  $I_H$ , величина якого визначається якістю перетворювача, інтенсивністю освітлення і величиною опору навантаження.

Виділена на навантаженні потужність  $P$  визначається добутком  $I_H U_H$ , котрому на рис. 2.5 відповідає площа заштрихованого прямокутника. Для одного й того самого перетворювача при певній освітленості величина потужності  $P$  залежить від величини опору навантаження. Найбільша потужність виділяється на навантаженні при деякому оптимальному її значенні  $R_{опт}$ , яке відповідає найбільшому ККД перетворення світлової енергії в електричну. Для кожного перетворювача є своє значення  $R_{опт}$ , величина якого залежить від якості, розміру робочої поверхні і ступеня освітленості. Максимальна потужність перетворювача буде тим більшою, чим вищі струм короткого замикання  $I_{кз}$ , і напруга холостого ходу  $U_{xx}$ , а також чим ближче форма навантажувальної кривої (в робочій області) наближається до прямокутної.

З рівняння для  $I_H$  можна визначити  $I_{кз}$  і  $U_{xx}$ . Допустивши що  $U_H = 0$  ( $R_H = 0$ ), отримаємо:

$$I_H = I_{кз} = I_{с.в.} \quad (2.6)$$

Допустивши, що  $I_H = 0$  ( $R_H = \infty$ ), вирішуємо рівняння відносно  $U_H$  і отримуємо:

$$U_H = U_{xx} = \frac{k \cdot t}{q} \ln\left(\frac{I_{с.в.} - I_H}{I_{н.р.}} + 1\right) \quad (2.7)$$

Рис.2.6 відображає спрощену еквівалентну схему ідеального фотоперетворювача

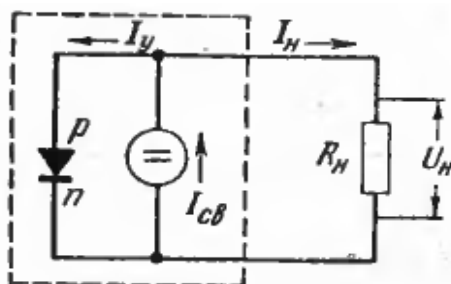


Рис. 2.6. Еквівалентна схема ідеального фотоперетворювача



На цій схемі фотоперетворювач зображений у вигляді системи, обведеної пунктирною лінією. Здатність перетворювача створювати струм  $I_{св}$  під дією світла відображена введенням в схему генератора постійного струму, а здатність проводити струм лише в одному напрямку – введенням діода, нечутливого до впливу світла.

Через такий діод проходить зворотний струм витоку  $I_y$ , що складається з потоку основних носіїв заряду через р-п - перехід. Струм  $I_y$  можна визначити з формули вольт-амперної характеристики р-п – переходу:

$$I_y = I_{н.р.} (e^{\frac{q \cdot U_H}{k \cdot T}} - 1) \quad (2.8);$$

а зі схеми на рис. 2.6 видно, що:

$$I_{с.в.} = I_y + I_H \quad (2.9),$$

Тобто лише частина генерованих світлом носіїв струму може проходити через навантаження, в той час як інша, рівна  $I_y$ , втрачається.

Спрощена еквівалентна схема не враховує опір, наявний в реальному приладі, котрий може бути двох видів:

- послідовний опір фотоперетворювача  $R_H$ , що включає опір контактів і безпосередньо опір напівпровідникового матеріалу з якого його виготовлено;
- паралельний (шунтуючий) опір фотоперетворювача  $R_{ш}$ , утворений за рахунок наявності зворотного опору р-п-переходу.

Схема на рис. 2.7 відповідає реальному фотоперетворювачу

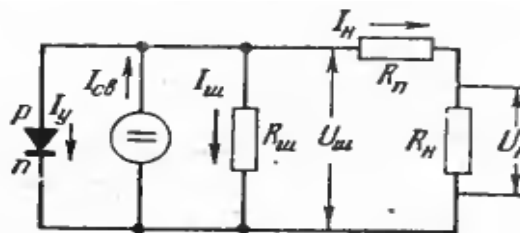


Рис. 2.7. Еквівалентна схема реального фотоперетворювача

Опір  $R_H$  включається послідовно з опором навантаження  $R_H$ , що відповідає втраті частини ЕРС, розвинутої фотоперетворювачем.

Ця втрата відповідає

$$\Delta U = I_H \cdot R_H \quad (2.10)$$

При фіксованій величині  $R_{\text{п}}$  величина  $\Delta U$  залежить від опору навантаження  $R_{\text{н}}$ . Максимальні втрати спостерігаються в режимі короткого замикання ( $R_{\text{н}} = 0$ ), тоді

$$\Delta U = I_{\text{к.з}} \cdot R_{\text{п}}. \quad (2.11)$$

Опір  $R_{\text{ш}}$  включено паралельно ланцюгу  $R_{\text{н}}$ -  $R_{\text{п}}$ , що призводить до проходження частиною генерованого перетворювачем струму через опір  $R_{\text{ш}}$  в обхід  $R_{\text{н}}$  і  $R_{\text{п}}$ . Таким чином, наявність  $R_{\text{ш}}$  створює втрати по струму  $I_{\text{ш}}$ , які обернено пропорційні величині  $R_{\text{ш}}$ .

Аналітичний вираз ВАХ реального фотоперетворювача виводиться за допомогою співвідношення

$$I_{\text{с.в.}} = I_{\text{у}} + I_{\text{ш}} + I_{\text{н}}, \quad (2.12)$$

де  $I_{\text{с.в.}}$  – струм, генерований перетворювачем при освітленні;

$I_{\text{н}}$  – струм зовнішнього ланцюга;

$I_{\text{у}}$  – зворотній струм через р-п-перехід;

$I_{\text{ш}}$  – струм через опір  $R_{\text{ш}}$ , що шунтує р-п-перехід;

Еквівалентна схема з рис. 2.7 дозволяє знайти

$$I_{\text{ш}} = \frac{U_{\text{ш}}}{R_{\text{ш}}} = \frac{U_{\text{н}} + I_{\text{п}} \cdot R_{\text{п}}}{R_{\text{ш}}}, \quad (2.13)$$

$$I_{\text{у}} = I_{\text{н.р.}} \cdot (e^{\frac{q \cdot U_{\text{ш}}}{k \cdot t}} - 1) = I_{\text{н.р.}} \cdot (e^{\frac{q \cdot (U_{\text{н}} + I_{\text{п}} \cdot R_{\text{п}})}{k \cdot t}} - 1). \quad (2.14)$$

Підставивши ці значення у вираз (2.12), отримуємо

$$I_{\text{н}} = I_{\text{с.в.}} - I_{\text{н.р.}} \cdot (e^{\frac{q \cdot (U_{\text{н}} + I_{\text{п}} \cdot R_{\text{п}})}{k \cdot t}} - 1) - \frac{U_{\text{н}} + I_{\text{п}} \cdot R_{\text{п}}}{R_{\text{ш}}}. \quad (2.15)$$

Логарифмуючи (2.15), маємо:

$$U_{\text{н}} = \frac{k \cdot t}{q} \left[ \ln \left( \frac{I_{\text{с.в.}} - I_{\text{н}}}{I_{\text{н.р.}}} - \frac{U_{\text{н}} + I_{\text{п}} \cdot R_{\text{п}}}{R_{\text{ш}}} + 1 \right) \right] - I_{\text{п}} \cdot R_{\text{п}}. \quad (2.16)$$

Нарешті, потужність реального фотоперетворювача при навантаженні дорівнюватиме

$$P = I_{\text{н}} \cdot U_{\text{н}} = I_{\text{н}} \left[ \frac{k \cdot t}{q} \ln \left( \frac{I_{\text{с.в.}} - I_{\text{н}}}{I_{\text{н.р.}}} + 1 \right) \right] - I_{\text{н}} \cdot R_{\text{п}}. \quad (2.17)$$

Формула (2.17) показує, що на потужність сонячної батареї впливають як струм, так і напруга на навантаженні, від яких вона знаходиться в прямій залежності.

Розглянемо характеристики сонячної батареї. Для зняття ВАХ до освітленої батареї під'єднується змінний резистор, за допомогою якого збільшуватимемо навантаження; вимірюємо струм що подається на резистор і напругу на сонячній батареї. Схему для зняття ВАХ відображає рис. 2.8.

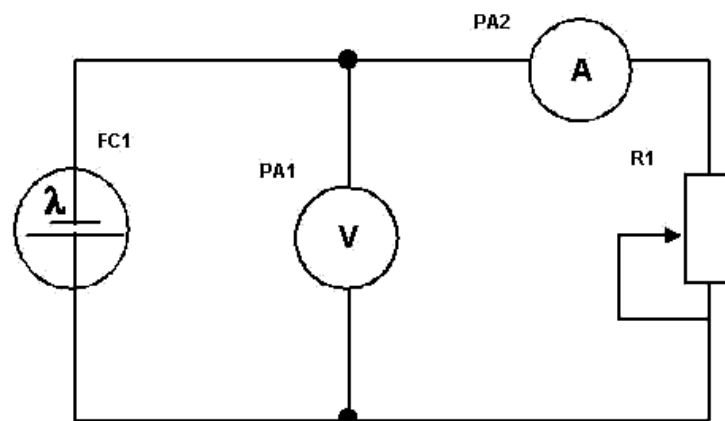


Рис. 2.8. Схема для зняття ВАХ СБ

При роботі сонячної батареї без навантаження, напруга фото-ЕРС на ній складає близько 10,5В, що відповідає холостому ходу сонячної батареї. При підключенні навантаження і подальшому зменшенні його опору, струм в навантаженні почне збільшуватися. Напруга на навантаженні при цьому почне знижуватися. Напруга приблизно 8,79В на навантаженні є оптимальним режимом роботи сонячного елемента. Збільшення відбору струму знижує напругу на сонячному елементі, а генерований струм, залишається практично незмінним. Подача більш великого навантаження знижує робочу напругу, що й відображено на рис. 2.9.

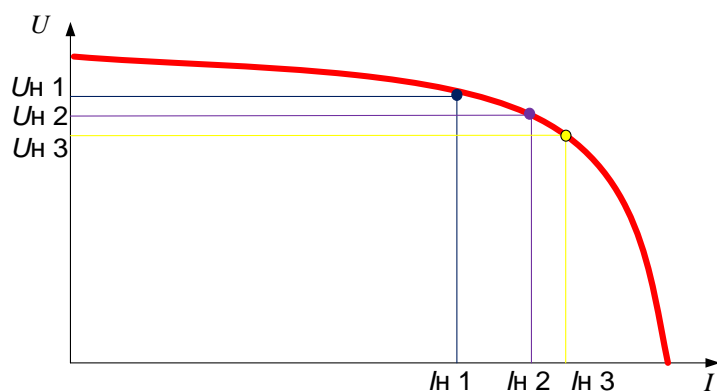


Рис. 2.9. ВАХ сонячної батареї

Для кожного навантаження визначаються певні оптимальні і робочі значення напруги і струму навантаження. ВАХ на рис.2.9 однозначно вказує на спад робочої напруги при збільшенні навантаження, що в свою чергу впливає на потужність, що віддається (відповідно до (2.17)). Формула дозволяє отримати вольт-ватну характеристику (ВВХ), висвітлену на рис. 2.10 поруч із ВАХ.

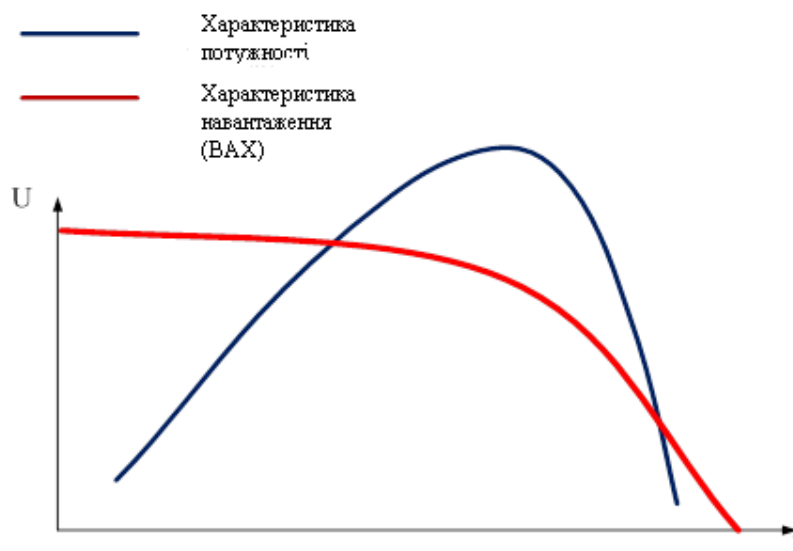


Рис. 2.10. Характеристики сонячної батареї

Рисунок показує, що оптимальна напруга досягається за максимальної потужності – у повній відповідності до екстремуму ВВХ. При цьому зміна навантаження зовнішнього ланцюга визначає положення екстремуму і його рівень. Такий вплив зумовлює необхідність введення системи автоматичного керування, як повинна буде, відповідно до екстремумів ВВХ, визначати оптимальні значення навантажень і при зміні умов роботи підтримувати визначений екстремум.

## 2.2. Обґрунтування і вибір типу системи керування потужністю сонячних батарей

Аналіз характеристик сонячних батарей дозволяє зробити висновок щодо їх екстремальності. В цьому випадку для автоматичного регулювання потужності батарей може бути запропонована адаптивна система керування.

До адаптивних систем автоматичного керування належать ті САУ, що здатні змінювати структуру і параметри регулятора у відповідності до змін зовнішніх умов і властивостей об'єкта керування, забезпечуючи тим самим необхідну якість управління.

У загальному випадку, критерій якості таких САУ, так само як і критерій оптимальності, є функціоналом, залежним від векторів стану системи.

Функціональну схему узагальненої адаптивної системи автоматичного керування відображено на рис. 2.11.

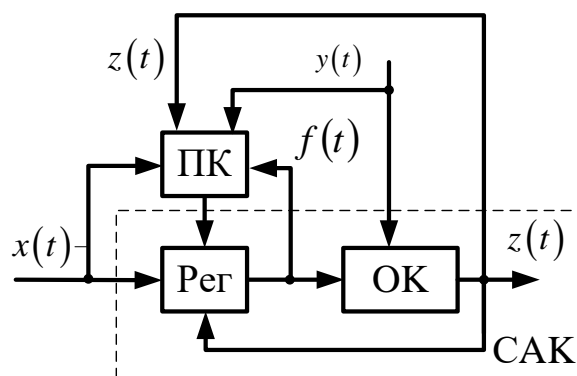


Рис. 2.11. Функціональна схема адаптивної системи

Система складається з двох контурів:

- Основний контур керування, у вигляді системи автоматичного керування (САК), до складу якого входять регулятор (Рег) та об'єкт керування (ОК), охоплені зворотнім зв'язком;

- Вторинний контур керування, представлений пристроєм керування автоматичною адаптацією (ПК), який отримує інформацію про сигнал керування  $x(t)$ , регульовану координату  $z(t)$  основної САК, сигнали регулятора  $f(t)$  і зовнішніх збуреннях  $y(t)$ , що діють на об'єкт керування.

Паралельно з тим, як САК вирішує свою основну задачу (наприклад стабілізацію ОК), пристрій керування автоматичною адаптацією виконує

налаштування регулятора САК – відслідковує зміну умов функціонування системи і, за необхідності, змінює параметри або структуру регулятора задля забезпечення бажаної якості процесу управління.

Таким чином, контур адаптації утворює другий рівень керування – для нього основна САК виступає як об’єкт керування. Функціональну схему вторинного контуру адаптації наведено на рис. 2.12.

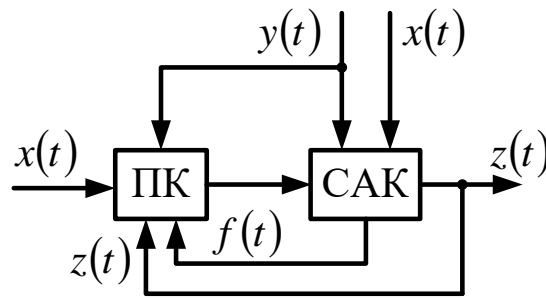


Рис. 2.12. Функціональна схема вторинного контуру адаптації

На рис.2.13 відображена класифікація адаптивних систем автоматичного управління.

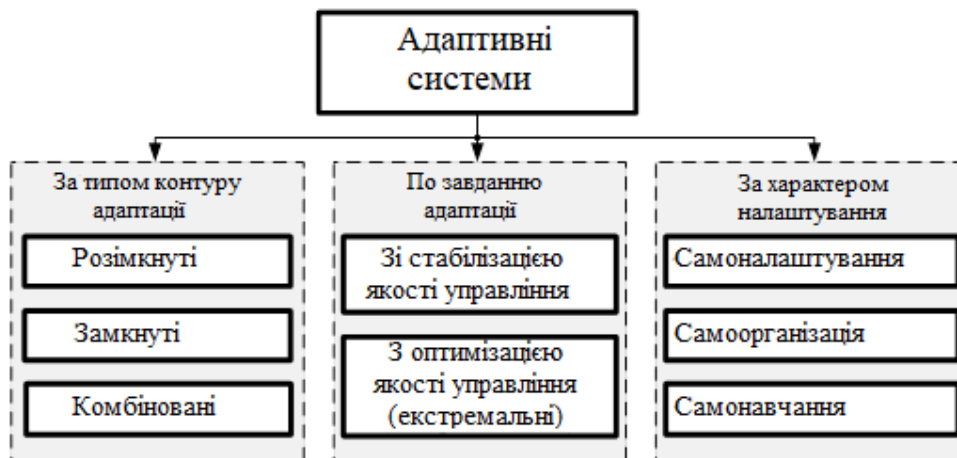


Рис. 2.13. Класифікація адаптивних САУ

Відповідно до наведеної класифікації адаптивна система може виконуватись з розімкнутим, замкненим, або комбінованим контурами адаптації.

Прикладом розімкнених контурів є контури по сигналу керування  $x(t)$  або зовнішніх збурень  $y(t)$  (рис. 2.11). Замкнуті контури представлені контурами по сигналу регулятора  $f(t)$  і регульованої координати  $z(t)$  тобто, як і в більшості випадків, реалізуються по регульованій координаті САК.

Структурні схеми систем з розімкненим і замкненим контурами адаптації представлені на рис. 2.14 - 2.15 відповідно.

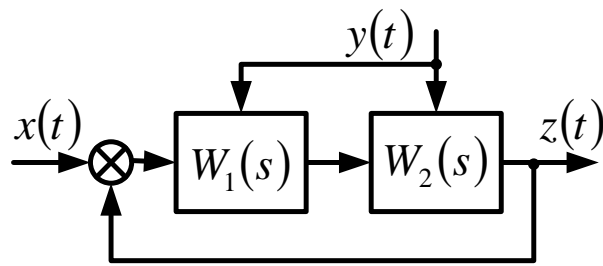


Рис. 2.14. Система с розімкненим контуром адаптації

Згідно схемі рис.2.14, еквівалентна передатна функція системи з розімкненим контуром адаптації має вигляд

$$W(s) = \frac{W_1(s) \cdot W_2(s)}{1 + W_1(s) \cdot W_2(s)}. \quad (2.18)$$

Зрозуміло, що задля забезпечення сталого значення функції  $W(s)$ , необхідне виконання умови  $W_1(s) \cdot W_2(s) = \text{Const}$ , тому передатна функція регулюючого пристрою повинна змінюватись відповідно до алгоритму

$$W_1(s) = \frac{W_{10}(s) \cdot W_{20}(s)}{W_2(s)}. \quad (2.19)$$

де  $W_{10}(s), W_{20}(s)$  – передатні функції системи у початкового стані.

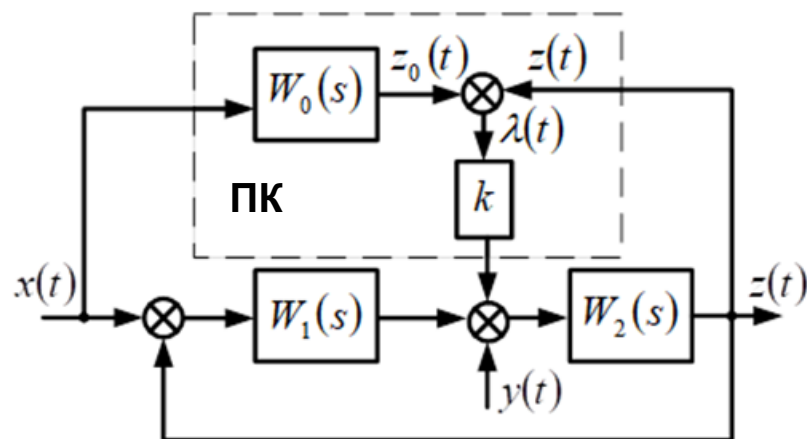


Рис. 2.15. Система із замкнутим контуром адаптації

На рис.2.15, пристрій керування ПК контуру адаптації включає в себе еталонний фільтр з передатною функцією  $W_0(s)$  рівній бажаній передатній функції основної САК, пристрій порівняння (суматор) регульованої координати  $z(t)$  з вихідною величиною  $z_0(t)$  еталона і підсилювач з коефіцієнтом посилення  $k$ .

Регулятор має передатну функцію  $W_1(s)$ . Об'єкт керування  $W_2(s)$  піддається впливу зовнішніх збурень  $y(t)$ . Сигнал  $\lambda(t)$  розузгодження регульованої координати і еталона після посилення надходить на об'єкт керування з передатною функцією  $W_2(s)$ .

Після приведення сигналів  $z(t)$  до суматору на вході  $W_2(s)$  об'єкта керування, знаходимо передатні функції системи

по сигналу керування

$$W_x(s) = \frac{W_1(s) + kW_0(s)}{1 + W_1(s)W_2(s) + kW_2(s)} W_2(s), \quad (2.20)$$

по збурюючому впливу

$$W_y(s) = \frac{W_2(s)}{1 + W_1(s)W_2(s) + kW_2(s)}. \quad (2.21)$$

Обираючи достатньо високий коефіцієнт підсилення  $k = k_m$ , тобто забезпечуючи умови  $k_m W_2(s) \gg 1 + W_1(s)W_2(s)$  і  $\frac{1}{k_m} \rightarrow 0$ , знаходимо рівняння адаптивної системи

$$z(t) \approx W_0(s)x(t) - \frac{1}{k_m} y(t) \approx W_0(s)x(t). \quad (2.22)$$

Таким чином, попри зміну зовнішніх впливів, що діють на систему, регульована координата залишається близькою до еталонної.

Залежно від характеру налаштування регулятора основної САК, котре виконується пристроєм керування, адаптивні системи поділяють на три групи: з самоналаштуванням, з самоорганізацією і з самонавчанням.

Принципово, перші дві групи відрізняються тим, що системи з самоналаштуванням забезпечують адаптацію виключно за рахунок зміни параметрів регулятора основної САК, а в системах з самоорганізацією змінюються як параметри, так і структура регулятора.

Системи з самонавчанням покликані накопичувати і аналізувати інформацію про поведінку основної САУ, а також корегувати алгоритми управління задля



підвищення його якості. Такі системи утворюються з використанням кількох рівнів (контурів) адаптації, кожен з котрих вдосконалює алгоритм роботи попереднього (нижчого) рівня.

Залежно від задачі адаптації, розрізняють системи зі стабілізацією якості керування і з оптимізацією якості керування.

Перша група систем підтримує необхідний рівень якості основної САУ відповідно до обраного критерію, а друга виконує складнішу задачу – пошук і подальшу підтримку оптимального рівня якості основної САУ відповідно до обраного критерію.

Рівень якості керування САК визначається максимумом або мінімумом обраного критерію  $J$  його оцінки, котрий може залежати від вхідних впливів  $f(t)$  об'єкта керування, параметрів  $a_j$  налаштування регулятора САК, часу  $t$ , тощо

Введемо узагальнене позначення  $\mu \equiv f; a_j; t$  для змінних параметрів системи автоматичного керування. Рис.2.16 відображає можливі екстремальні навантажувальні характеристики  $J = f(\mu)$

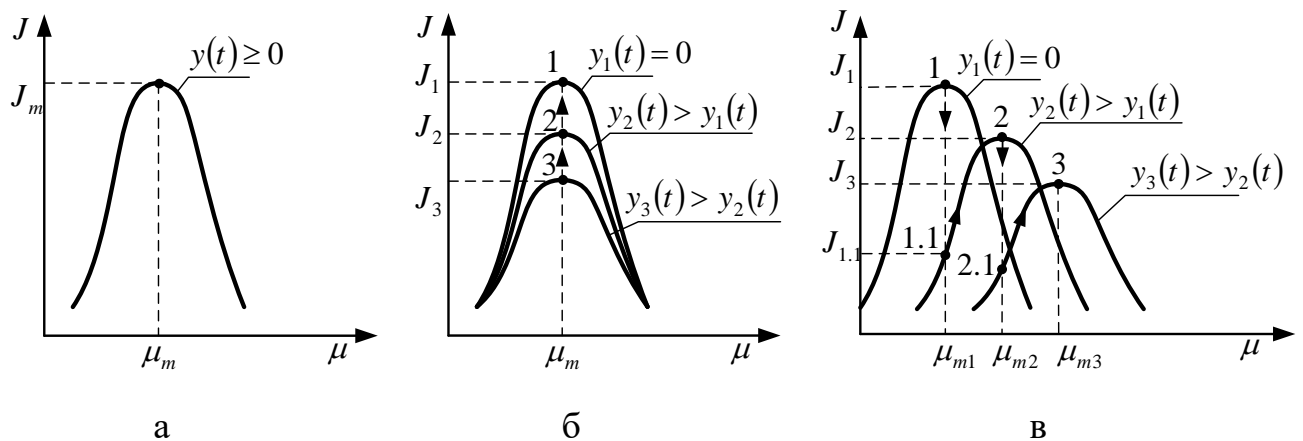


Рис. 2.16. Екстремальні характеристики САК:

а – без зсуву; б – зсув по вертикалі; в – зсув по горизонталі

Якщо екстремум критерія якості (рис.2.16.а) постійний ( $J_m = \text{Const}$ ), і відповідає певному значенню  $\mu_m = \text{Const}$  варійованого параметра при зміні збурюючих впливів  $y \geq 0$  у всьому можливому діапазоні, то використання адаптивних систем буде недоцільним, оскільки задачу підтримки заданої якості

керування  $J_m$  із необхідною точністю здатна вирішити звичайна САК при забезпеченні попереднього налаштування  $\mu_m$ .

Якщо екстремум критерію якості відповідає постійному значенню  $\mu_m = \text{Const}$ , але змінює свої рівні  $J_3 < J_2 < J_1$  при зміні збурюючих впливів  $y_3(t) > y_2(t) > y_1(t)$  (рис.2.16.б), доцільним буде використання систем зі стабілізацією якості управління.

В таких умовах, відповідно до прийнятого критерію оцінки якості, наприклад  $J_1$ , робочі точки 2 і 3 наблизатимуться до робочої точки 1, котра визначає екстремум якості стабілізації. Таке завдання вирішується використанням адаптивної системи (рис.2.15) з еталонним фільтром. Відповідно до рівняння (2.22), отримуємо

$$z(t) \Big|_{y(t)=y_1(t)\dots y_n(t)} \approx W_0(s)x(t). \quad (2.23)$$

Також можна використати і адаптивну систему з розімкненим контуром адаптації по впливам збурення  $y(t)$ , відповідно до рис. 2.17.

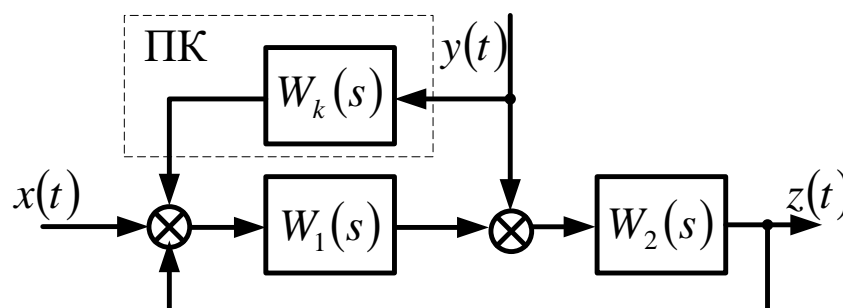


Рис. 2.17. Структурна схема адаптивної САК

Виходячи із структурної схеми, отримуємо рівняння руху системи:

$$z(t) = \frac{W_1(s)W_2(s)}{1 + W_1(s)W_2(s)} x(t) + \left( \frac{W_1(s)W_k(s) - 1}{1 + W_1(s)W_2(s)} \right) W_2(s) y, \quad (2.24)$$

де  $W_k(s)$  – передатна функція пристрою підсилення контуру адаптації.

Рівняння (2.24) приходить до вигляду (2.23) за дотримання умов

$$W_k(s) = \frac{1}{W_1(s)}, \text{ або } W_k(s) \approx \frac{1}{k_1}.$$

Рис.2.16.в відповідає випадку, коли при зміні впливів збурення  $y_3(t) > y_2(t) > y_1(t)$  екстремуми якості змінюються як за рівнем  $J_3 < J_2 < J_1$ , так і за напрямком, тобто відповідають різним значенням варійованого параметру системи  $\mu_{m3} > \mu_{m2} > \mu_{m1}$ . В таких умовах використовують адаптивні системи з оптимізацією якості управління, також відомі в спеціальній літературі як системи екстремального управління (СЕК).

Щоб зрозуміти принцип оптимізації якості управління, звернемося до екстремальних характеристик САУ, показаних на рис. 2.16.в.

Припустимо, що за відсутності збурюючих впливів  $y_1(t) = 0$ , критерій якості САК досягав екстремуму  $J_1$  при варійованому параметрі  $\mu_{m1}$  – у відповідності з робочою точкою 1 екстремальних характеристик.

В момент збільшення впливів збурення  $y_2(t) > y_1(t)$ , екстремальна характеристика зміщується вправо, що зменшить значення критерію якості при значенні варійованого параметру  $\mu_{m1}$  до рівня  $J_{1.1} < J_1$ , тобто до робочої точки 1.1 екстремальних характеристик. Значення критерію якості в цій робочій точці менше екстремального значення критерію якості  $J_{1.1} < J_2$ .

Щоб забезпечити оптимізацію якості керування – досягти екстремального значення критерію якості  $J_2$  при  $y_2(t) > y_1(t)$ , необхідно змінити варійований параметр системи так, щоб він досяг значення  $\mu_{m2}$ . На рис. 2.16.в даній умові відповідає робоча точка 2 екстремальних характеристик.І

Подальше збільшення впливів збурення  $y_3(t) > y_2(t)$  повторює процес – робоча точка 2 зміщується в точку 2.1, а значить задля забезпечення екстремуму критерію якості  $J_3$ , необхідно збільшити варійований параметр до значення  $\mu_{m3}$  – перемістити робочу точку 2.1 в точку 3.

При зменшенні впливів збурення, екстремум критерію якості забезпечується шляхом зміни варійованого параметру у зворотному напрямку

Аналіз характеристик сонячних батарей показує, що для автоматизованого регулювання їх потужності доцільно використовувати адаптивні системи з

оптимізацією якості керування. Вони забезпечуватимуть адаптацію до умов експлуатації СБ у космічному просторі, дозволяючи отримувати від батарей максимальну потужність.

### 2.3. Аналітичне конструювання системи екстремального керування потужністю сонячних батарей

Функціональна схема системи екстремального керування (СЕК), запропонованої для сонячних батарей космічного апарату, відображена на рис. 2.18, і включає в себе датчик потужності батареї (ДП), генератор пробних сигналів G і синхронний детектор СД. Процеси пошуку і підтримки оптимального рівня якості, виконувані СЕК, проілюстровано на рис.2.19-2.21.

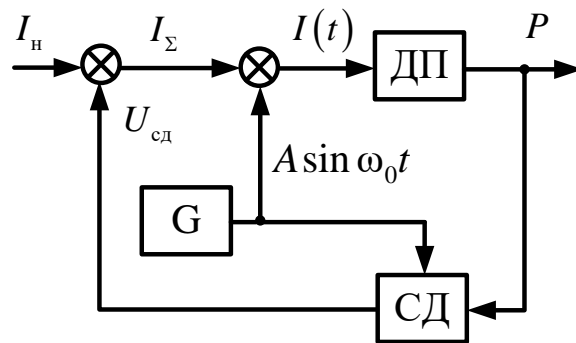


Рис.2.18. Функціональна схема системи екстремального керування

Критерієм якості  $J \equiv P$  виступає потужність батареї, варійованим параметром  $\mu \equiv I_n$  – струм навантаження.

Вплив  $U(t)$  формується (рис. 2.18, 2.19.а) поєднанням двох сигналів: сигналу регулятора  $I_\Sigma = \text{Const}$  і пробного гармонійного сигналу  $A \cdot \sin(\omega_0 \cdot t)$  невеликої амплітуди ( $A \ll I_\Sigma$ ), котрий продукується генератором G

$$I(t) = I_\Sigma + A \cdot \sin(\omega_0 \cdot t). \quad (2.25)$$

Сигнал  $I_\Sigma = \text{Const}$  визначає положення робочої точки 1 на екстремальній характеристиці системи (рис. 2.19.а).

Реакцію системи на складний сигнал (2.25) можна представити як ряд Тейлора

$$P(I_\Sigma + A \sin \omega_0 t) = P(I_\Sigma) + \left. \frac{dP}{dI} \right|_{I=I_\Sigma} \cdot A \sin \omega_0 t, \quad (2.26)$$

або знайти графоаналітичним методом (рис. 2.19.а).

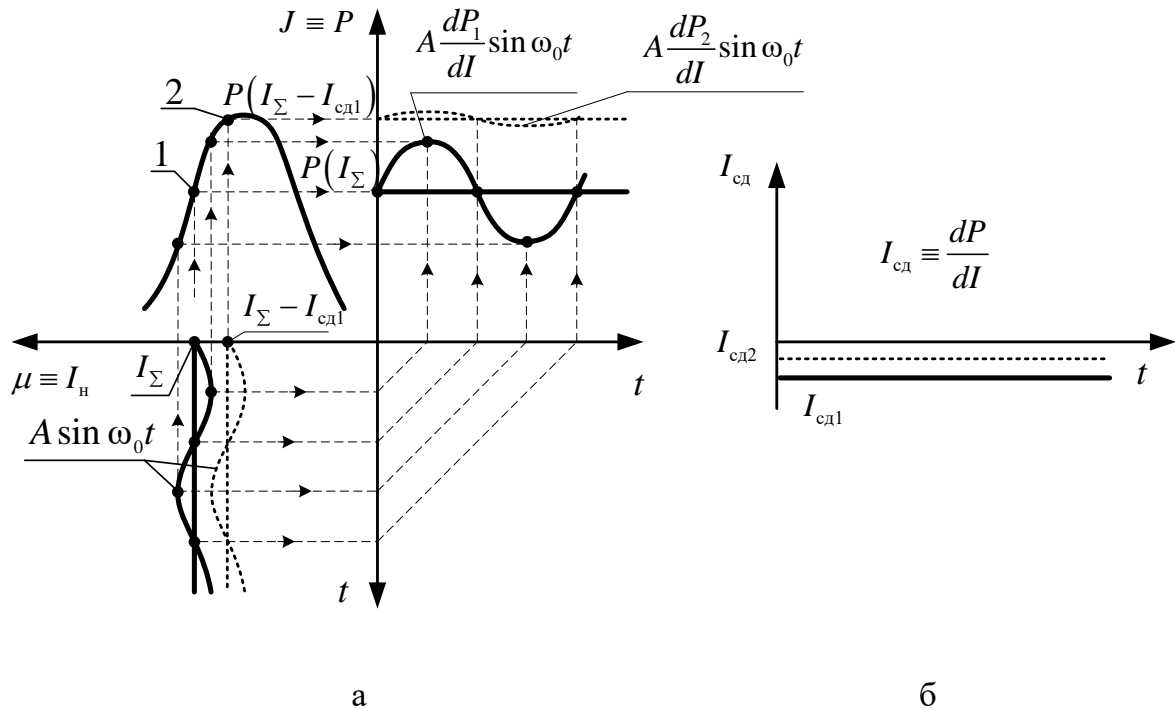


Рис. 2.19. Процес пошуку оптимального рівня потужності

В таких умовах, вихідний сигнал, котрий відповідає сигналу регулятора  $I_{\Sigma} = \text{Const}$ , буде постійним  $P(I_{\Sigma}) = \text{Const}$ , а його амплітуду визначатиме положення робочої точки 1.

При цьому, гармонійна складова вихідного сигналу  $P$ , відповідно до (2.26), буде пропорційною його похідній по сигналу  $I(t)$ , а її фаза – знаку цієї похідної.

На рис. 2.19.а амплітуду гармонійної складової  $P$  позначено  $A \frac{dP_1}{dI}$ , а її фаза рівна нулю  $\varphi = 0^0$ , у відповідності до похідної в околі робочої точки  $1 \sim \frac{dP}{dI} < 0$ .

Синхронний детектор СД виділяє з основного вихідного сигналу  $P$  гармонійну складову  $A \frac{dP_1}{dI} \sin \omega_0 t$ , перетворюючи її в постійний сигнал (рис. 2.19.б), рівень котрого  $I_{сд1}$  пропорційний похідній  $\frac{dP_1}{dI}$ , а полярність визначена фазою гармонійної складової (в розглянутому випадку, фазі  $\varphi = 0^0$  відповідає мінусова полярність «-»).

Сигнал синхронного детектора подається (рис. 2.18) на вхід регулятора, що зменшує сигнал  $I_{\Sigma}$  до значення  $I_{\Sigma} - I_{\text{сд1}}$ . Робоча точка 1 зміщується (рис.2.19.а) в положення 2 зі швидкістю, що пропорційна  $\frac{dP_1}{dI}$ .

Оскільки вихідний сигнал системи відповідає сигналу регулятора, то він збільшується до значення  $P(I_{\Sigma} - I_{\text{сд1}})$ . Амплітуда гармонійної складової сигналу  $P$  зменшується до значення  $A \frac{dP_2}{dI}$ , за рахунок зменшення крутизни екстремальної характеристики в околі робочої точки 2. Фаза залишається незмінною –  $\varphi = 0^0$ .

Пропорційно зменшенню амплітуди гармонійної складової  $A \frac{dP_2}{dI}$ , сигнал СД, зберігаючи полярність, зменшується до значення  $I_{\text{сд2}}$ . Це призводить до зменшення сигналу регулятора до значення  $(I_{\Sigma} - I_{\text{сд1}} - I_{\text{сд2}})$  і руху робочої точки до екстремуму зі швидкістю, пропорційною  $\frac{dP_2}{dI} < \frac{dP_1}{dI}$ .

Цей процес триває в часі доти, доки значення сигналу регулятора не прирівняється  $I_m$ , коли робоча точка досягне піку екстремальної характеристики.

В момент досягнення екстремуму Extr (рис.2.20), вихідний сигнал досягне максимального значення  $P(I_m)$ , а амплітуда гармонійної складової знизиться до нуля, оскільки в точці екстремуму  $\frac{dP}{dI} = 0$ . Відповідно, сигнал на виході СД також стає рівним нулю  $I_{\text{сд}} = 0$ .

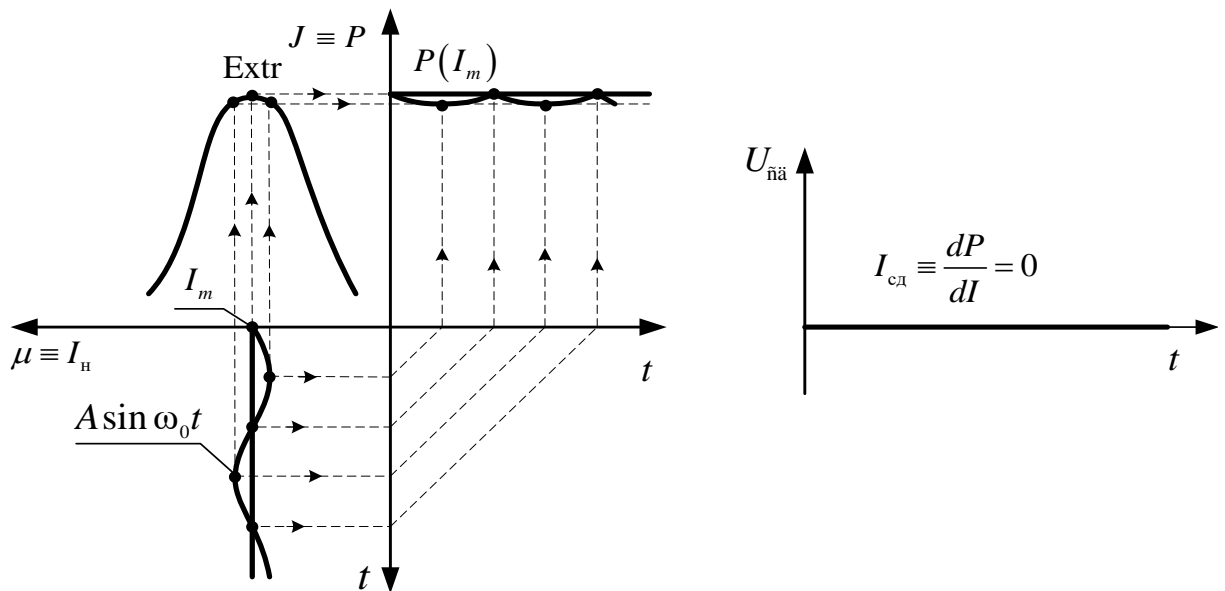


Рис. 2.20 Момент досягнення екстремуму робочою точкою

Зміна умов функціонування системи може привести до зміщення екстремальної характеристики ліворуч, тобто робоча точка 1 опиниться на правій її гілці (рис. 2.21).

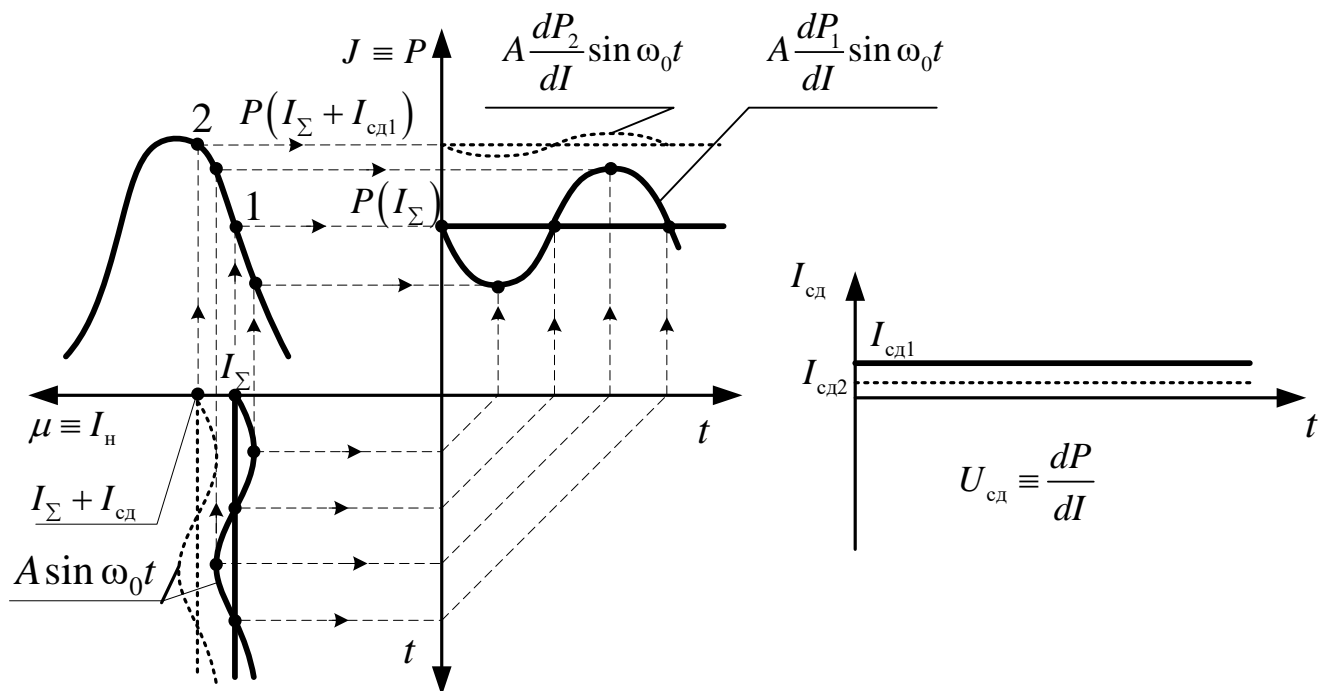


Рис. 2.21. Процес пошуку оптимуму якості при зміщенні характеристики

Процеси пошуку і підтримки оптимального рівня якості відрізнятимуться від вищеписаних лише зміною фази гармонійної складової  $A \frac{dP_1}{dI}$  вихідного сигналу

$P$  на значення  $\varphi = 180^\circ$ , у відповідності до похідної  $\frac{dP}{dI} > 0$  в околі точки 1. Це змінить полярність вихідного сигналу синхронного детектора на «+», і, як наслідок, до зростання сигналу виходу регулятора ( $I_\Sigma + I_{сд1}$ ). Рух робочої точки 1 відбуватиметься в напрямку екстремуму зліва праворуч.

Описані процеси дозволяють ідентифікувати СЕК як систему з регулюванням по відхиленню похідної регульованої координати по керуючому впливу об'єкта керування від нульового значення.

Вибір похідної  $\frac{dP}{dI}$  як величини СЕК зумовлено тим, що вона характеризує швидкість руху робочої точки до екстремуму, і рівність цієї величини нулю відобразить досягнення робочою точкою максимуму екстремальної характеристик



### 3. ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМИ ЕКСТРЕМАЛЬНОГО КЕРУВАННЯ

Основне завдання організації і проведення експериментальних досліджень полягало в перевірці теоретичних положень про можливість автоматичного підтримання вихідної координати об'єкта керування з екстремальною навантажувальною характеристикою на оптимальному рівні при зміні зовнішніх збурень.

#### 3.1. Моделювання об'єкта керування

Для досліджень була організована модель об'єкта керування, яку наведено на рис.3.1.

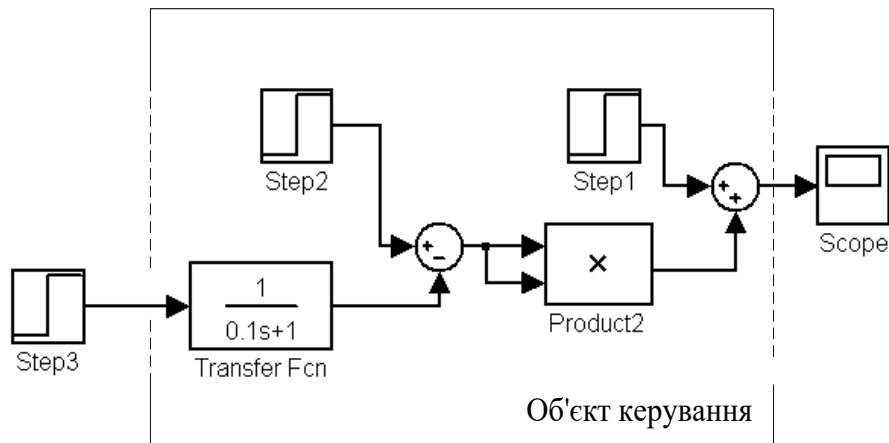


Рис. 3.1 Модель об'єкту керування

Компоненти об'єкта управління охоплені пунктирним контуром. Зовнішні впливи формуються в вигляді східчастих сигналів джерелом Step3. Реєстрація динаміки поведінки об'єкта управління здійснювалася на осцилографі Score.

Після запуску процесу моделювання, на екрані осцилографу фіксувалася перехідна характеристика об'єкта керування. Дослідника цікавили які встановилися значення вихідної координати об'єкта керування при зміні зовнішніх впливів в діапазоні  $y(t) = 0,1,2,3,4,5,6,7,8$ .

<b>КАФЕДРА АКІК</b>				<b>НАУ 21 06 45 000 ПЗ</b>			
Розроб.	Рудь А.А.			<i>Система автоматичного регулювання потужності сонячних батарей космічного апарату</i>	Літ.	Арк.	Аркушів
Керівник	Аблесімов О.К.					49	61
Консульт.					<b>151      ФАЕТ</b>		
Н.контр.	Тупіцин М.Ф.						
Зав.кафедри	Синеглазов В.М.						

Результати були зведені в таблицю 3.1.

Таблиця 3.1

$y(t)$	0	1	2	3	4	5	6	7	8
$z(t)$	23	16	11	8	7	8	11	16	23

На підставі отриманих даних будувалася навантажувальна  $z = f(y)$  характеристика об'єкта керування. Характеристику наведено на рис.3.2.

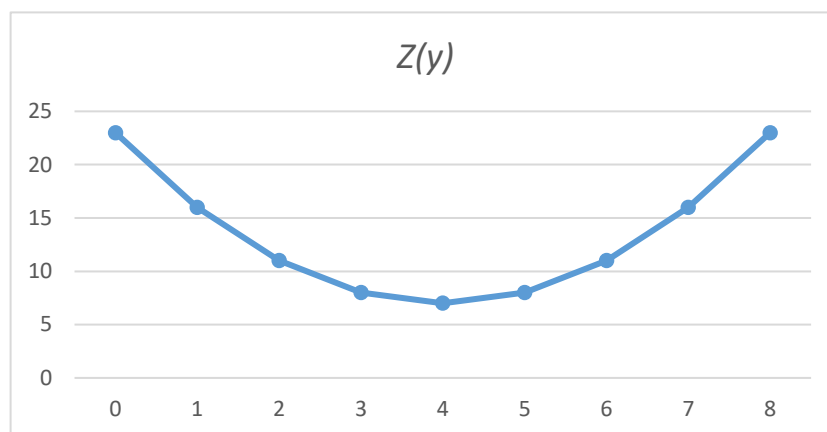


Рис. 3.2. Навантажувальна характеристика об'єкта керування

Таким чином, навантажувальна характеристика об'єкта керування має явно виражений екстремальний характер, досягаючи мінімального (оптимального)  $z_{min}(t) = 7$  значення вихідної координати при  $y(t) = 4$ . У всіх інших випадках значення  $z(t) > 7$ .

### 3.2. Моделювання системи екстремального регулювання

Введемо систему екстремального керування з синхронним детектуванням, для зручності згорнувши об'єкт керування до рівня підсистеми. Модель СЕК наведено на рис. 3.3.

Синхронний детектор на моделі представлений фільтром з передатною функцією  $W_{\text{фільтр}}(s) = \frac{-20}{s+1}$ , а генератор стандартних сигналів - моделлю `Sine Wave1`.

Амплітуда гармонійного сигналу генератора дорівнювала 0,1, а частота складала  $\omega = 10 \text{ рад/с}$ .

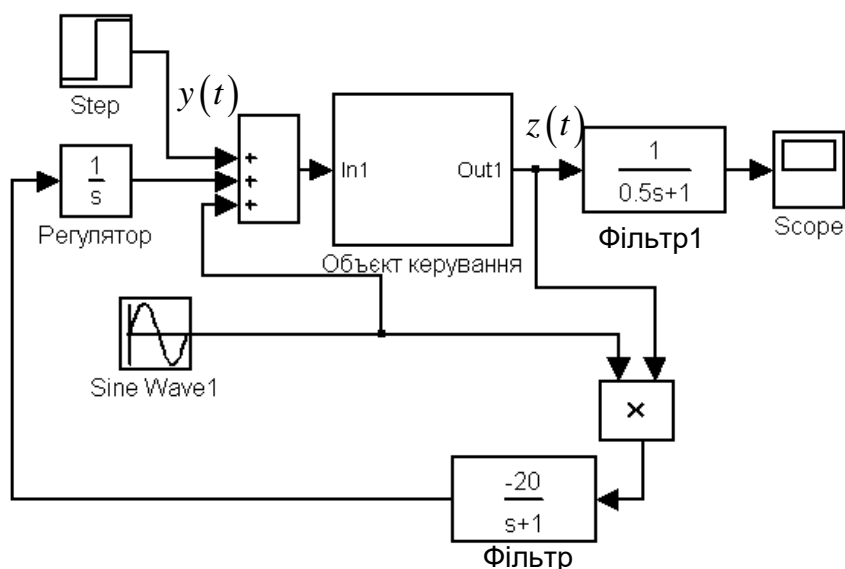


Рис. 3.3. Система екстремального керування

На осцилографі фіксувалися усталені значення вихідної координати  $z(t)$  об'єкта керування при зміні зовнішніх впливів  $y(t)$  в розглянутому раніше діапазоні.

Результати були зведені в таблицю 3.2.

Таблиця 3.2

$y(t)$	0	1	2	3	4	5	6	7	8
$z(t)$	7	7	7	7	7	7	7	7	7

На підставі отриманих даних будувалася навантажувальна  $z = f(y)$  характеристика об'єкта керування. Характеристика приведена на рис.3.4.

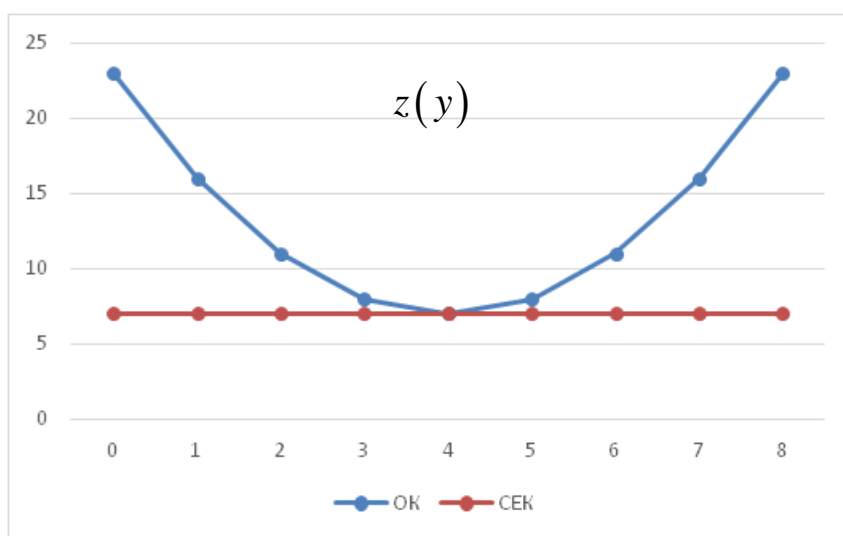


Рис. 3.4. Навантажувальні характеристики

Аналіз представлених результатів експерименту підтверджує теоретично обґрунтовані висновки про підтримку системою екстремального регулювання значення регульованої координати об'єкта керування на оптимальному рівні при варіюванні значень зовнішніх збурень, які діють на нього.

## 4. РОЗРОБКА ЕКСТРЕМАЛЬНОГО РЕГУЛЯТОРА ПОТУЖНОСТІ СОНЯЧНОЇ БАТАРЕЇ

### 4.1. Система енергопостачання космічного апарату з екстремальним регулятором потужності сонячних батарей

СБ характеризується суттєвою залежністю потужності, яка генерується, від напруги. Максимальна ефективність функціонування системи енергозабезпечення (СЕЗ) космічних апаратів досягається при нарузі на СБ, близькому до оптимального ( $U_{СБ\text{ опт}}$ ), у всіх режимах експлуатації СЕЗ, в яких вона повинна генерувати максимальну потужність.

Природною умовою екстремального регулювання потужності СБ є відділення силових шин СБ від стабільної шини живлення бортових споживачів і від шини буферного накопичувача - акумуляторної батареї (АБ) силовими пристроями, що перетворюють.

До складу СЕЗ вводяться додаткові пристрої, так звані екстремальні регулятори потужності (ЕРП), службовці для визначення робочої точки, в якій енергія, що генерується СБ, максимальна, і відповідним чином впливають на силові перетворювачі СЕЗ з метою підтримки напруги СБ в цій точці.

На входи ЕРП надходить напруга з датчиків струму і напруги СБ, а напруга на виході ЕРП відповідає значенню напруги, яке необхідно підтримувати на шині СБ силовими пристроями СЕЗ, що перетворюють.

ЕРП використовує спосіб синхронного детектування в пошуку екстремуму. Алгоритм роботи ЕРП при цьому полягає в наступному:

- обчислюється і запам'ятовується значення потужності генерованої СБ;
- ЕРП, впливаючи на силові перетворюючі пристрої СЕЗ, змінює (збільшуючи або зменшуючи) напругу СБ на деяке значення;

<i>КАФЕДРА АКІК</i>				<i>НАУ 21 06 45 000 ПЗ</i>			
<i>Розроб.</i>	<i>Рудь А.А.</i>			<i>Система автоматичного регулювання потужності сонячних батарей космічного апарату</i>	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Аблесімов О.К.</i>					53	61
<i>Консульт.</i>					<i>151      ФАЕТ</i>		
<i>Н.контр.</i>	<i>Тупіцин М.Ф.</i>						
<i>Зав.кафедри</i>	<i>Синеглазов В.М.</i>						

- обчислюється значення потужності, що генерується СБ при змінній напрузі;

- порівнюються запам'ятоване і знову обчислене значення потужності СБ.

Розглянемо функціональну схему СЕЗ з ЕРП. Схему надано на рис 4.1.

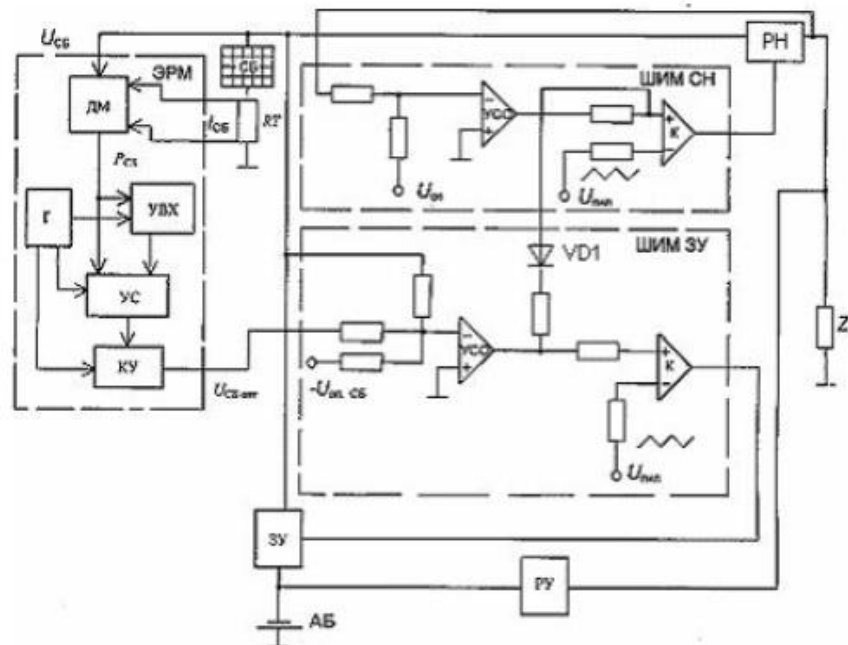


Рис. 4.1 Схема системи енергопостачання

До складу екстремальної системи регулювання потужності СБ входять:

- датчик потужності ДМ, що живиться від сонячної батареї напругою  $U_{сб}$ ;
- генератор Г гармонійних сигналів;
- пристрій запам'ятовування і зберігання інформації ПЗЗ – міні-комп'ютер;
- підсилювач ПДС;
- коригуючий пристрій КП, який виконує роль синхронного детектора.

Принцип роботи в цілому аналогічний розглянутому раніше. Відмінності обумовлені тільки конструктивними особливостями системи.

Одночасно датчик потужності подає свій вихідний сигнал на підсилювач ПДС для його посилення.

Посилений сигнал датчика потужності надходить на коригуючий КП пристрій - синхронний детектор.

Сюди ж надходять гармонійні сигнали генератора Г.

Пристрій запам'ятовування і зберігання також отримує інформацію від генератора Г. ПЗЗ є міні-комп'ютер, вихідний сигнал якого через підсилювач надходить на коригуючий пристрій.

Сигнал синхронного детектора - КП, через два резистора подається для порівняння з сигналом СБ на датчик потужності ДП.

Система екстремального регулювання потужності працює у відповідності з викладеними раніше принципами.

У режимі заряду акумуляторних батарей АБ зміщення робочої точки на ВВХ СБ відбувається через зміну тривалості відкритого стану силових ключів зарядного пристрою (ЗП). При перевищенні потужністю навантаження потужності СБ ( $P_H > P_{CB}$ ) ЗП закривається. У роботу включається розрядний пристрій (РП), стабілізуючи напругу на виході СЕЗ. При цьому напруга на СБ знижується, напруга на виході ШІМ ЗП приймає негативне значення і, впливаючи на компаратор К ШІМ РН через діод VD1, зміщує діапазон регулювання вихідної напруги РН до рівня діапазону регулювання розрядного пристрою (РП).

#### 4.2. Аналоговий екстремальний регулятор потужності

Функціональна схема екстремального регулятора потужності (ЕРП) в аналого-цифровому виконанні приведена на рис.4.2.

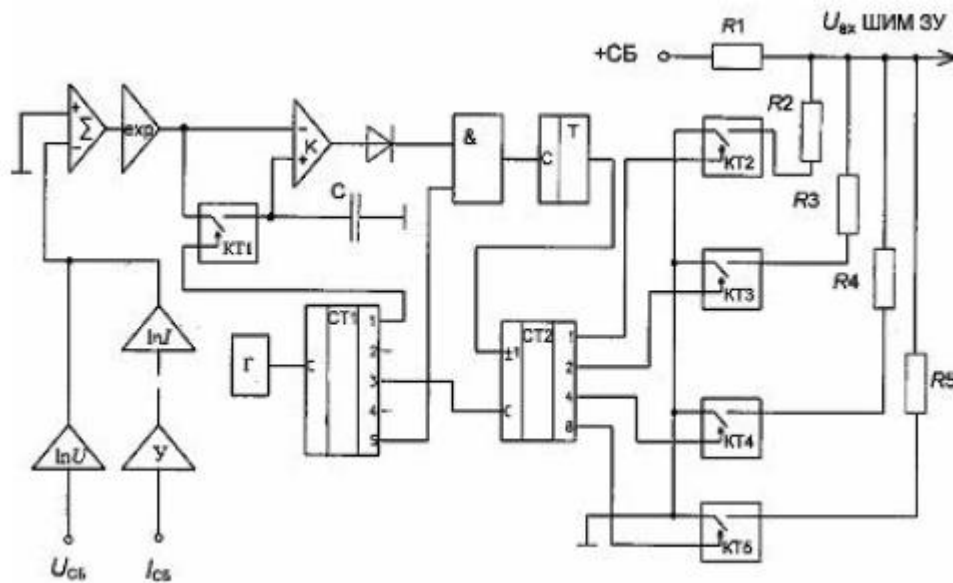


Рис. 4.2. Схема аналогового ЕРП

Датчик потужності виконано на операційних підсилювачах.

Масштабні значення напруги і струму СБ логарифмуються і додаються, після чого проводиться операція анти-логарифмування. Розраховане значення напруги, пропорційне потужності СБ, надходить на компаратор К, і, через ключ КТ1, керований сигналом з виходу 1 лічильника-розподільника СТ1, на ємнісний накопичувач С.

Поява сигналу на виході 3 лічильника СТ1 змінює код на виході реверсивного лічильника СТ2.

Вихідний код лічильника СТ2 керує ключами КТ2-КТ5, які при комутації змінюють коефіцієнт передачі дільника на резисторах R1-R5, і відповідно, вихідну напругу ШІМ ЗП, визначаючи положення робочої точки на ВАХ СБ.

У випадках, коли після зсуву робочої точки значення потужності СБ зменшується, на виході компаратора К з'являється позитивна напруга, змінюючи полярність напруги на виході тригера Т, через імпульс з виходу 5 лічильника СТ1, що надходить на тактовий вхід цього тригера. При цьому змінюється напрямок підрахунку лічильника СТ2.

Хоча параметри наявних в схемі аналогових пристроїв значно залежать від умов експлуатації і не дають високоточного визначення  $U_{СБ\text{опт}}$ , схема дозволяє забезпечити високу надійність ЕРП завдяки простоті і високій захищеності від можливих електромагнітних завад і втрат напруги через низьку кількість чутливих до них елементів.

Подальший розвиток і вдосконалення СЕК потужності СБ відбувався в напрямку розробки різноманітних варіантів цифрових екстремальних регуляторів.

#### 4.3. Цифровий екстремальний регулятор потужності

Функціональну схему цифрового ЕРП наведено на рис. 4.3.

У ньому датчик потужності виконаний на базі цифро-аналогового помножувача.

Напруга, пропорційна струму СБ, з шунта-вимірника подається на масштабуючий підсилювач П, після чого перетворюється у восьми розрядний двійковий код за допомогою аналого-цифрового перетворювача АЦП.



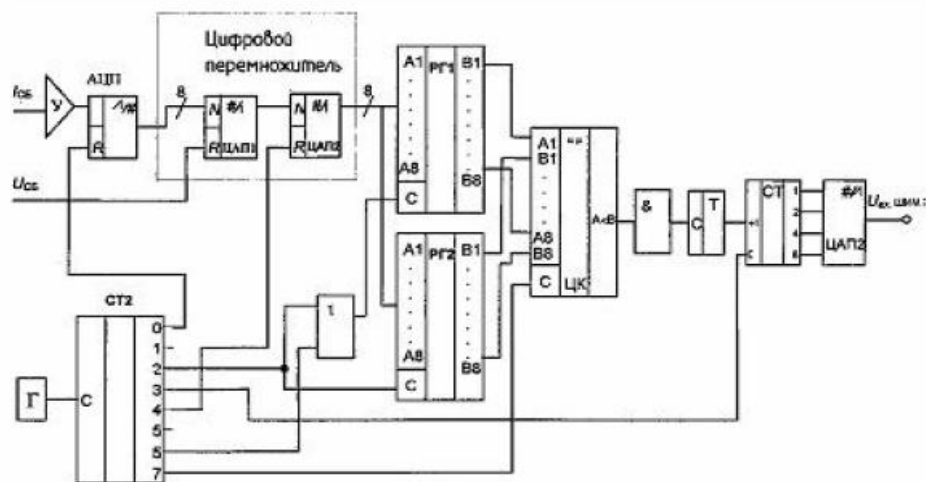


Рис. 4.3. Схема цифрового ЕРП

Вхідними сигналами цифрового перемножувача виступають код з АЦП і поточне значення напруги СБ.

На його виході формується цифровий код, відповідний значенням споживаної від СБ в даний момент потужності.

За тактовим імпульсом з лічильника-розподільника цей код зберігається в регістрах Rг1 і Rг2.

Після зміни положення робочої точки цифровий код, відповідний новому значенням потужності СБ, записується в регістр Rг1 і порівнюється з попереднім, що зберігаються в регістрі Rг2, за допомогою цифрового компаратора ЦК.

Поява на виході  $A < B$  цифрового компаратора ЦК логічної «1» означає зниження потужності СБ в результаті зсуву положення робочої точки. У цьому випадку напрямок пошуку змінюється так само, як і в попередній схемі.

Розглянуті вище основні варіанти схемо-технічної реалізації принципу регулювання потужності СБ однозначно показують, що незначні апаратні витрати, необхідні для корекції діапазонів регулювання ЗП і РН, дозволяють забезпечити максимальну ефективність використання первинного джерела енергії КА сонячної батареї.

Аналіз літературних джерел показав, що система ЕРП сонячних батарей постійно розвиваються і удосконалюються.

Одним з останніх варіантів схемного і конструктивного рішення може бути ЕРП Outback FlexMax-60. Зовнішній його вигляд представлений на рис.4.4. Принципова електрична схема - на рис.4.5.



Рис.4.4 Екстремальний регулятор потужності Outback FlexMax-60

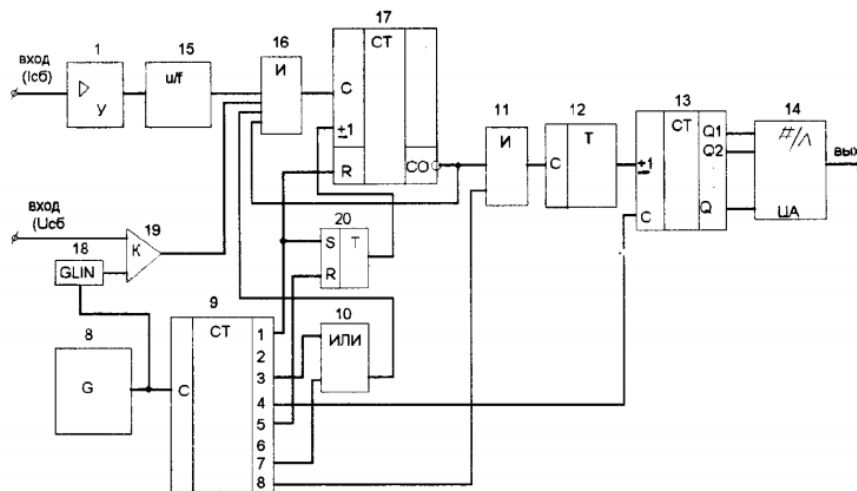


Рис.4.5. Електрична схема

Пристрій може бути використано для керування силовими перетворювачами енергії в системах електроживлення космічних апаратів з сонячною батареєю (СБ) в якості первинного джерела. Екстремальний регулятор потужності (ЕРП) здійснює кроковий пошук напруги СБ, при якому вона генерує максимальну потужність і відповідним чином впливає на силові перетворювачі СЕЗ з метою підтримки напруги СБ в цій точці.

Для вимірювання потужності СБ додатково введено другий реверсивний лічильник, на тактовий вхід якого надходять імпульси частотою, пропорційною току СБ протягом відрізка часу, пропорційного напрузі СБ, причому протягом одного циклу відбуваються два вимірювання потужності СБ: до і після зсуву робочої точки ВАХ СБ при різних напрямках рахунки другого реверсивного лічильника.

Для визначення знака зміни потужності СБ використовується вихід перенесення цього лічильника. Для формування імпульсів частотою, пропорційною току СБ, застосовується перетворювач напруга - частота, а для отримання відрізків часу з тривалістю, пропорційної напрузі СБ, - компаратор і формувач пилоподібної напруги.

Пристрій при збереженні цифрового способу обробки інформації про потужність СБ істотно простіше відомих аналогів. У ньому відсутні аналого-цифрові перетворювачі, реєстри і цифровий компаратор для зберігання і порівняння інформації про потужності СБ, а також багаторозрядні лінії зв'язку.

## ВИСНОВКИ

На експлуатацію космічних апаратів в умовах космічного простору впливає ряд факторів, котрі унеможливають або ускладнюють використання тих чи інших систем у його складі.

Ключова система космічного судна – система енергозабезпечення, потребує нестандартних методів продукування електричного струму через складність транспортування складових і побічних матеріалів. Один з найпоширеніших – сонячна енергетика, яка зазнає впливу з боку, зокрема, підвищеного рівня радіаційного опромінення, перепадів температур, механічних ушкоджень, тощо.

Усунення результатів таких впливів доцільно покласти на автономні системи, задля чого в рамках роботи було розроблено систему автоматичного регулювання потужності сонячних батарей.

Аналіз адаптивних систем керування і їх підтипів показав, що оптимальним вибором буде система екстремального регулювання з синхронним детектором.

Дослідження моделі такої системи підтвердило доцільність її використання, оскільки стабільна потужність визначається шляхом пошуку екстремуму, а забезпечення виходу на оптимальний режим не витрачає значної кількості енергії.

## СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Гушчін В.Н., Панкратов Б.М., Родіонов А.Д. «Основи устрою і конструювання космічних апаратів.» - М: “ Машинобудування”, 1992. – 122-125с.
2. Соустін Б.П., Іванчура В.І., Чернишев А.І., Ісляєв Ш.Н.. «Системи електроживлення космічних апаратів»– Новосибірськ: Наука, 1994. – 11-24 с.
3. Гліберман А.Я., Зайцева А.К.. «Кремнієві сонячні батареї», М. –ГЕВ, 1961р., 14-44 с.
4. Аблесімов А.К. «Лекції СТК»,. – К: НАУ, 2015 – 15-28 с.
5. Ліберзон Л.М., Родов А.Б. «Системи екстремального керування». – М.: Енергія, 1965. – 41-49 с.
6. Чернишев А. І. Шиняков Ю. А., Гордєєв К. Г. Екстремальний регулятор потужності для автономних систем електропостачання/ Матеріали VIII конф. по космічній техніці.. – К: 1983. - С.45-52
7. Синєглазов В.М. «Сонячні енергетичні установки на основі поворотних платформ» монографія,. – К: НАУ, 2018. – 9-59 с.