

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ»**

На правах рукопису
УДК 621.316:629.783

Коваленко Євген Юрійович

**ЕНЕРГОЕФЕКТИВНЕ КЕРУВАННЯ ЕЛЕКТРОЖИВЛЕННЯМ
СИСТЕМ НАНОСУПУТНИКІВ**

05.09.03 – Електротехнічні комплекси та системи

Дисертація на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Науковий керівник:
к.т.н., доцент
Будьонний Олександр
Володимирович

Київ-2016

ЗМІСТ

СПИСОК СКОРОЧЕНЬ ТА УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ.....	3
ВСТУП.....	4
1 КЛАСИФІКАЦІЯ СУПУТНИКІВ. ЗАПАС ЕНЕРГІЇ ТА ЧАСОВИЙ РЕСУРС КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ. МЕТОДИ ЇХ ОПТИМІЗАЦІЇ	10
1.1 Класифікація супутників.....	10
1.2 Системи живлення наносупутників	13
1.3 Методи оцінки та максимізації запасу енергії малих супутників. Причини деградації систем.....	22
1.4 Метод невизначених коефіцієнтів Лагранжа.....	26
Висновки до 1 розділу:	28
2 ФОРМУВАННЯ РІВНЯНЬ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ МАКСИМІЗАЦІЇ ЗАПАСУ ЕНЕРГІЇ ЧИ ЧАСОВОГО РЕСУРСУ	30
2.1 Хронологічне представлення часу життя наносупутника.....	30
2.2 Методи побудови циклограми з максимізацією запасу енергії, або мінімізацією деградації.....	32
2.3 Оптимізація циклограми за критеріями запасу енергії та часового ресурсу	46
2.4 Приклад використання розробленого методу максимізації запасу енергії ...	50
Висновки до 2 розділу:	60
3 МОДЕЛІ ДЛЯ ОПИСУ ПРИЛАДІВ ТА СИСТЕМ НАНОСУПУТНИКА. ШВИДКІСТЬ ОБЧИСЛЕННЯ ЦИКЛОГРАМИ.....	61
3.1 Моделі для опису приладів та систем	61
3.2 Оцінка часу розрахунку циклограм.....	68
3.3 Порівняння часу обчислень для різних типів рівнянь.....	70
3.4 Оцінка часу оптимізації циклограми за критеріями максимуму енергії та мінімуму деградації. Порівняння з часом їх міні- чи максимізації	79
Висновки до 3 розділу:	81
4 ІТЕРАЦІЙНЕ УТОЧНЕННЯ ЦИКЛОГРАМИ КЕРУВАННЯ НАНОСУПУТНИКОМ	83

4.1 Використання методу послідовних наближень для уточнення циклограми	83
4.2 Порівняння порядків часу обчислень методом наближень та невизначених коефіцієнтів Лагранжа	90
4.3 Особливості застосування описаних алгоритмів обчислення циклограм.....	95
Висновки до 4 розділу:	100
5 ЗАСТОСУВАННЯ РОЗРОБЛЕНИХ МЕТОДІВ ТА АЛГОРИТМІВ ДЛЯ СУПУТНИКА POLYTAN-1 НТУУ «КПІ»	102
5.1 Склад системи живлення наносупутника НТУУ КПІ	102
5.2 Складання рівнянь та виразу максимізації запасу енергії.....	113
5.3 Розрахунок циклограми наносупутника POLYTAN-1	116
Висновки до 5 розділу:	127
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ	129
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	131
ДОДАТОК А. Структурна схема підсистеми вимірювання системи живлення наносупутника НТУУ «КПІ» POLYTAN-1	141
ДОДАТОК Б. Схеми електричні принципові системи живлення наносупутника НТУУ «КПІ» POLYTAN-1	142
ДОДАТОК В. Розводка плат живлення наносупутника НТУУ «КПІ» POLYTAN-1	146
ДОДАТОК Д. Карта modbus-регістрів системи живлення наносупутника НТУУ «КПІ» POLYTAN-1	149
ДОДАТОК Е. Телеметрія, отримана з наносупутника НТУУ «КПІ» POLYTAN-1.	156
ДОДАТОК З. Акт впровадження	160

СПИСОК СКОРОЧЕНЬ ТА УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

MPPT	–	(Maximum Power Point Tracking) Відслідковування точки максимальної потужності
АКБ	–	Акумуляторна батарея
АЦП	–	Аналогово-Цифровий Перетворювач
КА	–	Космічний Апарат
ККД	–	Коефіцієнт Корисної Дії
МК	–	Мікроконтролер
НАК	–	Найкращий Алгоритм Керування
НКЛ	–	Невизначені Коефіцієнти Лагранжа
НС	–	Наносупутник
ПЗ	–	Програмне Забезпечення
СБ	–	Сонячна Батарея
СЕЖ	–	Система Електроживлення
ТМП	–	Точка Максимальної Потужності
ЦП	–	Центральний Процесор

ВСТУП

Актуальність теми. За останні роки у світі здійснено запуск більш, ніж 200 мікро- та наносупутників, які активно використовуються для дистанційного зондування Землі, екологічного моніторингу, прогнозу землетрусів, досліджень іоносфери, тощо. Послідовність виконання завдань для таких об'єктів визначається циклограмами керування – чітко заданою послідовністю роботи приладів та систем. Оскільки практично на кожному наносупутнику є задачі, для виконання яких відводиться більше часу, ніж є необхідним, наприклад, задача стиснення інформації, яка реально займає 10 хвилин процесорного часу, а відповідно до циклограми керування має бути виконана протягом доби, існує можливість оптимізації циклограм з урахуванням реальних тривалостей виконання певних задач. В більшості випадків для розрахунку циклограми роботи наносупутників [1, 2] або для її симуляції [3, 4] використовується лише рівняння енергетичного балансу. Однак, за такого підходу не враховується зміна коефіцієнту корисної дії (ККД) приладів внаслідок використання різних режимів роботи, зміна напруг сонячної та акумуляторної батарей, а також не забезпечується відповідність максимумів енергоспоживання моментам максимальної освітленості сонячних батарей (СБ). Дотримання вимоги співпадіння максимумів освітленості та максимумів споживання енергії дозволяє передавати більшу частку енергії напряму від СБ до навантаження, оминаючи буфер – акумуляторну батарею, тим самим збільшуючи її час роботи та знижуючи енергетичні втрати. Для забезпечення мінімізації втрат енергії, необхідні такі алгоритми побудови циклограми, які здатні враховувати енергоспоживання одночасно на усіх її відрізках, зміщуючи виконання не прив'язаних до конкретного моменту задач на енергетично більш вигідні інтервали. Крім того, необхідним є і правильний вибір методів для вирішення математичних задач, сформованих за даними алгоритмами. Зокрема, вже при 100 інтервалах в циклограмі, використання для її побудови методу перебору навіть для найпростішого наносупутника типу CubeSAT вимагає 1043 років обчислень на типовому сучасному комп'ютері, що є неприпустимим.

Питаннями розробки алгоритмів керування автономними наземними системами електроживлення займалися вітчизняні вчені Денисов О.І., Жуйков В.Я., Руденко В.С., Будьонний О.В., Юрченко О.М., Гончаров Ю.П., Денисюк С.П., Стогній Б.С., Кириленко О.В., Сокол Є.І., Кудря С.О., Липківський К.О. та ін. Задача керування споживачами наземних енергосистем за допомогою інформаційно-інтелектуальних систем вирішував Парус Є.В. [5]. У роботі Кобріна П.П. [6] реалізоване прогнозування графіків зміни навантаження таких систем. Найбільш близьке рішення задачі побудови циклограм представлено у роботі Ямненко Ю.С. [7] і застосовано для керування електроспоживанням наземних локальних об'єктів з урахуванням вартісних критеріїв оптимізації. У роботі Yang Hong «Optimal Power Allocation for Multiple Beam Satellite Systems» [8] описано методи оптимального розподілу електричної енергії та трафіку між декількома передавачами, розташованими на космічних апаратах, проте не розглядається формування циклограми їх роботи з урахуванням споживання енергії всіма підсистемами. У роботах Юрченка М.М., Білана М.В., Безручка К.В., Свириденка М.Ф., Губіна С.В., Меркушева М.П., Романенка В.В., Давидова А.О., Азарнова А.Л. розглядається керування окремими перетворювальними пристроями та системами космічних апаратів, проте не ставиться задача мінімізації втрат енергії за рахунок зміни циклограми та узгодження режимів роботи всіх пристроїв та систем супутника.

Отже, розробка способів та систем керування електроживленням наносупутників, які забезпечують ефективне використання наявної енергії та максимізацію часу роботи в штатному режимі на орбіті, є актуальною задачею.

Дисертація присвячена розробці систем керування електроживленням наносупутників, а саме розробці методів формування множини вихідних даних, необхідних для створення циклограми роботи, вибору способів розв'язку сформованих математичних рівнянь максимізації запасу енергії наносупутника або його залишкового часу роботи, а також оптимізації його циклограми за критеріями максимізації запасу енергії або залишкового часу роботи. Це дозволяє використовувати енергію більш ефективно, а також збільшити залишковий час

роботи систем наносупутника, що в кінцевому результаті продовжує час його функціонування на орбіті.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.

Дисертаційна робота виконана на кафедрі промислової електроніки НТУУ «КПІ» в рамках комплексної теми «Розробка та дослідження високоефективних ресурсозберігаючих методів і засобів забезпечення теплових режимів наносупутника НТУУ «КПІ», № ДР 0112U002597.

Метою дисертаційної роботи є розробка методів формування циклограм керування приладами та системами наносупутників для ефективного використання їх енергії та збільшення часу роботи на орбіті.

Для досягнення поставленої мети вирішені наступні задачі:

- аналіз існуючих принципів побудови циклограм для наносупутників;
- розробка методів формування системи нерівностей і рівнянь, що описують вхідні дані та обмеження циклограми наносупутника, дозволяючи максимізувати запас його енергії чи залишковий час роботи шляхом побудови більш досконалої циклограми керування його приладами та системами;
- оцінка часу розрахунку циклограм з використанням стандартних математичних методів;
- розробка алгоритмів повного або часткового розрахунку циклограми в процесі експлуатації наносупутника на орбіті з використанням обчислювальних ресурсів комп'ютерів на Землі;
- побудова системи живлення для наносупутника «POLYTAN-1» НТУУ «КПІ» та використання розроблених методів для розрахунку циклограми її роботи.

Об'єктом дослідження є процес функціонування систем та приладів супутника з максимальною енергоефективністю.

Предметом дослідження є створення методів розрахунку циклограм керування приладами та системами наносупутника для максимізації його запасу енергії, або залишкового часу роботи.

Інформаційною основою для дослідження є наукові праці вітчизняних та зарубіжних вчених з проблем використання енергії та ресурсу космічних апаратів, статті, монографічні джерела, в яких вивчалась дана проблематика, інтернет-джерела та електронні публікації.

Наукова новизна отриманих результатів:

- отримала подальший розвиток теорія побудови циклограм роботи автономних систем, завдяки створенню методів їх розрахунку шляхом знаходження коефіцієнтів, що поінтервально описують роботу джерел енергії та навантажень.
- вперше розроблено метод оптимізації циклограми за критеріями максимізації запасу енергії та збільшення часу роботи в штатному режимі на орбіті на основі методу невизначених коефіцієнтів Лагранжа (НКЛ).
- вперше розроблено метод корекції циклограм наносупутників на основі методу послідовних наближень.
- Вперше розроблено спосіб доповнення методу НКЛ методом послідовних наближень, що дозволяє значно скоротити час розрахунку циклограми та зменшити використання оперативної пам'яті.

Практичне значення отриманих результатів:

- Застосування запропонованого методу максимізації запасу енергії дозволяє відразу після запуску збільшити запас енергії наносупутника POLYTAN-1 на 8%, а загальний час роботи в штатному режимі на 3.2 місяці, або 29%.
- Розроблено програмне забезпечення, що дозволяє проводити уточнення циклограми на основі методу послідовних наближень.
- Запропонований метод оптимізації за критеріями запасу енергії та залишкового часу роботи дозволяє скоротити час розрахунків циклограми без підвищення їх складності.
- Запропоновані методи створення та коригування циклограм дозволяють використовувати обчислювальні можливості не лише супутника, але і комп'ютерних систем на Землі, що мають більші потужності та менші

обмеження порівняно з системами супутника, а отже дозволяють виконати розрахунки швидше та не витратити на них енергію супутника.

- Запропоновані способи вибору найкращої (з точки зору максимуму запасу енергії чи залишкового часу роботи) комбінації компонентів, систем та їх налаштувань для супутника дозволяють уніфікувати процес розробки.
- Запропонована схема попарного підключення сонячних батарей (СБ) до перетворювачів з вбудованим контролером відбору максимальної потужності дозволяє зменшити втрати енергії та підвищує відмовостійкість роботи супутника.
- Результати роботи по дисертації використовувалися при проектуванні та розробці системи живлення наносупутника POLYTAN-1 НТУУ «КПІ» який на даний момент є вдало запущеним та працюючим на орбіті протягом 15 місяців.

Особистий внесок здобувача. Всі результати та висновки, що становлять основний зміст дисертації, отримані автором особисто.

В друкованих виданнях, опублікованих у співавторстві, особисто дисертанту належать: в [9] – розраховане тепловиділення системи електрозабезпечення, в [10] – розроблений алгоритм максимізації енергії в наносупутниках, в [11] – розроблений спосіб шунтування елемента АКБ супутника при виході елемента з ладу, в [13] – розроблений спосіб збільшення часового ресурсу супутника за рахунок зміни його циклограми, в [14] – розроблена система живлення супутника, в [15] – запропонована зміна режимів роботи супутника, що призводить до зменшення втрат, в [16] – проводиться розгляд режимів роботи системи електрозабезпечення супутника, в [17] – проводиться розрахунок тепловиділення супутника, в [18] – описуються особливості системи електрозабезпечення супутника НТУУ “КПІ” та система порівнюється із аналогами, в [19] – описуються особливості системи електрозабезпечення супутника НТУУ “КПІ” та система порівнюється із аналогами, в [20] – описуються запуск та робота супутника НТУУ “КПІ” на орбіті.

Апробація роботи. Основні положення роботи доповідались та були обговорені на таких науково-технічних конференціях: «12 Українська конференція з космічних

досліджень», Євпаторія, 3-7 вересня, 2012р.; «Людина і космос», м. Дніпропетровськ, 11-13 квітня 2013р.; XIII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос», м. Дніпропетровськ, 13-15 квітня 2011 р.; «Космічні технології: теперішнє та майбутнє», м. Дніпропетровськ, 17-19 квітня 2013р.; «6-th Cubesat Symposium», 3-5 червня 2013, Брюссель, Бельгія; «13 Українська конференція з космічних досліджень», Євпаторія, 2-6 вересня 2013р.; «Проблеми сучасної електротехніки-2014», Київ 2-6 червня 2014р.; «Конференція з питань альтернативної енергетики», Українська Академія Наук, 11 червня 2014р.; «14 Українська конференція з космічних досліджень», Ужгород, 8-12 вересня 2014р.; «7-th European Cubesat Symposium», м. Льєж, Бельгія, 9-11 вересня 2015 р.

Публікації. Основний зміст дисертації відображений у 12 наукових працях, з яких 5 статей у наукових фахових виданнях України, з них 1 стаття у виданні України, яке включене до міжнародної наукометричної бази Scopus; 1 патент на корисну модель; 6 тез доповідей в збірниках матеріалів конференцій.

Структура та обсяг дисертації. Дисертація складається зі вступу, 5 розділів, висновків, додатків та списку використаних джерел. Загальний обсяг дисертації становить 160 сторінок, у тому числі 140 сторінок основного змісту, 44 рисунки, 18 таблиць, список використаних джерел із 102 найменувань та 5 додатків.

1 КЛАСИФІКАЦІЯ СУПУТНИКІВ. ЗАПАС ЕНЕРГІЇ ТА ЧАСОВИЙ РЕСУРС КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ. МЕТОДИ ЇХ ОПТИМІЗАЦІЇ

1.1 Класифікація супутників

На сьогоднішній день відбувається швидкий розвиток космічної промисловості, що призвів до можливості розробки та запуску малих космічних апаратів (КА). Зазвичай малими вважають супутники масою менше 0.5 - 1 тони [21, 22]. Їх умовно поділяють на такі категорії:

Мінісупутники мають повну масу (разом з паливом) від 100 до 500 кг. Також до мінісупутників іноді відносять так звані «Легкі супутники» масою від 500 кг до 1000 кг [23]. Такі супутники можуть використовувати платформи, компоненти та технології звичайних «великих» супутників і, як правило, виконують ті ж задачі.

Мікросупутники мають повну масу від 10 до 100 кг. Іноді термін застосовується і до трохи важчих апаратів. Здебільшого мікросупутники використовують для виводу в космос невеликих корисних навантажень. Основною сферою застосування даних апаратів є наукові дослідження.

Наносупутники мають масу від 1 кг до 10 кг. Часто їх проектують для роботи в групі. Деякі групи вимагають наявності більшого супутника для зв'язку з Землею. Ці супутники мають відносно велику функціональність, незважаючи на свій малий розмір. Сфера їх застосування широка: від спроб дистанційного зондування Землі до космічних спостережень. Зважаючи на малий розмір, запускають їх здебільшого у залишкових контейнер-місцях, разом із більшими космічними апаратами. Серед наносупутників більшість мають формат CubeSat [24].

Пікосупутниками називають супутники з масою від 100 г до 1 кг. Зазвичай їх проектують для роботи в групі, іноді з наявністю більшого супутника. Як результат, пікосупутники здебільшого працюють, використовуючи радіоз'єднання між собою. Корисне навантаження розподіляється між групою супутників.

Фемтосупутники мають масу до 100 г. [25] Як і пікосупутники, відносяться до надмалих космічних апаратів. Супутники формату PocketSAT [26] (буквально кишеньковий) мають масу, що становить кілька сотень або десятків грам. Розмір таких супутників становить кілька сантиметрів. Їх можна вважати або фемтосупутниками, або легкими пікосупутниками. Кілька таких супутників можна компонувати і запускати в одному контейнерному місці за ціною одного наносупутника, тобто за кілька тисяч доларів кожен.

1.1.1 Формат CubeSat

Супутники формату CubeSat (кубсат) мають об'єм в 1 літр і масу близько 1 кг. Їх можна вважати або великими пікосупутниками, або легкими наносупутниками. Кубсати запускають по кілька одиниць за раз. Вартість їх виведення відносно низька – кілька десятків тисяч доларів. Ці супутники зазвичай використовують шасі-каркас специфікації CubeSat і покупні стандартні комплектуючі - електроніку та інші вузли. Терміном «CubeSat» позначають наносупутники (Nano-satellite, НС), що відповідають стандарту, створеному під керівництвом професора Боба Твіггса (факультет аеронавтики і астронавтики, Стенфорд) 1999р. [27].

Дані супутники мають розмір 10x10x10 см. Їх запускають за допомогою пристрою P-POD (англ. Poly-PicoSatellite Orbital Deployer) [28]. Стандарт допускає об'єднання 2 або 3 стандартних кубів у складі одного супутника (позначаються 2U і 3U і мають розмір 10x10x20 або 10x10x30 см). Один P-POD має розміри, достатні для запуску трьох супутників 10x10x10 см або меншої кількості, загальним розміром не більше 3U [29].

Хоча більшу частину супутників CubeSat було розроблено в університетах, великі компанії, наприклад, Boeing, також проектували супутники цього формату. Також формат CubeSat використовується для створення приватних та радіоаматорських супутників. Більшість супутників CubeSat мають один або два наукових прилади.

1.1.2 Конструкція супутника формату CubeSat

Розглянемо у якості прикладу типового супутника формату CubeSat наносупутник, описаний у [30]. Він складається з двох основних частин, а саме: корисного навантаження і платформи. Платформа складається з:

- підсистеми обробки даних;
- підсистеми живлення;
- підсистеми зв'язку.
- підсистеми управління орієнтацією;
- підсистеми термоконтролю;
- шасі;

Підсистема обробки даних виконує роль інтерфейсу між наземною станцією управління та іншими супутниковими підсистемами. Таким чином, зв'язок між підсистемами супутника виконаний по топології зірки, в центрі якої розташована підсистема обробки даних (рис 1.1).

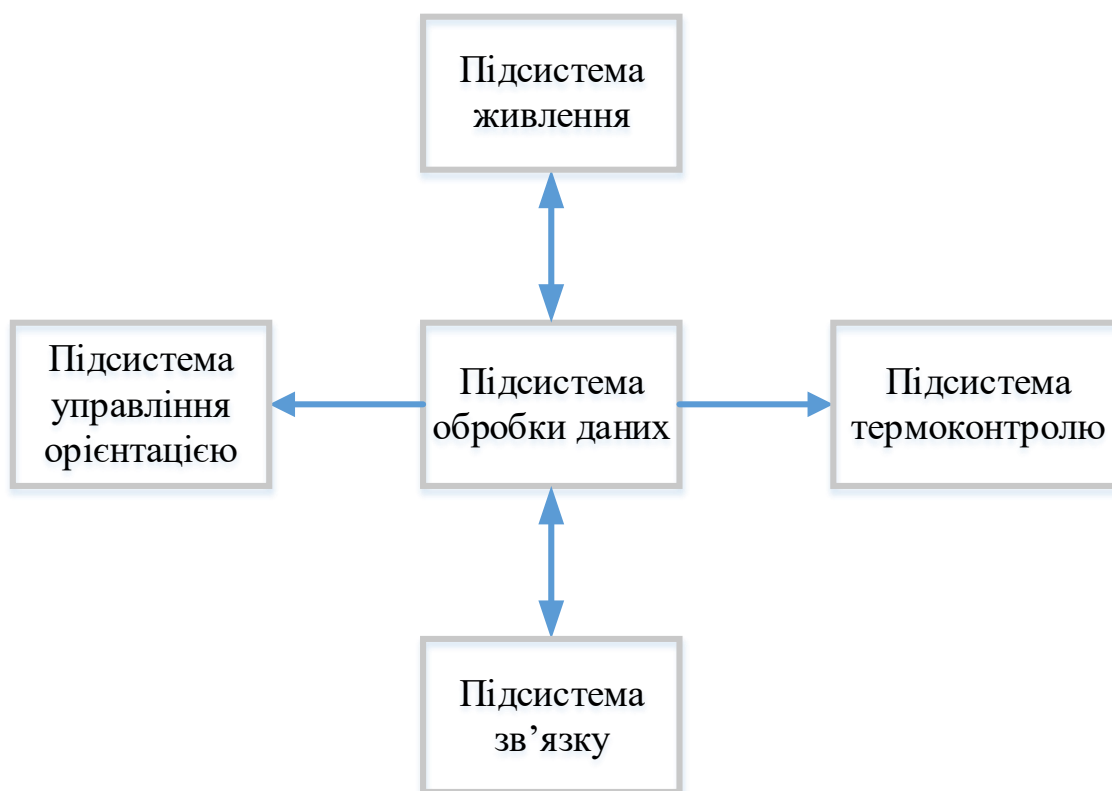


Рис. 1.1. Приклад структурної схеми інформаційних зв'язків у супутнику формату CubeSat

1.2 Системи живлення наносупутників

1.2.1 Типові вимоги до систем електроживлення наносупутників

До типових вимог системи електроживлення наносупутників [31] відносяться такі, що забезпечують нормальне його функціонування протягом потрібного часу.

Електричні вимоги:

- Енергія, що отримується від сонячних батарей (СБ), повинна бути достатньою для забезпечення всіх елементів наносупутника електроенергією і зарядки акумуляторних батарей, коли НС не перебуває в тіні Землі.
- Повинна бути система пріоритету, що дозволяє відключати некритичні підсистеми наносупутника, коли рівень енергії став меншим за деяке мінімальне значення.
- Необхідні значення струму і напруги повинні передаватися в якості даних контролю (телеметричних даних). Це дозволить виявляти помилки в системі і запобігати її виходу з ладу.
- Акумуляторні батареї повинні бути правильно підібрані з точки зору оптимуму між масою та ємністю.
- Необхідним є резервування акумуляторних батарей.
- Необхідно опрацювати можливі випадки пошкодження СБ при виведенні наносупутника на орбіту і передбачити способи вирішення цих проблем та передачі їх стану за допомогою телеметричної інформації.

Вимоги до захисту:

- Всі компоненти системи електроживлення (СЕЖ) не повинні вийти з ладу під впливом на них зовнішніх магнітних полів на орбіті.
- Всі компоненти СЕЖ не повинні вийти з ладу протягом необхідного часу роботи НС на орбіті (як правило, 1 рік) під впливом на них радіації і зовнішніх енергетичних частинок.
- Елементи СЕЖ мають витримувати глибокий вакуум.

- Необхідний захист елементів системи енергоживлення від радіації та інших космічних частинок.

Вимоги по випробуванням компонентів СЕЖ:

- Температурно-вакуумні випробування.
- Вплив радіації.
- СЕЖ має пройти випробування на вібраційному стенді.

1.2.2 Сонячні батареї. Порівняння методів пошуку точки максимальної потужності для сонячних батарей

При використанні сонячних батарей, основними є втрати у разі перетворення енергії для заряду акумуляторної батареї та втрати, пов'язані з неоптимальним режимом роботи сонячних елементів. Для забезпечення відбору максимальної потужності від них, враховуючи їхню вольт-амперну характеристику (ВАХ) і залежність потужності від напруги (рис. 1.2), необхідно застосувати спеціальні засоби для пошуку точки максимальної потужності (ТМП) [32]. Ця точка зміщується залежно від освітленості, а також температури навколишнього середовища. Відомо широке розмаїття методів пошуку ТМП, які відрізняються складністю, швидкістю, ефективністю, вартістю тощо. Основні з них вказані в таблиці 1.1.

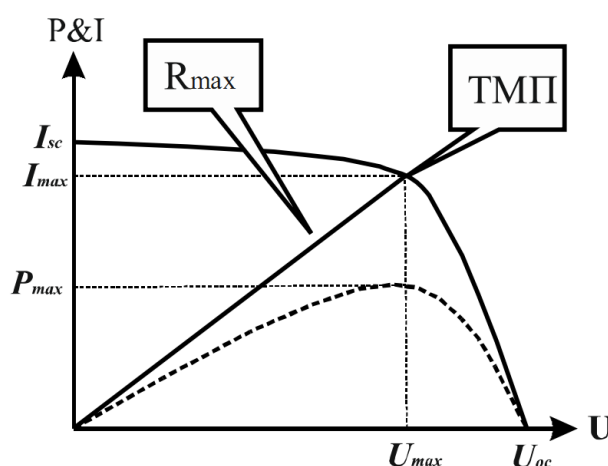


Рис. 1.2. Залежності струму і потужності від напруги сонячного елемента.

P - потужність, I - струм, I_{sc} - струм короткого замикання, I_{max} - струм в ТМП, P_{max} - потужність в ТМП, U_{max} - напруга в ТМП, U_{oc} - напруга холостого ходу, R_{max} - еквівалентний опір навантаження в ТМП.

Таблиця 1.1

Порівняння методів пошуку точки максимальної потужності сонячних батарей

Назва	Принцип роботи	Переваги	Недоліки
Perturbation & Observation (P&O) метод [33]	Періодичне підвищення/зниження напруги із заданим кроком	1) не вимагає апріорних даних про сонячну батарею; 2) достатньо простий; 3) пошук оптимуму прискорюється збільшенням швидкості виконання алгоритму	1) оптимальний для повільно змінних метеорологічних умов; 2) коливання вихідної напруги; 3) тривалий пошук оптимуму
Three point weight comparison метод [34]	Базується на P&O методі, але на основі трьох точок.	1) відносно дешевий; 2) у порівнянні з P&O має менші коливання навколо ТМП	1) вимагає спеціального контролера
Incremental Conductance метод [33]	Базується на визначенні знаку похідної в точці максимуму $dP/dU = 0$	1) можна застосувати для швидкозмінних умов; 2) у порівнянні з P&O має менші коливання навколо ТМП; 3) можна застосувати ПІ-регулятор	1) постійно присутні коливання вихідної напруги
Метод Voltage-based MPPT [35, 36]	На основі вимірної напруги неробочого ходу визначається $U_{max} = k \cdot U_{нх}$	1) надзвичайно простий і дешевий; 2) не вимагає контролера	1) відімкнення(вимкнення) навантаження для вимірювання напруги н. х. спричиняє втрати енергії; 2) є втрати за швидкої зміни умов

Продовження таблиці 1.1

Порівняння методів пошуку точки максимальної потужності сонячних батарей

Назва	Принцип роботи	Переваги	Недоліки
Yan Hong Lim and D.C. Hamill метод [37]	Фільтри першого порядку формують похідні за потужністю і напругою, а компаратори керування ШПП працюють за нерівностями $\begin{cases} p' \leq 0 \rightarrow 0; \\ p' > 0 \rightarrow 1. \end{cases}$	1) досить проста система керування; 2) чудова ефективність пошуку (в більшості краще 0.98 і понад 0.968 у всьому діапазоні); 3) швидка динаміка (мілісекундні перехідні процеси)	1) постійно присутні коливання;
Метод Ripple Correlation Control (RCC) [38]	Робота на основі похідних струму і потужності, які зміщені на 90°	1) швидкий і точний пошук ТМП в швидкозмінних метеорологічних умовах; 2) не вимагає апріорних даних про сонячну батарею; 3) можна реалізувати на аналогових схемах.	1) метод може "розвалитись" через зміну фази вхідного струму через внутрішні ємності сонячної батареї на високих частотах комутації.
A load-voltage-based метод з двома ШПП [39]	Базується на визначенні напруги на навантаженні $P \approx k \cdot U^2$	1) малі пульсації у вхідній та вихідній напругах; 2) менша амплітуда пульсацій та їх висока частота на вході та виході; 3) знижений ударний струм	
Sachin Jain метод зі змінним кроком [37]	Має дві стадії: 1) швидке наближення робочої точки до ТМП з великим кроком; 2) за методом P&O або Inc-Cond точне знаходження максимуму.	1) швидкий пошук максимуму; 2) добре працює в швидкозмінних метеорологічних умовах	1) складна нелінійна формула для визначення щільності ШПП, що використовується на першій стадії; 2) вимагає сигнального процесора

Одним з найбільш популярних і поширених є метод спроб і спостережень (P&O) [33], що полягає у періодичній зміні з певним кроком вихідної напруги сонячної батареї та порівнянні потужності до зміни і після. Наявність дискретної системи пошуку створює осциляцію робочої точки навколо точки максимуму і, відповідно, коливання потужності. Для зменшення коливань можна зменшити крок, але тоді система матиме низьку швидкодію. Підвищення швидкості виконання алгоритму незначно скорочує час пошуку ТМП. Цей метод є нестійким до швидкозмінної освітленості внаслідок обмеженої швидкодії. Перевагами методу є простота і відсутність необхідності у апріорних даних про параметри сонячної батареї. Подальшим його розвитком став метод на основі порівняння трьох точок потужності (Three Point Weight Comparison) [34]. Його перевагами над методом P&O є менші коливання вихідної потужності.

Існує багато методів, які базуються на використанні похідних струму, напруги і потужності. Одним із них є метод контролю кореляції коливань (Ripple Correlation Control – RCC) [38]. В його основі є факт, що в точці ТМП добуток похідних за часом потужності і струму (напруги) дорівнюють нулеві. Подібним до нього є метод інкрементальної провідності (Incremental Conductance) [33], який визначає знак похідної потужності за напругою. Yan Hong Lim and D.C. Hamill [37] розробили метод пошуку з використанням фільтрів першого порядку, які диференціюють потужність і напругу. За знаком їх похідних керуються компаратори, які формують логічний сигнал керування широтно-імпульсним перетворювачем (ШП) і забезпечують хорошу ефективність. Згадані методи мають високу швидкодію і не вимагають апріорної інформації про параметри сонячної батареї. Метод RCC може бути реалізований також і на аналогових елементах.

Наближеними методами пошуку є метод напруги холостого ходу (Fractional Open-Circuit Voltage) [35] і метод струму короткого замикання (Fractional Short-Circuit Current) [35]. Визначення ТМП відбувається шляхом лінеаризації ВАХ сонячної батареї. Тоді достатньо визначити напругу неробочого ходу (н. х.) або струм

короткого замикання (к. з.), на основі яких розраховується ТМП. Відповідно, існує похибка при визначенні коефіцієнта лінеаризації, який може змінюватись. Ці методи є прості й не вимагають процесора, але виникають втрати потужності під час вимірювання напруги н. х. чи струму к. з., і втрати, пов'язані з неточним визначенням ТМП.

Метод напруги навантаження з двома ШП (Load-voltage-based method) [39] описує навантаження за допомогою еквівалентного опору і ґрунтується на принципі, що потужність сонячної батареї є пропорційною до квадрата напруги. Використання кількох ШП, які з'єднані паралельно, дає змогу зменшити пульсації струму і збільшити їхню частоту.

Запропонований у роботі [37] метод зі змінним кроком працює у дві стадії: на першій швидко наближає робочу точку до ТМП з великим кроком з використанням доволі складного алгоритму, який вимагає наявності сигнального процесора, що є недоліком. На другій стадії застосовується один з класичних методів пошуку ТМП (P&O, IncCond) з малим кроком для прецизійного знаходження максимуму. Метод дозволяє швидко виконувати пошук.

В таблиці 1.2 порівняні характеристики двох класів систем відбору максимальної потужності: програмної, виконаної на простому мікроконтролері з малим споживанням, та на спеціалізованій ІМС. Враховуючи, що системи космічного використання повинні мати якомога вищу надійність, використання апаратної МРРТ системи є більш доцільним.

Таблиця 1.2

Порівняні характеристики програмних та малопотужних апаратних МРРТ систем

Параметр	На основі мікроконтролера [40, 41]	Апаратна система [42, 43]
Швидкість реакції системи	<0.5 сек. для інтегрального регулятора	<0.1 сек.
	<0.01 сек. для більш складних алгоритмів	
Власне енергоспоживання (звичайний режим)	<10 мА	<150 мкА
Власне енергоспоживання (економний режим зі втратою швидкодії)	<1 мА	<50 мкА
Захист батареї по напрузі/струму	реалізація можлива	+/+
Режим пропуску імпульсів	реалізація можлива	+
Обмін даними	UART, SPI, і т.д.; повністю налаштовується	SPI (досить рідко)
Виконання системою інших функцій	+	-
Можливість одною ІМС контролювати кілька СБ	+	Дуже рідко
Живлення	Потрібне стабілізоване джерело живлення	Як правило, безпосередньо від СБ
Надійність	Може зависнути, щоб цього уникнути необхідний watchdog таймер, бажано зовнішній; при дуже сильній е/м заваді, або радіаційному опроміненні може "злетіти" прошивка.	При будь-якому збої, що не пошкоджує компоненти, знову вийде на робочий режим
Можливість контролю заряду АКБ	+	Як правило, обмежена
Зовнішні компоненти	Уся силова частина, підсилювачі показів струму, інколи АЦП і т.д.	Інколи до повної інтеграції всіх компонентів в один корпус; в основному зовнішні тільки дросель та конденсатори фільтру

1.2.3 Акумуляторні батареї

Для визначення типу АКБ необхідна інформація про:

- температуру при експлуатації;
- пікові й оптимальні струми навантаження [44-46].

Для визначення ємності АКБ необхідно:

- сумістити найбільш енергоспоживчий з можливих режимів з тіньовою ділянкою, тобто визначити максимально можливе енергоспоживання, при проходженні КА максимальної за часом тіньової ділянки;
- знати строк технічної експлуатації, що повинен проробити КА, і залежно від нього вибрати глибину розряду АКБ за графіком залежності кількості циклів заряду/розряду АБ від глибини розряду АКБ [47-50];
- знати ККД АКБ [51, 52];
- знати ККД електроніки заряду [53, 54];
- знати мінімальну напругу на елементі АКБ;
- знати кількість елементів, що входять до складу АКБ.

В таблиці 1.3 наведене порівняння різних типів АКБ, що можуть бути використані в малих супутниках.

Аналіз наявних типів акумуляторів [55, 56] показав, що для мікросупутників доцільно використовувати один з двох типів акумуляторів: нікель-кадмієві [57-59], або літєві [60, 61]. Вибір на користь останніх був зроблений внаслідок того, що вони мають більшу робочу напругу, велику щільність енергії і характеризуються відсутністю ефекту пам'яті.

Порівняння основних типів акумуляторних батарей

Тип	Номінальна напруга елемента, Вольт	Щільність енергії (накопичена енергія/вага, Wh/kg)	Ефективність заряду/розрядки у відсотках	Безпечна для працездатності акумулятора глибина розряду	Коефіцієнт саморозряду у відсотках на місяць	Кількість робочих циклів	Тривалість періоду працездатності, років	Вибухобезпечність при перезаряді
Лужно-кислотний [62]	2.1	30-40	70-92	10%	3-4	500-800	20	-
Лужний [63]	1.5	85	99.9	1%	<0.3	100-1000	<5	+
Ni-fe [64]	1.2	50	65	5%	20	1500	50	+
Ni-cd [65]	1.2	50	70-90	1%	20	1500	50	+
Li-ion [66]	3.6	60	99.8	15%	5-10	1200	2-3	-
Li-Po [67]	3.7	160	99.8	15%	20	600	2-3	-
LiFePO ₄ [68]	3.25	130-200	99.4	10%	3-5	2000+	>5	+

1.3 Методи оцінки та максимізації запасу енергії малих супутників.

Причини деградації систем

Досі, особливо в малих супутниках, для оцінки та максимізації запасу енергії використовувалося лише рівняння енергобалансу, а ємність акумуляторних батарей приймалася як достатньо велика для забезпечення роботи супутника протягом витка навколо Землі. Оскільки це значно спрощує розрахунки режимів супутника, даний підхід використовують у програмах моделювання супутників на орбіті та при розрахунку їх запасу енергії. Наприклад, програма *Microsatellite Modeler* [3] проводить розрахунок балансу енергії з урахуванням таких факторів:

- умови освітленості КА сонцем;
- розміри панелей СБ, їх орієнтацію відносно КА, ККД;
- споживання енергії системами;
- ємність акумуляторних батарей;
- ККД системи енергоживлення.

Перераховані параметри задаються як початкові умови. На виході програмне забезпечення (ПЗ) проводить оцінку швидкості заряду і розряду акумуляторів, а також, власне залишок заряду. Є можливість пов'язати умови енергобалансу з режимами роботи КА і приймати рішення про включення і відключення тих чи інших систем на борту моделюємого КА.

Здебільшого, ПЗ для моделювання поведінки супутників на орбіті [4] проводить лише розрахунок енергобалансу на борту з урахуванням конфігурації розташування панелей сонячних батарей. Проте, практично на кожному супутнику є задачі, час необхідний для виконання яких є меншим, ніж час доступний для цього (таблиця 1.4).

Приклади часових меж роботи приладів та систем супутника

№	Назва	Необхідний для виконання завдання час	Орієнтовна довжина часового інтервалу, за який має бути виконане завдання	Може працювати без точної прив'язки до часового інтервалу
1	Система орієнтації	Має виконуватися в режимі реального часу	Має виконуватися в режимі реального часу	Ні
2	Радіолінія	Має виконуватися в режимі реального часу	Має виконуватися в режимі реального часу	Ні
3	Центральний процесор (ЦП) – обробка сигналів від датчиків під час роботи системи орієнтації чи сеансу зв'язку	0.01сек	Період опитування усіх датчиків, близько 0.1сек	Так
4	ЦП – обробка сигналів від датчиків в режимі очікування	0.01сек	Кілька хвилин	Так
5	ЦП – обробка наукових даних перед відправкою на Землю (стиснення, попередній аналіз, тощо)	20 хвилин	Час між двома сеансами радіозв'язку (від 6 годин)	Так
6	Система живлення – обслуговування АКБ (повний розряд та заряд)	2 доби	4 місяці	Так
7	ЦП – перевірка цілісності керуючої мікропрограми	5 сек	7 днів	Так

В більшості алгоритмів розрахунку [1, 2], або симуляції [3, 4, 69] циклограми роботи супутника використовується дуже приблизне прогнозування, яке, наприклад, не враховує зміну ККД приладів внаслідок використання різних режимів роботи, та не зводить максимуми енергоспоживання до моментів максимальної освітленості сонячних батарей (СБ), щоб більша частка енергії проходила з меншими втратами напряму від СБ, а не через буфер – акумуляторну батарею. Для забезпечення такої оптимізації, необхідно працювати з усіма відрізками циклограми одночасно. Це вимагає спеціальних алгоритмів, оскільки вже при 100 інтервалах в циклограмі така задача вирішуватиметься методом перебору надзвичайно довго, навіть для найменшого супутника типу CubeSAT. Як показано у таблиці 1.5, за рахунок зміни циклограми можливою є також і мінімізація деградації систем супутника. Тому, аналогічно, є зміст розробки алгоритмів формування циклограми, які можуть бути використані для максимізації часу нормального функціонування систем і підсистем КА.

Вперше використання подібних алгоритмів описується у [7] для керування електроспоживанням наземних об'єктів за вартісним критерієм. У роботі [8] описані методи оптимального розподілу електричної енергії та трафіку між багатьма передавачами, розташованими на космічних апаратах, проте не розглядається максимізація запасу енергії у кожному апараті окремо.

Причини деградації систем супутника та методи її зменшення

№	Назва	Орієнтовний ресурс	Фактори деградації	Доступні (з точки зору керування) методи мінімізації деградації
1	Сонячні батареї [70]	Від 3 років	- самоплинна з часом; - від температури поверхні [71]; - радіаційна	Така орієнтація супутника, щоб на СБ потрапляло менше світла, як результат - менший нагрів. В основному, метод є неприйнятним, оскільки СБ є основним джерелом енергії більшості супутників
2	Акумуляторні батареї [55-61]	Від 3 місяців	- самоплинна з часом; - від температури; - від заряду; - від струму заряду/розряду; - від кількості циклів заряду/розряду	- максимально рівномірний заряд та розряд (без кидків струму); - запобігання глибокого розряду та перезаряду; - підтримка температурного режиму (штучний підігрів/охолодження); - своєчасне обслуговування (повний розряд та заряд)
3	Хімічні одноразові батареї	Від 5 років	- розряд	- максимальне використання енергії з відновлюваних джерел
4	Механічні стабілізатори [72]	Від 1 року	Тільки від напрацювання	-
5	Плазмові двигуни [73-78]	Від 6 місяців	Тільки від напрацювання	-
6	Іоністори [79-82]	Від 2 років	- самоплинна з часом; - від температури; - від напруги; - від кількості циклів заряду/розряду; - від струму заряду/розряду	- максимально рівномірний заряд та розряд (без кидків струму); - підтримка температурного режиму (штучний підігрів/охолодження); - підтримка максимально низької напруги
7	Електроніка [83-85]	Від 6 місяців	- В основному, радіаційні чинники, причому знеструмлення приладу значно зменшує радіаційний вплив; - вплив температури; - записи в енергонезалежну пам'ять	- по можливості, знеструмлення систем; - підтримка температурного режиму (штучний підігрів/охолодження); - зменшення кількості записів у енергонезалежну пам'ять

1.4 Метод невизначених коефіцієнтів Лагранжа

При побудові циклограм з максимізацією якоїсь величини (напр. запасу енергії) потрібними є математичні методи знаходження умовного локального екстремуму. Найпопулярніші з них: метод золотого перерізу [86], метод Ньютона (далі розвинутий в метод хорд) [86], метод невизначених коефіцієнтів Лагранжа (НКЛ) [87-90], Симплекс-метод [89]. Очевидно, що в таких задачах використовуються здебільшого нелінійні вирази та рівності, тому застосування широко розповсюджених методів максимізації лінійних виразів (напр. Симплекс-метод) є неможливим. Оскільки методи золотого перерізу, Ньютона та хорд є чисельними, як базовий у роботі використовується метод невизначених коефіцієнтів Лагранжа, запропонований італійським математиком Жозефом-Луї Лагранжем, який дає точний розв'язок та добре працює з виразами будь-якого порядку. Він дозволяє звести задачу на відшукування умовного екстремуму до задачі на знаходження безумовного екстремуму.

Нехай потрібно знайти екстремум функції n змінних $F(x_1, x_2, \dots, x_n)$ при s умовах $g_i(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0, \quad i = 1, 2, \dots, s.$

Вводячи s невизначених множників Лагранжа λ_i , будується функція Лагранжа

$$\Phi(x_1, x_2, \dots, x_n, \lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_s) = F(x_1, x_2, \dots, x_n) - \sum_{i=1}^s \lambda_i g_i(x_1, x_2, \dots, x_n) \quad (1.1)$$

Задача знаходження умовного оптимуму зводиться до розв'язування системи $n+s$ рівнянь із $n+s$ змінними:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \Phi(x_1, x_2, \dots, x_n, \lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_s)}{\partial x_i} &= 0, \quad i = 1, 2, \dots, n \\ \frac{\partial \Phi(x_1, x_2, \dots, x_n, \lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_s)}{\partial \lambda_i} &= g_i(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0, \quad i = 1, 2, \dots, s \end{aligned} \quad (1.2)$$

Приклад використання: Знайти прямокутник із найбільшою площею при заданому периметрі p .

Позначимо сторони прямокутника x та y . Потрібно знайти максимум функції $S=xy$ при умові $2x+2y=p$. Вводимо множник Лагранжа λ і шукаємо безумовний екстремум функції:

$$\begin{aligned}
 F(x, y, \lambda) &= xy - \lambda(2x + 2y - p) \\
 \frac{\partial F}{\partial x} = y - 2\lambda &= 0; \quad \frac{\partial F}{\partial y} = x - 2\lambda = 0; \quad \frac{\partial F}{\partial \lambda} = 2x + 2y - p = 0 \\
 x = y = 2\lambda; \quad \lambda &= p/8; \quad x = y = p/4; \quad S_{\max} = p^2/16
 \end{aligned}
 \tag{1.3}$$

Отже, найбільшу площу серед прямокутників із заданим периметром має квадрат.

Розглянемо випадок, коли у обмеженнях функції $z = f(x)$, яку треба максимізувати, є нерівність типу $x_1 \leq x \leq x_2$. При накладанні такого обмеження максимум функції, що задовольняє обмеження, може або співпадати з одним із максимумів функції (рис. 1.3а), або лежати на межі обмеження (рис. 1.3б).

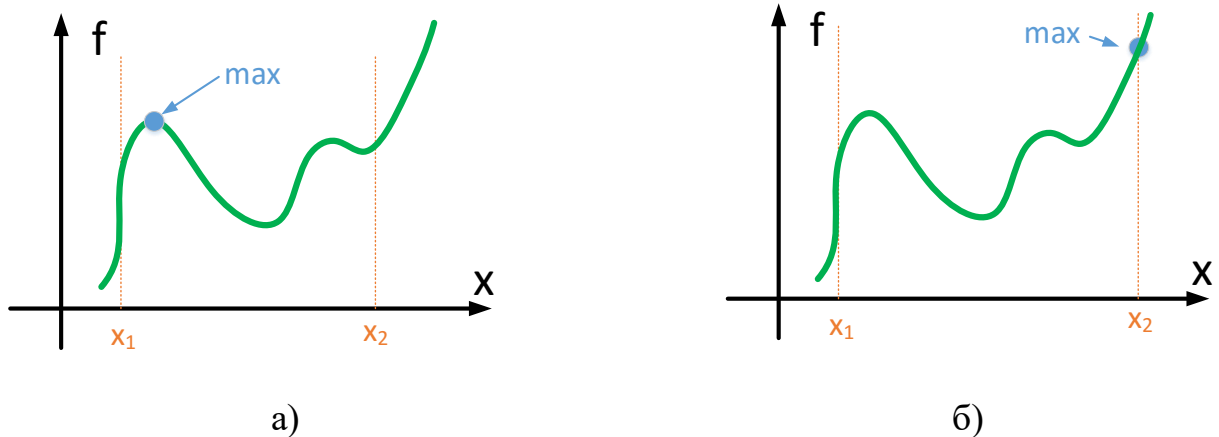


Рис. 1.3. Приклад положень максимуму функції в залежності від обмежень

Алгоритм розв'язку методом НКЛ із нерівностями у якості обмежень:

- 1) Розв'язати задачу методом НКЛ, відкинувши всі нерівності. Знайти локальні максимуми на всьому діапазоні;
- 2) Із обмежень сформуувати рівність, або систему рівностей, яка описуватиме контури фігури, обмеженої областю дозволених значень;

- 3) Отриману рівність чи систему рівностей підставити у основну задачу в якості додаткових обмежень. Знайти максимальне значення функції, можливо додатково вирішивши новоутворену задачу методом НКЛ;
- 4) Вибрати із розв'язків, знайдених у п.1, ті, що задовольняють всі нерівності. Вибрати розв'язок, при якому функція має максимальне значення;
- 5) Порівняти значення функції при розв'язках із п.3 та 4. Вибрати розв'язок, при якому функція має максимальне значення.

Можливі випадки, в яких функція в області, дозволеній обмеженнями не має локальних максимумів взагалі, рис. 1.4. Тоді необхідним є перебір усіх варіантів з підстановкою замість змінних констант, що визначають межі області. Вданому випадку це – підстановки $x \equiv x_1$ та $x \equiv x_2$.

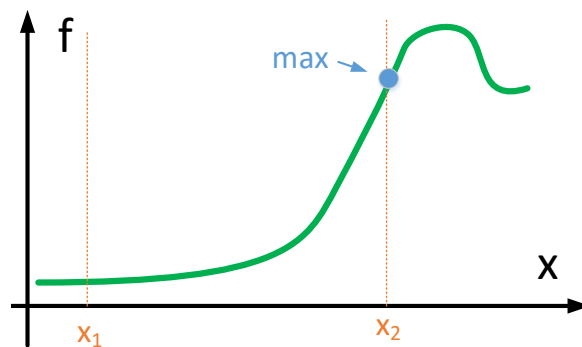


Рис. 1.4. Приклад випадку, при якому функція в області, дозволеній обмеженнями не має локальних максимумів

Висновки до 1 розділу:

1. Практично на всіх наносупутниках є, як мінімум, 6 систем, що впливають на енергобаланс: СБ, АКБ, система живлення, центральний процесор, система радіозв'язку, корисне навантаження. На деяких із цих систем є задачі, час необхідний для виконання яких є меншим, ніж час доступний для цього. Тому можливим є розрахунок таких циклограм керування наносупутниками, які

дозволяють оптимізувати запас енергії чи часовий ресурс супутника шляхом розрахунку його циклограми.

2. Найкращими для використання у малих супутниках є літєві АКБ. При їх підключенні до виходу перетворювача з МРРТ-контролером коливання напруги на них в результаті досить низького внутрішнього опору будуть незначними. Як результат, на мікро- та наносупутниках може бути використаний найпростіший із описаних МРРТ-алгоритмів – Perturbation & Observation, а струми і напруги на вході та виході перетворювача з МРРТ-контролером прийматися постійними на коротких проміжках часу, що спрощує розрахунки циклограми.
3. Зменшення деградації деяких систем супутника можливе шляхом зміни його циклограми роботи.
4. Існуючі методи та програмні комплекси дозволяють провести лише розрахунок енергобалансу на борту з урахуванням освітлення сонячних батарей, споживання енергії системами та параметрів АКБ. Не враховується зміна ККД приладів внаслідок використання різних режимів роботи, та не забезпечується відповідність максимумів енергоспоживання відносно моментів максимальної освітленості сонячних батарей.
5. Існуючі методи розрахунку циклограми з максимізацією, або мінімізацією якоїсь величини (вартість, енергія, пропускна здатність каналу, тощо) не можуть бути використані для створення циклограми з максимізацією запасу енергії супутника, або мінімізацією його деградації. Тому розробка методів автоматичного створення чи коригування циклограми, що дозволяють максимізувати запас енергії, зменшити деградацію супутника, або оптимізувати циклограму за двома вищевказаними критеріями з урахуванням ступеня їх важливості є актуальною задачею, рішення якої дозволить більш ефективно використовувати енергію на супутнику та збільшити час його нормального функціонування на орбіті.

2 ФОРМУВАННЯ РІВНЯНЬ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ МАКСИМІЗАЦІЇ ЗАПАСУ ЕНЕРГІЇ ЧИ ЧАСОВОГО РЕСУРСУ

2.1 Хронологічне представлення часу життя наносупутника

Для розрахунку режимів роботи наносупутника в наземних умовах, загальний прогнозований час його експлуатації розділяється на етапи. В хронологічному порядку їх можна представити наступним чином [91]:

- 1) Відокремлення від ракетносія (або іншого супутника). Наносупутник (НС) після відокремлення перебуває деякий час у вільному польоті. Як правило, споживання енергії відсутнє, за винятком випадків, коли необхідне спрацювання механізмів відокремлення, розкриття антен чи панелей з сонячними батареями на наносупутнику.
- 2) Початковий заряд АКБ, якщо необхідно.
- 3) Орієнтація. Енергія та час цього етапу оцінюються приблизно, оскільки багато початкових параметрів, наприклад, кутова швидкість обертання НС після відокремлення, не є точно відомими.
- 4) Циклічний (штатний) режим, для якого і проводяться розрахунки та прогнози.
- 5) Нештатний режим. Непрогнозована необхідність витратити велику кількість енергії, або змінити конфігурацію апаратної частини, наприклад, підключення чи відключення окремих систем. Після даного етапу, як правило, настає новий циклічний (штатний) режим.
- 6) Аварійний режим (табл. 2.1). Через нестачу енергії наносупутник має неповну функціональність, або взагалі перестає працювати.

Циклічних та нештатних режимів може бути кілька, залежно від типу наносупутника та його призначення.

Можливі критерії переходу зі штатного в аварійний режим [92]

№	Критерій	Наслідки
1	Не вистачає енергії, щоб жити системи навіть у сплячому режимі	Повна відмова наносупутника
2	Не вистачає енергії, щоб жити системи по заданій циклограмі	Супутник частково зберігає функціональні можливості, проте не може повною мірою виконувати свої функції
3	В якийсь момент немає необхідного запасу енергії для дії, передбаченої в нештатному режимі	Супутник не є готовим до нештатних режимів роботи

В загальному вигляді розрахунок запасу енергії та часового ресурсу в штатному циклічному режимі протягом експлуатації наносупутника відбувається наступним чином:

- 1) Формується список всіх допустимих режимів.
- 2) Визначається, які прилади та в які моменти часу можуть працювати в режимі «вимкнено/увімкнено», а які можуть працювати на певний відсоток від своєї максимальної потужності, не маючи прив'язки робочого режиму до конкретного часового інтервалу (табл. 1.2). (Наприклад, задача стиснення інформації, яка займе 10 хвилин процесорного часу, та має бути виконана протягом доби).
- 3) Визначається період загальної циклограми, тобто вибирається часовий проміжок, через який всі основні дії та режими наносупутника (зміна «сонце/тінь», сеанси радіозв'язку, вимірювання, орієнтація) будуть повторюватися.
- 4) Визначаються точки можливої зміни режиму на циклограмі, які її розбиватимуть на інтервали.
- 5) Знаходиться оптимальна послідовність режимів на інтервалах (як критерії оптимізації використовуються запас енергії та часовий ресурс елементів наносупутника).

- 6) Обчислюється залишок часового ресурсу підсистем та запасу енергії після проходження циклограми.
- 7) Повторюється п.5. для наступної циклограми з урахуванням зміни параметрів системи електроживлення.
- 8) Знаходиться остання циклограма робочого режиму. Рахується час експлуатації наносупутника.

2.2 Методи побудови циклограми з максимізацією запасу енергії, або мінімізацією деградації

Як було зазначено, циклограма розбивається на інтервали (п. 4), на яких режими роботи систем та підсистем наносупутника залишаються незмінними. З однієї сторони скорочення довжини інтервалу призводитиме до збільшення точності розрахунків режимів роботи системи живлення наносупутника та перехідних процесів між ними, з іншої - буде потрібно більше обчислювальних ресурсів. Ще одним фактором, що обмежує мінімальну довжину інтервалів, є накопичення помилки, яка виникає внаслідок неточностей вимірювання параметрів НС в космічних умовах та недосконалості моделей систем і підсистем наносупутника.

Загальна кількість варіантів керування методом перебору (C) визначається наступним чином:

$$C = n^L \quad (2.1)$$

де n - загальна кількість режимів роботи обладнання;

L - кількість інтервалів у циклограмі.

Розглянемо випадок найпростішого наносупутника, що складається з сонячної батареї (режим роботи заданий наперед), акумуляторної батареї (2 режими роботи: заряд та розряд), двох споживачів (по одному режиму роботи), та $l=100$ інтервалів в циклограмі. Тоді, з урахуванням (2.1) кількість варіантів керування складатиме $C=n^L=4^{100}=1.6*10^{60}$. При затраті 1 нс процесорного часу на обчислення одного варіанту керування загальний час розрахунку складе

$\tau = 1.6 \cdot 10^{60} \cdot 10^{-9} = 1.6 \cdot 10^{51} \text{сек} = 5.1 \cdot 10^{43} \text{років}$, що є неприпустимим навіть для сучасної комп'ютерної техніки. Тому, доцільним є використання спеціальних алгоритмів побудови циклограми, замість методу перебору.

2.2.1 Розрахунок циклограми роботи наносупутника. Загальний опис рівнянь і нерівностей для максимізації запасу енергії та часового ресурсу

В загальному випадку, коли апаратна частина наносупутника (склад та споживання підсистем, ємність АКБ та ін.) є визначеною (табл. 2.2, 2.3), можливим є проведення розрахунку циклограми роботи НС, використовуючи кілька критеріїв максимізації: запас енергії системи (E) та часовий ресурс (R). Можливі циклограми, для прикладу з довжиною відрізка циклограми $\Delta L=1$ год., та часом циклограми в 1 добу представлені на рис. 2.1-2.4.

Під часовим ресурсом R розуміється відношення залишкового часу роботи приладу чи системи до його загального часу роботи за деяких попередньо заданих умов експлуатації, або залишкової ємності до загальної для хімічних одноразових батарей.

В рівнянні максимізації запасу енергії приймають участь такі складові:

- 1) Енергія, яку отримує споживач з урахуванням ККД (зі знаком «+»), при умові, що останній є змінним, хоча б на одному інтервалі роботи. В ККД входять також такі фактори, як вплив температури, кут повороту сонячних батарей, тощо. Якщо він є незмінним, пункт можна не враховувати, оскільки ця енергія буде константою, що ніяк не вплине на рівняння максимізації.
- 2) Енергія, яку втрачає акумуляторна батарея при розряді (зі знаком «-»).
- 3) Енергія, яка перетворюється в хімічну при заряді акумуляторної батареї (зі знаком «+»).

Таблиця 2.2

Класифікація активності джерел та споживачів енергії на наносупутнику

№	Назва	Опис	Значення коефіцієнтів, що описують стан
1	Первинні джерела (рис. 2.1)	Умовно невичерпні, джерела, які віддають енергію лише в чітко визначені проміжки часу, наприклад СБ	Лежать в діапазоні $[0;1]$, 0 – не використовується, 1 – використовується на повну потужність. Оскільки такі джерела як правило є невичерпними, то приймається $a=1$, поки не настане ситуація надлишку енергії, напр. повний заряд АКБ
2	Джерела (рис. 2.1)	Джерела, які можуть віддавати енергію в будь-який момент, наприклад хімічні джерела струму	Лежать в діапазоні $[0;1]$, 0 – не використовується, 1 – використовується на повну потужність. Одночасно є множниками Лагранжа у рівнянні максимізації.
3	Фіксовані навантаження (рис. 2.1)	Навантаження, інтервали роботи яких є жорстко заданими	$a=1$ (увімкнено), або $a=0$ (вимкнено). Задані наперед.
4	Змінні навантаження (рис. 2.1, табл. 2.4)	Не мають прив'язки до конкретного інтервалу; час, необхідний для виконання роботи є меншим, ніж час доступний для цього.	В загальному випадку лежать в діапазоні $[0;1]$, 0 – не використовується, 1 – використовується на повну потужність. Одночасно є множниками Лагранжа у рівнянні максимізації.

Енергії в п. 2 і 3 не є рівними, оскільки кожна АКБ має ККД заряду і розряду менший 1. За умови постійного відбору максимальної потужності та нерухомості наносупутника відносно сонця, енергія, яку віддають невичерпні джерела, наприклад, сонячні батареї, у рівнянні максимізації не враховується.

Таблиця 2.3

Класифікація змінних навантажень наносупутника

№	Ознака	Результат
1	Час роботи може бути поділений на кілька окремих інтервалів (рис. 2.2)	Для кожного інтервалу використовується окремий коефіцієнт $a_i \in [0;1]$. Їх сукупність визначає розподіл навантаження по інтервалах.
2	Є інтервали, на яких навантаження може працювати на певний відсоток від своєї максимальної потужності (рис. 2.3)	$a_i \in [0;1]$, в протилежному випадку $a_i=0$, або $a_i=1$.
3	Робота навантаження протягом деякого інтервалу є чітко заданою. Вона лише може бути зсунута в часі. Приклад: обслуговування АКБ в процесі якого їх необхідно розрядити певним струмом за певний час. (рис. 2.4)	$a=0$, або $a=1$. Достатнім є знаходження номеру інтервалу початку роботи.

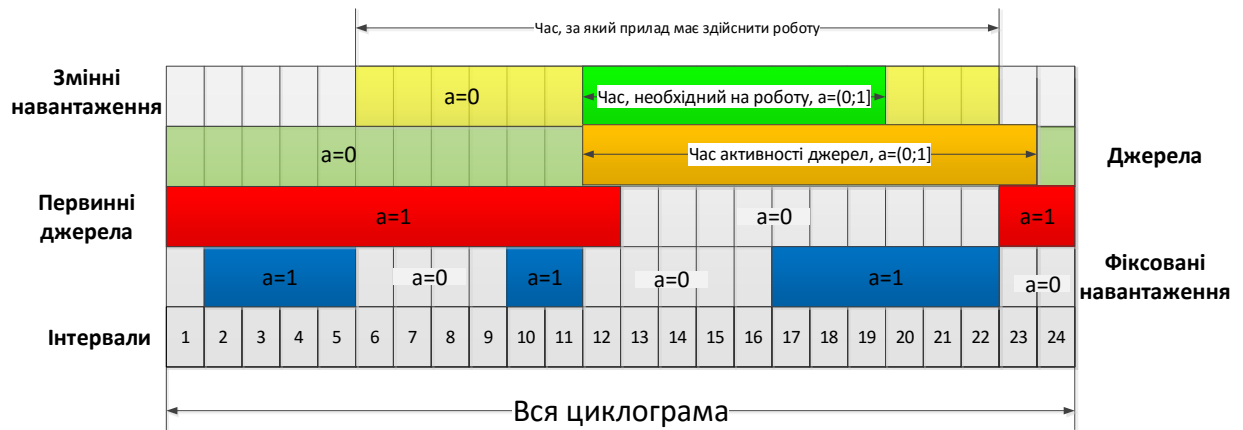


Рис. 2.1. Опис часових інтервалів роботи систем та пристроїв на циклограмі

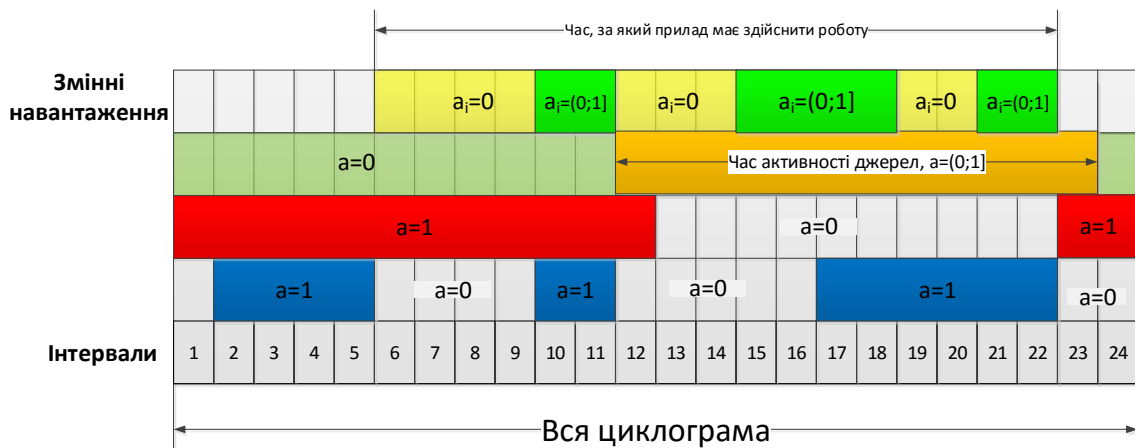


Рис. 2.2. Приклад циклограми, на якій час роботи змінних навантажень може бути поділений на кілька окремих інтервалів

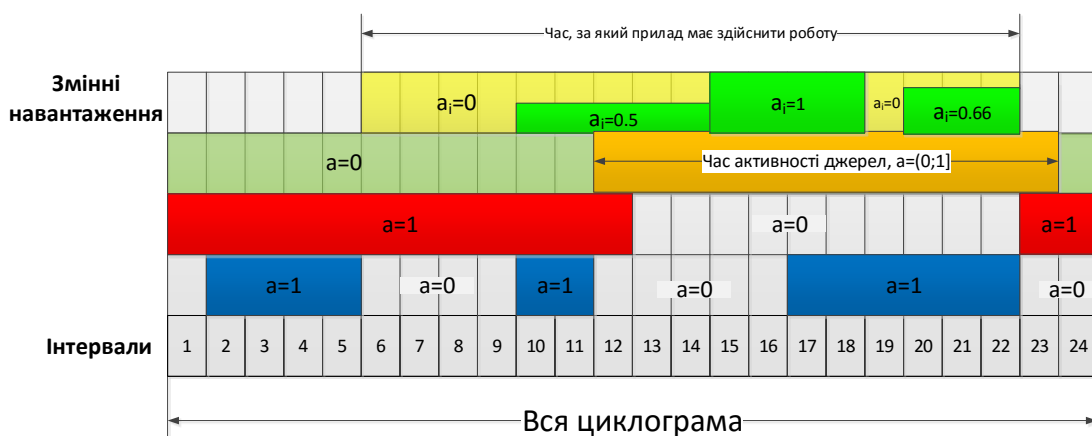


Рис. 2.3. Приклад циклограми, на якій змінне навантаження може працювати на певний відсоток від своєї максимальної потужності

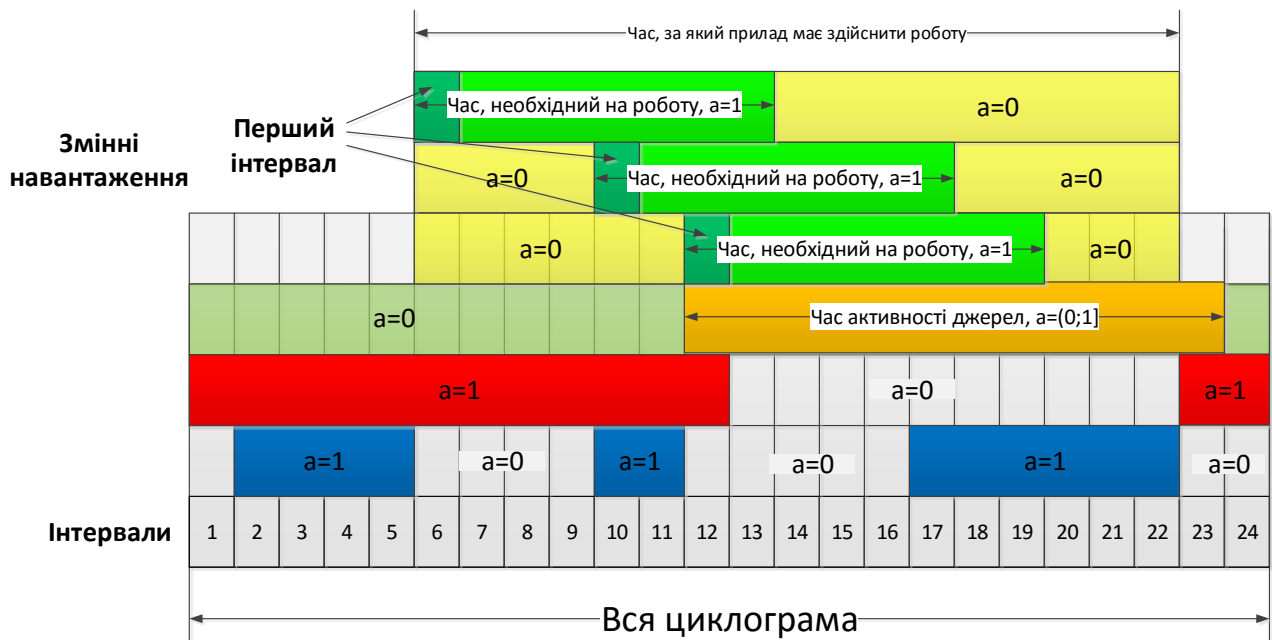


Рис. 2.4. Приклад циклограми, на якій робота змінних навантажень протягом деякого інтервалу є чітко заданою та лише може бути зсунута в часі

Розв'язувати поставлену задачу доцільно методом невизначених коефіцієнтів Лагранжа [87, 88] (НКЛ) по одному з двох критеріїв: максимізації часового ресурсу (запас енергії використовується як одне з обмежень), або максимізації запасу енергії (як одне з обмежень використовується часовий ресурс). Основне рівняння має вигляд:

$$a_1 f_1(z_{11} \dots z_{1k}) + a_2 f_2(z_{11} \dots z_{1k}) + \dots + a_n f_n(z_{11} \dots z_{1k}) \rightarrow \max \quad (2.2)$$

де $a_1 \dots a_n$ – невідомі коефіцієнти, які показують, увімкнений чи вимкнений прилад;

$f_1 \dots f_n$ – функції, за допомогою яких обчислюється енергія для кожного приладу чи системи супутника. Причому, для деяких з них (наприклад АКБ) використовується окрема функція на заряд і окрема на розряд;

$z_{11} \dots z_{1k}$ – фактори зовнішнього впливу, такі як температура, освітленість СБ, початковий заряд батарей, тощо.

Використовуються такі обмеження:

- 1) $E \geq \text{const}$, або $R \geq \text{const}$ – обмеження по запасу енергії, або часовому ресурсу в залежності від критерію максимізації (відповідно, E – запас енергії, R – часовий ресурс)
- 2) Умова балансу потужностей: $\Sigma P=0$
- 3) Коефіцієнти, що описують стан завжди є більшими 0: $a_1 \dots a_n \geq 0$
- 4) Деякі з коефіцієнтів мають «верхнє» обмеження, тобто $a < \text{const}$.
- 5) Температурні «верхнє» та «нижнє» обмеження.
- 6) Інші обмеження, які диктує специфіка конкретного наносупутника.

2.2.2 Складання системи рівнянь та нерівностей для максимізації запасу енергії

Надалі будуть використовуватися такі позначення:

η_n -ККД навантаження

P_n -Потужність навантаження

η_d -ККД джерела

P_d -Потужність джерела

ΔL -Довжина інтервалу

ΔR_d -Зменшення ресурсу джерела

ΔR_n -Зменшення ресурсу навантаження

R -Максимально допустиме зменшення ресурсу

Індекс i – вказує на конкретний інтервал використання змінної.

Проведемо максимізацію загального запасу енергії після проходження повної циклограми. Ця енергія складається із суми енергій на кожному із інтервалів циклограми. В загальному вигляді рівняння максимізації енергії на одному інтервалі має наступний вигляд:

$$(P_n - P_d)\Delta L \rightarrow \max \quad (2.3)$$

Складемо рівняння задачі максимізації запасу енергії, поступово їх ускладнюючи, розглядаючи все більш глобальні випадки:

- 1) Один інтервал, одне джерело, одне змінне навантаження

$$\left\{ \begin{array}{l} \{1\} (P_H - \eta_\partial P_\partial) \Delta L \rightarrow \max \\ \{2\} \frac{P_H}{\eta_H} = \eta_\partial P_\partial \\ \{3\} \Delta R_\partial \leq R \\ \{4\} \Delta R_H \leq R \end{array} \right. \quad (2.4)$$

Вираз {1} у (2.4) – це (2.3) з врахуванням ККД джерела. Обмеження {2} – умова балансу потужностей. Втрачаючи потужність P_∂ , джерело віддає $\eta_\partial P_\partial$, навантаження, потребуючи потужності P_H , споживає $\frac{P_H}{\eta_H}$. Обмеження {3} вказує, що зменшення ресурсу не має перевищувати якоесь фіксоване значення.

2) Один інтервал, W джерел, 1 змінне навантаження

g_w - коефіцієнт використання w -го джерела. Може приймати значення в діапазоні $[0;1]$.

$$\left\{ \begin{array}{l} (P_H - \sum_{w=0}^W \eta_{\partial w} P_{\partial w} g_w) \Delta L \rightarrow \max \\ \frac{P_H}{\eta_H} = \sum_{w=0}^W \eta_{\partial w} P_{\partial w} g_w \\ \sum_{w=0}^W [\Delta R_{\partial w} \leq R] \\ \Delta R_H \leq R \end{array} \right. \quad (2.5)$$

3) I інтервалів, W джерел, 1 змінне навантаження.

Y_i - коефіцієнт, що показує, на яку частку від своєї максимальної потужності працює споживач на даному інтервалі. Може приймати значення в діапазоні $[0;1]$.

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \{1\} \sum_{i=0}^I (P_{ni} Y_i - \sum_{w=0}^W \eta_{\partial w, i} P_{\partial w, i} g_{w, i}) \Delta L_i \rightarrow \max \\
 \{2\} \sum_{i=0}^I \left[\frac{P_{ni} Y_i}{\eta_{ni}} = \sum_{w=0}^W \eta_{\partial w, i} P_{\partial w, i} g_{w, i} \right] \\
 \{3\} \sum_{i=0}^I \eta_{ni} P_{ni} Y_i \Delta L_i = \text{const} \\
 \{4\} \sum_{w=0}^W \left[\sum_{i=0}^i \Delta R_{\partial w, i} \leq R \right] \\
 \{4\} \sum_{i=0}^I \Delta R_{ni} \leq R
 \end{array} \right. \quad (2.6)$$

Обмеження {2} у (2.6) означає, що баланс потужностей має збігатися на кожному інтервалі. Отримується по одному такому рівнянню на інтервал. Обмеження {3} вказує, що зрештою має виконатися деяке завдання, що потребує фіксованої кількості енергії (підігрів платформи, сеанс радіозв'язку, орієнтація, тощо). Обмеження {4} означає, що сумарне зменшення ресурсу джерел чи навантажень за циклограму має бути меншим за деяке значення. Доданки з рівнянь та нерівностей, описаних у (2.6) використовуються у якості функцій $f_1 \dots f_n$ в (2.2), а параметри, що показують ступінь активності джерел чи навантажень, тобто Y або g_w - у якості коефіцієнтів $a_1 \dots a_n$.

4) I інтервалів, W джерел, 1 змінне навантаження, 1 статичне навантаження.

ON_i – функція показує, чи увімкнене на даному інтервалі статичне навантаження.

Може мати значення 0, або 1.

P_{ci} – потужність статичного навантаження на даному інтервалі

ΔR_{cd} – Зменшення ресурсу статичного джерела

ΔR_{cn} – Зменшення ресурсу статичного навантаження

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum_{i=0}^I (P_{hi} Y_i + ON_i P_{ci} - \sum_{w=0}^W \eta_{\partial w, i} P_{\partial w, i} g_{w, i}) \Delta L_i \rightarrow \max \\ \sum_{i=0}^I \left[\frac{P_{hi} Y_i}{\eta_{hi}} + ON_i P_{ci} = \sum_{w=0}^W \eta_{\partial w, i} P_{\partial w, i} g_{w, i} \right] \\ \sum_{i=0}^I \eta_{hi} P_{hi} Y_i \Delta L_i = const \\ \sum_{w=0}^W \left[\sum_{i=0}^I \Delta R_{\partial w, i} \leq R \right] \\ \sum_{i=0}^I \Delta R_{hi} \leq R \\ \sum_{i=0}^I \Delta R_{chi} \leq R \end{array} \right. \quad (2.7)$$

5) І інтервалів, W джерел, 1 первинне джерело, 1 змінне навантаження, 1 статичне навантаження

G[i] – функція показує, чи увімкнене на даному інтервалі первинне джерело.

Може мати значення 0, або 1.

P_{cd}[i] – потужність первинного джерела на даному інтервалі.

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum_{i=0}^I (P_{hi} Y_i + ON_i P_{ci} - \sum_{w=0}^W \eta_{\partial w, i} P_{\partial w, i} g_{w, i} - G_i P_{ndi}) \Delta L_i \rightarrow \max \\ \sum_{i=0}^I \left[\frac{P_{hi} Y_i}{\eta_{hi}} + ON_i P_{ci} = \sum_{w=0}^W \eta_{\partial w, i} P_{\partial w, i} g_{w, i} + G_i P_{ndi} \right] \\ \sum_{i=0}^I \eta_{hi} P_{hi} Y_i \Delta L_i = const \\ \sum_{w=0}^W \left[\sum_{i=0}^I \Delta R_{\partial w, i} \leq R \right] \\ \sum_{i=0}^I \Delta R_{hi} \leq R \\ \sum_{i=0}^I \Delta R_{chi} \leq R \\ \sum_{i=0}^I \Delta R_{codi} \leq R \end{array} \right. \quad (2.8)$$

По суті, дана модель описує більшість наносупутників у нормальному режимі роботи, оскільки в них є лише одне невичерпне джерело (сонячна батарея), максимум

одне змінне навантаження (процесор з довготривалими задачами), а всі статичні навантаження можуть бути зведені в об'єднане навантаження. Проте, наприклад, під час активної роботи системи стабілізації, для них може бути необхідним використання складнішої моделі з п. 6.

б) і інтервалів, W джерел, M первинних джерел, K змінних навантажень, N статичних навантажень

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum_{i=0}^I \left(\sum_{k=0}^K P_{ni,k} Y_{i,k} + \sum_{h=0}^H ON_{i,h} P_{ci,h} - \sum_{w=0}^W \eta_{\delta w,i} P_{\delta w,i} g_{w,i} - \sum_{m=0}^M G_{i,m} P_{\delta oi,m} \right) \Delta L_i \rightarrow \max \\ \sum_{i=0}^I \left[\sum_{k=0}^K \frac{P_{ni,k} Y_{i,k}}{\eta_{ni,k}} + \sum_{h=0}^H ON_{i,h} P_{ci,h} = \sum_{w=0}^W \eta_{\delta w,i} P_{\delta w,i} g_{w,i} + \sum_{m=0}^M G_{i,m} P_{\delta oi,m} \right] \\ \sum_{k=0}^K \left[\sum_{i=0}^I \eta_{ni,k} P_{ni,k} Y_{i,k} \Delta L_i = const_k \right] \\ \sum_{w=0}^W \left[\sum_{i=0}^I \Delta R_{\delta w,i} \leq R \right] \\ \sum_{k=0}^K \left[\sum_{i=0}^I \Delta R_{ni,k} \leq R \right] \\ \sum_{h=0}^H \left[\sum_{i=0}^I \Delta R_{chi,h} \leq R \right] \\ \sum_{m=0}^M \left[\sum_{i=0}^I \Delta R_{\delta oi,m} \leq R \right] \end{array} \right. \quad (2.9)$$

Варто зазначити, що величини $Y_{i,k}$ та $g_{n,i}$ можуть бути використані безпосередньо як коефіцієнти Лагранжа у рівнянні максимізації. У разі такого ж використання $ON_{i,h}$ та $G_{i,m}$ необхідно вводити додаткові обмеження:

$$\begin{cases} ON_{i,h} = 0, \text{ або } ON_{i,h} = 1 \\ G_{i,m} = 0, \text{ або } G_{i,m} = 1 \end{cases} \quad (2.10)$$

Зрештою, невідомими у рівняннях є коефіцієнти, які вказують на ступінь активності джерел та навантажень на кожному з інтервалів, а також залежні лише від них зменшення ресурсу ($\Delta R_{\delta}, \Delta R_n, \Delta R_{cn}, \Delta R_{\delta o}$) та ККД (η_n, η_{δ}).

2.2.3 Складання системи рівнянь та нерівностей для мінімізації деградації систем, що входять до складу наносупутника

Під поняттям часового ресурсу (R) надалі будемо розуміти відношення залишкового часу роботи приладу чи системи до загального часу його роботи за деяких попередньо заданих умов експлуатації.

Першим кроком до складення рівнянь максимізації часового ресурсу є аналіз причин та швидкості деградації приладів та систем наносупутника, табл.1.3. Другим, враховуючи орієнтовний час експлуатації наносупутника, визначення систем, часовий ресурс яких бажано максимізувати. Наприклад, для НС, що має пропрацювати рік, нема змісту максимізувати час життя СБ. Для більшості наносупутників об'єкти максимізації часового ресурсу - це АКБ та електроніка. Третій крок – визначення методів мінімізації деградації, які може забезпечити система керування.

Оскільки ресурс супутника в основному визначається найменшим ресурсом будь-якої із систем, рівняння максимізації матиме наступний вигляд:

$$\min(R_1, R_2 \dots R_n) \rightarrow \max \quad (2.11)$$

де $R_1, R_2 \dots R_n$ - функції для обчислення часового ресурсу кожної з систем. У випадку, коли система, часовий ресурс якої треба максимізувати, одна, рівняння максимізації набуває вигляду $R \rightarrow \max$. З додаванням обмежуючих умов воно вирішується методом НКЛ, як і у випадку максимізації запасу енергії.

Для кожної з підсистем зменшення часового ресурсу складається із самоплинного зменшення часового ресурсу з часом, та зменшенням внаслідок роботи:

$$F = \sum_{i=1}^I (\Delta R_i + \Delta R_i(a_i, z_{i1} \dots z_{ik})) \quad (2.12)$$

де ΔR_i – самоплинне зменшення часового ресурсу підсистеми з часом;

ΔR_i – функція зменшення часового ресурсу підсистеми внаслідок роботи;

a_i – коефіцієнти, що показують на який відсоток від своєї потужності працює підсистема. Може приймати значення в діапазоні $[0; 1]$. Їх і треба знайти;

i – номер інтервалу в циклограмі;

$z_{i1} \dots z_{ik}$ – інші параметри, від яких залежить часовий ресурс: напруга, струм, температура тощо. Оскільки всі вони можуть бути однозначно отримані з їх початкових значень на момент початку циклограми, та коефіцієнтів « a_i » на попередніх ($i-1, i-2, \dots$) інтервалах, коректним є і такий запис:

$$F = \sum_{i=1}^I (\Delta R_i + \Delta R_i(a_i, a_{i-1}, a_{i-2}, \dots, a_1)) \quad (2.13)$$

Враховуючи те, що підсистема на супутнику не одна:

$$F = \sum_{i=1}^I (\Delta R_i + \Delta R_i(a_{i,n}, a_{i-1,n}, a_{i-2,n}, \dots, a_{1,n})) \Big|_{n=1}^N \quad (2.14)$$

де n – номер підсистеми.

В загальному випадку кількість коефіцієнтів складатиме $I \cdot N$.

Обмеження до рівняння максимізації часового ресурсу в загальному випадку є аналогічними таким в рівнянні максимізації запасу енергії. Для ситуації, описаної в (2.9) вони матимуть наступний вигляд:

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum_{i=0}^I \left[\sum_{k=0}^K \frac{P_{ni,k} Y_{i,k}}{\eta_{ni,k}} + \sum_{h=0}^H ON_{i,h} P_{ci,h} = \sum_{w=0}^W \eta_{\partial w,i} P_{\partial w,i} g_{w,i} + \sum_{m=0}^M G_{i,m} P_{ndi,m} \right] \\ \sum_{k=0}^K \left[\sum_{i=0}^I \eta_{ni,k} P_{ni,k} Y_{i,k} \Delta L_i = const_k \right] \\ \sum_{i=0}^I \left[\sum_{w=0}^W \eta_{\partial w,i} P_{\partial w,i} g_{w,i} + \sum_{m=0}^M G_{i,m} P_{cdi,m} \right] \geq const \end{array} \right. \quad (2.15)$$

Новою є лише нерівність $\sum_{i=0}^I \left[\sum_{w=0}^W \eta_{\partial w,i} P_{\partial w,i} g_{w,i} + \sum_{m=0}^M G_{i,m} P_{cdi,m} \right] \geq const$, введений для

того, щоб після проходження однієї циклограми загальний запас енергії в супутнику не зменшувався, або зменшувався не більше ніж на яесь наперед задане значення.

$\sum_{i=0}^I \left[\sum_{w=0}^W \eta_{\partial w,i} P_{\partial w,i} g_{w,i} \right]$ - запас енергії джерел, $\sum_{i=0}^I \left[\sum_{m=0}^M G_{i,m} P_{ndi,m} \right]$ - запас енергії первинних

джерел.

2.2.4 Мінімізація деградації кількох систем одночасно

У випадку максимізації часового ресурсу лише одної системи, з рівняння максимізації може бути виключений доданок ΔR_i , оскільки його значення не залежить ні від яких величин, окрім довжини часового проміжку (який є відомим - довжина циклограми). В цьому випадку рівняння максимізації часового ресурсу матиме такий вигляд:

$$\sum_{n=1}^N \sum_{i=1}^I (\Delta R_i(a_{i,n}, a_{i-1,n}, a_{i-2,n}, \dots, a_{1,n})) \rightarrow \max \quad (2.16)$$

Таке рівняння із системою обмежень вирішується методом НКЛ.

У випадку максимізації часового ресурсу кількох підсистем, рівняння максимізації матиме такий вигляд:

$$\min \left(\left[\sum_{n=1}^N \sum_{i=1}^I (\Delta R_{i,f} + \Delta R_{i,f}(a_{i,n}, a_{i-1,n}, a_{i-2,n}, \dots, a_{1,n})) \right]_{f=1}^N \right) \rightarrow \max \quad (2.17)$$

де f – номер підсистеми.

Щоб знайти розв'язки такого рівняння, розглянемо випадок, в якому функція ΔR залежить лише від одного параметру a . Для двох підсистем розв'язок рівняння $\min(f_1, f_2) \rightarrow \max$ може бути графічно представлений лише двома варіантами:

А) він знаходиться у точці максимуму однієї з функцій (рис. 2.5а);

Б) він знаходиться в точці перетину функцій (рис. 2.5б).

В першому випадку достатньо знайти всі групи коефіцієнтів $a_{i,n}$, які визначають всі максимуми усіх функцій. Для кожної функції вони знаходяться окремо, за рівнянням максимізації

$$\sum_{n=1}^N \sum_{i=1}^I (\Delta R_i(a_{i,n}, a_{i-1,n}, a_{i-2,n}, \dots, a_{1,n})) \rightarrow \max \quad (2.18)$$

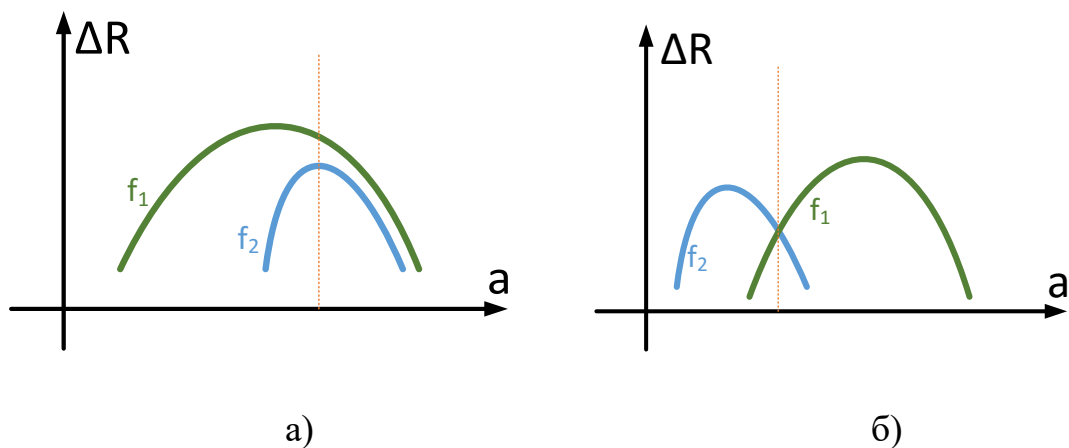


Рис. 2.5. Графічне представлення функції $\min(f_1, f_2) \rightarrow \max$ при різних функціях f_1 та f_2

В другому випадку кожні з функцій беруться попарно та порівнюються одна до одної:

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum_{n=1}^N \sum_{i=1}^I (\Delta R_{i,k} + \Delta R_{i,k}(a_{i,n}, a_{i-1,n}, a_{i-2,n}, \dots, a_{1,n})) = \\ = \sum_{n=1}^N \sum_{i=1}^I (\Delta R_{i,j} + \Delta R_{i,j}(a_{i,n}, a_{i-1,n}, a_{i-2,n}, \dots, a_{1,n})) \end{array} \right. \quad (2.19)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} k = 1..N; j = 1..N; \\ k \neq j \end{array} \right.$$

Утворене рівняння використовується як обмеження з функціями

$$\sum_{n=1}^N \sum_{i=1}^I (\Delta R_{i,k} + \Delta R_{i,k}(a_{i,n}, a_{i-1,n}, a_{i-2,n}, \dots, a_{1,n})) \rightarrow \max \quad (2.20)$$

$$\sum_{n=1}^N \sum_{i=1}^I (\Delta R_{i,j} + \Delta R_{i,j}(a_{i,n}, a_{i-1,n}, a_{i-2,n}, \dots, a_{1,n})) \rightarrow \max \quad (2.21)$$

Кожна з груп коефіцієнтів, отриманих у випадках (2.18), (2.20) і (2.21) підставляється у рівняння (2.17) та обчислюється результат. Група коефіцієнтів, що дає максимальне значення, і є розв'язком.

2.3 Оптимізація циклограми за критеріями запасу енергії та часового ресурсу

В загальному випадку, після розв'язання задач максимізації запасу енергії та часовому ресурсу отримуються два розв'язки, що задовольняють вимогам отримання максимальних значень за обома критеріями. Один з них для максимізації запасу енергії, інший - часового ресурсу. Вони описують два крайні випадки керування, між якими визначається точка оптимуму. Для цього введемо вагові коефіцієнти для максимізації запасу енергії μ_E , та часового ресурсу μ_R . Вони мають відповідати наступним критеріям:

$$\begin{cases} \mu_E + \mu_R = 1 \\ 0 \leq \mu_E \leq 1 \\ 0 \leq \mu_R \leq 1 \end{cases} \quad (2.22)$$

При $\mu_E \rightarrow 1$ буде вибраний варіант керування з максимізацією запасу енергії, при $\mu_E \rightarrow 0$ – з максимізацією часового ресурсу. Також обчислюються кінцеві запас енергії та часовий ресурс для кожного з крайніх варіантів керування, відповідно E_E та R_E для максимального по запасу енергії, E_R та R_R – по часовому ресурсу. Цільова функція задачі оптимізації матиме такий вигляд:

$$f = \mu_E \frac{E}{E_E} + \mu_R \frac{R}{R_R} \quad (2.23)$$

з критерієм пошуку $f \rightarrow \max$, де E та R – результуючі запас енергії та часовий ресурс.

В загальному випадку, $E_E \geq E_R$ та $R_R \geq R_E$. Якщо вони приблизно рівні, подальша оптимізація не має змісту, оскільки результати за алгоритмами з максимізацією запасу енергії та часового ресурсу співпадають, вибраним може бути будь-який з них.

В іншому випадку потрібно знайти таку сукупність режимів роботи, щоб $\frac{E / E_R}{R / R_E} = \mu_E$

. Це можна зробити, використавши ПД-регулятор [93-95]. Для цього перетворимо

вираз до вигляду $\frac{E}{R} = \mu_E \frac{R_E}{E_R}$. Оскільки μ_E, R_E, E_R є незмінними, $\mu_E \frac{R_E}{E_R} = const$.

Відношення $\frac{E}{R}$ використовується як сигнал зворотнього зв'язку для регулятора,

$\mu_E \frac{R_E}{E_R}$ – як уставка. Результатом дії регулятора після кожного повного, а інколи і

часткового проходження циклограми є число, на основі якого вирішується, за котрим алгоритмом пройти наступну циклограму, або її частину. Іншим варіантом є використання сигналу ПД регулятора, як обмеження в системі рівнянь Лагранжа, тобто

$$\begin{cases} E \rightarrow \max \\ R \geq R_R \text{PID}\left(\frac{E}{R}; \mu_E \frac{R_E}{E_R}\right) \end{cases} \quad (2.24)$$

для випадку максимізації запасу енергії, або

$$\begin{cases} R \rightarrow \max \\ E \geq E_E \text{PID}\left(\frac{E}{R}; \mu_E \frac{R_E}{E_R}\right) \end{cases} \quad (2.25)$$

для випадку максимізації часового ресурсу. При цьому припускається, що $\text{PID}\left(\frac{E}{R}; \mu_E \frac{R_E}{E_R}\right)$ змінюється в діапазоні $[0;1]$

Проведемо оцінку коефіцієнтів регулятора для наступного його запису:

$$u(t) = P + I + D = K_P e(t) + K_I \int_0^t e(t) + K_D \frac{de(t)}{dt}, \quad (2.26)$$

де $u(t)$ – сигнал регулятора;

K_P, K_I, K_D - пропорційний, інтегральний та диференціальний коефіцієнти.

У якості розузгодження, або відхилення сигналу від норми приймається:

$$e(t) = \mu_E \frac{R_E}{E_R} - \frac{E(t)}{R(t)} \quad (2.27)$$

Оцінимо порядок пропорційного коефіцієнту ПД регулятора K_P , шляхом порівнювання сигналу регулятора при крайньому розузгодженні до 1:

$$u(t) = K_P \frac{\frac{E_E - E_R}{R_E} - \frac{E_E - E_R}{R_R}}{k} \equiv 1 \quad (2.28)$$

$$K_P = \frac{k}{\frac{E_E - E_R}{R_E} - \frac{E_E - E_R}{R_R}}, \quad (2.29)$$

де k – узгоджуючий коефіцієнт, який необхідний, щоб $0 \leq u(t) \leq 1$

Оцінимо порядок інтегрального коефіцієнту ПІД регулятора K_I . Для цього виразимо максимальне збільшення інтегральної складової за один крок, довжина якого L :

$$I_{\max}^+ \cdot L = K_I \frac{\frac{E_E - E_R}{R_E} - \frac{E_E - E_R}{R_R}}{k} \quad (2.30)$$

Та прирівняємо сигнал регулятора до 1:

$$u(t) = \frac{K_I}{L \cdot I_{\max}^+} \frac{\frac{E_E - E_R}{R_E} - \frac{E_E - E_R}{R_R}}{k} = \frac{K_I}{L \left(\frac{E_E - E_R}{R_E} - \frac{E_E - E_R}{R_R} \right)} \frac{\frac{E_E - E_R}{R_E} - \frac{E_E - E_R}{R_R}}{k} \equiv 1 \quad (2.31)$$

$$K_I = k \cdot L$$

Оцінити ж диференційний коефіцієнт, на основі вище представлених даних неможливо, внаслідок відсутності інформації про перехідний процес.

Іншим варіантом, замість використання ПІД-регулятора, є зведення систем, які використовувалися для знаходження найкращого алгоритму керування (НАК) для запасу енергії (2.9) та часового ресурсу (2.15) в одну.

Розглянемо вихідні системи:

$$\left\{ \begin{array}{l} f_E \rightarrow \max \\ \sum_{i=0}^I \left[\frac{P_{hi} Y_i}{\eta_{hi}} + ON_i P_{ci} = \sum_{w=0}^W \eta_{\partial w, i} P_{\partial w, i} g_{w, i} + G_i P_{n\partial i} \right] \\ \sum_{i=0}^I \eta_{hi} P_{hi} Y_i \Delta L_i = const \\ \sum_{w=0}^W \left[\sum_{i=0}^I \Delta R_{\partial w, i} \leq R \right] \\ \sum_{i=0}^I \Delta R_{hi} \leq R \\ \sum_{i=0}^I \Delta R_{chi} \leq R \\ \sum_{i=0}^I \Delta R_{c\partial i} \leq R \end{array} \right\} \left\{ \begin{array}{l} f_R \rightarrow \max \\ \sum_{i=0}^I \left[\sum_{k=0}^K \frac{P_{hi, k} Y_{i, k}}{\eta_{hi, k}} + \sum_{h=0}^H ON_{i, h} P_{ci, h} = \right. \\ \left. = \sum_{w=0}^W \eta_{\partial w, i} P_{\partial w, i} g_{w, i} + \sum_{m=0}^M G_{i, m} P_{n\partial i, m} \right] \\ \sum_{k=0}^K \left[\sum_{i=0}^I \eta_{hi, k} P_{hi, k} Y_{i, k} \Delta L_i = const_k \right] \\ \sum_{i=0}^I \left[\sum_{w=0}^W \eta_{\partial w, i} P_{\partial w, i} g_{w, i} + \sum_{m=0}^M G_{i, m} P_{c\partial i, m} \right] \geq const \end{array} \right\} , \quad (2.32)$$

де $f_E \rightarrow \max$ та $f_R \rightarrow \max$ - вирази, які треба максимізувати відповідно для запасу енергії та часового ресурсу. Випадок максимізації часового ресурсу потребує більшої кількості обчислень, оскільки потрібно перебрати кілька підсистем, розв'язавши по одній системі для кожної з них, тому надалі його система рівнянь буде використана як база для системи рівнянь оптимізації. Остання має наступний вигляд:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{f_E}{E} + \frac{f_R}{R} \rightarrow \max \\ \sum_{i=0}^I \left[\sum_{k=0}^K \frac{P_{hi, k} Y_{i, k}}{\eta_{hi, k}} + \sum_{h=0}^H ON_{i, h} P_{ci, h} = \sum_{w=0}^W \eta_{\partial w, i} P_{\partial w, i} g_{w, i} + \sum_{m=0}^M G_{i, m} P_{n\partial i, m} \right] \\ \sum_{k=0}^K \left[\sum_{i=0}^I \eta_{hi, k} P_{hi, k} Y_{i, k} \Delta L_i = const_k \right] \\ \sum_{i=0}^I \left[\sum_{w=0}^W \eta_{\partial w, i} P_{\partial w, i} g_{w, i} + \sum_{m=0}^M G_{i, m} P_{c\partial i, m} \right] \geq const \\ \Delta R \leq R \end{array} \right\} \quad (2.33)$$

де $\Delta R \leq R$ - загальний вигляд обмежень щодо зміни часового ресурсу. Оскільки ресурс супутника обмежується ресурсом підсистеми, у якій останній є мінімальним, а ресурс же інших систем часто відрізняється на порядки, здебільшого нема змісту підставляти в рівняння оптимізації усі обмеження щодо зміни часового ресурсу, а достатньо виділити лише найбільш актуальні. Те ж стосується і задачі максимізації запасу енергії: для спрощення рівнянь-обмежень достатньо один раз розв'язати задачу максимізації часового ресурсу та виходячи з результатів розв'язку використовувати не всі обмеження щодо зміни часового ресурсу.

2.4 Приклад використання розробленого методу максимізації запасу енергії

Розглянемо спрощену модель наносупутника, що складається з сонячної батареї, акумуляторної батареї, модуля радіозв'язку, центрального процесора та системи орієнтації. Нехай його циклограма має 5 інтервалів. СБ освітлена лише на перших трьох із них, причому, внаслідок нагріву її потужність зменшується. Відповідно, на першому інтервалі вона складає 1.4Вт, на другому – 1.2Вт, на третьому – 1Вт, на четвертому та п'ятому – 0. Модуль радіозв'язку працює лише на першому інтервалі, споживаючи 1.4Вт. ЦП та система орієнтації можуть працювати на будь-якому з інтервалів на будь-який відсоток від своєї потужності, проте сумарно ЦП має пропрацювати 0.2 інтервали (наприклад один інтервал з потужністю 20%), а система орієнтації – 1. Споживання ЦП та системи орієнтації по 1Вт.

Джерелом втрат у даній, ідеалізованій системі є заряд та розряд АКБ. При потужності заряду $P_{z_i} \geq 0.2Вт$ втрати при заряді на кожному з інтервалів складуть $0.04P_{z_i}^2 - 0.008P_{z_i}$, при $P_{z_i} < 0.2Вт$, вони є близькі 0. Втрати при розряді (потужність P_{d_i}) складуть $0.04P_{d_i}^2$. P_{z_i} та P_{d_i} - відповідно потужності заряду та розряду на кожному з інтервалів, $P_{z_i} \geq 0$, $P_{d_i} \geq 0$. Оскільки заряд та розряд АКБ не можуть проходити одночасно, при $P_{z_i} > 0$ $P_{d_i} = 0$ і навпаки.

Використовуються наступні позначення:

$S_{1..5}, R_{1..5}$ - потужності модуля радіозв'язку та системи орієнтації на кожному з інтервалів;

Позначення коефіцієнтів, які показують, на яку частину від своєї максимальної потужності працюють підсистеми та АКБ на кожному з інтервалів є наступними:

$S_{1..5}$ - сонячні батареї;

$R_{1..5}$ - модуль радіозв'язку;

$c_{1..5}$ - центральний процесор;

$m_{1..5}$ - система орієнтації;

$z_{1..5}$ - заряд АКБ;

$d_{1..5}$ - розряд АКБ.

Номінальна потужність АКБ, прийнята $P_{AB}=2\text{Вт}$; номінальна потужність ЦП прийнята $P_c=1\text{Вт}$.

C, M - сумарна кількість інтервалів, які мають пропрацювати ЦП та система орієнтації, (відповідно, $C=0.2, M=1$).

Оскільки циклограма віддачі енергії сонячною батареєю та циклограма роботи модуля радіозв'язку є відомими, їх потужності на кожному інтервалі є заданими наперед:

$$\begin{aligned} S_{1..5} &:= (1.4, 1.2, 1, 0, 0); \\ R_{1..5} &:= (1.4, 0, 0, 0, 0) \end{aligned} \quad (2.34)$$

Оскільки функція, що описує втрати при заряді є кусковою, розглядаються обидва варіанти: для $P_{Lz} = 0.04P_{z_i}^2 - 0.008P_{z_i}$ та $P_{Lz} = 0$, де P_{Lz} - втрати при заряді АКБ.

Варіант 1. $P_{Lz} = 0.04P_{z_i}^2 - 0.008P_{z_i}$:

Замість виразу максимізації запасу енергії для АКБ використовується вираз мінімізації втрат при заряді-розряді АКБ:

$$\sum_{i=1}^5 (0.04P_{z_i}^2 - 0.008P_{z_i} + 0.04P_{d_i}^2) \rightarrow \min \quad (2.35)$$

Складається рівняння енергобалансу для кожного інтервалу:

$$\sum_{i=1}^5 \left[P_{S_i} + P_{d_i} = P_{z_i} + P_c \cdot c_i + P_m \cdot m_i + P_r \cdot R_i \right] \quad (2.36)$$

Формуються обмеження, необхідні для виконання кожною системою своїх задач протягом необхідного часу:

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^5 c_i = C \\ \sum_{i=1}^5 m_i = M \end{cases} \quad (2.37)$$

Загалом, система рівнянь має такий вигляд:

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^5 (0.04P_{z_i}^2 - 0.008P_{z_i} + 0.04P_{d_i}^2) \rightarrow \min \\ \sum_{i=1}^5 \left[P_{S_i} + P_{d_i} = P_{z_i} + P_c \cdot c_i + P_m \cdot m_i + P_r \cdot R_i \right] \\ \sum_{i=1}^5 c_i = C \\ \sum_{i=1}^5 m_i = M \end{cases} \quad (2.38)$$

Складається функція Лагранжа (L):

$$\begin{aligned} L = & \sum_{i=1}^5 (0.04P_{z_i}^2 - 0.008P_{z_i} + 0.04P_{d_i}^2) - \sum_{i=1}^5 \lambda_i \left[-P_{S_i} - P_{d_i} + P_{z_i} + P_c \cdot c_i + P_m \cdot m_i + P_r \cdot R_i \right] - \\ & - \lambda_c \left[\sum_{i=1}^5 c_i - C \right] - \lambda_m \left[\sum_{i=1}^5 m_i - M \right] \end{aligned} \quad (2.39)$$

Функція Лагранжа диференціюється по всім змінним, та вирази, отримані в результаті диференціювання прирівнюються до нуля:

$$\begin{aligned}
\{1\} \quad \frac{dL}{dc_i} &= -\lambda_i P_c - \lambda_c = 0 \\
\{2\} \quad \frac{dL}{dm_i} &= -\lambda_i P_m - \lambda_m = 0 \\
\{3\} \quad \frac{dL}{dP_{z_i}} &= 0.08P_{z_i} - \lambda_i - 0.008 = 0 \\
\{4\} \quad \frac{dL}{dP_{d_i}} &= 0.08P_{d_i} + \lambda_i = 0 \\
\{5\} \quad \frac{dL}{d\lambda_c} &= \sum_{i=1}^5 c_i - C = 0 \\
\{6\} \quad \frac{dL}{d\lambda_m} &= \sum_{i=1}^5 m_i - M = 0 \\
\{7\} \quad \frac{dL}{d\lambda_i} &= -P_{S_i} - P_{d_i} + P_{z_i} + P_c \cdot c_i + P_m \cdot m_i + P_r \cdot R_i = 0
\end{aligned} \tag{2.40}$$

В результаті взаємної підстановки та спрощення виразів {3} та {4} із (2.40) отримується:

$$0.08P_{z_i} - 0.08P_{d_i} - 0.008 = 0 \tag{2.41}$$

Враховуючи, що при $P_{z_i} > 0$ $P_{d_i} = 0$, і $P_{z_i} = 0$ при $P_{d_i} > 0$:

$$\begin{aligned}
P_{d_i} &= 0 \\
P_{z_i} &= \frac{0.008}{0.08} = 0.1
\end{aligned} \tag{2.42}$$

Вирази максимізації з підстановкою у них констант розписуються наступним чином:

$$\begin{cases}
-1.4 - P_{d_1} + P_{z_1} + P_c \cdot c_1 + P_m \cdot m_1 + 1 = 0 \\
-1.2 - P_{d_2} + P_{z_2} + P_c \cdot c_2 + P_m \cdot m_2 = 0 \\
-1 - P_{d_3} + P_{z_3} + P_c \cdot c_3 + P_m \cdot m_3 = 0 \\
P_{d_4} + P_{z_4} + P_c \cdot c_4 + P_m \cdot m_4 = 0 \\
P_{d_5} + P_{z_5} + P_c \cdot c_5 + P_m \cdot m_5 = 0
\end{cases} \tag{2.43}$$

При підстановці у (2.43) $P_{d_i} = 0$ отримуємо:

$$\left\{ \begin{array}{l} \{1\} P_{z_1} + P_c \cdot c_1 + P_m \cdot m_1 = 0 \\ \{2\} -1.2 + P_{z_2} + P_c \cdot c_2 + P_m \cdot m_2 = 0 \\ \{3\} -1 + P_{z_3} + P_c \cdot c_3 + P_m \cdot m_3 = 0 \\ \{4\} P_{z_4} + P_c \cdot c_4 + P_m \cdot m_4 = 0 \\ \{5\} P_{z_5} + P_c \cdot c_5 + P_m \cdot m_5 = 0 \end{array} \right. \quad (2.44)$$

Оскільки $P_{z_i}, P_c, c_i, P_m, m_i \geq 0$, у виразах $\{1\}, \{4\}, \{5\}$ (2.44) всі коефіцієнти та P_{z_i} є рівними 0. Згідно з методом із розділу 1.4, $P_{z_1}, P_{z_4}, P_{z_5}$ прирівнюється до нуля штучно, та використовуються у якості констант. Лишається наступна система:

$$\left\{ \begin{array}{l} -1.2 + P_{z_2} + P_c \cdot c_2 + P_m \cdot m_2 = 0 \\ -1 + P_{z_3} + P_c \cdot c_3 + P_m \cdot m_3 = 0 \\ \sum_{i=1}^5 c_i = 0.2 \\ \sum_{i=1}^5 m_i = 1 \end{array} \right. \quad (2.45)$$

Після підстановки констант P_c, P_m :

$$\left\{ \begin{array}{l} c_2 + m_2 + P_{z_2} = 1.2 \\ c_3 + m_3 + P_{z_3} = 1 \\ c_2 + c_3 = 0.2 \\ m_2 + m_3 = 1 \end{array} \right. \quad (2.46)$$

При $P_{z_i} = 0.1$ та враховуючи, що $c_i, m_i \geq 0$ дана система не має розв'язків. В такому випадку використовується метод вирішення, описаний у розділі 1.4 - P_{z_2}, P_{z_3} по чергово покладаються невідомими. Утворюються дві системи:

$$\left\{ \begin{array}{l} c_2 + m_2 = 1.1 \\ c_3 + m_3 + P_{z_3} = 1 \\ c_2 + c_3 = 0.2 \\ m_2 + m_3 = 1 \end{array} \right. \quad (2.47)$$

та:

$$\begin{cases} c_2 + m_2 + P_{z_2} = 1.2 \\ c_3 + m_3 = 0.9 \\ c_2 + c_3 = 0.2 \\ m_2 + m_3 = 1 \end{cases} \quad (2.48)$$

Обидві системи мають безліч розв'язків. Для кожної з них вибирається такий розв'язок, щоб значення відповідного P_z (як результат і втрати) було мінімальним.

Для системи (2.47):

$$\begin{bmatrix} P_d \\ P_z \\ c_i \\ m_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1 & 0.9 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1 & 0.1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.49)$$

Для системи (2.48):

$$\begin{bmatrix} P_d \\ P_z \\ c_i \\ m_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.9 & 0.1 & 0 & 0 \\ 0 & 0.2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1 & 0.9 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.50)$$

В обох випадках втрати енергії за один період циклограми є рівними. Вони складуть:

$$A_{L1} = 0.04 \cdot 0.9^2 - 0.008 \cdot 0.9 = 0.0252 \text{Вт} \cdot \text{інтервал} \quad (2.51)$$

Варіант 2. $P_{Lz} = 0$:

Замість виразу максимізації для АКБ використовується вираз мінімізації втрат при заряді-розряді АКБ:

$$\sum_{i=1}^5 (0.04 P_{d_i}^2) \rightarrow \min \quad (2.52)$$

Складається рівняння енергобалансу для кожного інтервалу:

$$\sum_{i=1}^5 [P_{S_i} + P_{d_i} = P_{z_i} + P_c \cdot c_i + P_m \cdot m_i + P_r \cdot R_i] \quad (2.53)$$

Формуються обмеження, необхідні для виконання кожною системою своїх задач протягом необхідного часу:

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^5 c_i = C \\ \sum_{i=1}^5 m_i = M \end{cases} \quad (2.54)$$

Загалом, система рівнянь та нерівностей має такий вигляд:

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^5 (0.04P_{d_i}^2) \rightarrow \min \\ \sum_{i=1}^5 [P_{S_i} + P_{d_i} = P_{z_i} + P_c \cdot c_i + P_m \cdot m_i + P_r \cdot R_i] \\ \sum_{i=1}^5 c_i = C \\ \sum_{i=1}^5 m_i = M \end{cases} \quad (2.55)$$

Складається функція Лагранжа (L):

$$\begin{aligned} L = & \sum_{i=1}^5 (0.04P_{d_i}^2) - \sum_{i=1}^5 \lambda_i [-P_{S_i} - P_{d_i} + P_{z_i} + P_c \cdot c_i + P_m \cdot m_i + P_r \cdot R_i] - \\ & - \lambda_c \left[\sum_{i=1}^5 c_i - C \right] - \lambda_m \left[\sum_{i=1}^5 m_i - M \right] \end{aligned} \quad (2.56)$$

Функція Лагранжа диференціюється по всім змінним, та вирази, отримані в результаті диференціювання прирівнюються до нуля:

$$\begin{aligned}
\frac{dL}{dc_i} &= -\lambda_i P_c - \lambda_c = 0 \\
\frac{dL}{dm_i} &= -\lambda_i P_m - \lambda_m = 0 \\
\frac{dL}{dP_{z_i}} &= -\lambda_i = 0 \\
\frac{dL}{dP_{d_i}} &= 0.08P_{d_i} + \lambda_i = 0 \\
\frac{dL}{d\lambda_c} &= \sum_{i=1}^5 c_i - C = 0 \\
\frac{dL}{d\lambda_m} &= \sum_{i=1}^5 m_i - M = 0 \\
\frac{dL}{d\lambda_i} &= -P_{S_i} - P_{d_i} + P_{z_i} + P_c \cdot c_i + P_m \cdot m_i + P_r \cdot R_i = 0
\end{aligned} \tag{2.57}$$

В результаті взаємної підстановки та спрощення виразів {3} та {4} із (2.40) отримується:

$$\begin{aligned}
-0.08P_{d_i} &= 0 \\
P_{d_i} &= 0
\end{aligned} \tag{2.58}$$

Вирази максимізації з підстановкою у них констант перетворюються наступним чином:

$$\begin{cases}
\{1\} P_{z_1} + P_c \cdot c_1 + P_m \cdot m_1 = 0 \\
\{2\} -1.2 + P_{z_2} + P_c \cdot c_2 + P_m \cdot m_2 = 0 \\
\{3\} -1 + P_{z_3} + P_c \cdot c_3 + P_m \cdot m_3 = 0 \\
\{4\} P_{z_4} + P_c \cdot c_4 + P_m \cdot m_4 = 0 \\
\{5\} P_{z_5} + P_c \cdot c_5 + P_m \cdot m_5 = 0
\end{cases} \tag{2.59}$$

Оскільки $P_{z_i}, P_c, c_i, P_m, m_i \geq 0$, у виразах {1}, {4}, {5} (2.59) всі коефіцієнти є рівними 0, система (2.59) виглядатиме наступним чином:

$$\begin{cases} -1.2 + P_{z_2} + P_c \cdot c_2 + P_m \cdot m_2 = 0 \\ -1 + P_{z_3} + P_c \cdot c_3 + P_m \cdot m_3 = 0 \\ \sum_{i=1}^5 c_i = 0.2 \\ \sum_{i=1}^5 m_i = 1 \end{cases} \quad (2.60)$$

Після підстановки констант P_c, P_m :

$$\begin{cases} c_2 + m_2 + P_{z_2} = 1.2 \\ c_3 + m_3 + P_{z_3} = 1 \\ c_2 + c_3 = 0.2 \\ m_2 + m_3 = 1 \end{cases} \quad (2.61)$$

Система має безліч розв'язків. З них вибирається такий, щоб значення P_z (як результат і втрати) були мінімальними:

$$\begin{bmatrix} P_d \\ P_z \\ c_i \\ m_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.5 & 0.5 & 0 & 0 \\ 0 & 0.2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.5 & 0.5 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.62)$$

Втрати енергії на одному періоді циклограми складуть:

$$A_{L2} = 0.04 \cdot 0.5^2 - 0.008 \cdot 0.5 + 0.04 \cdot 0.5^2 - 0.008 \cdot 0.5 = 0.012 \text{Вт} \cdot \text{інтервал} , \quad (2.63)$$

що є меншим ніж у першому випадку (2.51), ($A_{L1} = 0.0252 \text{Вт} \cdot \text{інтервал}$).

При використанні отриманих у (2.63) коефіцієнтів, енергобаланс наносупутника на кожному інтервалі показаний в таблиці 2.4.

Таблиця 2.4

Енергобаланс наносупутника на кожному інтервалі (використовується отримана циклограма)

Інтервал	СБ	Радіоканал	ЦП	Орієнтація	АКБ
1	1.4	-1.4	0	0	0
2	1.2	0	-0.2	-0.5	0.5
3	1	0	0	-0.5	0.5
4	0	0	0	0	0
5	0	0	0	0	0

При увімкненні усіх споживачів енергії наносупутника відразу, як тільки можливо, тобто на початку циклограми, енергобаланс НС на кожному інтервалі показаний в таблиці 2.5.

Таблиця 2.5

Енергобаланс наносупутника на кожному інтервалі (використовується стандартна циклограма)

Інтервал	СБ	Радіоканал	ЦП	Орієнтація	АКБ
1	1.4	-1.4	-0.2	-1	-1.2
2	1.2	0	0	0	1.2
3	1	0	0	0	1
4	0	0	0	0	0
5	0	0	0	0	0

Аналогічно, втрати енергії (A_{L3}) складуть:

$$A_{L3} = 0.04 \cdot 1.2 + 0.04 \cdot 1.2 - 0.008 \cdot 1.2 + 0.04 \cdot 1 - 0.008 \cdot 1 = 0.1184 \text{ Вт} \cdot \text{інтервал} \quad (2.64)$$

Оскільки даний приклад є простим, очевидно, що циклограма отримана у другому випадку забезпечує проходження мінімальної кількості енергії через АКБ і тому призводить до найменших втрат енергії, що і є доказом правильності роботи розробленого методу. Оскільки A_{L2} є меншим A_{L3} ($A_{L2} = 0.012 \text{ Вт} \cdot \text{інтервал}$), розроблений метод формування циклограми дозволяє збільшити запас енергії наносупутника за рахунок зменшення втрат під час заряду-розряду АКБ.

Висновки до 2 розділу:

1. Розроблено метод формування системи нерівностей та рівнянь які дозволяють максимізувати запас енергії чи часовий ресурс наносупутника шляхом розрахунку, результатом якого є знаходження коефіцієнтів, що описують алгоритм ввімкнення систем наносупутника.
2. Проведено адаптацію розроблених нерівностей та рівнянь до методу невизначених коефіцієнтів Лагранжа (НКЛ) та показано, як використовувати метод НКЛ із нерівностями у якості обмежень. Описано алгоритми спрощення та вирішення системи для випадків максимізації запасу енергії, або часового ресурсу.
3. Наведено приклад розрахунку циклограми наносупутника за допомогою розробленого методу максимізації запасу енергії.
4. Розроблено алгоритм формування і вирішення системи нерівностей та рівнянь для випадку максимізації часового ресурсу одночасно кількох систем супутника.
5. Розроблено два методи оптимізації циклограми за критеріями максимумів запасу енергії та часового ресурсу: на основі ПД-регулятора, та на основі зведення систем рівнянь та нерівностей для запасу енергії та часового ресурсу в одну. Метод зведення є ефективнішим методу на основі ПД-регулятора, оскільки дозволяє отримати оптимізовану циклограму відразу, без проміжних кроків, необхідних для виходу ПД-регулятора на установлений режим.
6. Оскільки ресурс супутника обмежується ресурсом підсистеми, у якій останній є мінімальним, а ресурс же інших систем часто відрізняється на порядки, здебільшого нема змісту підставляти в рівняння оптимізації усі обмеження щодо зміни часового ресурсу, а достатньо виділити лише найбільш актуальні. Те ж стосується і задачі максимізації запасу енергії: для спрощення рівнянь-обмежень достатньо один раз розв'язати задачу максимізації часового ресурсу та виходячи з результатів розв'язку використовувати не всі обмеження щодо зміни часового ресурсу;
7. Основні наукові результати по другому розділу опубліковані в [10, 12, 13].

3 МОДЕЛІ ДЛЯ ОПИСУ ПРИЛАДІВ ТА СИСТЕМ НАНОСУПУТНИКА. ШВИДКІСТЬ ОБЧИСЛЕННЯ ЦИКЛОГРАМИ

Розглянемо систему рівнянь (2.9), вона ж – (3.1) та проведемо оцінку часу її спрощення та розв'язку з використанням нижче описаних моделей.

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \{1\} \sum_{i=0}^I \left(\sum_{k=0}^K P_{ni,k} Y_{i,k} + \sum_{h=0}^H ON_{i,h} P_{ci,h} - \sum_{w=0}^W \eta_{\partial w,i} P_{\partial w,i} g_{w,i} - \sum_{m=0}^M G_{i,m} P_{c\partial i,m} \right) \Delta L_i \rightarrow \max \\
 \{2\} \sum_{i=0}^I \left[\sum_{k=0}^K \frac{P_{ni,k} Y_{i,k}}{\eta_{ni,k}} + \sum_{h=0}^H ON_{i,h} P_{ci,h} = \sum_{w=0}^W \eta_{\partial w,i} P_{\partial w,i} g_{w,i} + \sum_{m=0}^M G_{i,m} P_{c\partial i,m} \right] \\
 \{3\} \sum_{k=0}^K \left[\sum_{i=0}^I \eta_{ni,k} P_{ni,k} Y_{i,k} \Delta L_i = const_k \right] \\
 \{4\} \sum_{w=0}^W \left[\sum_{i=0}^I \Delta R_{\partial w,i} \leq R \right] \\
 \{5\} \sum_{k=0}^K \left[\sum_{i=0}^I \Delta R_{ni,k} \leq R \right] \\
 \{6\} \sum_{h=0}^H \left[\sum_{i=0}^I \Delta R_{ci,h} \leq R \right] \\
 \{7\} \sum_{m=0}^M \left[\sum_{i=0}^I \Delta R_{c\partial i,m} \leq R \right]
 \end{array} \right. \quad (3.1)$$

3.1 Моделі для опису приладів та систем

3.1.1 Максимізація запасу енергії, нелінійна модель

Функції, що описують прилади та системи супутника на даному інтервалі, представлені, залежними від фізичних параметрів з минулої ітерації та довжини даного інтервалу ΔL_i :

$$P_i = f(U_{i-1}, I_{i-1}, T_{i-1}, \dots, \Delta L_i) \quad (3.2)$$

Враховуючи той факт, що значення струмів, напруг, температур та ін. на початку циклограми (першому інтервалі) є відомими, можливим є і їх обчислення на наступних інтервалах через коефіцієнти $a_{i,n}$. В такому разі:

$$P_i = f_i(U_0, I_0, T_0, a_{i-1}, a_{i-2}, \dots, a_1, \Delta L_i) \quad (3.3)$$

Спрощення функцій f_i проходить наступним чином. Нехай є Z початкових значень величин (струмів, напруг, температур, освітленості і т.д.), та I інтервалів циклограми. Тоді функція f_i степені D ($D=1$ для лінійного випадку) матиме максимум $i^D + i^{D-1}Z$ доданків. Загальна ж кількість доданків у рівняннях {1} та {2} (3.1) складатиме по

$$\psi_3 = N \int_0^I (i^D + i^{D-1}Z) di = \left(\frac{i^{D+1}}{D+1} + \frac{i^D}{D} Z \right) \Big|_0^I = \left(\frac{I^{D+1}}{D+1} + \frac{I^D}{D} Z \right) N \quad (3.4)$$

де $N=K+H+M+W$ – кількість систем та приладів у супутнику

Рівняння {1} та {2} (3.1) спростяться, до максимум $(I^D + I^{D-1}Z)N$ доданків у кожному.

У випадку, якщо деякі з початкових величин виявляться однаковими для кількох приладів чи систем (напр. напруга у паралельно з'єднаних батареях), кількість доданків зменшиться до

$$\psi = (I^D + I^{D-1}\chi)N \quad (3.5)$$

де $\chi = Z - \Theta$, Θ - кількість початкових параметрів-дублікатів.

Загалом, функція Лагранжа матиме такий вигляд:

$$\{1\} + \sum_{i=0}^I (\lambda_i \{2\}) + \sum_{k=0}^K (\lambda_k \{3\}) + \sum_{n=0}^N (\lambda_n \{4-7\}) = 0 \quad (3.6)$$

де N – кількість приладів та систем;

$\lambda_i, \lambda_k, \lambda_n$ - коефіцієнти Лагранжа.

Враховуючи, що {1} та {2} (3.1) містять $(I^D + I^{D-1}\chi)N$ доданків, {3} (3.1) - $(I^D + I^{D-1}\chi)k$ доданків, та $\lambda_i, \lambda_k, \lambda_n$ - різні змінні, функція Лагранжа не може бути спрощена, а кількість доданків у ній складе

$$\psi_{\mathcal{L}} = (I^D + I^{D-1}\chi)(N + IN + k^2 + N^2) \quad (3.7)$$

У ній будуть міститися наступні змінні:

- 1) $a_{i,n}$ - IN змінних;
- 2) λ_i - I змінних;
- 3) λ_k - K змінних;
- 4) λ_n - N змінних.

Загальна кількість змінних: $IN + I + K + N$

Внаслідок диференціювання по $a_{i,n}$ отримується IN рівнянь з максимум $I^{D-1}(1 + I + K + N)$ доданками, внаслідок диференціювання по $\lambda_i, \lambda_k, \lambda_n$ отримується відповідно по I, K, N рівнянь з максимум I^{D-1} доданками в кожному. Загалом, система складатиметься з $IN + I + K + N$ рівнянь.

3.1.2 Максимізація запасу енергії, кусково-нелінійна модель

При використанні кусково-нелінійної моделі, всі функції, що описують прилади та системи супутника на інтервалі циклограми, розбиваються на, в загальному випадку, Q фрагментів, причому кожному інтервалу відповідатиме своя власна функція. В такому випадку алгоритм розв'язку є наступним:

1. Кожна з функцій окремо підставляється у рівняння Лагранжа. Отримана задача розв'язується як і в попередньому випадку. При використанні кількох кусочно заданих функцій підставляються усі їх можливі комбінації ($C = Q_1 \cdot Q_2 \cdot \dots \cdot Q_n$, де C – кількість комбінацій, а $Q_1 \dots Q_n$ - кількість фрагментів для кожної з функцій).
2. Визначаються, які з отриманих розв'язків задовольняють обмеженням, при яких використовується фрагмент.
3. З відфільтрованих у п.2 розв'язків вибирається максимум.
4. У функцію максимізації підставляються значення точок переходу між фрагментами. Для кожної точки, або всіх комбінацій точок (у випадку кількох кускових функцій) обчислюються значення функції максимізації.
5. З отриманих у п.4 значень вибирається максимум.
6. Порівнюються результати п. 3 та 5. У випадку, коли максимум лежить на неперервній ділянці функцій (значення з п. 3 найбільше), задача розв'язана.

7. Якщо найбільше значення отримане саме в п. 5 (тобто в точці переходу на інший фрагмент), можливо доцільним є уточнити модель таким чином, щоб значення отримане в п.5 було в межах неперервної ділянки усіх функцій. Це можна реалізувати додавши як мінімум один фрагмент до функцій у «місце» отримане в п.5, або змінивши принцип їх розбивки на фрагменти. Хоча, у випадку приблизних розрахунків, або розрахунків лише для оцінки результату точність може бути достатньою.

Загалом, при використанні кускових функцій, кількість розрахунків збільшується в $C_Q = Q_1 \cdot Q_2 \cdot \dots \cdot Q_n$ разів. Проте, навіть при невеликій циклограмі, введення кускових функцій, як правило є вигідним за рахунок можливості зменшення порядку рівнянь. При подальшому збільшенні числа фрагментів та використанні функцій порядку $D=1$ система взагалі стає лінійною. Це значно спрощує її розв'язок, дозволяючи окрім методу невизначених коефіцієнтів Лагранжа використовувати методи, призначенні для розв'язку лінійних задач з обмеженнями [89, 96].

3.1.3 Максимізація запасу енергії, кусково-нелінійна n -мірна модель з дискретним представленням

Дана модель є розвитком попередньої за умови нульового порядку рівнянь. Таким чином, всі моделі, що описують прилади та системи, будуть представлені кусочними рівняннями вигляду $y = const$. Внаслідок цього моделі будуть дискретними та представленими у вигляді n -мірних матриць. З однієї сторони, це значно спрощує побудову та розв'язання систем рівнянь, з іншої – значно збільшує їх кількість.

3.1.4 Максимізація часового ресурсу, нелінійна модель

$$\left\{ \begin{array}{l}
\{1\} \quad \sum_{i=1}^I (\Delta R_i + \Delta R_i(a_{i,n}, a_{i-1,n}, a_{i-2,n}, \dots, a_{1,n})) \Big|_{n=1}^N \rightarrow \max \\
\{2\} \quad \sum_{i=0}^I \left[\sum_{k=0}^K \frac{P_{ni,k} Y_{i,k}}{\eta_{ni,k}} + \sum_{h=0}^H ON_{i,h} P_{ci,h} = \sum_{w=0}^W \eta_{\partial w,i} P_{\partial w,i} g_{w,i} + \sum_{m=0}^M G_{i,m} P_{\partial i,m} \right] \\
\{3\} \quad \sum_{k=0}^K \left[\sum_{i=0}^I \eta_{ni,k} P_{ni,k} Y_{i,k} \Delta L_i = const_k \right] \\
\{4\} \quad \sum_{i=0}^I \left[\sum_{w=0}^W \eta_{\partial w,i} P_{\partial w,i} g_{w,i} + \sum_{m=0}^M G_{i,m} P_{\partial i,m} \right] \geq const
\end{array} \right. \quad (3.8)$$

Як і у випадку максимізації запасу енергії (п. 3.1.1), функції ΔR_i задаються лише за допомогою коефіцієнтів $a_{i,n}$, які показують, працює система, чи ні, та початкових значень величин (струми, напруги, температури, освітленості і т.д.). Аналогічно використовуються N приладів та I інтервалів циклограми. Тому оцінки спрощення та розв'язку моделі проводиться аналогічно п.3.1.1. В результаті отримуються:

- 1) Функція ΔR_i має максимум $i^D + i^{D-1}Z$ доданків;
- 2) Загальна кількість доданків у рівняннях {1} та {2} (3.8) складатиме по

$$\psi_3 = \left(\frac{I^{D+1}}{D+1} + \frac{I^D}{D} \chi \right) N;$$

- 3) Рівняння {1} та {2} (3.8) спростяться до максимум $(I^D + I^{D-1}\chi)N$ доданків у кожному.

Загалом, функція Лагранжа матиме такий вигляд:

$$\{1\} + \sum_{i=0}^I (\lambda_i \{2\}) + \sum_{k=0}^K (\lambda_k \{3\}) + \sum_{n=0}^{M+W} (\lambda_n \{4\}) = 0 \quad (3.9)$$

де n – кількість приладів та систем;

$\lambda_i, \lambda_k, \lambda_n$ - коефіцієнти Лагранжа.

Враховуючи, що {1} та {2} (3.8) містять $(I^D + I^{D-1}\chi)N$ доданків, {3} (3.8) - $(I^D + I^{D-1}\chi)k$ доданків, та $\lambda_i, \lambda_k, \lambda_n$ - різні змінні, функція Лагранжа не може бути спрощена, а кількість доданків у ній складе

$$\psi_{\mathcal{L}} = (I^D + I^{D-1}\chi)(N + IN + k^2 + (m+n)^2) \quad (3.10)$$

У ній будуть міститися наступні змінні:

- 5) $a_{i,n}$ - IN змінних;
- 6) λ_i - I змінних;
- 7) λ_k - K змінних;
- 8) λ_n - $M+W$ змінних.

Загальна кількість змінних: $IN + I + K + M + W$

Внаслідок диференціювання по $a_{i,n}$ отримується IN рівнянь з максимум $I^{D-1}(1 + I + K + M + W)$ доданками, внаслідок диференціювання по $\lambda_i, \lambda_k, \lambda_n$ отримується відповідно по $I, K, (M+W)$ рівнянь з максимум I^{D-1} доданків у кожному. Загалом, система складатиметься з $IN + I + K + M + W$ рівнянь.

Як було зазначено раніше, у випадку максимізації часового ресурсу кількох приладів, вище приведена система вирішується для кожного з них окремо, після чого всі вони беруться попарно та їх функції прирівнюються одна до одної. Утворене рівняння використовується як обмеження у завданні з максимізацією кожною із цих двох функцій.

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \{1\} \sum_{i=1}^I (\Delta R_{i1} + \Delta R_{i1}(a_{i,n}, a_{i-1,n}, a_{i-2,n}, \dots, a_{1,n})) \Big|_{n=1}^N \rightarrow \max \\
 \{2\} \sum_{i=0}^I \left[\sum_{k=0}^K \frac{P_{ni,k} Y_{i,k}}{\eta_{ni,k}} + \sum_{h=0}^H ON_{i,h} P_{ci,h} = \sum_{w=0}^W \eta_{\partial w,i} P_{\partial w,i} g_{w,i} + \sum_{m=0}^M G_{i,m} P_{ndi,m} \right] \\
 \{3\} \sum_{k=0}^K \left[\sum_{i=0}^I \eta_{ni,k} P_{ni,k} Y_{i,k} \Delta L_i = const_k \right] \\
 \{4\} \sum_{i=0}^i \left[\sum_{w=0}^W \eta_{\partial w,i} P_{\partial w,i} g_{w,i} + \sum_{m=0}^M G_{i,m} P_{ndi,m} \right] \geq const \\
 \{5\} \sum_{n=1}^N \sum_{i=1}^I (\Delta R_{i1,k} + \Delta R_{i1,k}(a_{i,n}, a_{i-1,n}, a_{i-2,n}, \dots, a_{1,n})) - \\
 - \sum_{n=1}^N \sum_{i=1}^I (\Delta R_{i,j} + \Delta R_{i,j}(a_{i,n}, a_{i-1,n}, a_{i-2,n}, \dots, a_{1,n})) = 0
 \end{array} \right. \quad (3.11)$$

В даному випадку функція Лагранжа набуває такого вигляду:

$$\{1\} + \sum_{i=0}^I (\lambda_i \{2\}) + \sum_{k=0}^K (\lambda_k \{3\}) + \sum_{n=0}^{M+W} (\lambda_n \{4\}) + \lambda \{5\} = 0 \quad (3.12)$$

де n – кількість приладів та систем;

$\lambda_i, \lambda_k, \lambda_n, \lambda$ - коефіцієнти Лагранжа.

Враховуючи, що $\{1\}$ та $\{2\}$ (3.11) містять $(I^D + I^{D-1}\chi)N$ доданків, $\{3\}$ (3.11) - $(I^D + I^{D-1}\chi)K$ доданків, та $\lambda_i, \lambda_k, \lambda_n$ - різні змінні, функція Лагранжа не може бути спрощена, а кількість доданків у ній складе

$$\psi_{II} = (I^D + I^{D-1}\chi)(N + IN + K^2 + (M+W)^2 + 1) \quad (3.13)$$

У ній будуть міститися наступні змінні:

- 1) $a_{i,n}$ - IN змінних;
- 2) λ_i - I змінних;
- 3) λ_k - K змінних;
- 4) λ_n - $M+W$ змінних;
- 5) λ - 1 змінна.

Загальна кількість змінних: $IN + I + K + M + W + 1$

Внаслідок диференціювання по $a_{i,n}$ отримується IN рівнянь з максимум $I^{D-1}(1 + I + K + M + W + 1)$ доданками, внаслідок диференціювання по $\lambda_i, \lambda_k, \lambda_n$ отримується відповідно по $I, K, (M+W)$ рівнянь з максимум I^{D-1} рівнянь в кожному, по λ - одне рівняння. Загалом, система складатиметься з $IN + I + K + M + W + 1$ рівнянь.

На кожен пару приладів, часовий ресурс яких необхідно максимізувати, систему потрібно вирішити двічі. Загальна кількість вирішених систем складе:

$$\begin{cases} C_s = N_s + 2 \cdot \frac{N_s!}{(N_s - 2)!2!} = N_s + \frac{N_s!}{(N_s - 2)!}, & N_s > 2 \\ C_s = 4, & N_s = 2 \end{cases} \quad (3.14)$$

де N – кількість приладів, часовий ресурс яких потрібно максимізувати.

3.1.5 Максимізація часового ресурсу, кусково-нелінійна модель

Загалом, для випадку з максимізацією часового ресурсу одного приладу, модифікація є аналогічною п.2, а кількість розрахунків збільшується в

$C_Q = Q_1 \cdot Q_2 \cdot \dots \cdot Q_n$ разів. Можлива неточність моделі визначається за тими ж критеріями. Задачу методом НКЛ потрібно вирішити $C = C_S \cdot C_Q$ разів.

3.2 Оцінка часу розрахунку циклограм

В табл. 3.1 наведені формули обчислення кількості доданків для спрощення та кількості обчислень при розв'язанні системи, в табл. 3.2 – час, необхідний для цього, а також об'єм оперативної пам'яті, яка буде використана. Умовно прийнято, що при збільшенні ступеню рівнянь на 1, час їх аналітичного вирішення збільшуватиметься в S^2 разів (S – кількість змінних).

Таблиця 3.1

Формули обчислення кількості доданків для спрощення та кількості обчислень при розв'язанні системи.

	Максимізація запасу енергії	Максимізація часового ресурсу
Кількість доданків до спрощення	$2 \left(\frac{I^{D+1}}{D+1} + \frac{I^D}{D} \chi \right) N \tau_c$	$2 \left(\frac{I^{D+1}}{D+1} + \frac{I^D}{D} \chi \right) N \tau_c$
Кількість доданків у функції Лагранжа	$(I^D + I^{D-1} \chi)(N + IN + K^2 + N^2)$	$(I^D + I^{D-1} \chi)(N + IN + K^2 + (M+W)^2)$
Загальна кількість змінних	$IN + I + K + N$	$IN + I + K + M + W$
Кількість рівнянь після застосування методу НКЛ	$IN + I + K + N$	$IN + I + K + M + W$
Кількість знаходжень максимуму методом НКЛ	$\begin{cases} C = Q_1 \cdot Q_2 \cdot \dots \cdot Q_n, & \text{кусочні ф-ї} \\ C = 1, & \text{неперервні функції} \end{cases}$	$\begin{cases} C = C_S \cdot C_Q \\ \begin{cases} C_Q = Q_1 \cdot Q_2 \cdot \dots \cdot Q_n, & \text{кусочні функції} \\ C_Q = 1, & \text{неперервні функції} \end{cases} \\ \begin{cases} C_S = N_S + \frac{N_S!}{(N_S - 2)!}, & N_S > 2 \\ C_S = 4, & N_S = 2 \end{cases} \end{cases}$

Введені додаткові позначення:

τ_c - час спрощення одного доданку;

τ_p - константа часу, що визначається функціями, які входять до рівнянь та методами їх розв'язку;

s - кількість пам'яті для зберігання одного значення.

Таблиця 3.2

Формули, що визначають час, необхідний для спрощення та розв'язання системи.

	Максимізація запасу енергії	Максимізація часового ресурсу
Час спрощення функцій	$2\left(\frac{I^{D+1}}{D+1} + \frac{I^D}{D}\chi\right)N\tau_c$	$2\left(\frac{I^{D+1}}{D+1} + \frac{I^D}{D}\chi\right)N\tau_c$
Час спрощення функції Лагранжа	$(I^D + I^{D-1}\chi)(N + IN + K^2 + N^2)\tau_c$	$(I^D + I^{D-1}\chi)(N + IN + K^2 + (M+W)^2)\tau_c$
Час розв'язку рівнянь утворених методом НКЛ	$(IN + I + K + N)^{2D}\tau_p$	$(IN + I + K + M + W)^{2D}\tau_p$
Загальний час знаходження одного максимуму методом НКЛ	$2\left(\frac{I^{D+1}}{D+1} + \frac{I^D}{D}\chi\right)N\tau_c + (I^D + I^{D-1}\chi)(N + IN + K^2 + N^2)\tau_c + (IN + I + K + N)^{2D}\tau_p$	$2\left(\frac{I^{D+1}}{D+1} + \frac{I^D}{D}\chi\right)N\tau_c + (I^D + I^{D-1}\chi)(N + IN + K^2 + (M+W)^2)\tau_c + (IN + I + K + M + W)^{2D}\tau_p$
Кратність знаходження одного максимуму методом НКЛ	$\begin{cases} C = Q_1 \cdot Q_2 \cdot \dots \cdot Q_n, \text{ кусочні ф-ї} \\ C = 1, \text{ неперервні ф-ї} \end{cases}$	$C = C_s \cdot C_Q$ $\begin{cases} C_Q = Q_1 \cdot Q_2 \cdot \dots \cdot Q_n, \text{ кусочні функції} \\ C_Q = 1, \text{ неперервні функції} \end{cases}$ $\begin{cases} C_s = N_s + \frac{N_s!}{(N_s - 2)!}, N_s > 2 \\ C_s = 4, N_s = 2 \end{cases}$
Використання пам'яті для зберігання системи	$(IN + I + K + N)^2 \cdot D \cdot s$	$(IN + I + K + M + W)^2 \cdot D \cdot s$

Проведемо оцінку часу обчислення для мікросупутника з використанням типового сучасного ПК. Параметри обчислення наведені в табл. 3.3, результат – в табл. 3.4.

Таблиця 3.3

Значення величин, які взяті для обчислення

№	τ_c	τ_p	I	D	Q	K	M+W	χ	N	N _S	s
1	100 мкс.	10 мс.	500	1	4	2	1	4	6	2	8 байт
2	100 мкс.	10 мс.	150	1	4	2	1	4	6	2	8 байт

Таблиця 3.4

Час, необхідний для спрощення та розв'язання системи.

	Максимізація запасу енергії		Максимізація часового ресурсу	
	1	2	1	2
Час спрощення функцій у рівняннях, с	150	14	150	14
Час спрощення функції Лагранжа, с	150	14	150	14
Час розв'язку рівнянь утворених методом НКЛ, год.	34	3	34.1	3
Загальний час знаходження одного максимуму методом НКЛ, год.	34	3	34.1	3
Використання пам'яті для зберігання системи, Мб.	95	8.6	95.1	8.6

3.3 Порівняння часу обчислень для різних типів рівнянь

На рис. 3.1-3.2 показана залежність часу обчислення від кількості інтервалів для випадків максимізації запасу енергії та часового ресурсу (використано величини, вказані в табл. 3.3). З графіків видно, що обчислення займають приблизно однаковий час як для лінійних рівнянь, так і для рівнянь другого порядку.

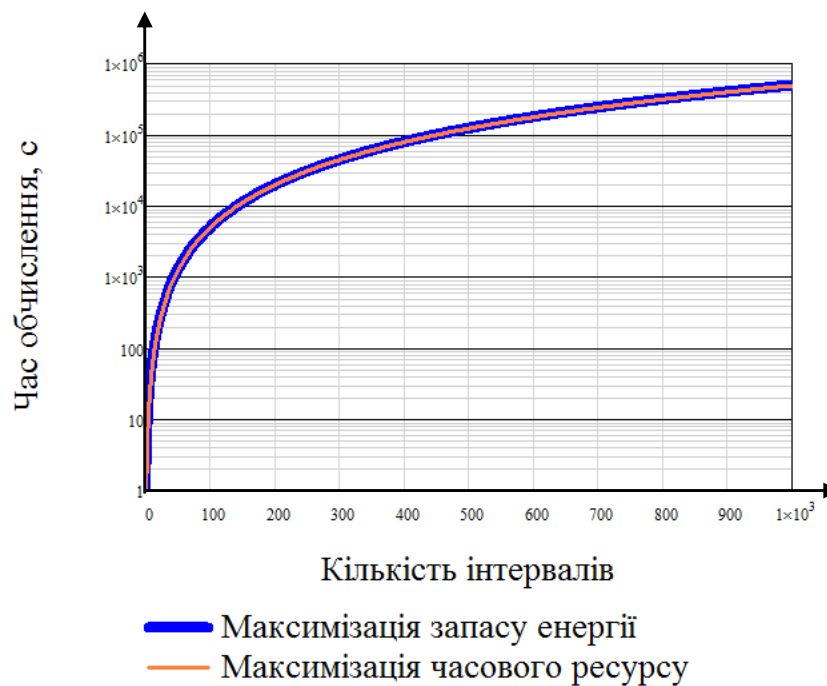


Рис. 3.1. Залежність часу обчислення від кількості інтервалів для випадків максимізації запасу енергії та часового ресурсу. Використані рівняння першого порядку.

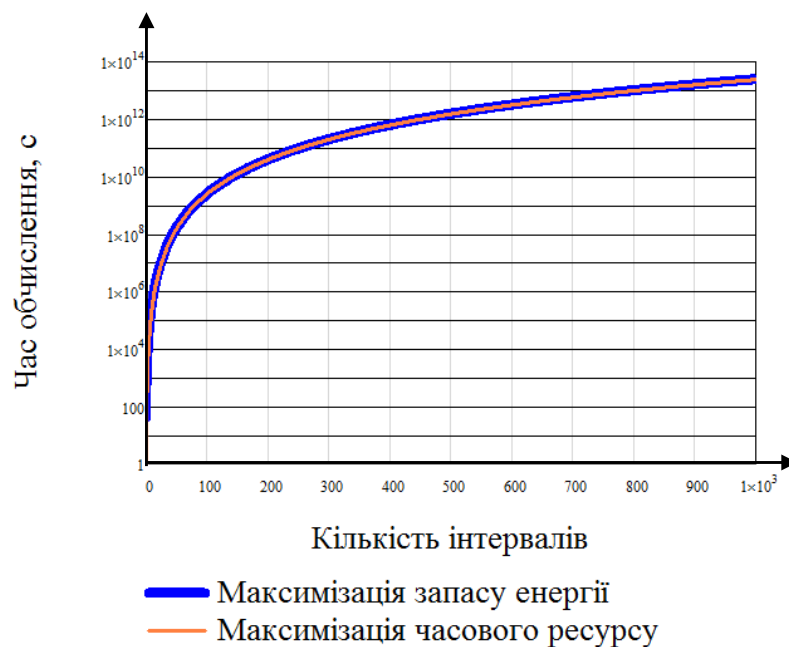


Рис. 3.2. Залежність часу обчислення від кількості інтервалів для випадків максимізації запасу енергії та часового ресурсу. Використані рівняння другого порядку.

Виходячи з (3.14) при максимізації часового ресурсу у випадку, коли задача не одна, система має бути розв'язана C_s разів. На рис. 3.3-3.4 наведена залежність часу обчислення від кількості інтервалів для випадків максимізації запасу енергії та часового ресурсу для випадку, коли кількість задач рівна 3. З графіків видно, що різниця у швидкості обчислень (близько 1 порядку) залишається однаковою як для лінійних рівнянь, так і для рівнянь другого порядку.

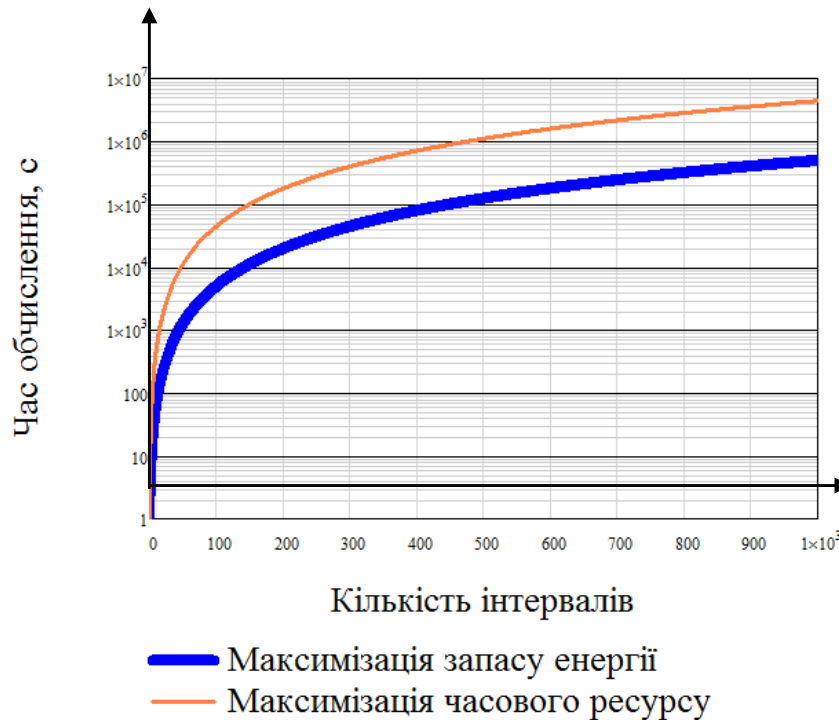


Рис. 3.3. Залежність часу обчислення від кількості інтервалів для випадків максимізації запасу енергії та часового ресурсу для випадку, коли кількість задач рівна 3. Використані рівняння першого порядку.

Як видно з табл. 3.2, загальний час знаходження одного максимуму методом НКЛ визначається, в основному, часом розв'язку рівнянь. Спрощено можна вважати, що він пропорційний:

$$\tau \sim C_s \cdot C_Q \cdot I^{2D} (N+1)^{2D} = C_s \cdot Q^N \cdot I^{2D} (N+1)^{2D} \quad (3.15)$$

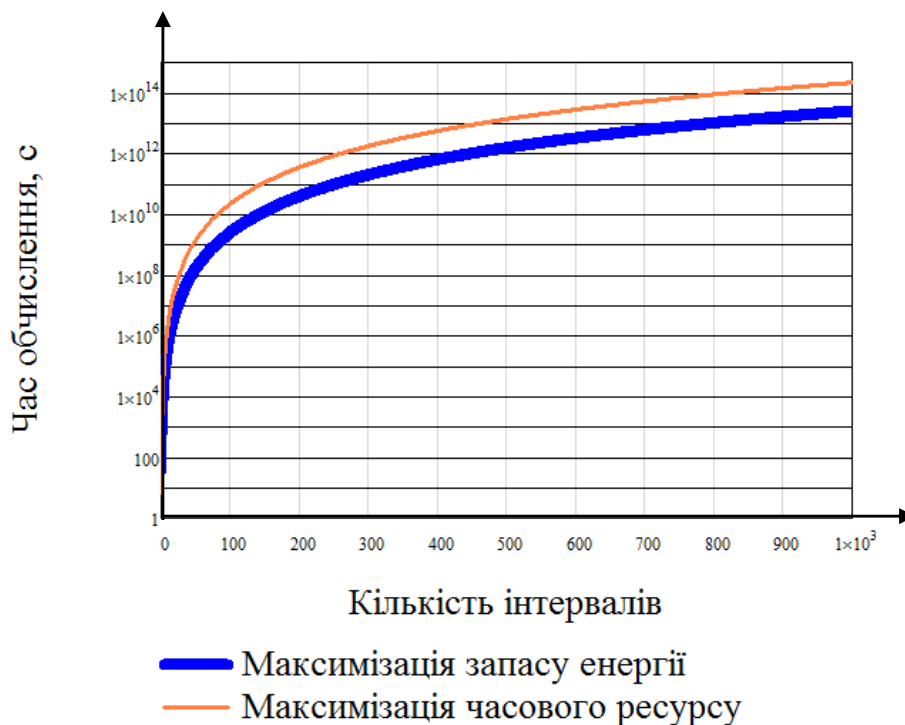


Рис. 3.4. Залежність часу обчислення від кількості інтервалів для випадків максимізації запасу енергії та часового ресурсу для випадку, коли кількість задач рівна 3. Використані рівняння другого порядку.

Як видно з рис. 3.5, збільшення порядку рівнянь приводить до значного збільшення часу обчислень. Враховуючи те, що більшість функцій, котрі описують прилади та системи супутника, можна перетворити в кусково-лінійні з кількістю фрагментів до 10, може бути використана кусково-лінійна модель яка обчислюється швидше (рис. 3.6).

Загалом, залежність часу обчислення від кількості інтервалів та числа фрагментів для лінійного випадку показана на рис. 3.7. На рис. 3.8 ця залежність суміщена із аналогічною для неперервних рівнянь другого порядку. При повертанні отриманих графіків віссю Z вниз (рис. 3.9), утворюється двовимірний фігура, яка графічно показує області, у яких доцільним є лінійно-куськове представлення даних чи використання функцій другого порядку.

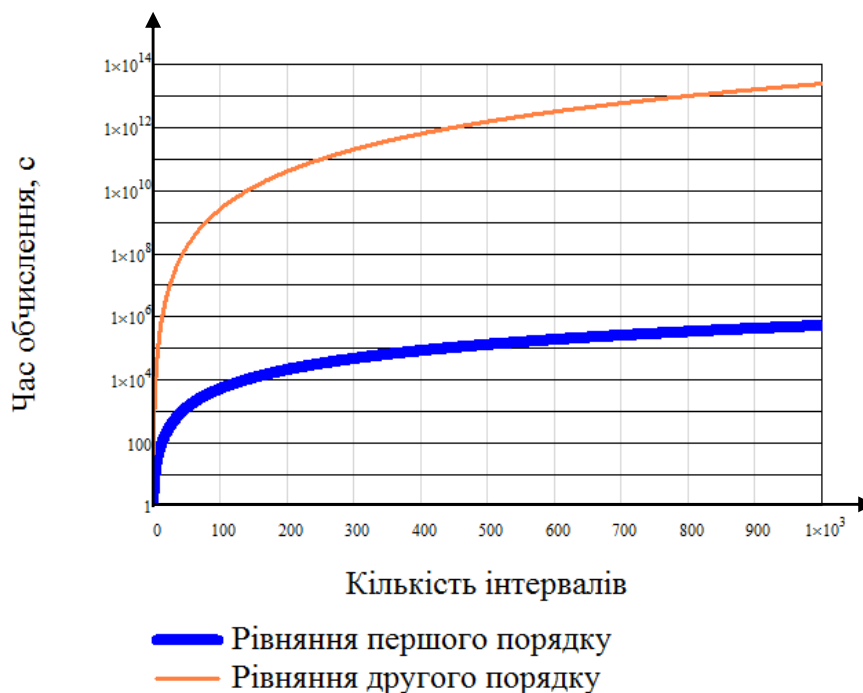


Рис. 3.5. Залежності часу обчислення від кількості інтервалів для максимізації запасу енергії при використанні рівнянь першого та другого порядку. Використані неперервні функції.

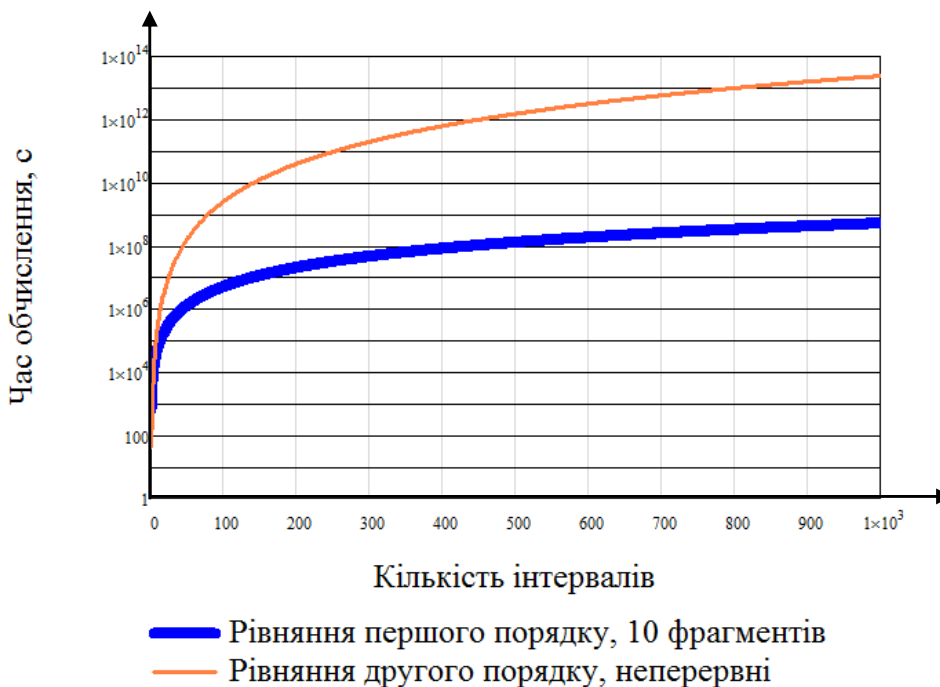


Рис. 3.6. Залежності часу обчислення від кількості інтервалів для максимізації запасу енергії при використанні рівнянь першого та другого порядку. У випадку рівнянь першого порядку використані кусочні функції.

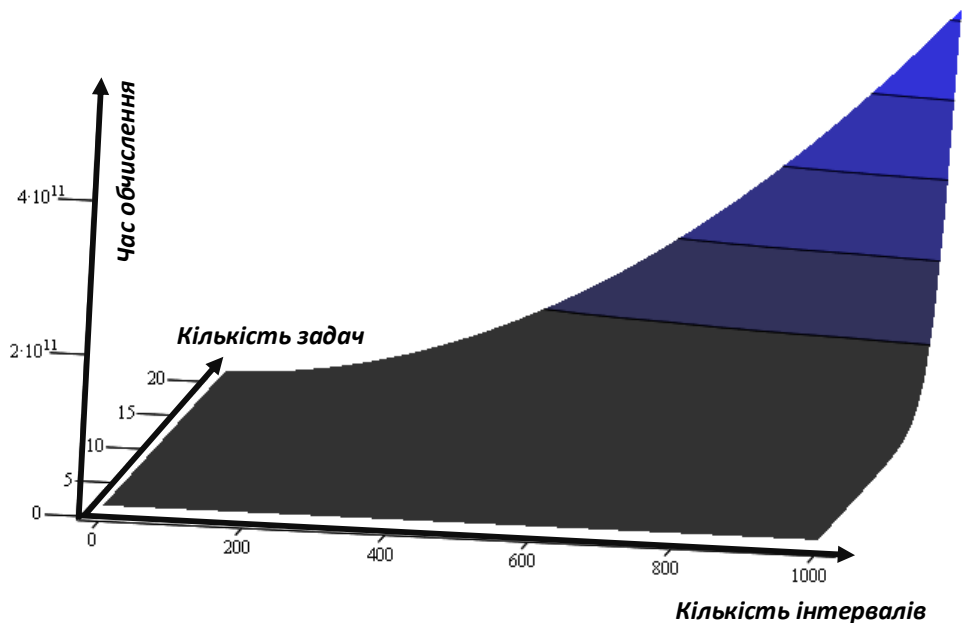


Рис. 3.7. Залежність часу обчислення від кількості інтервалів та числа фрагментів для лінійного випадку

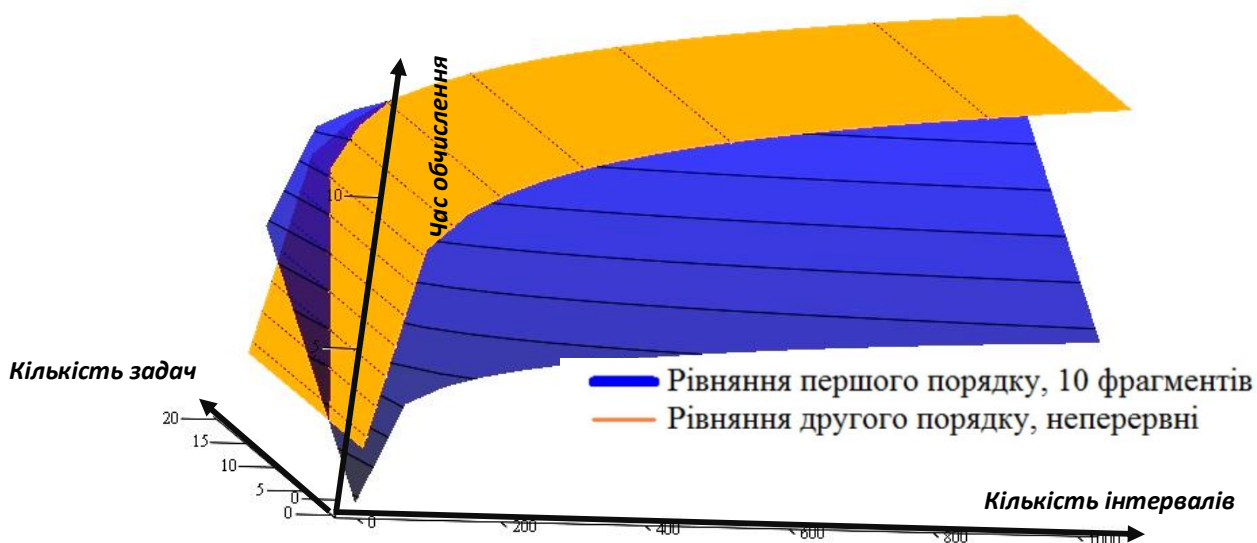


Рис. 3.8. Залежність часу обчислення від кількості інтервалів та числа фрагментів для лінійного випадку та для неперервних рівнянь другого порядку. Використаний логарифмічний масштаб.

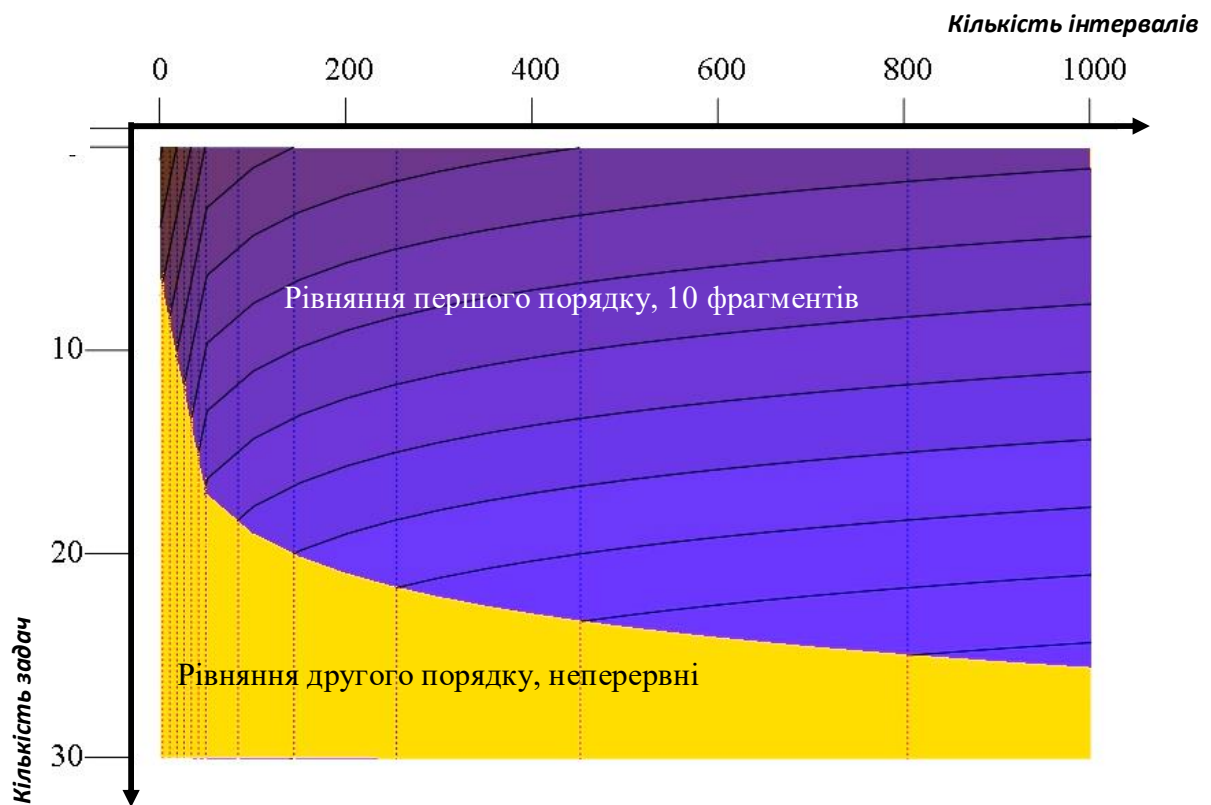


Рис. 3.9. Графічне представлення областей, у яких доцільним є лінійно-куськове представлення даних чи використання функцій другого порядку.

З рис. 3.10-3.11 видно, що при максимізації запасу енергії використовується більше оперативної пам'яті, ніж при максимізації часового ресурсу. У випадках, використання кусочних функцій та коли $C_s > 1$, необхідно зберігати лише розв'язки, що не займе великої кількості пам'яті. В найгіршому випадку, це:

$$S_r = I \cdot N \cdot s \quad (3.16)$$

де S_r - необхідна кількість пам'яті.

Для раніше наведеного прикладу: $S_r = 500 \cdot 6 \cdot 8 = 24000$ байт = 24кБ, що значно менше 95 Мб, необхідних для розрахунків.

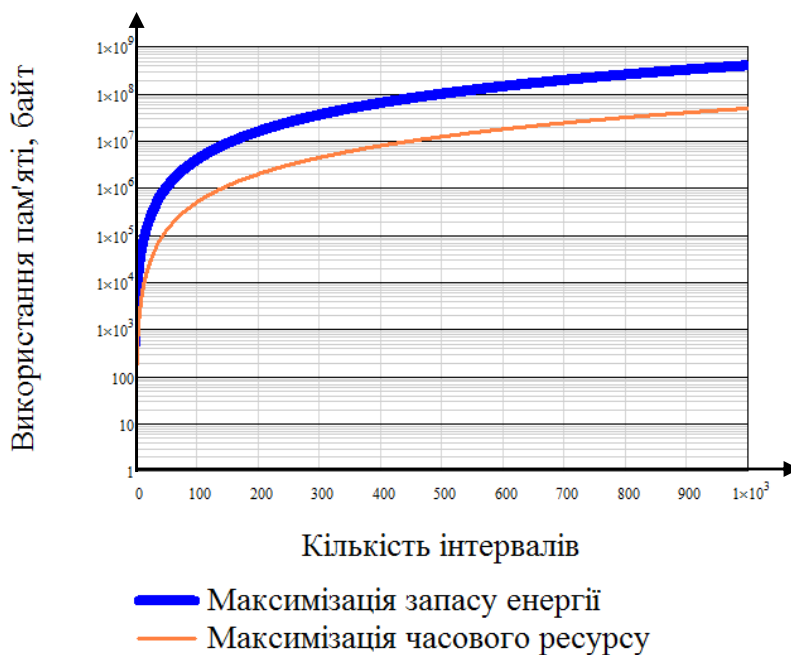


Рис. 3.10. Залежність об'єму використаної оперативної пам'яті від кількості інтервалів для випадків максимізації запасу енергії та часового ресурсу. Використані лінійні рівняння.

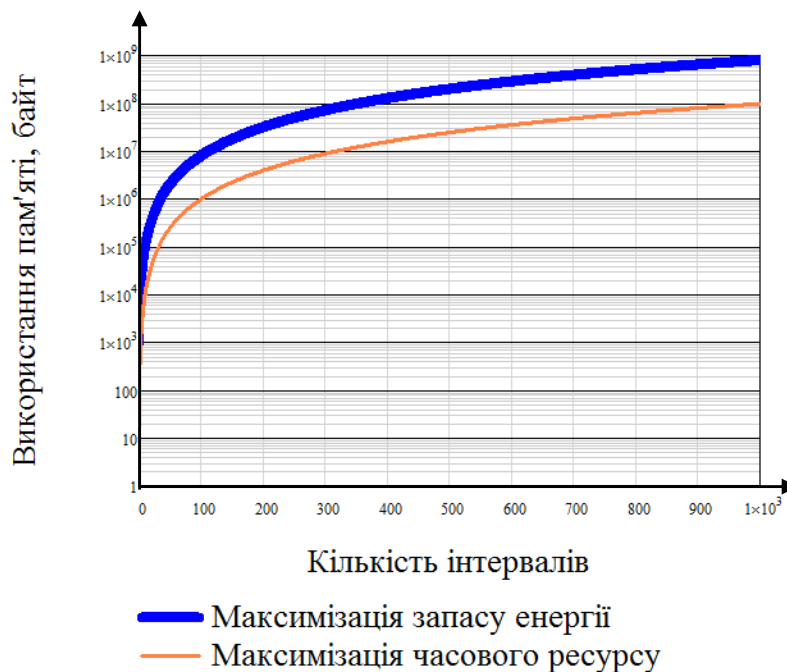


Рис. 3.11. Залежність об'єму використаної оперативної пам'яті від кількості інтервалів для випадків максимізації запасу енергії та часового ресурсу. Використані рівняння другого порядку.

З графіків на рис. 3.12-3.13 видно, що підвищення порядку рівнянь збільшує кількість використаної пам'яті в рази, але не на порядки, як у випадку з часом обчислень.

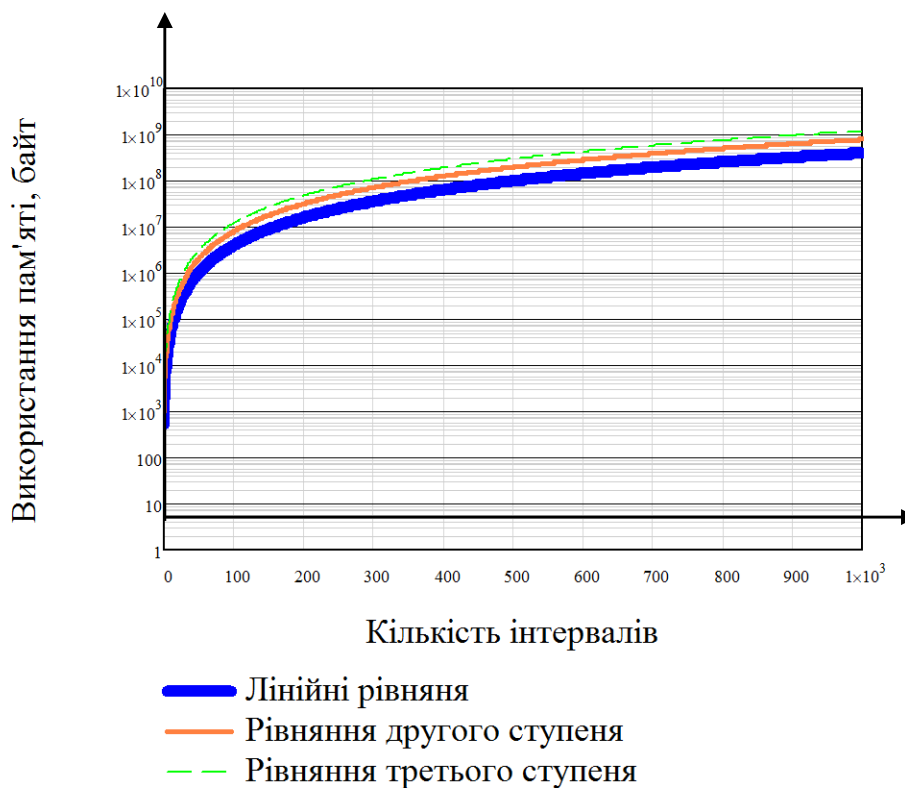


Рис. 3.12. Залежність об'єму використаної оперативної пам'яті від кількості інтервалів для випадку максимізації запасу енергії для рівнянь різного порядку.

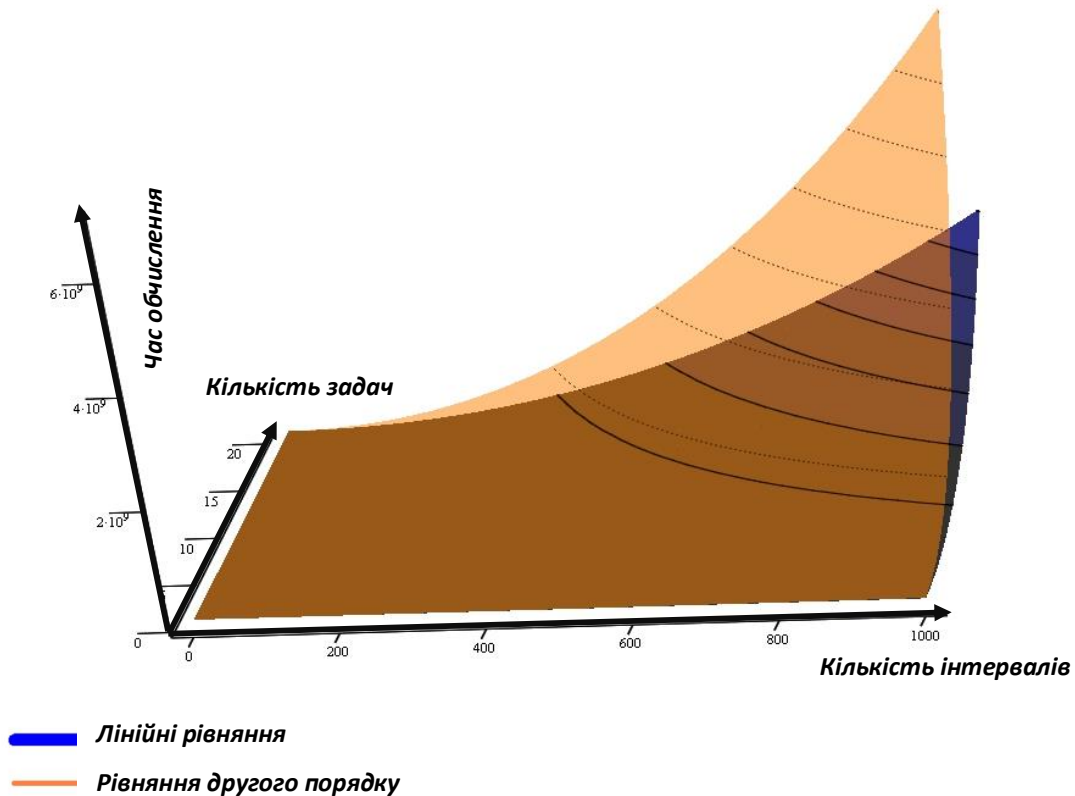


Рис. 3.13. Залежність об'єму використаної оперативної пам'яті від кількості інтервалів та задач для випадку максимізації запасу енергії для лінійних рівнянь та рівнянь другого порядку.

3.4 Оцінка часу оптимізації циклограми за критеріями максимуму енергії та мінімуму деградації. Порівняння з часом їх міні- чи максимізації

Проведемо оцінку часу розв'язку задачі оптимізації через спільну систему рівнянь для методу НКЛ як найбільш універсального.

Як у випадку максимізації запасу енергії так і у випадку максимізації часового ресурсу використовуються коефіцієнти a_{ij} , які і задають циклограму. Тому кількість змінних у системі для оптимізації залишиться такою ж, як і у випадку максимізації часового ресурсу, тобто $IN + I + K + M + W + 1$. Кількість рівнянь, які утворилися після диференціювання буде такою ж. На відміну від випадку максимізації часового

ресурсу, задачу нема необхідності вирішувати кілька разів, оскільки система з найбільшим зменшенням часового ресурсу вже є відомою.

Враховуючи все вище сказане за відсутності обмежень щодо зміни часового ресурсу $\Delta R \leq R$ після спрощень функцій f_E та f_R утворюється система, яка є такою ж по складності, як і система для максимізації часового ресурсу, та вимагає стільки ж часу на розв'язок. Якщо ж обмеження використовуються, час розв'язку складе:

$$T_p = (IN + I + K + M + W + V)^{2D} \tau_p \quad (3.17)$$

де V – кількість обмежень щодо зміни часового ресурсу.

Відносне збільшення часу обчислень складе:

$$\varepsilon = 1 - \frac{(IN + I + K + M + W)^{2D} \tau_p}{(IN + I + K + M + W + V)^{2D} \tau_p} = 1 - \left(\frac{IN + I + K + M + W}{IN + I + K + M + W + V} \right)^{2D} \quad (3.18)$$

На рис. 3.14-3.15 зображені залежності відносного збільшення часу обчислень від кількості інтервалів у циклограмі та степені рівнянь. Як видно, при кількості інтервалів більше 100, відносне збільшення часу обчислень стає достатньо малим. Як результат, при використанні методу НКЛ та розрахунку з великою кількістю інтервалів оптимізація може використовуватися відразу, замість максимізації, без суттєвого підвищення складності чи часу розрахунків.

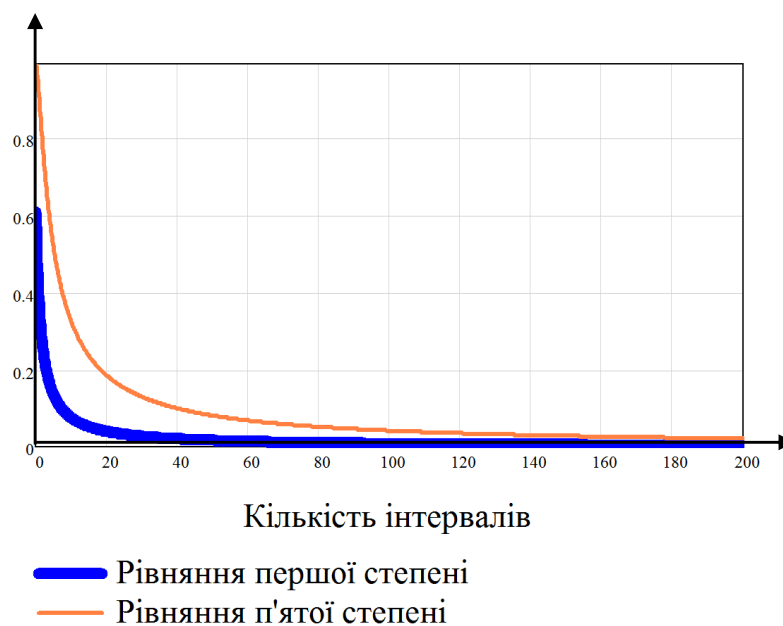


Рис. 3.14. Залежності відносного збільшення часу обчислень від кількості інтервалів у циклограмі.

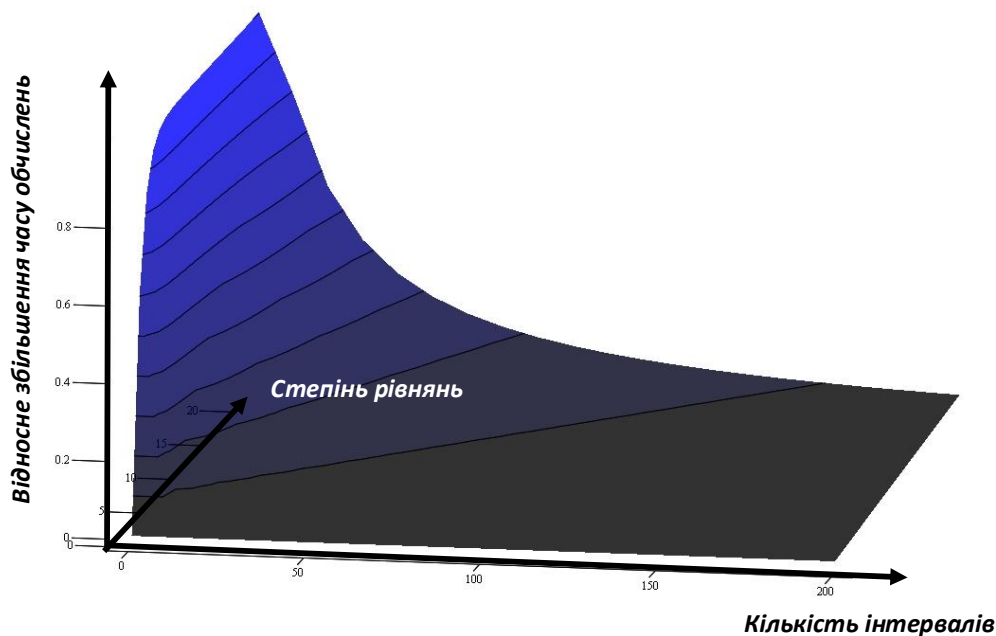


Рис. 3.15. Залежність відносного збільшення часу обчислень від кількості інтервалів у циклограмі та степені рівнянь

Висновки до 3 розділу:

1. Розглянуто випадок представлення вхідних залежностей у кусково-лінійному вигляді та змін, які таким чином вносяться в задачу.
2. Отримано ознаку необхідності збільшення деталізації ділянки вхідних функцій у випадку їх кусково-лінійного представлення.
3. Проведено оцінку часу розв'язку задачі та використання оперативної пам'яті при використанні нелінійних і кусково-лінійних вхідних залежностей, описуючих прилади та системи супутника. Показано, що найбільш вигідним є використання лінійних функцій, навіть якщо їх доведеться робити кусково-лінійними, замість використання функцій другого і вищих порядків.
4. Показано, що у випадку використання як лінійних рівнянь, так і для рівнянь другої степені обчислення займають приблизно однаковий час для випадків максимізації запасу енергії, і часового ресурсу

5. Показано, що при збільшенні кількості систем супутника, часовий ресурс яких потрібно максимізувати, збільшення часу обчислень складає близько одного порядку на кожні три додаткові системи. Закономірність має місце як для лінійних рівнянь, так і для рівнянь другої степені.
6. Показано, що при максимізації запасу енергії використовується в середньому на порядок більше оперативної пам'яті, ніж при максимізації часового ресурсу.
7. Показано, що підвищення порядку рівнянь збільшує кількість використаної для обчислень оперативної пам'яті в рази, але не на порядки, як у випадку з часом обчислень.
8. Показано, що вже при кількості інтервалів у циклограмі більше 100, відносне збільшення часу обчислень між використанням оптимізації за критеріями максимумів запасу енергії, або часового ресурсу і максимізації стає достатньо малим. Як результат, при використанні методу НКЛ та розрахунку з великою кількістю інтервалів оптимізація може використовуватися відразу, замість максимізації, без суттєвого підвищення складності чи часу розрахунків.

4 ІТЕРАЦІЙНЕ УТОЧНЕННЯ ЦИКЛОГРАМИ КЕРУВАННЯ НАНОСУПУТНИКОМ

4.1 Використання методу послідовних наближень для уточнення циклограми

Оскільки характеристики систем наносупутника з часом будуть змінюватися, настане момент, після якого розрахована раніше циклограма вже не буде найоптимальнішою (у випадку її оптимізації), або не буде являти собою найкращий алгоритм керування (НАК) в плані максимізації запасу енергії чи часового ресурсу. Тобто, рано чи пізно настане необхідність розрахунку нової циклограми. Як було показано вище, розрахунок циклограми з використанням методу невизначених коефіцієнтів Лагранжа (НКЛ), за допомогою якого і розраховується початкова циклограма, вимагає значних обчислювальних ресурсів. Це унеможливорює швидкий розрахунок нової циклограми за допомогою нього та його використання автономно на наносупутнику.

Проте, з урахуванням того, що в більшості випадків для досягнення НАК достатнім є незначна зміна циклограми, можливим є поєднання методу НКЛ з методом послідовних наближень (ітераційним методом). При цьому у випадку використання методу наближень для різних типів задач виконуються такі дії:

- 1) Для задач, які лише можуть бути зсунуті у часі зміщується перший інтервал (рис. 4.1).
- 2) Для задач, робота яких може бути розбита на кілька частин проводиться почергова зміна кожного з коефіцієнтів a_{ij} (з 0 на 1 та навпаки) (рис. 4.2). При цьому інші коефіцієнти перераховуються, виходячи з обмежень до рівняння

максимізації, тобто
$$\sum_{i=1}^i a_{ij} = const .$$

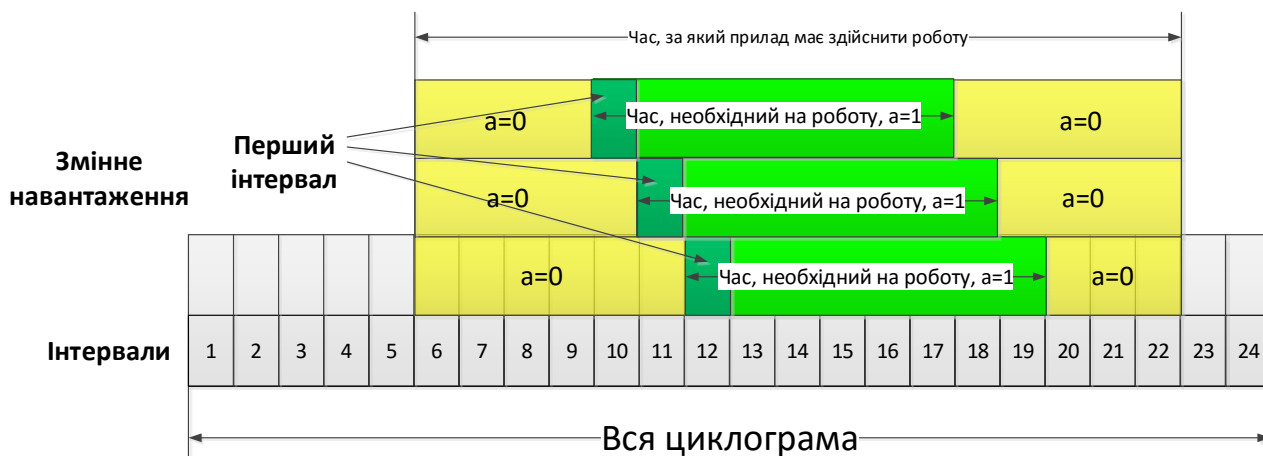


Рис. 4.1. Приклад ітераційного зсуву першого інтервалу для задачі, яка лише може бути зсунута у часі



Рис. 4.2. Приклад ітераційної почергової зміни коефіцієнтів a для задачі, робота якої може бути розбита на кілька частин

- 3) Для задач, які можуть працювати на певний відсоток від своєї максимальної потужності проводиться почергове збільшення та зменшення відповідних коефіцієнтів a_{ij} на деяку величину Δa із пропорційною зміною інших коефіцієнтів виходячи з обмежень до рівняння максимізації (рис. 4.3). Тобто, їх перерахунок відбувається за такою формулою:

$$a_{ij} = a_{ijL} S_p, S_p = \frac{\sum_{i=1}^i a_{ijL}}{\sum_{i=1}^i a_{ijL} - a_c} \quad (4.1)$$

де a_{ijL} – старі значення коефіцієнтів a_{ij} (індекс j опускається, оскільки обчислення йде в межах одного приладу чи системи);

a_{ij} – нові значення коефіцієнтів;

a_c – нове значення коефіцієнта a_{ij} , яке було змінено на Δa .



Рис. 4.3. Приклад ітераційної почергової зміни та перерахунку коефіцієнтів a для задачі, яка може працювати на певний відсоток від своєї максимальної потужності.

Після перебору вибирається найкращий варіант, який використовується як база для наступної ітерації, і т.д. Критерієм закінчення розрахунків є відсутність варіанту, кращого ніж поточний після перебору всіх коефіцієнтів a_{ij} . Алгоритм перебору, зміни коефіцієнта та вибору НАК показаний на рис. 4.4.

При цьому максимальна кількість переборів коефіцієнтів a_{ij} на одній ітерації не буде перевищувати $V=2*K$, де K – кількість коефіцієнтів a_{ij} , які будуть змінені, коефіцієнт «2» використовується, внаслідок зміни кожного коефіцієнта, в більшу та меншу сторони ($a_{ij}+\Delta a$ та $a_{ij}-\Delta a$).

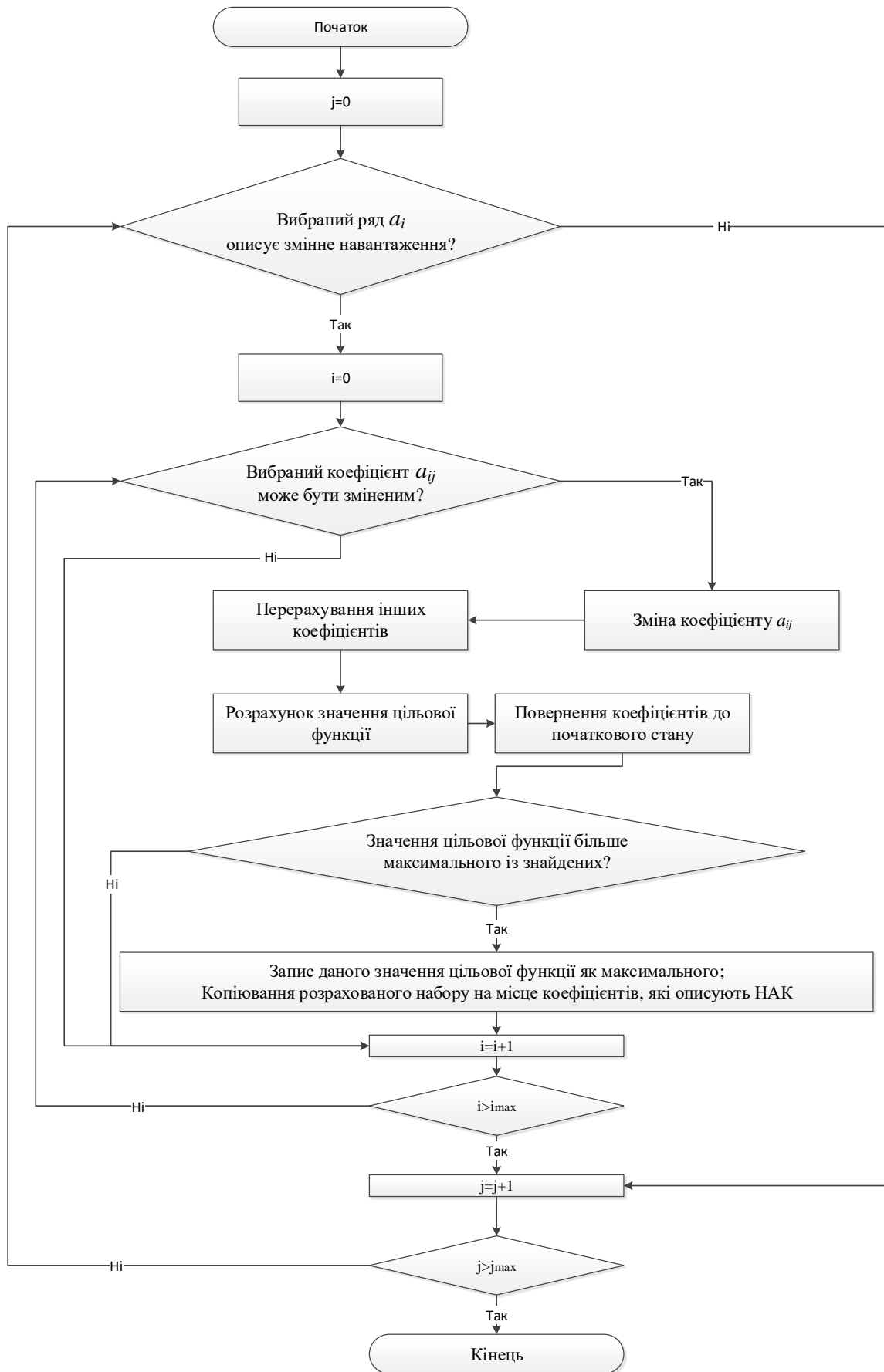


Рис. 4.4. Блок-схема алгоритму перебору, зміни коефіцієнта та вибору НАК

Для даного способу, окрім плавності зміни циклограми, робиться припущення що:

- 1) Багатовимірна крива, по якій змінюється значення цільової функції від її поточного значення до максимального постійно матиме максимальну похідну серед усіх інших можливих багатовимірних кривих, що з'єднують поточну точку з точкою максимуму (рис. 4.5);
- 2) На багатовимірній кривій, що з'єднує поточну точку з точкою максимуму, відсутні ділянки, де похідна буде меншою за нуль (рис. 4.6а), інакше спрацює критерій закінчення розрахунків (рис. 4.6б).

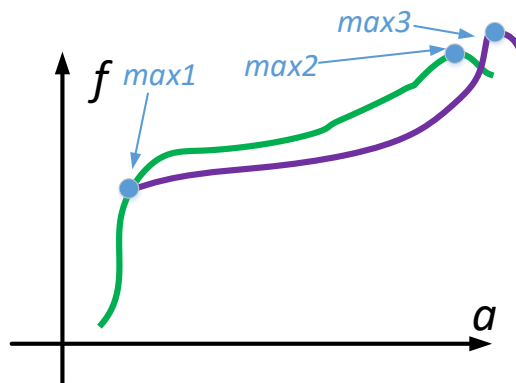


Рис. 4.5. Приклад кривої, по якій змінюється значення цільової функції від її поточного значення до максимального (від $max1$ до $max2$ і $max3$). Очевидно, що значення функції у точці $max3$ є більшим, ніж у точці $max2$, проте метод наближень буде рухатися шляхом $max1 \rightarrow max2$, бо його похідна спочатку була більшою.

Для роботи з циклограмами, шляхи змін яких не задовольняють припущенню 2, використовується алгоритм, в якому замість зміни в «+» та «-» проводиться повне сканування кожного з коефіцієнтів a_{ij} у всьому діапазоні, тобто від 0 до 1, з кроком Δa . При цьому кількість варіантів на одній ітерації не буде перевищувати $V=1/\Delta a \cdot K$.

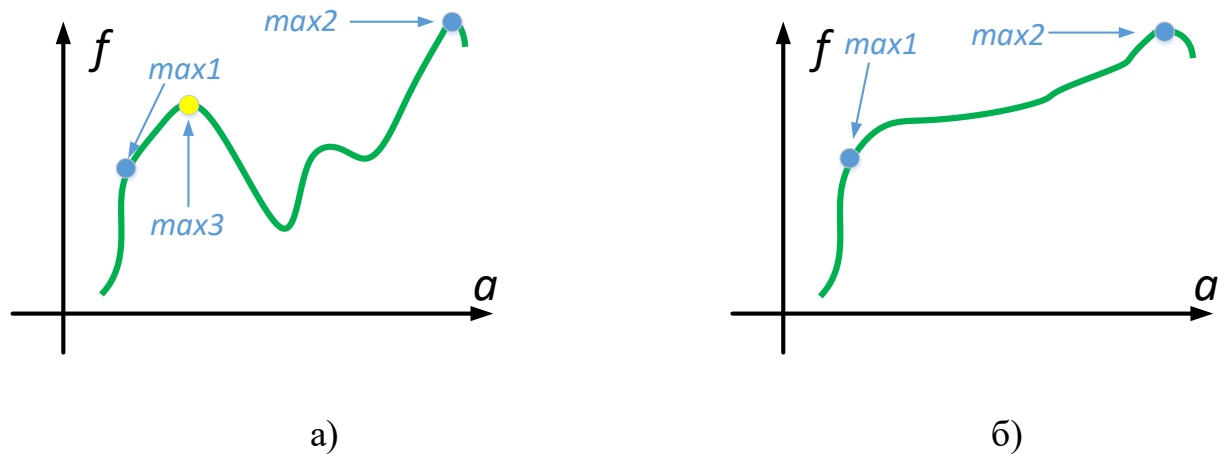


Рис. 4.6. Приклад кривої, по якій змінюється значення цільової функції від її поточного значення до максимального (від $max1$ до $max2$). а) – з ділянками, де похідна менша за нуль, критерій закінчення розрахунків спрацьовує у точці $max3$; б) – похідна більша за нуль протягом усього шляху.

Для роботи з циклограмами, шляхи змін яких не задовольняють припущенню 1, метод наближень використовуватися не може. Найкращий алгоритм керування (НАК) для них обчислюється за допомогою методу НКЛ.

Хоча кількість обчислень значна, вона залежить від кількості коефіцієнтів K та кроку Δa лінійно, та може бути використана на наносупутнику для автономного уточнення циклограми.

Крок Δa спочатку може бути вибраний досить великим. При досягненні НАК крок зменшується удвічі та ітераційний процес повторюється. При цьому немає необхідності сканувати повний діапазон кожного з коефіцієнтів. Достатнім є сканування діапазону $\pm\Delta a_L$, де Δa_L – попередній крок.

4.1.1 Оцінка часу уточнення циклограми методом наближень

Для виконання однієї ітерації потрібно виконати такі кроки:

- 1) Провести зміну коефіцієнта a_{ij} відповідно до одного із способів (зміна на $\pm\Delta a_L$, або повне сканування) описаних вище;
- 2) Перерахувати інші коефіцієнти, використовуючи рівняння з системи обмежень (2.9), (2.15);

3) Знайти значення цільової функції.

Під час підстановки коефіцієнтів, які описують роботу фіксованих навантажень утворюються вирази, які можуть бути спрощеними. Дане спрощення виразів варто зробити наперед, щоб при уточненні циклограми мати справу з меншою кількістю доданків та, як результат, спростити обчислення. Іншим варіантом є об'єднання всіх фіксованих навантажень в одне, зі власними коефіцієнтами a_{ij} .

Значні обчислювальні ресурси будуть необхідні лише для виконання кроків 2 та 3. Розглянемо їх детальніше:

Для кроку 2 потрібно:

- знаходження S_P (одноразово на ітерацію), що потребує $F \cdot K$ операцій додавання;
- перераховування усіх інших коефіцієнтів a_{ij} , що потребує $F \cdot Q \cdot D \cdot (K-1)$ операцій віднімання, $F \cdot Q \cdot D \cdot (K-1)$ множення, $F \cdot Q \cdot D \cdot (K-1)$ ділення;

де D – порядок рівнянь;

Q – кількість фрагментів у функціях;

F – кількість додаткових рівнянь, які потребують перерахунку при зміні коефіцієнта;

K – кількість коефіцієнтів a_{ij} , які можуть бути змінені.

Для кроку 3 потрібно $Q \cdot D \cdot K$ операцій множень та $Q \cdot D \cdot K$ операцій додавання.

Загальний час розрахунку однієї ітерації:

$$\tau = (\tau_{\partial} + \tau_m)(QDK + 2FQD(K-1)) = QD(\tau_{\partial} + \tau_m)(K + 2F(K-1)) \quad (4.2)$$

де τ_{∂} - час виконання операцій додавання (віднімання);

τ_m - час виконання операцій множення (ділення).

Загалом, вважаючи τ_{∂}, τ_m константами, K хоча б на порядок більшим одиниці, можна вважати, що час розрахунку однієї ітерації пропорційний:

$$\tau \approx QDK(1 + 2F) \quad (4.3)$$

Більшу частину пам'яті при використанні методу наближень займають коефіцієнти a_{ij} . Зберігається два їх набори: для теперішньої ітерації, та для ітерації з

максимальним значенням цільової функції. Тому, кількість оперативної пам'яті складе $S=2KS_A$, де S_A – кількість пам'яті для зберігання одного коефіцієнта a_{ij} .

4.1.2 Знаходження першої циклограми комбінацією методу наближень та НКЛ

В багатьох випадках знаходження першої циклограми методом НКЛ може бути замінене на використання запропонованої комбінації даного методу з методом наближень. Для реалізації даної комбінації необхідно виконати такі кроки:

- 1) збільшити довжину інтервалу в k разів, за рахунок чого зменшиться в k разів їх кількість. k приймається таким, щоб отриману систему можна було вирішити методом НКЛ за допустимий час;
- 2) вирішити отриману систему;
- 3) зменшити довжину інтервалів в e разів. Початкові значення нових коефіцієнтів a_{ij} знайти інтерполяційними методами із коефіцієнтів отриманих у п.2;
- 4) провести максимізацію (або оптимізацію) новоутвореної системи методом наближень;
- 5) кроки 3 та 4 повторювати, доки не буде досягнута необхідна точність циклограми, а саме необхідна кількість інтервалів у циклограмі, тобто $(e_1 \cdot e_2 \cdot \dots \cdot e_n = k)$.

Значення e та k в загальному випадку не можуть бути спрогнозовані. Можливою є ситуація, коли $e=k$, наприклад у розділі 5 даної роботи.

4.2 Порівняння порядків часу обчислень методом наближень та невизначених коефіцієнтів Лагранжа

Враховуючи, що часові витрати на вирішення даної задачі методом НКЛ ростуть в степенній залежності відносно кількості коефіцієнтів a_{ij} , а методом наближень збільшується лінійно, вищеописана їх комбінація дозволить значно скоротити кількість та тривалість обчислень.

Виходячи з (2.38), час знаходження одного максимуму методом НКЛ пропорційний:

$$\tau_{НКЛ} \approx C \cdot Q^N \cdot I^{2D} (N+1)^{2D} \quad (4.4)$$

де N – кількість систем та приладів;

I – кількість інтервалів;

D – порядок рівнянь;

Q – кількість фрагментів у функціях;

C – кількість систем, які утворилися при використанні кусочних функцій (у випадку неперервних функцій $C=Q=I$).

Методом наближень час знаходження максимуму цільової функції пропорційний:

$$\tau_{IT} \approx XQDK(1+2F) \quad (4.5)$$

де X – кількість ітерацій.

Оскільки $N \cdot I = K$, (3.5) записується наступним чином:

$$\tau_{IT} \approx XQDNI(1+2F) \quad (4.6)$$

Проведемо порівняння порядку (3.4) та (3.6):

$$\psi = \frac{\tau_{НКЛ}}{\tau_{IT}} = \frac{C \cdot Q^N \cdot I^{2D} (N+1)^{2D}}{XQDNI(1+2F)} = \frac{C \cdot Q^{N-1} \cdot I^{2D-1} (N+1)^{2D}}{XDN(1+2F)} \quad (4.7)$$

де ψ - відношення витрат часу методом НКЛ до витрат часу методом наближень, тобто величина, яка показує наскільки швидше проходять обчислення методом наближень.

На рис. 4.7-4.9 показана кількість операцій при використанні методів послідовного наближення та НКЛ для різної кількості приладів, інтервалів, кількості фрагментів функцій та порядку початкових рівнянь. Як видно з рис. 4.7а, при використанні неперервних лінійних функцій, є деяка порогова кількість приладів, до якої доцільніше використовувати метод НКЛ, після – метод наближень. Як видно з тривимірного графіку (рис. 4.8а), величина цього порогу змінюється залежно від кількості інтервалів. Шляхом відображення графіку перпендикулярно осі Z (рис.

4.8б), отримується графічне зображення областей, в яких доцільнішим є використання того чи іншого методу.

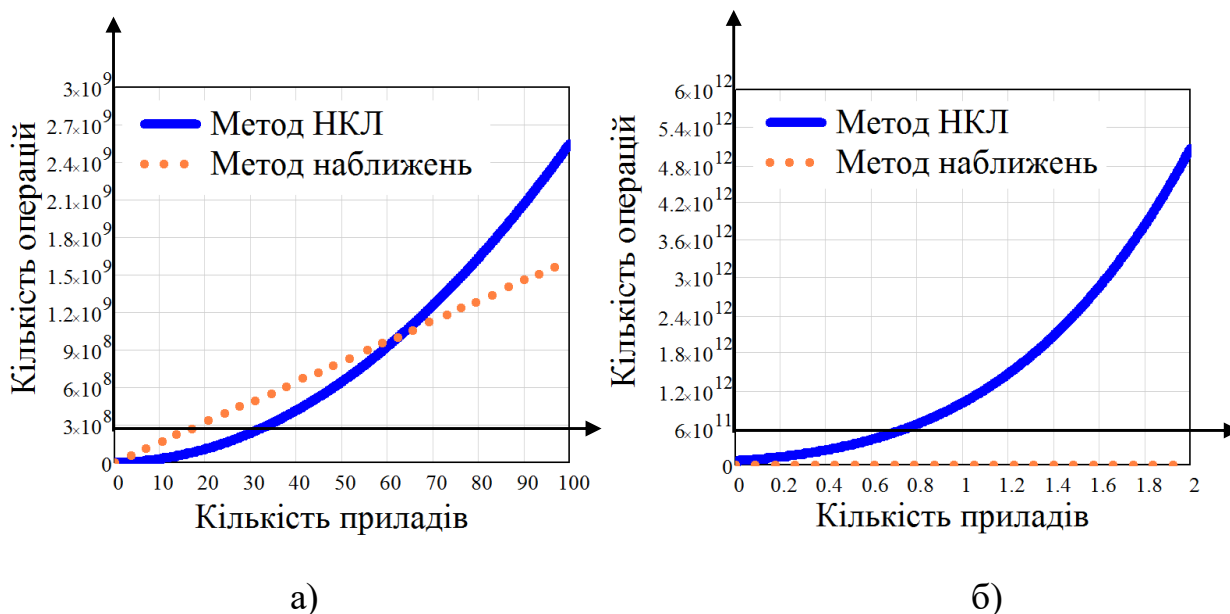


Рис. 4.7. Залежність кількості математичних операцій від кількості приладів для методів наближення та НКЛ при кількості інтервалів $I=500$ для випадку неперервних лінійних функцій (а) і функцій другого порядку (б)

Як видно з (3.8) та рис. 4.7б, при використанні рівнянь другої степені, метод НКЛ відразу програє по швидкодії методу наближень.

Як видно з рис. 4.9, при використанні кусочних функцій метод НКЛ працює повільніше. Хоча він і дозволяє обчислити НАК швидше ніж метод наближень при малій кількості приладів (менше ніж два при кількості інтервалів $I=500$), це не може бути використане на практиці, оскільки навіть у нано- та мікросупутників кількість приладів є більшою за два.

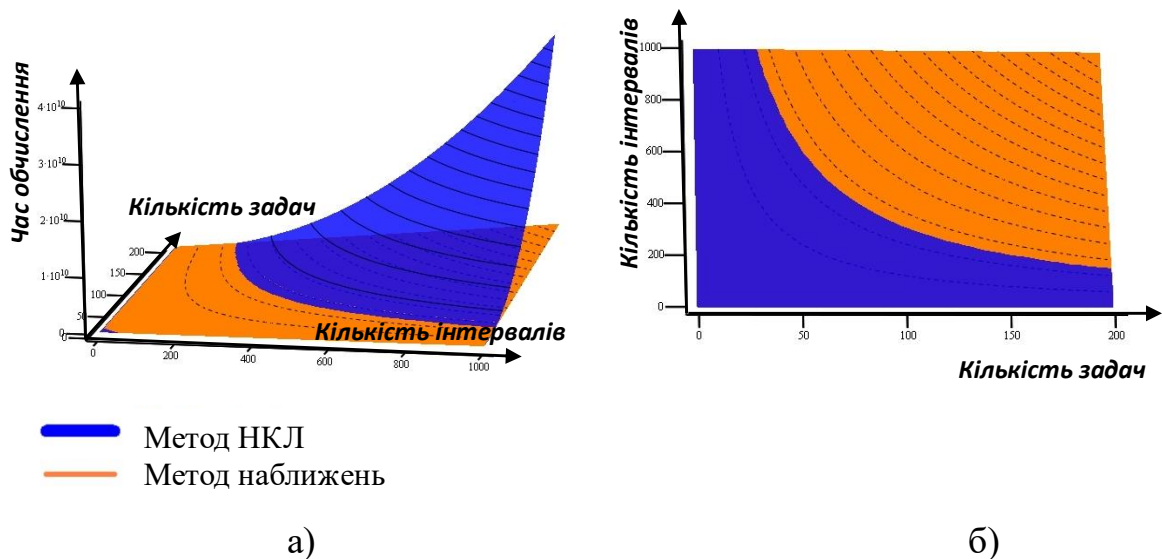


Рис. 4.8. Залежність кількості математичних операцій від кількості приладів та інтервалів для методів наближення та НКЛ з використанням неперервних лінійних функцій.

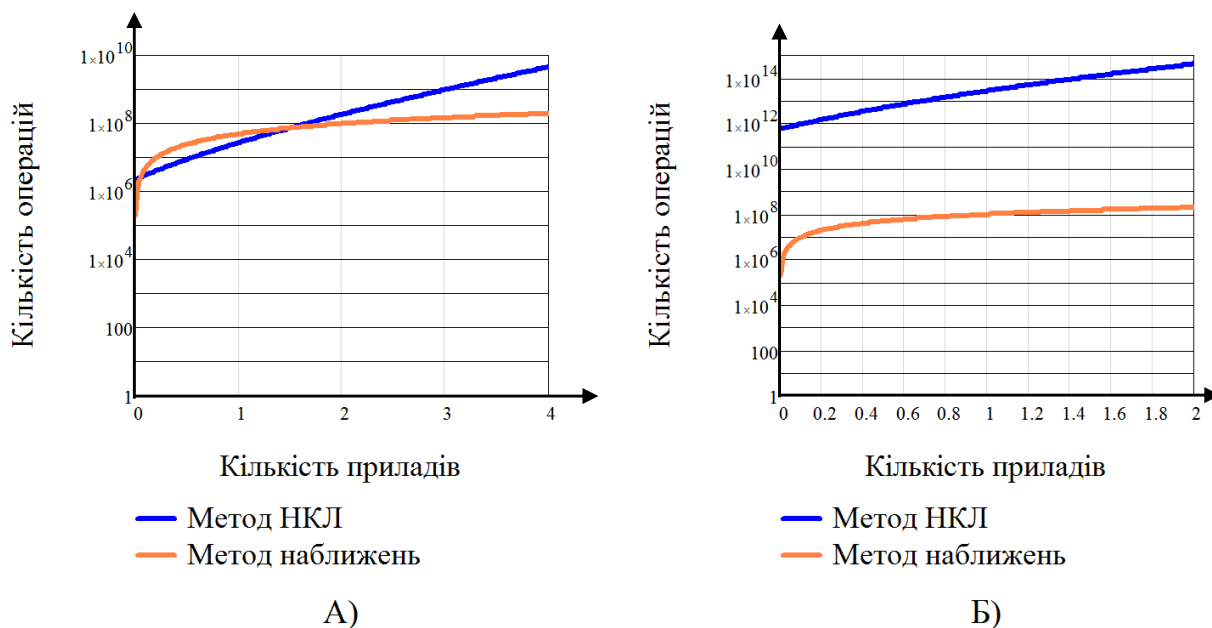


Рис. 4.9. Залежність кількості математичних операцій від кількості приладів для методів наближення та НКЛ при кількості інтервалів $I=500$ та кусочних ($Q=3, C=9$) лінійних функцій (а) і функцій другого порядку (б)

Для обчислень необхідна кількість оперативної пам'яті складе $S=2KS_A$ методом наближень та $S=(IN+I+K'+N)^2 \cdot D \cdot S_A$ методом НКЛ. Порівнявши їх, отримаємо:

$$\zeta = \frac{(IN+I+K'+N)^2 \cdot D \cdot S_A}{2KS_A} = \frac{(IN+I+K'+N)^2 \cdot D}{2K} \quad (4.8)$$

де ζ - відношення затрат оперативної пам'яті методом НКЛ до її затрат методом наближень;

K' - кількість змінних λ_k у функції максимізації.

З формули є зрозумілим, що за однакових умов метод НКЛ завжди використовує більше пам'яті ніж метод наближень.

4.2.1 Представлення даних у найбільш зручному для обчислень вигляді

Для представлення даних у найбільш зручному для того чи іншого методу вигляді, розглянемо змінні, які характеризують вхідні дані та параметри обчислювальної системи:

- 1) τ_o, τ_m - визначаються типом процесора на якому будуть проходити обчислення та середовищем розрахунків, відповідно використання різних типів вхідних даних не матиме на ці змінні впливу;
- 2) Q – кількість фрагментів у функціях. При використанні методу НКЛ може мати значення >1 , що означає використання кусочних функцій. Є одною з характеристик вхідних даних;
- 3) D - порядок рівнянь. При використанні методу НКЛ за рахунок збільшення кількості фрагментів він зменшувався до 1, що призводило до того, що функції ставали лінійними. Є одною з характеристик вхідних даних;
- 4) K – кількість коефіцієнтів a_{ij} , які будуть розраховані чи змінені. Пропорційне кількості інтервалів, яка в свою чергу задана наперед. Не може бути змінена;
- 5) F – кількість додаткових рівнянь, які потребують перерахунку при зміні коефіцієнта. Визначається параметрами системи, до якої будується циклограма. Не може бути змінена.

Змінюючи вигляд вхідних даних можливо лише змінити кількість фрагментів у функціях та порядок функцій, причому так, щоб у випадку використання методу наближень обчислень $Q \cdot D \rightarrow \min$.

При використанні методу НКЛ, час обчислень пропорційний $\tau \sim C_s \cdot C_Q \cdot I^{2D} (N+1)^{2D} = C_s \cdot Q^N \cdot I^{2D} (N+1)^{2D}$ (3.4). Враховуючи, що $Q^N \ll I^{2D} (N+1)^{2D}$, має зміст значно збільшувати кількість фрагментів у функціях для зменшення їх порядку, що призведе до збільшення часу обчислень методом наближень. Тому доцільним буде для однієї і тієї ж системи при використанні методу НКЛ застосовувати розбиття функцій на фрагменти, а при використанні методу наближень – ні.

4.3 Особливості застосування описаних алгоритмів обчислення циклограм

Описані у роботі методи наближень, НКЛ та їх комбінація застосовуються у наступних задачах:

1. при коригуванні циклограм в процесі польоту безпосередньо на наносупутнику;
2. при коригуванні циклограм на Землі по даним, отриманим із наносупутника та послідувочою передачею даних на борт;
3. при створенні циклограм на наносупутнику;
4. при створенні циклограм на Землі;
5. для підбору найкращої комбінації компонентів та систем наносупутника;
6. для підбору найкращих комбінацій налаштувань підсистем наносупутника.

Розглянемо пункти детальніше.

- 1) При коригуванні циклограм безпосередньо на наносупутнику необхідним є проведення розрахунків за короткий час з використання ЦП супутника, який має значно меншу швидкодію ніж комп'ютери на Землі. Крім того, такі розрахунки потребуватимуть використання енергії наносупутника, і як результат, мають бути включені в модель енергобалансу останнього як одна

із задач. Тому допускається лише уточнення наявної циклограми ітераційними методами, оскільки це вимагає мінімум часу та ресурсів.

2) При коригуванні циклограми на Землі за даними, отриманими із наносупутника та подальшою передачею даних на борт перевагою є можливість використання значних обчислювальних ресурсів комп'ютерів на Землі. Розглядаються два способи роботи:

а) дані для уточнення циклограми передаються на початку сеансу зв'язку, готова циклограма завантажується на НС у тому ж сеансі. Недоліками способу є:

- необхідність вкласти передачу даних та розрахунки у достатньо малий проміжок часу (у довжину сеансу зв'язку). Наприклад, для супутників формату CubeSAT – не більше 10 хвилин [97];
- необхідність робити розрахунки паралельно з іншими задачами сеансу зв'язку, які мають виконуватися в режимі реального часу;
- при завершенні сеансу зв'язку раніше ніж очікувалось, циклограма може лишитися не переданою.

Враховуючи значну обмеженість в часі, доцільним є використання лише методу наближень. Проміжні результати роботи ітераційного алгоритму, у випадку, якщо вони кращі ніж теперішній алгоритм керування, можуть передаватися на наносупутник протягом сеансу зв'язку через деякі проміжки часу. В такому випадку НС використовуватиме останню передану циклограму, яка все одно буде кращою, ніж теперішній алгоритм керування;

б) дані для уточнення циклограми передаються при наступному сеансі зв'язку. В такому випадку може бути використана і перебудова циклограми із поступовим збільшенням кількості інтервалів. Як дані для побудови можуть бути використані величини з п. «а», тобто під час того ж сеансу зв'язку буде передана циклограма сформована методом ітераційного уточнення, а під час наступного – результати перебудови з початкового рівня.

3) Створення циклограми на наносупутнику доцільно проводити до виходу у штатний режим, наприклад під час етапу початкової орієнтації. Великі навантаження

на АКБ від котушок чи маховиків орієнтації дозволять з деякою точністю оцінити параметри акумуляторів, отримавши дані для побудови циклограми.

Використовується метод НКЛ із зменшеною кількістю інтервалів, який із збільшенням кількості інтервалів уточнюється методом наближень;

4) При створенні циклограми на Землі перевагою є наявність великої кількості часу та обчислювальних ресурсів. Проте, через неідеальність обладнання, така циклограма має бути відразу уточнена на орбіті методом наближень. На Землі використовується метод НКЛ із зменшеною кількістю інтервалів, який із збільшенням кількості інтервалів уточнюється методом наближень.

5) Для підбору найкращої комбінації компонентів та систем перебираються усі їх комбінації та для кожної складається НАК методом НКЛ із зменшеною кількістю інтервалів, який із збільшенням кількості інтервалів уточнюється методом наближень. Із готових циклограм обчислюється зміна запасу енергії та часового ресурсу на одному періоді циклограми, після чого приймається рішення про використання тої чи іншої комбінації вузлів та підсистем, враховуючи такі фактори як маса, вартість, доступність, надійність тощо.

6) При підборі найкращих комбінацій налаштувань підсистем розглядаються два варіанти:

а) налаштування підсистем є дискретними з невеликою кількістю кроків. В такому випадку проводиться перебір усіх їх комбінацій аналогічно комбінаціям компонентів та систем у п. 4;

б) у випадку неперервних величин у налаштуваннях, або великої кількості кроків доцільним буде підбір налаштувань методом наближень, який проводиться аналогічно ітераційному алгоритму НАК.

У таблицях 4.1 та 4.2 наведені можливі зміни параметрів наносупутника в ході роботи на орбіті та на Землі, і їх наслідки.

Можливі зміни параметрів наносупутника в ході роботи на орбіті та їх наслідки

№	Опис	До чого призводить
1	Зміна ККД СБ	Змінюється загальний енергобаланс. Якщо ситуації надлишку енергії нема – змінюється тривалість увімкнення неосновних систем. В більшості випадків вимагає зміни НАК, достатнім є його уточнення методом наближень.
2	Зміна ККД АКБ	При незначній зміні перерахунок чи уточнення НАК не є потрібним. В іншому випадку потрібні перерахунок енергобалансу та НАК
3	Зміна ємності АКБ	Враховуючи, що ємність АКБ, як правило, береться із запасом, здебільшого не призведе до перерахунку НАК. Проте, у випадках коли ресурс АКБ є визначальним для ресурсу супутника в цілому, НАК потрібно перераховувати.
4	Зміна споживання якоїсь із систем, необхідних для функціонування наносупутника	Як і в п. 1
5	Зміна споживання системи, яка виконує другорядні з точки зору функціонування наносупутника задачі	Можливий перерозподіл енергії в часі лише по одній системі без зміни циклограм роботи інших систем
6	Вихід із ладу одної, або кількох систем без шунтування ними джерела живлення	Повна перебудова НАК
7	Вихід із ладу одної, або кількох систем із шунтуванням ними джерела живлення	Повна перебудова НАК. Вноситься ще одне постійне навантаження, яке показує самоспоживання системи, що вийшла з ладу
8	Суттєва зміна заряду АКБ після проходження циклограми, викликана одиничними нештатними ситуаціями	При використанні АКБ параметри яких (напруга, внутрішній опір тощо) мало залежать від заряду в допустимому діапазоні роботи, НАК можна не перераховувати

Можливі зміни параметрів наносупутника на Землі та їх наслідки

№	Опис	До чого призводить
1	Використання СБ іншої потужності	Повна перебудова НАК
2	Використання СБ з іншим типом термічної залежності	Повна перебудова НАК
3	Використання АКБ іншої ємності	Якщо ємність АКБ взята із запасом та параметри АКБ мало залежать від заряду в допустимому діапазоні роботи, НАК можна не перераховувати
4	Використання іншого типу АКБ	Повна перебудова НАК
5	Зміна частоти мікроконтролера (МК)	Враховуючи, що при зміні частоти енергія, яку витрачає МК для розрахунків лишається майже незмінною [98], а змінюється лише час розрахунків, допустимим є зміна циклограми в межах однієї підсистеми
6	Заміна мікроконтролера на МК з тієї ж серії	Не призводить до зміни НАК, оскільки споживання ядра та периферії МК однієї серії однакові.
7	Заміна мікроконтролера на МК з іншої серії, або іншого виробника	Не змінювати НАК можливо у випадку використання мікроконтролером свого обчислювального ресурсу у незначній мірі. Також потужності обох МК у режимі холостого ходу (сну) мають бути близькими, або настільки малими, щоб їх можна було не враховувати.
8	Зміна часу, який космічний апарат (КА) буде перебувати в ракетноносії без підзарядки	При використанні в наносупутнику АКБ параметри яких (напруга, внутрішній опір тощо) мало залежать від заряду в допустимому діапазоні роботи, НАК можна не перераховувати

Висновки до 4 розділу:

1. Проведена адаптація методу послідовних наближень до задач максимізації запасу енергії чи часового ресурсу наносупутника. Запропоновані варіанти використання методу, які дозволяють проводити обчислення у випадках, коли крива, яка описує проміжні варіанти роботи методу наближень має ділянки, на яких похідна є рівною нулю.
2. Запропоновано метод знаходження першої циклограми комбінацією методу наближень та НКЛ. Цей метод дозволяє побудувати опорний розв'язок методом НКЛ та уточнити такий розв'язок методом наближень, що дозволяє зменшити час розрахунків.
3. Показано, що при використанні неперервних лінійних функцій, є деяка порогова кількість приладів, до якої доцільніше використовувати метод НКЛ, після – метод наближень. Величина порогу змінюється залежно від кількості інтервалів у циклограмі.
4. Показано, що при використанні рівнянь другого і більших ступеней, метод НКЛ відразу програє за швидкістю методу наближень.
5. Показано, що при використанні кусочних функцій метод НКЛ працює повільніше. Хоча він і дозволяє обчислити НАК швидше ніж метод наближень при малій кількості задач (менше двох при кількості інтервалів $I=500$), це не може бути використане на практиці, оскільки навіть у нано- та мікросупутників кількість задач є більшою ніж дві.
6. Показано, що за однакових умов метод НКЛ завжди використовує більше пам'яті ніж метод наближень.
7. Показано, що для зменшення загального часу обчислень має зміст збільшувати кількість фрагментів у функціях для зменшення їх порядку, хоча це і призводить до збільшення часу обчислень методом наближень. Найкращим же за часом є використання окремих функцій для методів наближень та НКЛ.
8. Проаналізовані можливі зміни параметрів наносупутника на Землі та в космосі та їх наслідки для циклограми.

9. Запропоновано способи використання комбінації методів НКЛ та наближень і описано особливості їх застосування при виконанні таких задач:

- при коригуванні циклограми в процесі польоту безпосередньо на наносупутнику;
- при коригуванні циклограми на Землі за даними, отриманими із наносупутника та подальшою передачею даних на борт;
- при створенні циклограми на наносупутнику;
- при створенні циклограми на Землі;
- для підбору найкращої комбінації компонентів та систем наносупутника;
- для підбору найкращих комбінацій налаштувань підсистем наносупутника.

5 ЗАСТОСУВАННЯ РОЗРОБЛЕНИХ МЕТОДІВ ТА АЛГОРИТМІВ ДЛЯ СУПУТНИКА POLYTAN-1 НТУУ «КПІ»

5.1 Склад системи живлення наносупутника НТУУ КПІ

Загальний вигляд наносупутника НТУУ КПІ та його структура представлені на рис. 5.1-5.2. Його система живлення складається з таких елементів:

- 1) сонячні батареї;
- 2) акумуляторні батареї;
- 3) ключі та перетворювачі електричної енергії;
- 4) підсистеми зв'язку з іншими модулями НС, контролю та вимірювання основних параметрів системи живлення.

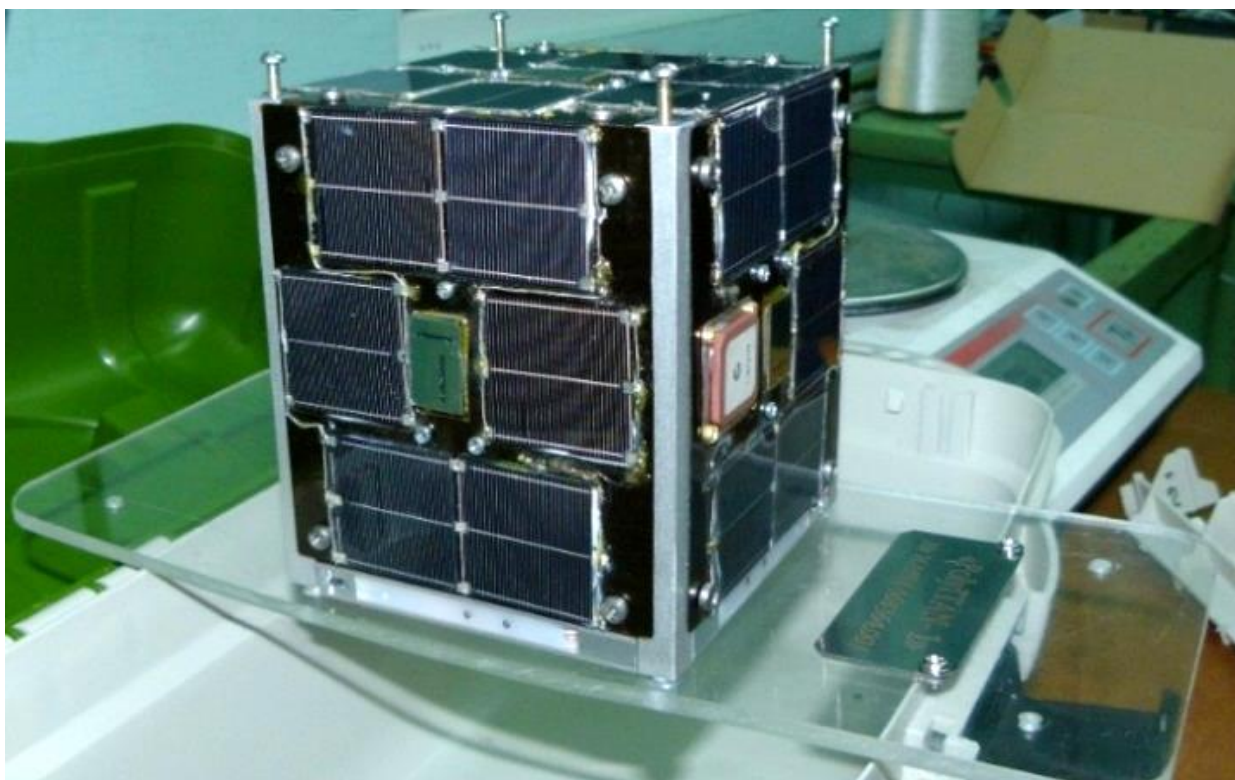


Рис. 5.1. Загальний вигляд наносупутника НТУУ КПІ POLYTAN-1

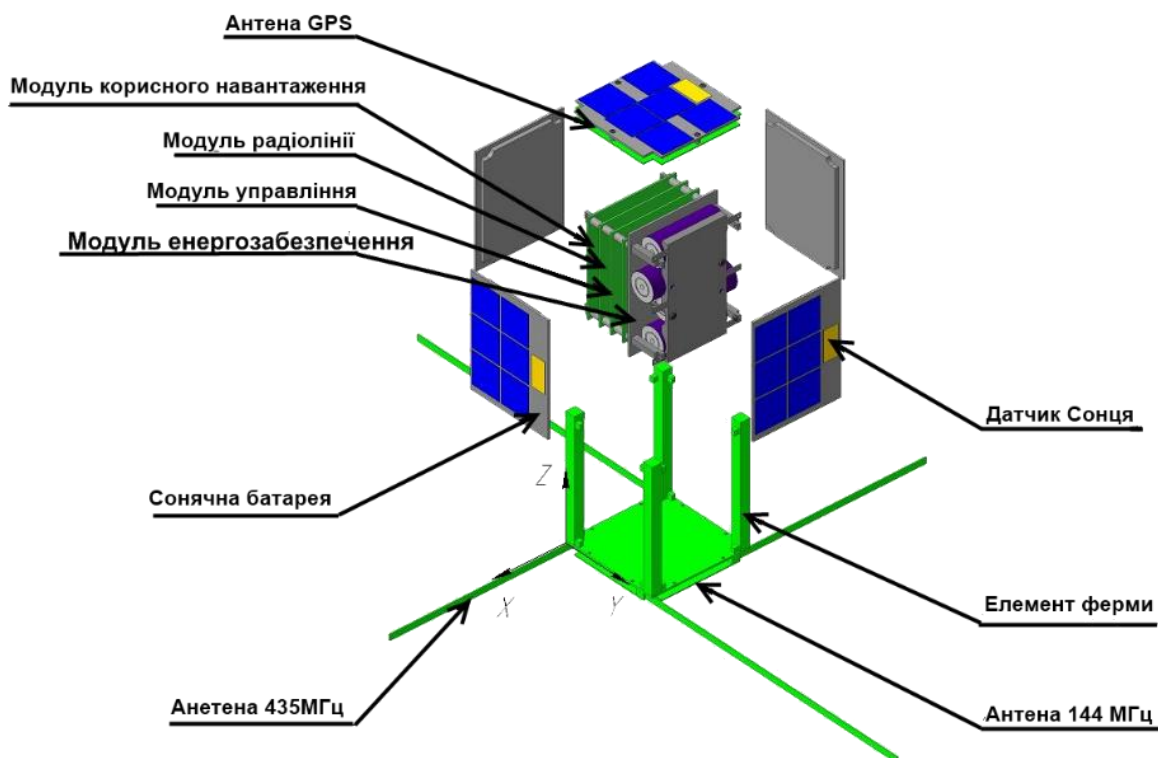


Рис. 5.2. Структура наносупутника НТУУ КП POLYTAN-1

5.1.1 Сонячні батареї

Проаналізуємо «класичний» варіант з'єднання СБ на супутниках формату CUBESAT [99, 29], у якому всі СБ через діоди підключені паралельно на один перетворювач з вбудованим MPPT-контроллером (далі MPPT-перетворювач), (рис. 5.3):

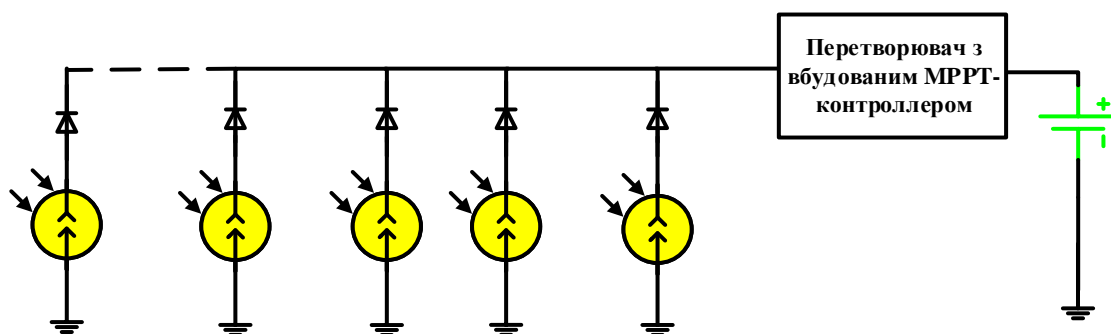


Рис. 5.3. З'єднання СБ, у якому вони через діоди підключені паралельно на один MPPT-перетворювач

Перевагами такого з'єднання є простота та використання лише одного МРРТ-перетворювача. Його недоліки:

- 1) За рахунок падіння на діодах потужність зменшується на:

$$\Delta P = \frac{U_{VD}}{U_{SB_MPPT}} \cdot 100\% \quad (5.1)$$

де ΔP - зменшення потужності у відсотках;

U_{VD} - пряме падіння напруги на діоді;

U_{SB_MPPT} - напруга в робочій точці (точці максимальної потужності) сонячної батареї.

Для наносупутників це близько

$$\Delta P = \frac{0.4}{2.7} \cdot 100 = 14.8\%. \quad (5.2)$$

- 2) При виході МРРТ-перетворювача з ладу, СБ не забезпечуватимуть енергією супутник.
- 3) Потужність, яку перетворює МРРТ-перетворювач (P_{CNT}) може коливатися в діапазоні від 0 до P_{CNTMAX} , яка досягається при одночасному освітленні трьох сторін супутника під кутом 45° :

$$P_{CNTMAX} = P_{SB} N_L \sin 45^{\circ} \quad (5.3)$$

де P_{SB} - потужність СБ у точці максимуму потужності (ТМП);

N_L - кількість освітлених СБ.

Для типових супутників формату CUBESAT це складе $2.12P_{SB}$ (стандарт 1U), $3.54P_{SB}$ (стандарт 2U), $4.95P_{SB}$ (стандарт 3U) та $5.66P_{SB}$ (стандарт 6U) [27-29], див. розділ 1.2.

- 4) При нерівномірній освітленості усіх граней НС, що і має місце практично увесь час, жодна з панелей не буде працювати у точці своєї максимальної потужності, оскільки їх напруги та струми ТМП відрізнятимуться, а контролер шукатиме точку максимуму потужності всієї системи.

Функція, яка описує потужність отриману від СБ та контролерів залежить від ККД СБ, їх освітленості, ККД МРРТ-перетворювача.

ККД СБ залежать від їх деградації та температури. Температура ж залежить від кутів повороту супутника відносно Сонця, які визначають освітленість сонячних батарей, та часу. ККД перетворювача залежить від його температури та потужності, яка відбирається від СБ, остання залежить від ККД СБ та їх освітленості.

Зрештою, якщо траєкторія та алгоритм зміни кутів повороту супутника є відомими, за даними, отриманими під час термовакuumних випробувань виводиться залежність потужності, яку віддає підсистема з СБ та МРРТ-перетворювачів лише від однієї величини – від часу. Для врахування деградації СБ ця залежність уточнюється з деякою періодичністю на орбіті.

Проведемо аналіз запропонованого варіанту з'єднання СБ, у якому сонячні батареї, які розташовані на протилежних сторонах супутника з'єднані паралельно, та кожна пара навантажуються на свій МРРТ-перетворювач (рис. 5.4).

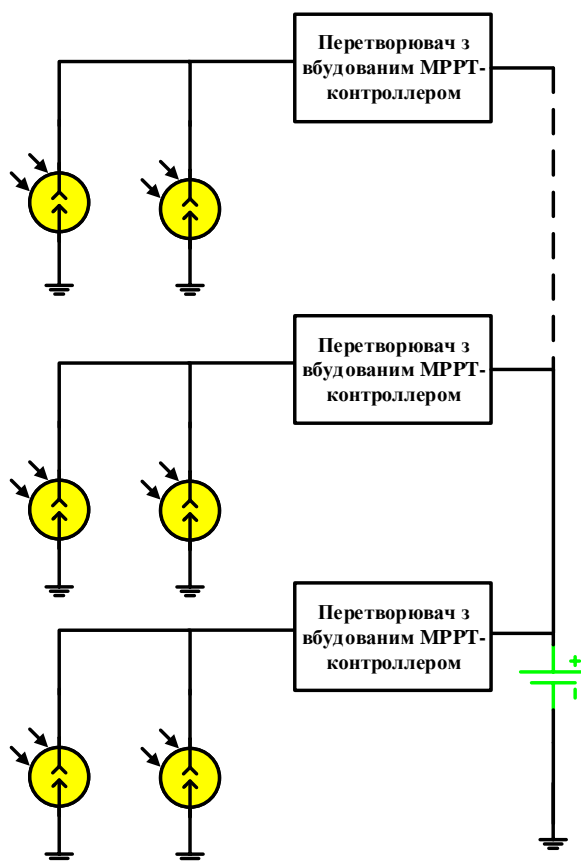


Рис. 5.4. З'єднання СБ, у якому сонячні батареї розташовані на протилежних сторонах супутника з'єднані паралельно, та кожна пара навантажуються на свій МРРТ-перетворювач

В такому випадку МРРТ-перетворювач підлаштовується під ТМП лише одної сонячної батареї, оскільки СБ розташовані на протилежних сторонах супутника не можуть бути одночасно освітлені Сонцем. При використанні формату Cubesat 2U і більших на «кратних» (див. розділ 1.2) сторонах супутника використовується по кілька МРРТ-перетворювачів (рис. 5.4).

Недоліком такої системи є більша, порівняно з попередньо описаним варіантом, складність. Її переваги:

- 1) усі освітлені Сонцем СБ працюють в ТМП;
- 2) максимальна потужність одного МРРТ-перетворювача складає P_{SB} . Як результат менший діапазон зміни потужності та вищий ККД перетворювача;
- 3) вихід з ладу одного МРРТ-перетворювача не призводить до виходу з ладу системи в цілому. Для випадку його короткого замикання по виходу можливим є встановлення запобіжника, який згораючи від'єднує його від основної шини живлення;
- 4) допустимою є відсутність діодів включених послідовно з СБ, що зменшує втрати потужності. У випадку короткого замикання однієї з СБ перестає працювати лише ще одна батарея на протилежній стороні. Супутник втрачає частину потужності, але продовжує працювати. Струмом через р-п перехід неосвітленої СБ можна нехтувати, оскільки, наприклад, для кремнієвих батарей виробництва КПІ він при роботі у ТМП освітленої сонячної батареї складає 1.5-3.5мА, для арсенід галієвих СБ компанії ISIS – 100мкА [100].

Як і у випадку з одним контролером на всі СБ, потужність такої системи зводиться до залежності від часу, причому для кожної пари СБ та МРРТ-перетворювача можливим є створення окремого доданку $P(T)$:

$$P(T) = P_1(T) + P_2(T) + \dots + P_n(T) \quad (5.4)$$

де $P_{1..n}(T)$ - потужність кожної пари СБ та МРРТ-перетворювача;

T – час.

У випадку виходу з ладу пари СБ чи МРРТ-перетворювача з моделі вилучається відповідний доданок $P_n(T)$.

5.1.2 Акумуляторні батареї

При виборі АКБ необхідно враховувати такі фактори:

1) АКБ мають витримувати вакуум.

На сьогодні більшість нікель-кадмієвих, нікель-марганцевих, літій-іонних, літій-полімерних та літій-залізних АКБ добре переносять вакуум, оскільки не містять рідин [56-61]. Під час тесту в термовакуумній камері КПІ обраних літій-залізних (Li-Fe) АКБ, камера довго не могла вийти на необхідну глибину вакууму, що було зумовлено залишковим газовиділенням АКБ. Проте, після випробувань, зовнішній вигляд АКБ майже не змінився (рис. 5.5), а виміряна ємність лишилася такою ж, як і до тесту, 2.1А•год. Робота НС на орбіті остаточно підтвердила, що Li-Fe АКБ витримують вакуум;



Рис. 5.5. Зовнішній вигляд Li-Fe АКБ до (а) і після (б) термовакуумних випробувань.

2) Вони повинні мати достатньо низький внутрішній опір, щоб зміна навантаження не призводила до суттєвої зміни їх напруги. Також при низькому внутрішньому опорі підвищується ККД заряду-розряду.

Здебільшого, сучасні літєві АКБ мають нижчий внутрішній опір та вищі робочі струми ніж нікелеві [63]. Серед перших є спеціалізовані серії, які можуть працювати зі струмами $>50C$, мають малий внутрішній опір;

- 3) Протягом усього діапазону заряду-розряду напруга на АКБ має залишатися малозмінною, що полегшує стабілізацію вихідних напруг та спрощує рівняння в системі (2.9).

Перепад напруги зі зміною заряду на літєвих АКБ є значно нижчим ніж на нікелевих [56-61].

- 4) АКБ мають бути стійкими до високих та низьких температур;

Загалом нікелеві АКБ є більш стійкими до перепадів температур ніж Li-ion та Li-Po акумулятори [56-61]. Літій-залізні АКБ показали результати близькі до нікелевих, пропрацювавши без помітної деградації у термокамері при температурах $[-20;+65]^{\circ}C$. Інженери теплотехніки розраховали та підтвердили під час термовакuumних випробувань, імітуючих умови космосу, діапазон робочих температур всередині наносупутника $[-5;+25]^{\circ}C$ [9]. Термостійкість Li-Fe АКБ є достатньою для даного діапазону;

- 5) Формування бортових напруг має проходити з мінімальною кількістю перетворень та максимальним ККД.

Вимоги наносупутника від системи живлення з урахуванням можливих кидків струму є наступними:

- передавач, 3.3В/2А, 3.1-3.5В;
- мікроконтролер системи управління та обробки даних (далі - центральний процесор, ЦП) STM, Cortex-M3, котушки орієнтації, 3.3В/2А, 3.1-3.5В;
- приймач, 3.3В/0.3А, 3.1-3.5В;
- синтезатор частоти, 3.3В/0.002А, 3.2-3.3В, стабілізоване до вибраного значення з точністю до 2мВ;
- магнітометр, 5В/0.01А, 4.8-5.2В, пульсації не більше 10мВ;

- годинник реального часу, 3.3В/10мкА, 2.7-3.5В;
- силовий канал для відкривання антен, напруга 3-12В, потужність – 20Вт.

Для відкриття антен при будь якій конфігурації АКБ використовується звичайний ключ на MOSFET транзисторі. Спрацьовує система відкривання антен один раз ще до роботи наносупутника по циклограмі. Опір резисторів, що перепалюють леску, яка тримає антени згорнутими, розраховується під напругу АКБ. Тому під цей пункт підійдуть будь які АКБ з низьким внутрішнім опором.

Як видно, більшість силових каналів НС вимагає напруги 3.3В, яка може плавно змінюватися у межах 3.1-3.5В. Тому, замість використання перетворювачів було прийнято рішення використовувати АКБ з близьким діапазоном зміни напруги при заряді-розряді та ключі. Найбільш придатними для цього виявилися Li-Fe АКБ з діапазоном напруги 3.0-3.6В та MOSFET-ключі, які використовуються для увімкнення чи вимкнення каналів. Використовуючи неповні заряд та розряд, можливим є залишатися в діапазоні їх напруг 3.1-3.5В, як і вимагає електроніка наносупутника, а також на відносно лінійній ділянці їх характеристик [101, 102]. Інші напруги найпростіше отримати за схемою на рис. 5.6.

Враховуючи досить малу потужність решти каналів, втрати на перетворювачах є малими порівняно із загальною енергією НС.

6) Відсутність ефекту пам'яті.

Підходять всі літієві АКБ, оскільки ефект пам'яті у них відсутній;

7) Якомога менша залежність напруги від температури.

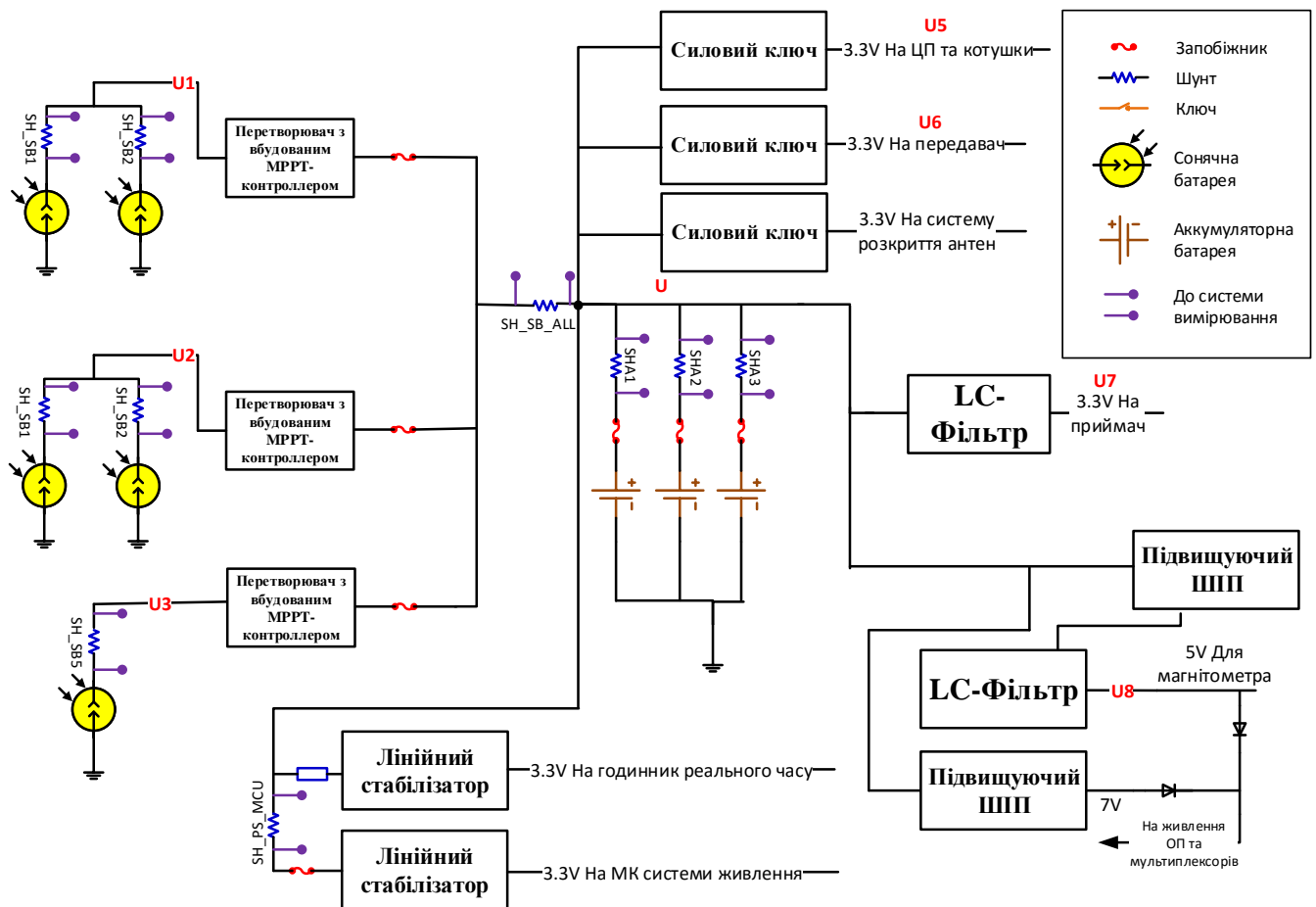


Рис. 5.6. Структурна схема силової частини наносупутника POLYTAN-1

Оскільки напруга АКБ співпадає з напругою живлення більшості вузлів, її доцільно взяти, як напругу основної шини та через її напругу/струм виражати напруги та струми інших вузлів наносупутника. У випадку ЦП, котушок, приймача та передавача, співвідношення їх напруг та напруги основної шини є лінійним та знаходиться з опору каналів ключових транзисторів та струмів, що споживається підсистемами:

$$U' = U - R_K \cdot I_K \quad (5.5)$$

де U' - напруга на підсистемі;

U - напруга основної шини (напруга на АКБ);

R_K - опір каналу ключового транзистора;

I_K - струм, що споживає підсистема (в даному випадку рівний струму, що споживається від основної шини).

Враховуючи, що R_K залежить від температури каналу транзистора T_K , (робиться припущення, що транзистор перебуває в режимі насичення), напруга на підсистемі залежить від напруги основної шини, струму, температури каналу та опору каналу транзистора при температурі 20°C , R_{K20} :

$$U' = f(U, I_K, T_K, R_{K20}) \quad (5.6)$$

Оскільки $U = const$ та $R_{K20} = const$:

$$U' = f(I_K, T_K) \quad (5.7)$$

При використанні MOSFET транзистора з достатньо низьким опором каналу, щоб ним можна було нехтувати приймається:

$$U' = U \quad (5.8)$$

Оскільки напруга основної шини рівна напрузі однієї банки АКБ, використовується паралельне їх з'єднання. Це також спрощує розрахунок розробленої моделі, оскільки всі АКБ у ній представлені як одна. Також зникає необхідність перебалансування заряду між банками АКБ [11].

Враховуючи все вищесказане, було прийнято рішення про використання структурної схеми системи електрозабезпечення як на рис. 5.6.

5.1.3 Аналіз споживачів потужності та їх задач на наносупутнику

1. Система живлення.

- самоспоживання підсистеми керування та вимірювання живлення – 8мА від основної шини, постійно;
- перетворювач на малопотужні канали 3.3В та 5В, працює постійно, середнє споживання – 5мА, яке на практиці виявилось малозалежним від температури;
- годинник реального часу – 10мкА від основної шини, постійно. Внаслідок надмалого струму, при розрахунку циклограми не враховується;
- саморозряд АКБ – до 15% в місяць, що еквівалентно постійному споживанню 0,7мА від основної шини.

2. Плата радіоканалу

- приймач – 80мА від основної шини, працює постійно;

- сеанс зв'язку – 1.5А від основної шини, максимум 2 рази по 10 хвилин на добу. Прив'язаний до часу сеансу зв'язку із Землі, є неперіодичним;
- радіомаяк для визначення стану та положення НС (потужність - P_b) – 19 сек/0.4А (передача азбукою Морзе) потім 1 сек/1.5А (передача цифрового пакету) від основної шини, раз на три хвилини. Може бути зміщений у часі, але має бути періодичним. Не може бути розбитий на кілька інтервалів;

3. Плата центрального процесора

- самоспоживання плати в режимі очікування – 5мА, постійно;
- підсистема орієнтації положення НС у просторі (потужність - P_s) – 0.4А/180 секунд від основної шини, раз на годину. Може бути розбита на кілька інтервалів;
- GPS (потужність - P_g) – 0.6А/120 секунд від основної шини, раз на годину. Може бути зміщений у часі, але має бути періодичним. Не може бути розбитий на кілька інтервалів;
- розрахунки ЦП (потужність - P_c) – 0.6А/200 секунд від основної шини, раз на годину. Можуть бути розбиті на кілька інтервалів, при необхідності можуть виконуватися на певний відсоток від своєї потужності;

Решта енергії надходить у акумуляторні батареї (P_{ACB}), вони працюють постійно.

ККД заряду залежить від ступеня деградації, зарядного струму та температури.

5.1.4 Аналіз джерел енергії на наносупутнику

1. Сонячні батареї (потужність - P_{SB}), освітлені 40 хвилин на годину, решту часу (20 хвилин) знаходяться в тіні Землі. Потужність залежить від часу, який СБ перебувають у освітленому стані (вплив нагріву) та ступеня деградації. Внаслідок нагріву СБ від Сонця на початку освітленої частини орбіти вихідна потужність від МРРТ-перетворювачів складає 1.5Вт, під кінець – 1.125Вт.
2. Акумуляторні батареї, працюють постійно. ККД заряду залежить від ступені деградації, заряду та температури.

5.2 Складання рівнянь та виразу максимізації запасу енергії

При визначенні періоду та довжини інтервалу циклограми потрібно брати до уваги, що період циклограми має бути, з однієї сторони якомога коротшим, з іншої – кратним періодам усіх задач. Дані вимоги задовольняє період циклограми в 1 годину, що відповідає періоду освітленості СБ (40 хвилин – сонце, 20 – тінь), а також одному оберту наносупутника на орбіті.

Довжина інтервалу циклограми має бути не більшою ніж довжина мінімального інтервалу роботи якоїсь із задач. В даному випадку це 1 сек. - передача цифрового пакету під час роботи радіомаяка. Проте, задля значного спрощення обчислень, робота маяка не поділяється на 19-секундну передачу за допомогою азбуки Морзе та односекундну передачу цифрового пакету, натомість представляючись як 20-секундне споживання струму $(19 \cdot 0.4 + 1 \cdot 1.5) / 20 = 0.46 \text{ А}$. В такому випадку довжина інтервалу циклограми приймається за 20 секунд, а циклограма з періодом 1 годину має $3600 / 20 = 180$ інтервалів. Прив'яжемо її до єдиної системи з періодичним режимом роботи, який не може бути зсунута у часі – сонячних батарей. На інтервалах 1-120 вони освітлені, на 121-180 – ні.

Для початку проводиться мінімізація числа задач на НС. В даному випадку системи які постійно увімкнені та мають незмінне споживання має зміст об'єднати в одну задачу (потужність - P_a). До таких систем відносяться:

- самоспоживання системи живлення, 8мА;
- перетворювач на канали 3.3В та 5В, 5мА;
- споживання приймача, 80мА;
- самоспоживання плати ЦПІ в режимі очікування, 5мА;
- саморозряд АКБ, 0.7мА;

Загалом - 98.7мА, $P_a = 0.0987 \cdot 3.3 = 0.326 \text{ Вт}$.

Виведемо рівняння балансу потужності з (2.9) на кожному з інтервалів. В загальному вигляді вони матимуть вигляд:

$$\sum_{i=1}^{180} \left[P_{ACBi} = b_i P_{SB} - P_a - a_{bi} P_b - a_{si} P_s - a_{gi} P_g - a_{ci} P_c \right], \quad (5.9)$$

де P_{ACBi} - потужність АКБ на інтервалі циклограми i ;

b_i - коефіцієнт, що вказує, чи освітлена СБ на даному інтервалі. Також в нього закладається зменшення потужності СБ з нагрівом. Відповідно, на інтервалах $i=1..120$ b_i лінійно зменшується від 1 до 0.75, на інтервалах $i=121..180$ $b_i=0$, a_{bi} - коефіцієнт, що вказує, чи працює маяк на даному інтервалі;

a_{si} - коефіцієнт, що вказує, чи працює стабілізація на даному інтервалі;

a_{gi} - коефіцієнт, що вказує, чи працює GPS на даному інтервалі;

a_{ci} - коефіцієнт, що вказує, чи проводяться на даному інтервалі обчислення.

Відповідно, a_{bi} , a_{si} , a_{gi} , приймають значення 0 або 1, a_{ci} лежить в діапазоні $[0;1]$.

Виведемо для кожної із задач рівняння $\sum_{i=0}^I \eta_{ni} P_{ni} U_i \Delta L_i = const$ (2.9). Оскільки в нашому випадку $\eta_{ni}=1$, $U_i=a_i$, а $\Delta L = const$, для кожної системи рівняння приймає наступний вигляд:

$$\sum_{i=0}^I a_i = N_{int} \quad (5.10)$$

де N_{int} - кількість інтервалів, які система має «відпрацювати» в повну потужність протягом періоду циклограми. Відповідно, для змінних навантажень наносупутника КПІ рівняння мають такий вигляд:

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum_{i=0}^I a_{bi} = \frac{180(\text{інтервалів})}{9(\text{раз на 3 хвилини, тобто раз на 9 інтервалів})} = 20 \\ \sum_{i=0}^I a_{si} = 180(\text{секунд}) / 20(\text{секунд} / \text{інтервал}) = 9 \\ \sum_{i=0}^I a_{gi} = 120(\text{секунд}) / 20(\text{секунд} / \text{інтервал}) = 6 \\ \sum_{i=0}^I a_{ci} = 200(\text{секунд}) / 20(\text{секунд} / \text{інтервал}) = 10 \end{array} \right. \quad (5.11)$$

Оскільки радіомаяк є періодичним навантаженням з періодом повтору 3 хвилини:

$$\left\{ \begin{array}{l} a_{b1} = a_{b10} = a_{b19} = \dots = a_{b171} \\ a_{b2} = a_{b11} = a_{b20} = \dots = a_{b172} \\ \dots \\ a_{b8} = a_{b17} = a_{b26} = \dots = a_{b180} \end{array} \right. , \quad (5.12)$$

де $a_{b1} - a_b$ на першому інтервалі, a_{b2} - на другому, і т.д. Надалі таке ж позначення буде використовуватися і для a_c, a_s, a_g .

Отже, для опису роботи маяка достатнім є знаходження коефіцієнтів $a_{b1} \dots a_{b9}$.

Вираз максимізації складається із суми потужностей кожного з джерел та споживачів енергії на всіх інтервалах. Проте, у випадку наносупутника НТУУ КПІ, сумарна затрачена енергія за період циклограми для кожного із споживачів, та СБ, є відомою та незмінною. Внаслідок того, з виразу максимізації виключаються усі члени окрім потужності, яку отримує чи віддає АКБ. Потужність, виражена у (5.9), підставляється у вираз, і він набуває наступного вигляду:

$$\sum_{i=1}^{180} \left[b_i P_{SB} - P_a - a_{bi} P_b - a_{si} P_s - a_{gi} P_g - a_{ci} P_c \right] \rightarrow \max \quad (5.13)$$

Для випадків заряду та розряду АКБ використовуються різні функції. З даташиту на АКБ [101, 102] видно, що в діапазоні заряду 15-90% її напруга при розряді просідає лінійно відносно струму розряду, приблизно 0.1В на кожні 5А. Відповідно, втрати на розряді, P_{LD} описуються як втрати на внутрішньому опорі АКБ, R_b залежно від струму I :

$$P_{LD} = I^2 R_b \quad (5.14)$$

Оскільки всі потужні споживачі енергії НС живляться напряму від основної шини, зменшення напруги АКБ призведе лише до підйому нижнього порогу заряду відключення систем, проте не призведе до збільшення запасу енергії у штатному циклічному режимі роботи.

Згідно з експериментальними даними, для опису втрат при заряді АКБ достатньою є така залежність:

$$\begin{aligned} P_{LC} &= I^2 R_b + P_{CB} \cdot k_{CDC} \\ k_{CDC} &= 1 - \frac{C_D}{C_C} \end{aligned} \quad (5.15)$$

де P_{LC} - втрати при заряді АКБ;

P_{CB} - потужність, що надходить у батарею;

C_D - розрядна ємність АКБ;

C_C - ємність АКБ при заряді;

ΔU_C - підйом напруги АКБ при заряді порівняно із напругою холостого ходу;

k_{CDC} - коефіцієнт, що показує втрати ємності при заряді-розряді.

Струми в (5.15) можуть бути виражені через P_{CB} та напругу основної шини (U):

$$P_{LC} = \frac{P_{CB}^2}{U^2} R_b + P_{CB} \cdot k_{CDC} \quad (5.16)$$

Враховуючи, що U , R_b та k_{CDC} можна вважати константами протягом одного періоду циклограми, (5.16) перетворюється наступним чином:

$$P_{LC} = c_1 P_{CB}^2 + c_2 P_{CB} \quad (5.17)$$

$$\text{де } c_1 = \frac{R_b}{U^2}, \quad c_2 = k_{CDC}.$$

Оскільки максимізувати потрібно енергію лише для заряду АКБ, вираз (5.13) переписується як вираз мінімізації втрат останньої:

$$\sum_{i=1}^{180} [P_{LCi}] \rightarrow \min \quad (5.18)$$

де P_{LCi} - втрати при заряді АКБ на інтервалі i .

Підставивши у нього (5.17) отримуємо:

$$\sum_{i=1}^{180} [c_1 P_{CBi}^2 + c_2 P_{CBi}] \rightarrow \min, \quad (5.19)$$

де P_{CBi} - потужність, що надходить у батарею на інтервалі i .

5.3 Розрахунок циклограми наносупутника POLYTAN-1

Знайдемо коефіцієнти, що описують циклограму способом комбінації методів НКЛ та наближень, описаним у розділі 4. Для використання методу НКЛ проводиться

зменшення кількості інтервалів до трьох (на перших двох СБ освітлені (в циклограмі з 180 інтервалами - інтервали 1-120) , на третьому – ні (інтервали 121-180), а результати розрахунку використовуються як опорні для методу наближень, що працює з циклограмою, яка складається з 180 інтервалів.

Оскільки радіомаяк має період роботи в 20 інтервалів, при використанні опорної трьохінтервальної циклограми він представляється як рівномірне навантаження (5.20). Суми коефіцієнтів діляться, відповідно, на $180/3=60$:

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum_{i=0}^I a_{bi} = \frac{20}{60} = 0.333, \text{ на кожному інтервалі по } 0.111 P_b = 1.518 Bm \\ \sum_{i=0}^I a_{si} = \frac{9}{60} = 0.15, P_s = 1.32 Bm \\ \sum_{i=0}^I a_{gi} = \frac{6}{60} = 0.1, P_g = 1.98 Bm, \text{ не розділяється на кілька інтервалів} \\ \sum_{i=0}^I a_{ci} = \frac{10}{60} = 0.167, P_c = 1.98 Bm \\ P_a = 0.326 Bm \\ P_{SB} = [1.5, 1.125, 0] Bm \end{array} \right. \quad (5.20)$$

Рівняння балансу енергій на кожному інтервалі має такий вигляд:

$$\left[P_{SBi} - P_a - a_{ci} P_c - a_{gi} P_g - a_{si} P_s - a_b P_b - P_{zi} + P_{di} = 0 \right]_{i=1}^3, \quad (5.21)$$

після підстановки констант та спрощення:

$$\left\{ \begin{array}{l} 1.5 - 0.326 - 0.111 \cdot 1.518 - a_{c1} P_c - a_{g1} P_g - a_{s1} P_s - P_{z1} + P_{d1} = 0 \\ 1.125 - 0.326 - 0.111 \cdot 1.518 - a_{c2} P_c - a_{g2} P_g - a_{s2} P_s - P_{z2} + P_{d2} = 0 \\ -0.326 - 0.111 \cdot 1.518 - a_{c3} P_c - a_{g3} P_g - a_{s3} P_s - P_{z3} + P_{d3} = 0 \end{array} \right. \quad (5.22)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} 1 - a_{c1} P_c - a_{g1} P_g - a_{s1} P_s - P_{z1} + P_{d1} = 0 \\ 0.63 - a_{c2} P_c - a_{g2} P_g - a_{s2} P_s - P_{z2} + P_{d2} = 0 \\ -0.5 - a_{c3} P_c - a_{g3} P_g - a_{s3} P_s - P_{z3} + P_{d3} = 0 \end{array} \right. \quad (5.23)$$

Суми коефіцієнтів a_{ci}, a_{gi}, a_{si} :

$$\left\{ \begin{array}{l} a_{s1} + a_{s2} + a_{s3} = 0.15 \\ a_{g1} + a_{g2} + a_{g3} = 0.1 \\ a_{c1} + a_{c2} + a_{c3} = 0.167 \end{array} \right. \quad (5.24)$$

Вираз мінімізації втрат має вигляд:

$$c_1 P_{z1}^2 + c_2 P_{z1} + c_1 P_{z2}^2 + c_2 P_{z2} + c_1 P_{z3}^2 + c_2 P_{z3} \rightarrow \min \quad (5.25)$$

Складаємо функцію Лагранжа:

$$\begin{aligned} L = & c_1 P_{z1}^2 + c_2 P_{z1} + c_1 P_{z2}^2 + c_2 P_{z2} + c_1 P_{z3}^2 + c_2 P_{z3} - \lambda_1 (1 - a_{c1} P_c - a_{g1} P_g - a_{s1} P_s - P_{z1} + P_{d1}) - \\ & - \lambda_2 (0.63 - a_{c2} P_c - a_{g2} P_g - a_{s2} P_s - P_{z2} + P_{d2}) - \lambda_3 (-0.5 - a_{c3} P_c - a_{g3} P_g - a_{s3} P_s - P_{z3} + P_{d3}) - \\ & - \lambda_s (a_{s1} + a_{s2} + a_{s3} - 0.15) - \lambda_g (a_{g1} + a_{g2} + a_{g3} - 0.1) - \lambda_c (a_{c1} + a_{c2} + a_{c3} - 0.167) \end{aligned} \quad (5.26)$$

Проводимо її диференціювання по всіх змінних:

$$\begin{aligned} \frac{\partial L}{\partial P_{z1}} &= 2c_1 P_{z1} + c_2 + \lambda_1, & \frac{\partial L}{\partial P_{z2}} &= 2c_1 P_{z2} + c_2 + \lambda_2, & \frac{\partial L}{\partial P_{z3}} &= 2c_1 P_{z3} + c_2 + \lambda_3 \\ \frac{\partial L}{\partial P_{d1}} &= -\lambda_1, & \frac{\partial L}{\partial P_{d2}} &= -\lambda_2, & \frac{\partial L}{\partial P_{d3}} &= -\lambda_3 \\ \frac{\partial L}{\partial a_{c1}} &= \lambda_1 P_c - \lambda_c, & \frac{\partial L}{\partial a_{c2}} &= \lambda_2 P_c - \lambda_c, & \frac{\partial L}{\partial a_{c3}} &= \lambda_3 P_c - \lambda_c \\ \frac{\partial L}{\partial a_{s1}} &= \lambda_1 P_s - \lambda_s, & \frac{\partial L}{\partial a_{s2}} &= \lambda_2 P_s - \lambda_s, & \frac{\partial L}{\partial a_{s3}} &= \lambda_3 P_s - \lambda_s \\ \frac{\partial L}{\partial a_{g1}} &= \lambda_1 P_g - \lambda_g, & \frac{\partial L}{\partial a_{g2}} &= \lambda_2 P_g - \lambda_g, & \frac{\partial L}{\partial a_{g3}} &= \lambda_3 P_g - \lambda_g \\ \frac{\partial L}{\partial \lambda_1} &= 1 - a_{c1} P_c - a_{g1} P_g - a_{s1} P_s - P_{z1} + P_{d1} \\ \frac{\partial L}{\partial \lambda_2} &= 0.63 - a_{c2} P_c - a_{g2} P_g - a_{s2} P_s - P_{z2} + P_{d2} \\ \frac{\partial L}{\partial \lambda_3} &= -0.5 - a_{c3} P_c - a_{g3} P_g - a_{s3} P_s - P_{z3} + P_{d3} \\ \frac{\partial L}{\partial \lambda_s} &= a_{s1} + a_{s2} + a_{s3} - 0.15 \\ \frac{\partial L}{\partial \lambda_g} &= a_{g1} + a_{g2} + a_{g3} - 0.1 \\ \frac{\partial L}{\partial \lambda_c} &= a_{c1} + a_{c2} + a_{c3} - 0.167 \end{aligned} \quad (5.27)$$

Оскільки СБ не освітлюється на 3 інтервалі та на ньому ж іде споживання маяка, $P_{z3} = 0$, $P_{d3} \geq a_b P_b$.

Прирівняємо похідні до 0, враховуючи, що P_{z3} є константою :

$$\left\{ \begin{array}{l} \{1\} \quad 2c_1 P_{z1} + c_2 + \lambda_1 = 0, \quad 2c_1 P_{z2} + c_2 + \lambda_2 = 0 \\ \{2\} \quad \lambda_1 = \lambda_2 = \lambda_3 = 0 \\ \{3\} \quad \lambda_1 P_c - \lambda_c = 0, \quad \lambda_2 P_c - \lambda_c = 0, \quad \lambda_3 P_c - \lambda_c = 0 \\ \{4\} \quad \lambda_1 P_s - \lambda_s = 0, \quad \lambda_2 P_s - \lambda_s = 0, \quad \lambda_3 P_s - \lambda_s = 0 \\ \{5\} \quad \lambda_1 P_g - \lambda_g = 0, \quad \lambda_2 P_g - \lambda_g = 0, \quad \lambda_3 P_g - \lambda_g = 0 \\ \{6\} \quad 1 - a_{c1} P_c - a_{g1} P_g - a_{s1} P_s - P_{z1} + P_{d1} = 0 \\ \{7\} \quad 0.63 - a_{c2} P_c - a_{g2} P_g - a_{s2} P_s - P_{z2} + P_{d2} = 0 \\ \{8\} \quad -0.5 - a_{c3} P_c - a_{g3} P_g - a_{s3} P_s + P_{d3} = 0 \\ \{9\} \quad a_{s1} + a_{s2} + a_{s3} - 0.15 = 0 \\ \{10\} \quad a_{g1} + a_{g2} + a_{g3} - 0.1 = 0 \\ \{11\} \quad a_{c1} + a_{c2} + a_{c3} - 0.167 = 0 \end{array} \right. \quad (5.28)$$

Виходячи з $\{3\}, \{4\}, \{5\}$ $\lambda_1 = \lambda_2 = \lambda_3 \equiv \lambda$. Оскільки у $\{1\}$ c_1 та c_2 - константи, $P_{z1} = P_{z2} \equiv P_z$.

При $\lambda = 0$ система не має рішень, оскільки $c_1 > 0$, $c_2 > 0$, $P_z \geq 0$. P_{z1} та P_{z2} не можуть дорівнювати нулю, бо при цьому заряд АКБ не проходить взагалі та буде очевидне порушення енергобалансу. Як наслідок, $P_{d1} = P_{d2} \equiv 0$, $\{2\}$ набуває вигляду $\lambda_3 = 0$. Виходячи з $\{8\}$, $P_{d3} \geq 0.5$. Для того, щоб система (5.28) мала рішення, P_{d3} має бути заданим наперед, це виключає $\lambda_3 = 0$ з $\{2\}$. Очевидно, що для мінімізації втрати P_{d3} має бути мінімальним. Проведемо підстановку $P_{d3} \equiv 0.5$ в початкові умови та перевіримо, чи матиме система рішення. Результатом є:

$$\left\{ \begin{array}{l} \{1\} \quad 2c_1 P_z + c_2 + \lambda = 0 \\ \{2\} \quad \lambda P_c - \lambda_c = 0 \\ \{3\} \quad \lambda P_s - \lambda_s = 0 \\ \{4\} \quad \lambda P_g - \lambda_g = 0 \\ \{5\} \quad 1 - a_{c1} P_c - a_{g1} P_g - a_{s1} P_s - P_z = 0 \\ \{6\} \quad 0.63 - a_{c2} P_c - a_{g2} P_g - a_{s2} P_s - P_z = 0 \\ \{7\} \quad a_{c3} P_c - a_{g3} P_g - a_{s3} P_s = 0 \\ \{8\} \quad a_{s1} + a_{s2} + a_{s3} - 0.15 = 0 \\ \{9\} \quad a_{g1} + a_{g2} + a_{g3} - 0.1 = 0 \\ \{10\} \quad a_{c1} + a_{c2} + a_{c3} - 0.167 = 0 \end{array} \right. \quad (5.29)$$

Рівності $\{1\}, \{2\}, \{3\}, \{4\}$ можуть бути використані лише для вираження $\lambda_c, \lambda_s, \lambda_g$ та λ через P_z , які не є потрібними в кінцевому результаті, тому можуть бути вилучені із системи. Оскільки у $\{7\}$ всі константи і змінні більші чи рівні 0, $a_{c3} = a_{g3} = a_{s3} = 0$. Система набуває наступного вигляду:

$$\left\{ \begin{array}{l} \{1\} \quad 1 - a_{c1} P_c - a_{g1} P_g - a_{s1} P_s - P_z = 0 \\ \{2\} \quad 0.63 - a_{c2} P_c - a_{g2} P_g - a_{s2} P_s - P_z = 0 \\ \{3\} \quad a_{s1} + a_{s2} - 0.15 = 0 \\ \{4\} \quad a_{g1} + a_{g2} - 0.1 = 0 \\ \{5\} \quad a_{c1} + a_{c2} - 0.167 = 0 \end{array} \right. \quad (5.30)$$

GPS може працювати лише на одному з інтервалів. Тому, або $a_{g1} = 0, a_{g2} = 0.1$, або $a_{g2} = 0, a_{g1} = 0.1$.

Віднімемо від $\{1\}$ $\{2\}$:

$$\left\{ \begin{array}{l} 0.37 - (a_{c2} - a_{c1}) P_c - (a_{g2} - a_{g1}) P_g - (a_{s2} - a_{s1}) P_s = 0 \\ a_{s1} + a_{s2} - 0.15 = 0 \\ a_{g1} + a_{g2} - 0.1 = 0 \\ a_{c1} + a_{c2} - 0.167 = 0 \end{array} \right. \quad (5.31)$$

Система має безліч розв'язків. Виберемо з них один, поклавши $a_{g2} = 0.1, a_{s2} = 0.15$

$$\begin{cases}
 0.37 - (a_{c2} - a_{c1})P_c - 0.1P_g - 0.15P_s = 0 \\
 a_{c1} + a_{c2} - 0.167 = 0 \\
 -(a_{c2} - a_{c1})P_c - 0.026 = 0 \\
 a_{c1} + a_{c2} - 0.167 = 0 \\
 a_{c1} - a_{c2} = 0.131 \\
 a_{c1} + a_{c2} = 0.167 \\
 a_{c1} = 0.149 \\
 a_{c2} = 0.018
 \end{cases}
 \quad (5.32)$$

$$\begin{cases}
 a_c = [0.149, 0.018, 0] \\
 a_g = [0, 0.1, 0] \\
 a_s = [0, 0.15, 0]
 \end{cases}
 \quad (5.33)$$

Для знаходження циклограми методом наближень була написана програма мовою С++. Надалі вона використовується також для обчислень балансу потужності та втрат для тої чи іншої циклограми.

Головне вікно програми показано на рис. 5.7, вікно статистики на рис. 5.8, типова залежність втрат за один період циклограми від часу її розрахунку - на рис. 5.9.

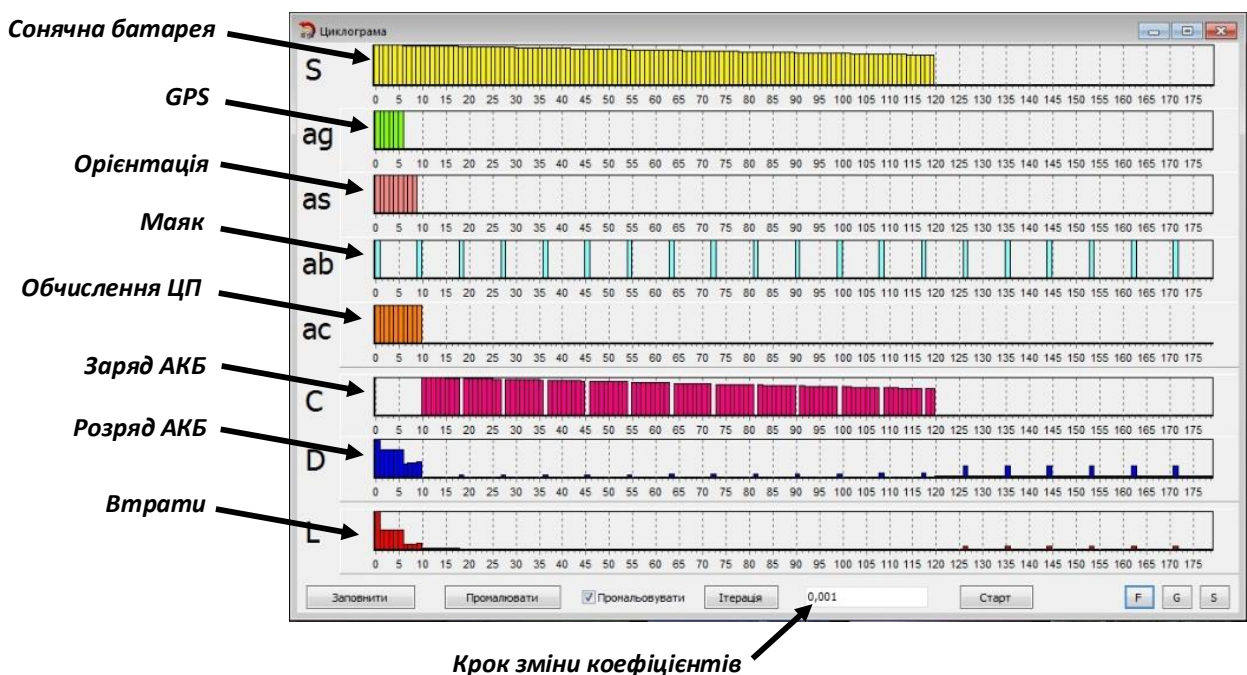


Рис. 5.7. Головне вікно програми

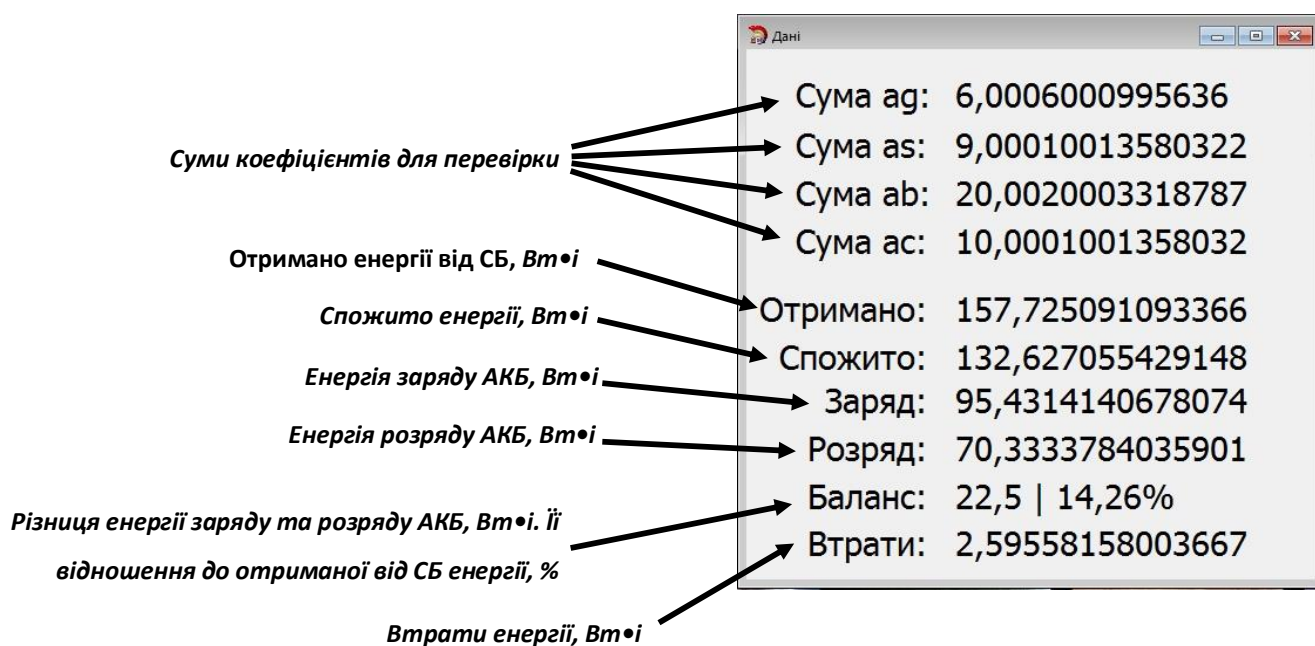


Рис. 5.8. Вікно статистики

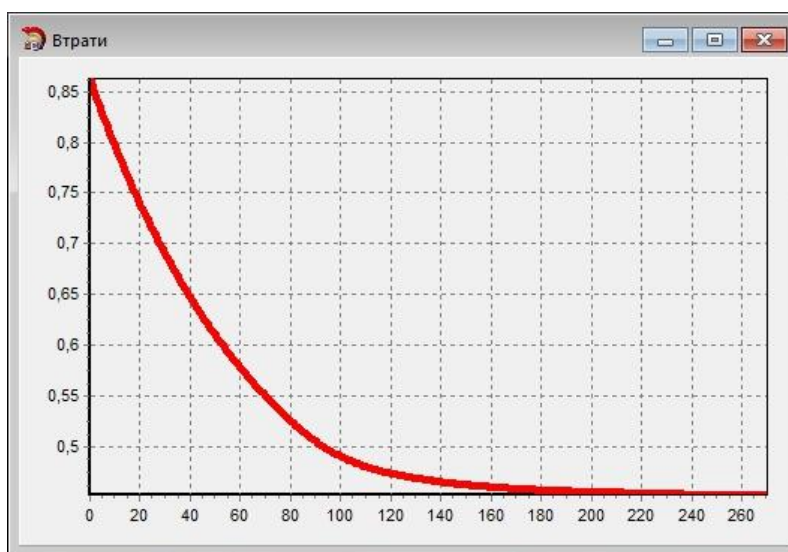


Рис. 5.9. Типова залежність втрат за один період циклограми (вертикальна вісь) від часу її розрахунку (горизонтальна вісь)

Розглянуті шість циклограм:

- 1) Циклограма 1 - всі навантаження вмикаються одночасно на початку циклограми, циклограма формується без застосування спеціальних методів розрахунку та оптимізації (рис. 5.10).
- 2) Циклограма 2 - навантаження вмикаються по чергово в момент виконання їх функціональних задач, циклограма формується без застосування спеціальних методів розрахунку та оптимізації (рис. 5.11).
- 3) Циклограма 3 – навантаження вмикаються в моменти часу, визначені алгоритмом їх роботи, циклограма отримана з коефіцієнтів, розрахованих методом НКЛ з урахуванням вимог зменшення енергетичних втрат (рис. 5.12).
- 4) Циклограма 4 - циклограма №1 після обробки методом наближень (рис. 5.13).
- 5) Циклограма 5 - циклограма №2 після обробки методом наближень (рис. 5.14).
- 6) Циклограма 6 - циклограма №3 після додаткової обробки методом наближень (рис. 5.15).

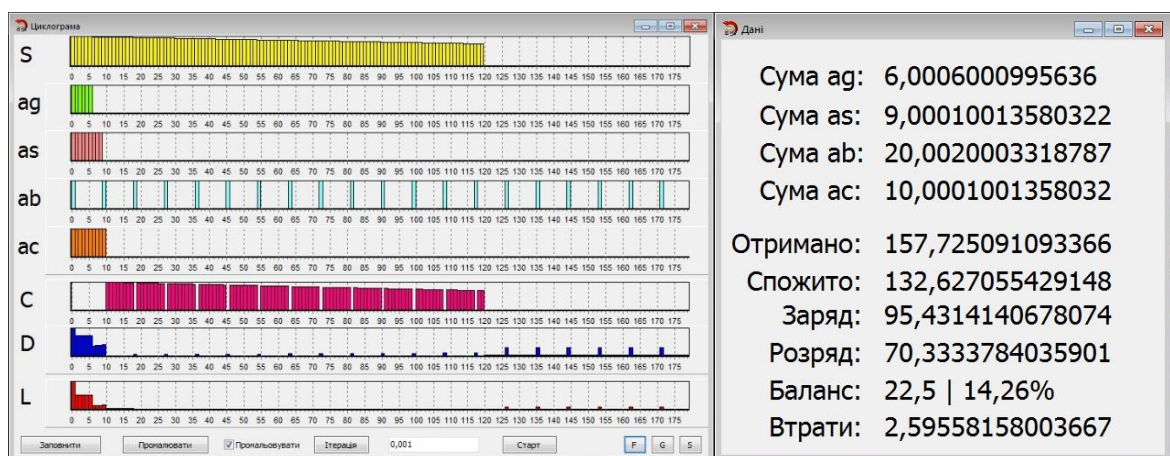


Рис. 5.10. Циклограма 1

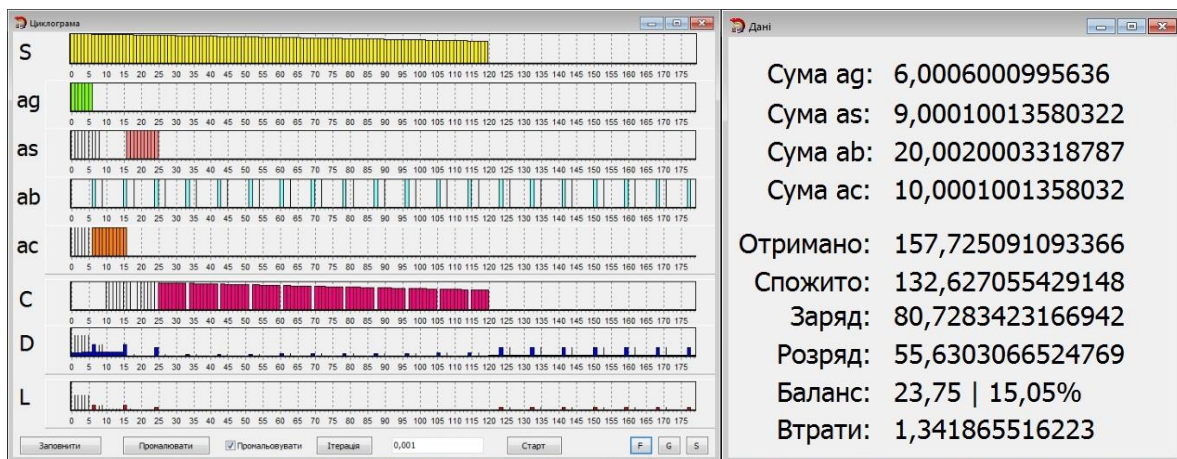


Рис. 5.11. Циклограма 2

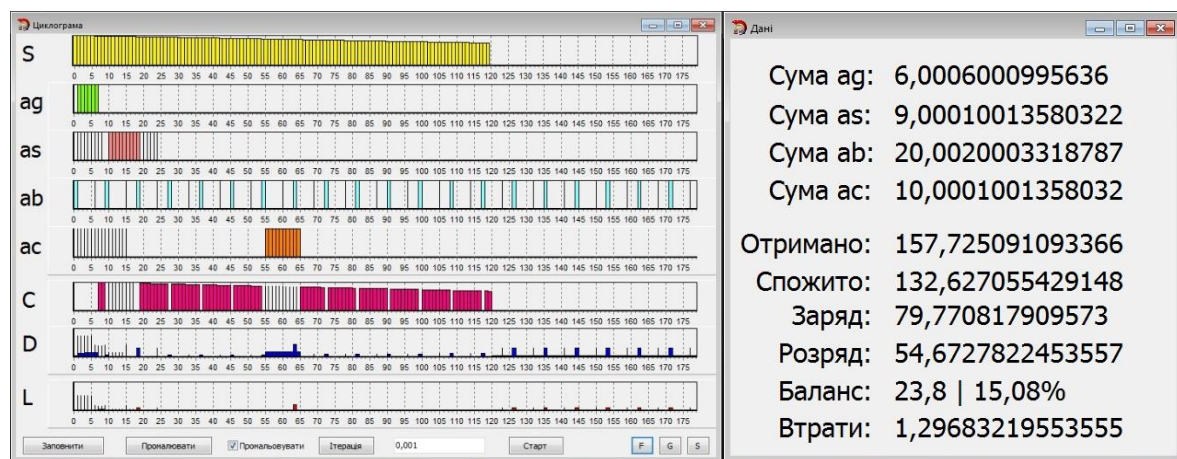


Рис. 5.12. Циклограма 3

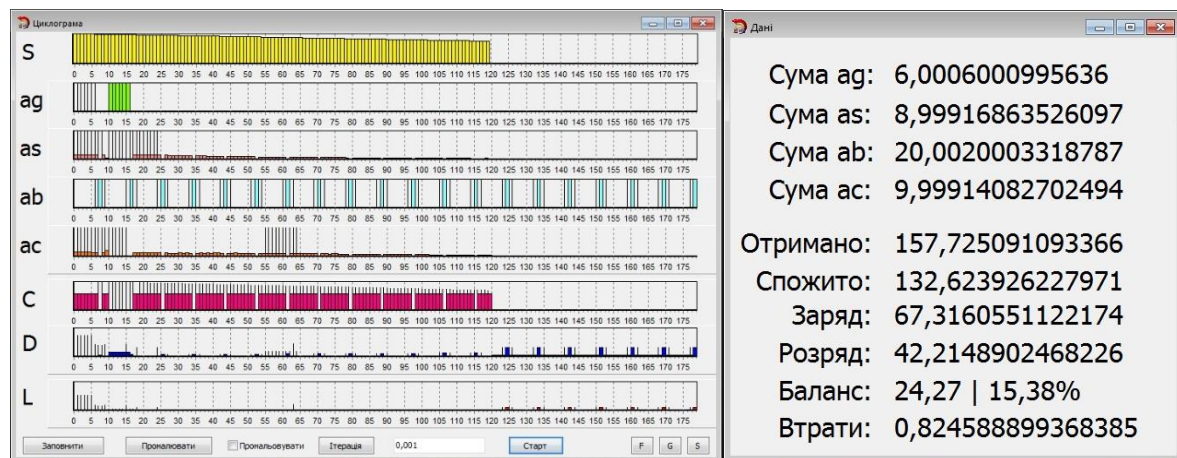


Рис. 5.13. Циклограма 4

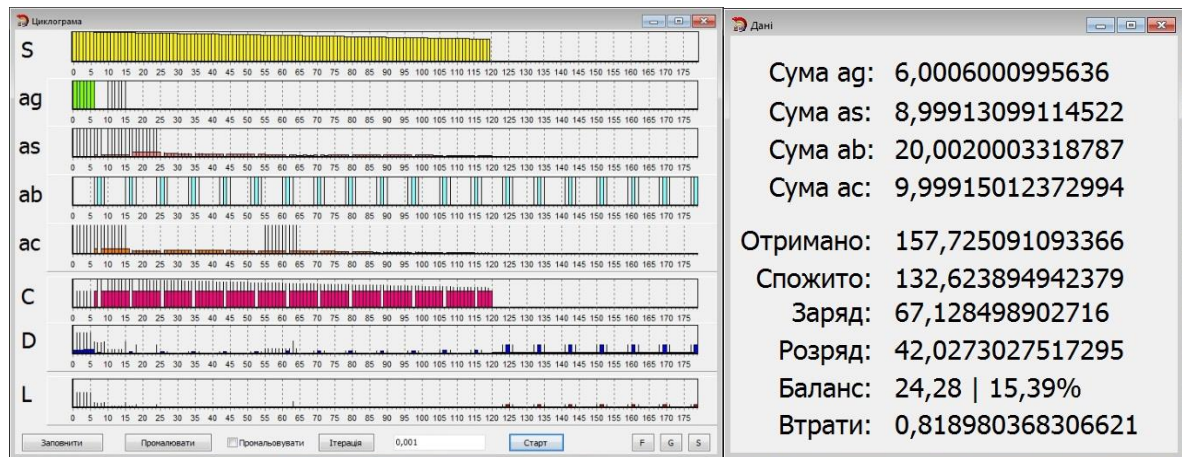


Рис. 5.14. Циклограма 5

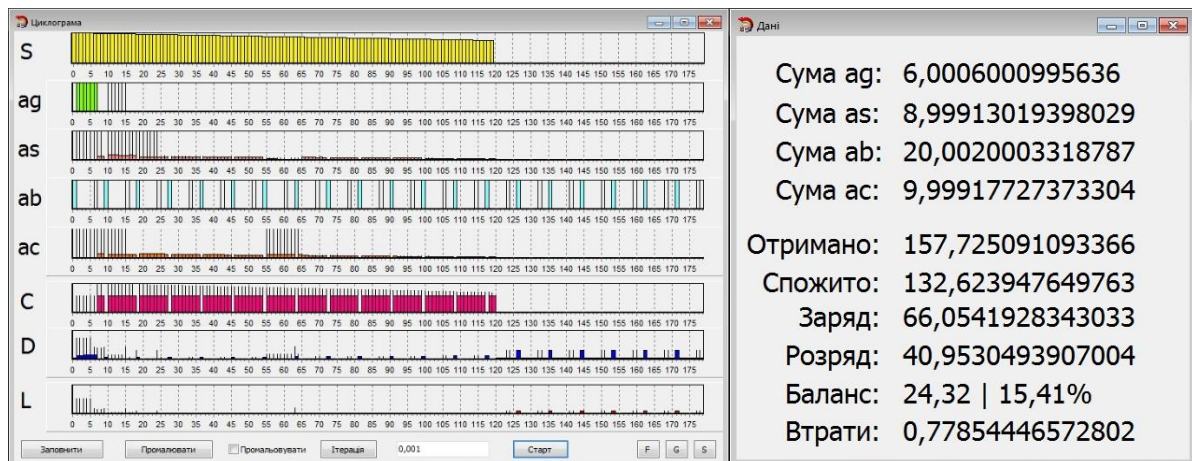


Рис. 5.15. Циклограма 6

Дані з циклограм представлені у таблицях 5.1 та 5.2. Вже через рік використання наносупутника на орбіті, його робота в штатному режимі потребує використання методів мінімізації втрат, інакше енергобаланс стає від'ємним. Без використання запропонованих методів максимізації запасу енергії наносупутник може пропрацювати в штатному режимі максимум $1 - \frac{0.85}{14.26} = 0.94$ року (11.2 місяця), з їх використанням $1 + \frac{0.85 + 2.05}{14.26} = 1.2$ року (14.4 місяця). За умови працездатності інших систем, збільшення часу роботи наносупутника в штатному режимі на орбіті складе $14.4 - 11.2 = 3.2$ місяці, або 29%.

Таблиця 5.1

Дані запасу та втрат енергії після відділення наносупутника від ракетоносія
($c_1=c_2=0.01$, максимальна потужність СБ 1.5Вт)

№ циклограми	Енергія СБ, Вт•і	Запас енергії, %	Втрати, Вт•і	Втрати, %	Відносне зменшення втрат, %	Відносне збільшення запасу енергії, %
1	157.73	14.26	2.595	1.65	-	-
2		15.05	1.341	0.85	193.51	5.54
3		15.08	1.296	0.82	200.23	5.75
4		15.38	0.824	0.52	314.93	7.85
5		15.39	0.819	0.52	316.85	7.92
6		15.41	0.779	0.49	333.12	8.06

Таблиця 5.2

Дані запасу та втрат енергії після 1 року роботи наносупутника ($c_1=c_2=0.02$,
максимальна потужність СБ 1.3Вт)

№ циклограми	Енергія СБ, Вт•і	Запас енергії, %	Втрати, Вт•і	Втрати, %	Відносне зменшення втрат, %	Відносне збільшення запасу енергії, %
1	136.7	-0.85	4.922	3.60	-	Не може бути оціненим, запас у циклограмі №1 менше 0
2		1.22	2.39	1.75	205.94	
3		1.28	2.303	1.68	213.72	
4		1.99	1.341	0.98	367.04	
5		2	1.331	0.97	369.80	
6		2.05	1.261	0.92	390.33	

Для уникнення ситуації перезаряду АКБ, при її заряді 90% вмикається циклограма з періодом роботи маяка 80 секунд (через 4 інтервали), яка має від'ємний енергобаланс - розряд АКБ відбувається швидше ніж заряд (рис. 5.16). Перехід на циклограму з додатнім енергобалансом відбувається при падінні рівня заряду АКБ нижче 80%.

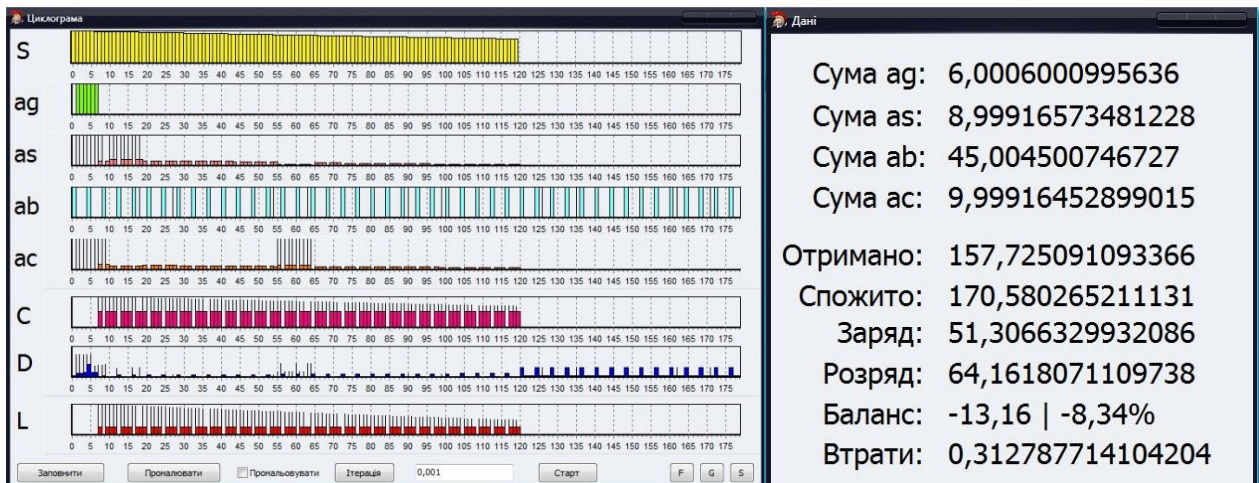


Рис. 5.16. Циклограма з періодом роботи маяка 4 інтервали та від'ємним енергобалансом.

Висновки до 5 розділу:

1. Запропоновано схему попарного підключення СБ до перетворювачів з вбудованим МРРТ-контроллерами, яка дозволяє не ставити діоди послідовно з сонячними батареями, зменшити діапазон зміни потужності перетворювачів у МРРТ-контроллерах, забезпечує роботу кожної СБ у точці максимальної потужності та підвищує надійність роботи наносупутника.
2. Проведено тести та практично доведено можливість використання Li-Fe АКБ в космічних апаратах.
3. Показано методику вибору періоду та довжини інтервалу циклограми для розроблених алгоритмів максимізації або оптимізації. Показано принципи формування та спрощення рівнянь максимізації на прикладі конкретного наносупутника.
4. Автором роботи написано програму для знаходження циклограм методом наближень.
5. Для наносупутника POLYTAN-1 знайдено опорну циклограму методом невизначених коефіцієнтів Лагранжа. На її основі програмою побудована циклограма, яка відразу після запуску дозволяє збільшити запас енергії

наносупутника на 8%. Враховуючи деградацію АКБ та СБ, при умові працездатності інших систем, використання даної циклограми дозволяє збільшити час роботи наносупутника в штатному режимі на 3.2 місяці, або 29%.

6. Результати роботи по п'ятому розділу були використані при проектуванні та розробці системи живлення наносупутника POLYTAN-1 НТУУ «КПІ» який на даний момент вдало запусканий та працює на орбіті.
7. Основні практичні результати по п'ятому розділу опубліковані в [9, 11].

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

В дисертаційній роботі вирішена актуальна науково-технічна задача розробки систем керування електроживленням наносупутників, методів формування циклограм керування системами НС, які дозволяють за рахунок максимізації запасу енергії та зменшення деградації наносупутника забезпечити виконання ним максимальної кількості задач та максимізувати час його роботи в штатному режимі на орбіті.

Основні наукові та практичні результати полягають в наступному:

1. Розроблено метод формування системи нерівностей та рівнянь, які дозволяють максимізувати запас енергії чи часовий ресурс супутника шляхом розрахунку, результатом якого є знаходження коефіцієнтів, що описують алгоритм ввімкнення приладів та систем супутника. Проведена адаптація розроблених нерівностей та рівнянь до методу невизначених коефіцієнтів Лагранжа (НКЛ). Розроблено методи оптимізації циклограми за критеріями максимумів запасу енергії та часового ресурсу.
2. Виконана адаптація розроблених нерівностей та рівнянь до методу невизначених коефіцієнтів Лагранжа (НКЛ).
3. Розроблено методи оптимізації циклограми за критеріями максимумів запасу енергії та часового ресурсу.
4. Показано, що при застосуванні методу НКЛ для розрахунків циклограм з великою кількістю інтервалів, відразу може виконуватися оптимізація замість максимізації, без суттєвого підвищення складності чи часу розрахунків.
5. Виконана адаптація методу послідовних наближень до задач максимізації запасу енергії чи часового ресурсу наносупутника та показано, що він дозволяє значно скоротити час корекції циклограми та об'єм використання пам'яті порівняно із методом НКЛ.
6. Запропоновано новий метод знаходження першої циклограми комбінацією метода наближень та НКЛ.

7. Написане програмне забезпечення, що реалізує розрахунок циклограми наносупутника через метод послідовних наближень.
8. Надано рекомендації щодо застосування комбінації методів НКЛ та наближень при виконанні наступних задач:
 - при коригуванні циклограми в процесі польоту безпосередньо на супутнику;
 - при коригуванні циклограми на Землі за даними, отриманими із супутника, та наступною їх передачею на борт;
 - при створенні циклограми на супутнику;
 - при створенні циклограми на Землі;
 - для вибору найкращої комбінації компонентів та систем наносупутника;
 - для вибору найкращих комбінацій налаштувань підсистем наносупутника.
9. Запропоновано схему попарного підключення СБ до перетворювачів з вбудованим МРРТ-контролерами, яка:
 - дозволяє зменшити втрати енергії за рахунок відсутності діодів, увімкнених послідовно з сонячними батареями;
 - зменшити діапазон зміни потужності перетворювачів у МРРТ-контролерах за рахунок зменшення кількості сонячних батарей, що одночасно підключаються до кожного із них.
 - забезпечує роботу кожної СБ у точці максимальної потужності та підвищує надійність роботи супутника.
10. Результати дисертації використовувалися при проектуванні та розробці системи живлення наносупутника «POLYTAN 1» НТУУ «КПІ» який на даний момент вдало запусканий та працює на орбіті. Застосування методу максимізації запасу енергії дозволяє відразу після запуску збільшити запас енергії наносупутника на 8%. Враховуючи деградацію АКБ та СБ, при умові працездатності інших систем, використання даної циклограми дозволило збільшити час роботи наносупутника в штатному режимі на 3.2 місяці або на 29%.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Inkyu L. Design and Management of Satellite Power Systems / L. Inkyu, K. Eugene, G. S. Kang. // IEEE 34th Real-Time Systems Symposium. – 2013. – 37 С.
2. Craig C. Power Budgets for Mission Success / C. Craig, R. Logan., 2011. – (Clyde Space Ltd). – 21 С.
3. Приложение Microsatellite Modeler: Руководство пользователя [Электронный ресурс] // МГТУ им.Н.Э. Баумана – Режим доступа до ресурсу: <http://microsat.sm.bmstu.ru/source/modeler.pdf>. – 30 С.
4. Открытое ПО численного моделирования «Спутникс» [Электронный ресурс] // Компания СПУТНИКС. – 2014. – Режим доступа до ресурсу: <http://www.sputnix.ru/ru/technologies/numerical-simulation>.
5. Парус Є. В. Інформаційно-інтелектуальні системи для оперативного керування електроенергетичними об'єктами : автореф. дис. на здобуття наук. ступеня канд. техн. наук : спец. 05.04.02 / Парус Євген Володимирович – Київ. – 23 с.
6. Корбін П. П. Методи та засоби довгострокового прогнозування графіків навантаження об'єднаної енергосистеми в умовах перехідної економіки : автореф. дис. на здобуття наук. ступеня канд. техн. наук : спец. 05.14.01 / Корбін Петро Петрович – Київ. – 23 с.
7. Петергеря Ю. С. Керування системою електроживлення локального об'єкта : дис. докт. техн. наук : 05.09.03 / Петергеря Юлія Сергіївна – Київ, – 390 с.
8. Optimal Power Allocation for Multiple Beam Satellite Systems / [Y. Hong, A. Srinivasan, B. Cheng та ін.], 2008. – (IEEE Radio and Wireless Symposium). – С. 823 – 826.
9. Термовакuumные испытания системы электроснабжения наноспутника НТУУ «КПИ» / [Б. М. Рассмакин, С. М. Хайрнатов, Є. Ю. Коваленко та ін.] // Технология и конструирование в электронной аппаратуре. НТ журнал. – 2011. – №5. – С. 5–10.

10. Максимізація запасу енергії у об'єктах космічної техніки / [Є. Ю. Коваленко, Є. Д. Дзюба, О. В. Будьонний та ін.] // Технічна електродинаміка. – 2014. – №5. – С. 142–144
11. Коваленко Є. Ю. Способи безпечного вимкнення елементів та балансування заряду для послідовно з'єднаних акумуляторних батарей / Є. Ю. Коваленко, О. Ф. Оніпко // Новини енергетики. – 2014. – №7. – С. 43–47.
12. Коваленко Є. Ю. Максимізація запасу енергії за рахунок зміни алгоритмів керування у об'єктах космічної техніки / Є. Ю. Коваленко // Новини енергетики. – 2014. – №8. – С. 39-46.
13. Коваленко Є. Ю. Максимізація часового ресурсу енергетики супутника / Є. Ю. Коваленко, О. В. Будьонний // Новини енергетики. – 2014. – №9. – С. 32-36.
14. Наносупутник - Патент України на корисну модель / [Б. М. Рассамакін, М. Ф. Байсков, Є. Ю. Коваленко та ін.], 25.09.2014, №93098.
15. Енергетична оптимізація режимів роботи супутника / [Є. Ю. Коваленко, Б. М. Рассамікін, О. В. Будьонний та ін.] // 13-А Українська конференція з космічних досліджень. – 2013.
16. Система електрозабезпечення наносупутника «POLYTAN-1» НТУУ «КПІ» / [Є. Ю. Коваленко, В. Я. Жуйков, О. В. Будьонний та ін.] // 12-А Українська конференція з космічних досліджень. – 2012. – С. 127.
17. CubeSat «PolyITAN-1» with Honeycomb Paneled Frame / [B. Rassamakin, N. Buyskov, Y. Kovalenko та ін.] // 2nd CubeSat Winter Workshop in Europe. – 2013. – С. 130.
18. Максимізація запасу енергії у об'єктах космічної техніки / [Є. Ю. Коваленко, М. Ф. Байсков, О. В. Будьонний та ін.] // Конференція «Проблеми Сучасної Електротехніки-2014». – 2014. – С. 140.
19. Коваленко Є. Ю. Оптимізована система електрозабезпечення наносупутника POLYTAN-1 / Є. Ю. Коваленко, Б. М. Рассамікін, О. В. Будьонний // 14та Українська конференція з космічних досліджень. – 2014. – С. 89.

20. Kovalenko E. / Development and launch of the first Ukrainian nanosatellite “POLYTAN-1” / Kovalenko E. // YSF-2015, International young scientists forum of applied physics. – 2015. – С. 27.
21. Satellite Classification [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу: http://centaur.sstl.co.uk/SSH/ssh_classify.html.
22. Овчинников М. Ю. Малые мира сего / М. Ю. Овчинников. // Компьютерра. – 2007. – №15. – С. 37–43.
23. Мало-массогабаритные космические аппараты дистанционного зондирования Земли / [В. Я. Грошев, С. В. Грошев, Н. Н. Мельник та ін.]. – Москва: ФГУП ВНИИ «Агросистема», 2006. – 20С.
24. CubeSat [Электронный ресурс] // Wikipedia, the free encyclopedia – Режим доступа до ресурсу: <https://uk.wikipedia.org/wiki/CubeSat>
25. Макриденко Л. А. Концептуальные вопросы создания и применения малых космических аппаратов / Л. А. Макриденко, С. Н. Волков, В. П. Ходненко., 2010. – (УП «Геоинформационные системы» НАН Беларуси). – 12 С.
26. PocketCube [Электронный ресурс] // Wikipedia, the free encyclopedia – Режим доступа до ресурсу: <https://en.wikipedia.org/wiki/PocketCube>
27. Satellite pioneer joins Morehead State's space science faculty [Электронный ресурс] // European Space Agency – Режим доступа до ресурсу: <http://www2.moreheadstate.edu/news/release.aspx?id=49994>.
28. Educational Payload on the Vega Maiden Flight – Call For CubeSat Proposals [Электронный ресурс] // European Space Agency. – 2008. – Режим доступа до ресурсу: http://esamultimedia.esa.int/docs/LEX-EC/CubeSat_CFP_issue_1_rev_1.pdf. – 13 С.
29. Matthew R. C. NPS CubeSat Launcher Design, Process And Requirements [Электронный ресурс] / Richard Crook Matthew // Naval postgraduate school monterey, California. – 2009. – Режим доступа до ресурсу: <http://www.dtic.mil/cgi-bin/GetTRDoc?AD=ADA501503&Location=U2&doc=GetTRDoc.pdf>. – 129 С.

30. Adnane A. Design of Low-cost Telecommunications CubeSat-class Spacecraft / A. Adnane, A. Kherras, E. Zantou.. – (Centre for Space Research and Studies, EMI, Morocco). – С. 294-313.
31. Карандаев А. Проектирование систем энергоснабжения для микроспутников / Андрей Карандаев.. – (Молодежный космический центр МГТУ им. Н.Э. Баумана). – 49 С.
32. Performances Improvement of Maximum Power Point Tracking Perturb and Observe Method / [L. Egiziano, N. Femia, D. Granozio та ін.]. – Італія: Actapress, 2011. – С. 13-17.
33. ESRAM T. Comparison of Photovoltaic Array Maximum Power Point Tracking Techniques / Trishan ESRAM. // IEEE Transactions on energy conversion. – 2007. – №22. – С. 439-450.
34. Maximum Power Tracking for Photovoltaic PowerSystems / J.Jiang, T. Huang, Y. Hsiao, C. Chen. // Tamkang Journal of Science and Engineering. – 2005. – №8. – С. 147–153.
35. Theoretical and Experimental Analyses of Photovoltaic Systems With Voltage- and Current-Based Maximum Power-Point Tracking / A.Mohammad, S. Masoum, H. Dehbonei, F. F. Ewald. // IEEE Transactions on energy conversion. – 2002. – №17. – С. 4.
36. Ahmad J. A Voltage Based Maximum Power Point Tracker for Low Power and Low Cost Photovoltaic Applications / J. Ahmad, H. Kim., 2009. – 60 С. – (World Academy of Science). – (Engineering and Technology).
37. Yan Hong Lim. Simple maximum power point tracker for photovoltaic arrays / Yan Hong Lim, D. C. Hamill. // Electronics letters. – 2000. – №36. – С. 11.
38. Dynamic Maximum Power Point Tracking of Photovoltaic Arrays Using Ripple Correlation Control / [T. ESRAM, J. Kimball, P. Krein та ін.]. // IEEE Transactions on power electronics. – 2006. – №21. – С. 5.
39. Veerachary M. Maximum power point tracking of coupled inductor interleaved boost converter supplied PV system / M. Veerachary, T. Senjyu, K. Uezato. // IEE Proc. - Electr. Power Appl. – 2003. – №150. – С. 15.

40. Suchetha C. Solar battery charger with MPPT using a microcontroller [Електронний ресурс] / С. Suchetha. – 2009. – Режим доступу до ресурсу: <http://www.scribd.com/doc/51163743/Solar-Battery-Charger-With-MPPT-Using-Microcontroller>.
41. Nadiathul Raihana B. I. PV module maximum power point tracker (MPPT) using microcontroller / Binti Ismail Nadiathul Raihana., 2008. – 11С.
42. SPV1040 datasheet [Електронний ресурс] // ST electronics. – 2011. – Режим доступу до ресурсу: <http://www.st.com/web/en/resource/technical/document/datasheet/CD00287506.pdf>. – 15 С.
43. SM7244: Programmable Maximum Power Point Tracking Controller for Photovoltaic Solar Panels [Електронний ресурс] // Texas Instruments. – 2010. – Режим доступу до ресурсу: <http://www.ti.com/product/SM72442>.
44. Багоцкий В. С. Химические источники тока / В. С. Багоцкий, А. М. Скудин. – Москва: Энергоиздат, 1981. – 360 с.
45. Лаврус В. С. Батарейки и аккумуляторы: Для широкого круга читателей Химические источники тока / В. С. Лаврус. – Київ: Наука и техника, 1995. – 47 С. – (Інформаційне видання).
46. Волківський В. Б. Адаптивний метод заряду акумуляторних батарей / Вадим Борисович Волківський. // Технічна електродинаміка, Тематичний випуск “Силова електроніка та енергоефективність”. – 2005. – №2. – С. 40–43.
47. Волкивский В. Б. Методы заряда никель-кадмиевых аккумуляторных батарей / В. Б. Волкивский, В. С. Камаев, А. В. Колодяжный. // Електроніка і зв’язок. – 2005. – №27. – С. 18–25.
48. Деклараційний патент України на винахід № 57499 А, Н02J7/00. Пристрій для зарядки акумуляторної батареї. / В.Я. Жуйков, Т.О. Терещенко, Ю.С. Петергеря, В.Б. Волківський (Україна). – № 2002108677; Заявлено 31.10.2002; Опубл. 16.06.2003, Бюл. № 6.

49. Деклараційний патент України на винахід № 58230 А, H02J7/00. Пристрій для зарядки акумуляторних батарей. / В.Я. Жуйков, Т.О. Терещенко, Ю.С. Петергеря, В.Б. Волківський (Україна). – № 2002108680; Заявлено 31.10.2002; Опубл. 15.07.2003, Бюл. № 7.
50. Деклараційний патент України на корисну модель № 10667 U, H02J7/00. Пристрій для зарядження акумуляторної батареї асиметричним струмом. / В.Я. Жуйков, Т.О. Терещенко, В.Б. Волківський (Україна). – № u200505266; Заявлено 02.06.2005; Опубл. 15.11.2005, Бюл. № 11.
51. Darcy E. C. Investigation of the response of NiMh cells to burp charging [Електронний ресурс] / Eric Darcy // Chemical Engineering University of Houston. – 1998. – Режим доступу до ресурсу: <http://www.galaxypower.com/organization/NASA-II.pdf>. – 12 С.
52. Cadnica battery [Електронний ресурс] // Sanyo. – 2001. – Режим доступу до ресурсу: http://www.sanyo.com/batteries/pdfs/cadnicaT_E.pdf. – 18 С.
53. Перетворювальна техніка. Підручник. Ч. 2 / [Ю. П. Гончаров, О. В. Будьонний, В. Г. Морозов та ін.]. – Харків: Фоліо, 2000. – 360 с..
54. ICS1702 QuickSaver® Charge Controller for Nickel-Cadmium and Nickel-Metal Hydride Batteries [Електронний ресурс] // Galaxy Power Inc.. – 1999. – Режим доступу до ресурсу: <http://www.galaxypower.com/organization/ics1702.pdf>. – 37 С.
55. Атанов А. К. Система энергообеспечения микроспутника / А. К. Атанов, С. К. Атанов. – Астана, 2001. – (Евразийский национальный университет им. Л.Н.Гумилева). – 30 С.
56. Електричний акумулятор [Електронний ресурс] // Вікіпедія – Режим доступу до ресурсу: http://uk.wikipedia.org/wiki/Електричний_акумулятор.
57. Хрусталеv Д. А. Аккумуляторы / Д. А. Хрусталеv. – Москва: Изумруд, 2003. – 129 с.
58. ГОСТ 15596-82. Источники тока химические. Термины и определения.
59. Craig S. C. Commercial Nickel Cadmium Batteries for Space Use: A Proven Alternative for LEO Satellite Power Storage / S. C. Craig, A. D. Hill, D. Martin. // European Space Power Conference. – 1998 – 6 С.

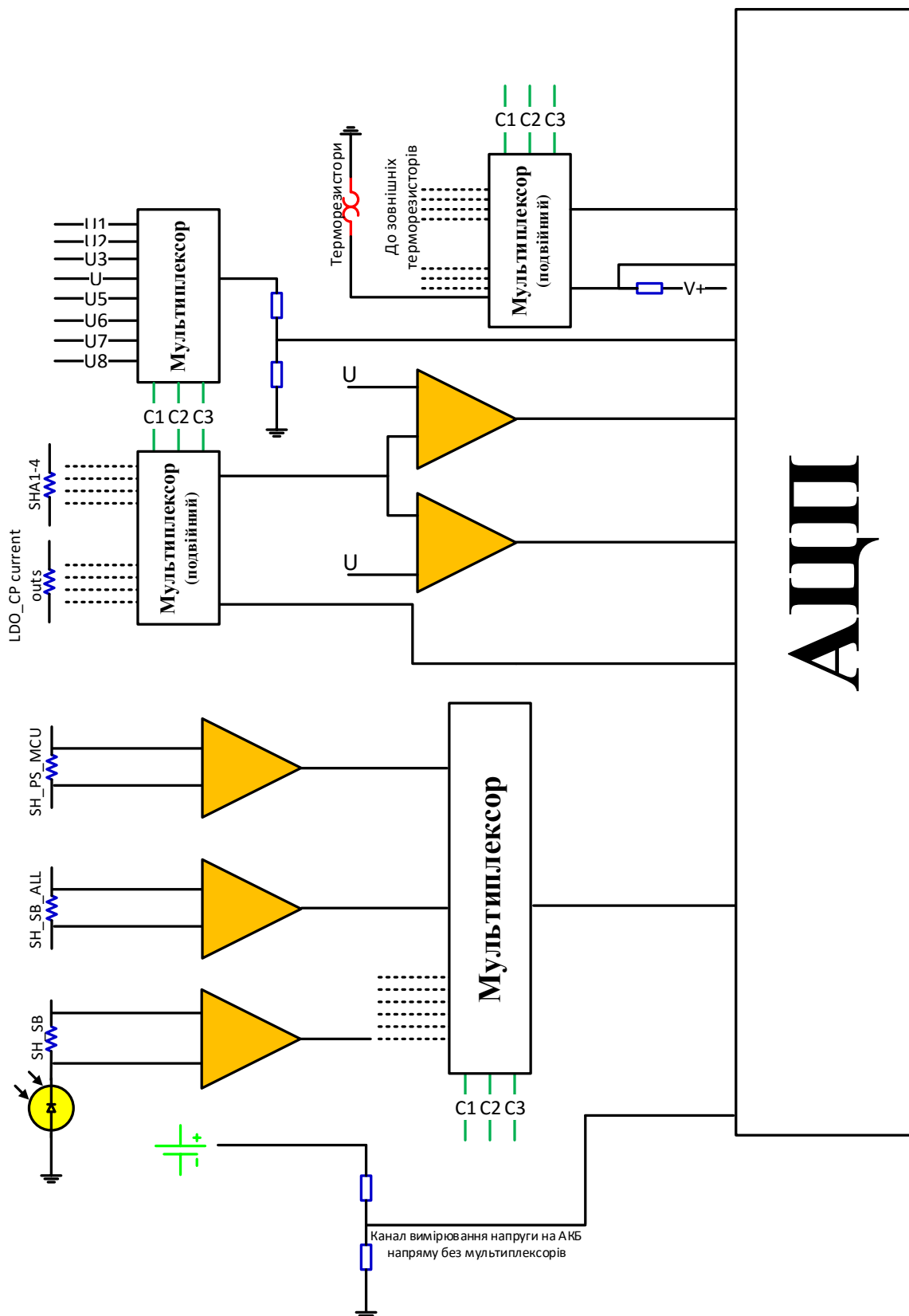
60. ГОСТ 61960-2007. Аккумуляторы и аккумуляторные батареи литиевые
61. Pearson C. Small Cell Lithium-Ion Batteries: The Responsive Solution for Space Energy Storage / C. Pearson, C. Thwait, N. Russel. // ABSL 3rd Responsive Space Conference. – 2005. – 13 С.
62. Lead–acid battery [Электронный ресурс] // Wikipedia, the free encyclopedia – Режим доступа до ресурсу: http://en.wikipedia.org/wiki/Lead–acid_battery.
63. Recharging alkaline batteries [Электронный ресурс] // Wikipedia, the free encyclopedia – Режим доступа до ресурсу: http://en.wikipedia.org/wiki/Recharging_alkaline_batteries.
64. Nickel–iron_battery [Электронный ресурс] // Wikipedia, the free encyclopedia – Режим доступа до ресурсу: http://en.wikipedia.org/wiki/Nickel–iron_battery.
65. Никель-кадмиевый аккумулятор [Электронный ресурс] // Википедия – Режим доступа до ресурсу: http://ru.wikipedia.org/wiki/Никель-кадмиевый_аккумулятор
66. Літій-іонний акумулятор [Электронный ресурс] // Вікіпедія – Режим доступа до ресурсу: http://uk.wikipedia.org/wiki/Літій-іонний_акумулятор.
67. Литий-полимерный аккумулятор [Электронный ресурс] // Википедия – Режим доступа до ресурсу: http://ru.wikipedia.org/wiki/Литий-полимерный_аккумулятор.
68. Lithium iron phosphate battery [Электронный ресурс] // Wikipedia, the free encyclopedia – Режим доступа до ресурсу: http://en.wikipedia.org/wiki/Lithium_iron_phosphate_battery.
69. CubeSat Simulation [Электронный ресурс] // Princeton Satellite Systems, Inc.. – 2014. – Режим доступа до ресурсу: <http://www.psatellite.com/software.php>.
70. Solar Panel Degradation [Электронный ресурс] // Space weather. – 2013. – Режим доступа до ресурсу: <http://www.solarstorms.org/Svulnerability.html>.
71. The Real Lifespan of Solar Panels [Электронный ресурс] // Energy Informative. – 2015. – Режим доступа до ресурсу: <http://energyinformative.org/lifespan-solar-panels/>
72. Attitude control [Электронный ресурс] // Wikipedia, the free encyclopedia – Режим доступа до ресурсу: https://en.wikipedia.org/wiki/Attitude_dynamics_and_control.

73. Plasma propulsion engine [Электронный ресурс] // Wikipedia, the free encyclopedia – Режим доступа до ресурсу:
https://en.wikipedia.org/wiki/Plasma_propulsion_engine.
74. Hardy L. Low Power DC Arcjet Operation with Hydrogen/Nitrogen/Ammoinia Mixtures / L. Hardy, M. Curran., 1987. – (NASA Technical Memorandum; 89876). – 18 С.
75. Stone R. NASA/USAF Arcjet Research and Technology Program / R. Stone, S. Huston., 1987. – (NASA Technical Memorandum; 100112). – 14 С.
76. Kagaya Y. Quasi-steady MPD Arc-jet for Space Propulsion / Kagaya. // Symposium for Space Technology and Science. – 1986. – С. 145–154.
77. Manago M. Fast Acting Valve for MPD Arcjet / Masata Manago. // IHI Engineering Review. – 1986. – №19. – С. 99–100.
78. Pivirotto T. J. Thermal Arcjet Technology for Space Propulsion / T. J. Pivirotto, D. Q. King., 1985. – (Chemical Propulsion Information Agency). – С. 485-494.
79. Ионистор [Электронный ресурс] // Википедия – Режим доступа до ресурсу:
<https://ru.wikipedia.org/wiki/Ионистор>.
80. Н. I. Becker / Low voltage electrolytic capacitor, Патент США №2800616
81. R.A. Rightmire / Electrical energy storage apparatus, Патент США №3288641
82. Конденсаторы с двойным электрическим слоем (ионисторы): разработка и производство / [В. Кузнецов, О. Панькина, Н. Мачковская та ін.]. // Компоненты и технологии. – 2005. – №6. – С. 12-18.
83. Микроэлектроника для космоса и военных [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу: <http://habrahabr.ru/post/156049>.
84. Ионизирующие излучения [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу:
<http://polos-k.narod.ru/units/U1T4.htm>.
85. Воздействие радиации на электронику [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу: <http://aivideo.ru/rus/vovk/03.pdf>. – 14С.
86. Банди Б. Методы оптимизации / Б. Банди., 1988. – 127 с. – (Радио и связь).
87. Зорич В. А. Математический анализ. Часть 1 / В. А. Зорич. – Москва: Фазис, 1997. – (2).

88. Акулич И. Л. Математическое программирование в примерах и задачах / И. Л. Акулич. – Москва: Высшая школа, 1986. – 319 с.
89. Математичне програмування. Методичні вказівки та завдання для самостійної роботи студентами – Київ, 2003. – (КНУТД). – 144 С.
90. Метод невизначених множників [Електронний ресурс] // Вікіпедія – Режим доступу до ресурсу:
http://uk.wikipedia.org/wiki/Метод_невизначених_множників.
91. Schagerl M. Dynamical Analysis of the Deployment Process of Tethered Satellite Systems / M. Schagerl, A. Steindl. // Solid Mechanics and Its Applications. – 2000. – №80. – С. 345–354.
92. Misra A. K. A survey on the dynamics and control of tethered satellite systems / A. K. Misra, V. J. Modi, 1986. – (AAS 86–246). – С. 667–719.
93. ПИД-регулятор [Електронний ресурс] // Вікіпедія – Режим доступу до ресурсу: <https://ru.wikipedia.org/wiki/ПИД-регулятор>.
94. Корниенко Д. Г. Измерители-регуляторы температуры, общие сведения [Електронний ресурс] / Д. Г. Корниенко – Режим доступу до ресурсу:
http://logic-bratsk.ru/radio/pid/irt/main1_10.htm.
95. ПИД-регулятор. Общие принципы ПИД-регулирования [Електронний ресурс] // ОВЕН. – 2010. – Режим доступу до ресурсу: <http://www.owen.ru/text/41523665>.
96. Зуховицкий С. И. Линейное и выпуклое программирование / С. И. Зуховицкий, Л. И. Авдеева. – Москва: Наука, 1967. – 460 с.
97. Thermal, Telecommunication and Power Systems for a CubeSat. A Major Qualifying Project Submitted to the Faculty of worcester polytechnic institute in partial fulfillment of the requirements for the Degree of Bachelor of Science in Aerospace Engineering / [J. Hanley, B. Joseph, M. Miller та ін.], 2013. – 132 С.
98. RX200: Delivering the best solutions to microcontroller users everywhere [Електронний ресурс] // Renesas inc. – 2011. – Режим доступу до ресурсу:
http://am.renesas.com/edge_ol/topics/06/.
99. Clark C. Power system challenges for small satellite missions / C. Clark, A. Mazarias. – Глазго. – (Clyde Space Ltd.). – 8 С.

100. ISIS CubeSat Solar Panels [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу:
<http://cubesatshop.com/>.
101. Nanophosphate® High Power Lithium Ion Cell ANR26650M1-B [Электронный ресурс] // A123 Systems – Режим доступа до ресурсу:
<http://www.a123systems.com/Collateral/Documents/English-US/A123%20Systems%20ANR26650%20Data%20Sheet.pdf>. – 2 С.
102. High Power Lithium Ion ANR26650M1 [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу: <http://www.a123systems.com/lithium-ion-cells-26650-cylindrical-cell.htm>.

ДОДАТОК А. Структурна схема підсистеми вимірювання системи живлення
наносупутника НТУУ «КПІ» POLYTAN-1



ДОДАТОК Б. Схеми електричні принципи системи живлення наносупутника НТУУ «КПІ» POLYTAN-1

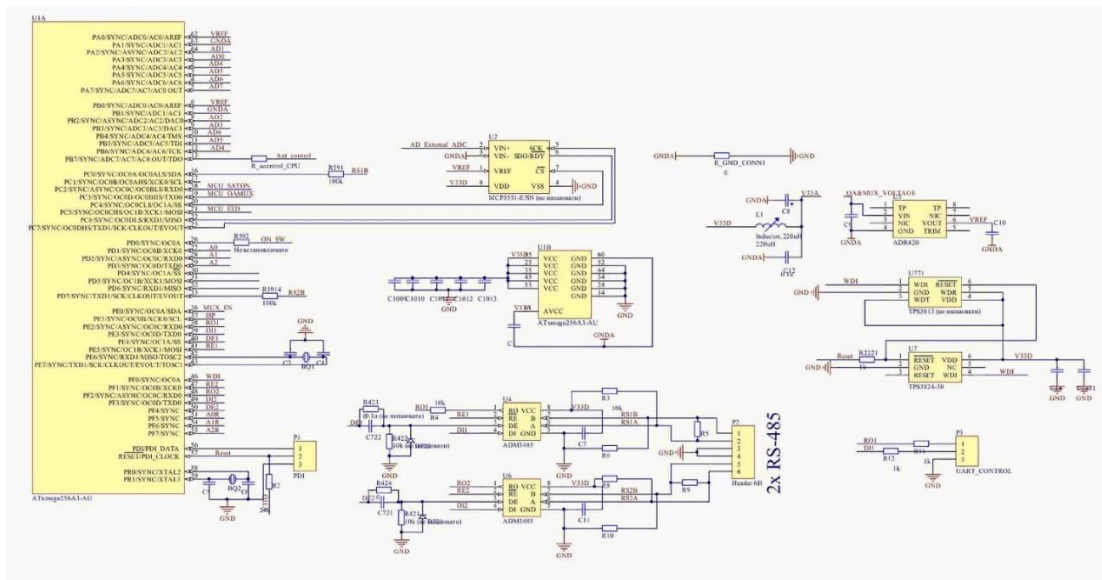


Рис. Б.1. Процесор, АЦП та ІМС обміну даними

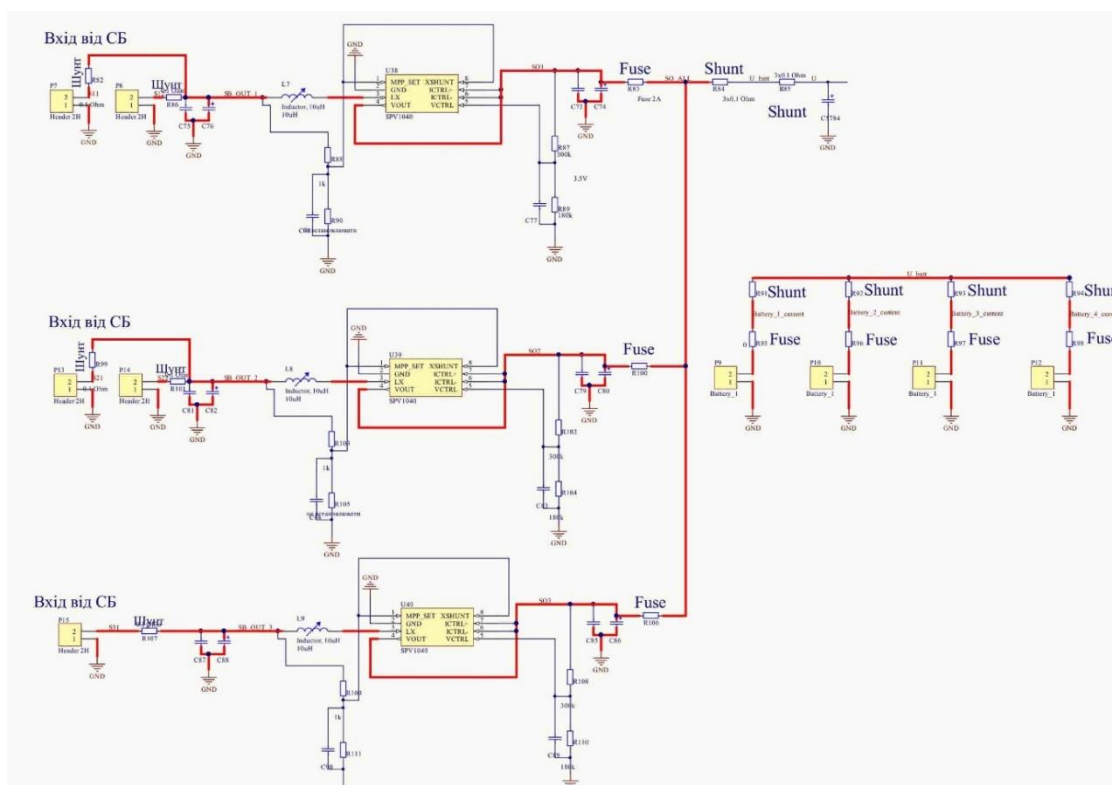


Рис. Б.2. MRPT модулі та роз'єми під СБ і АКБ

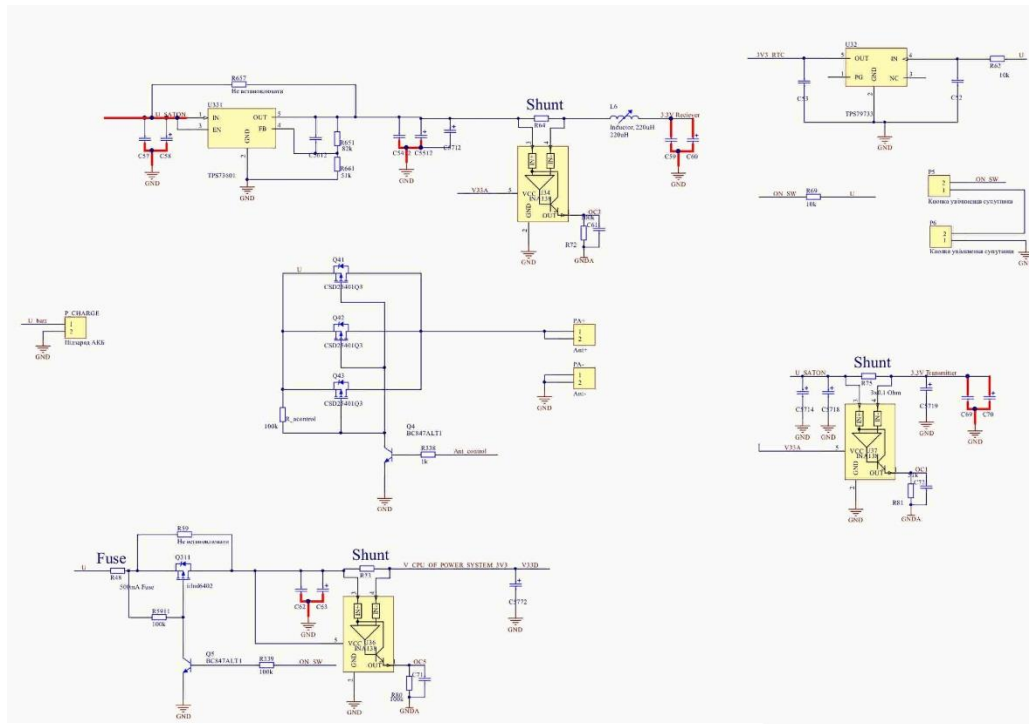


Рис. Б.5. Перетворювачі, частина 1

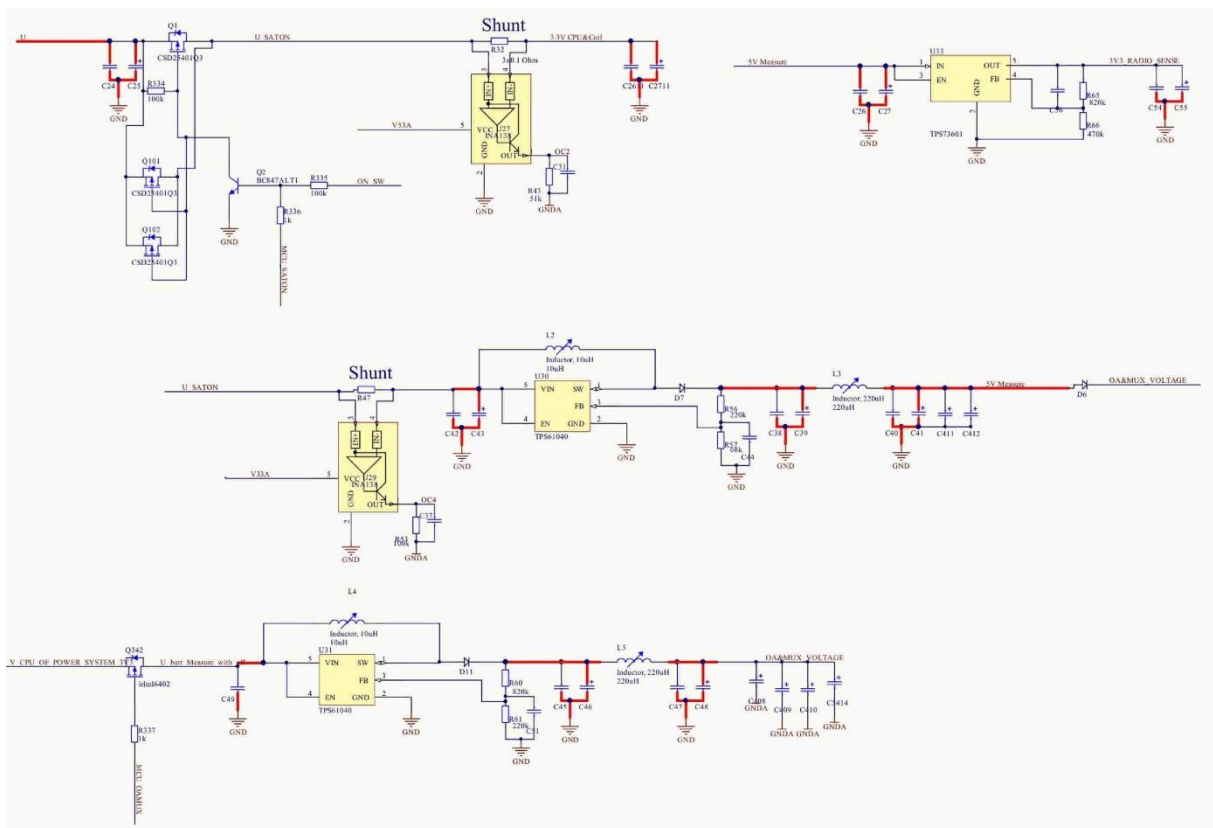


Рис. Б.6. Перетворювачі, частина 2

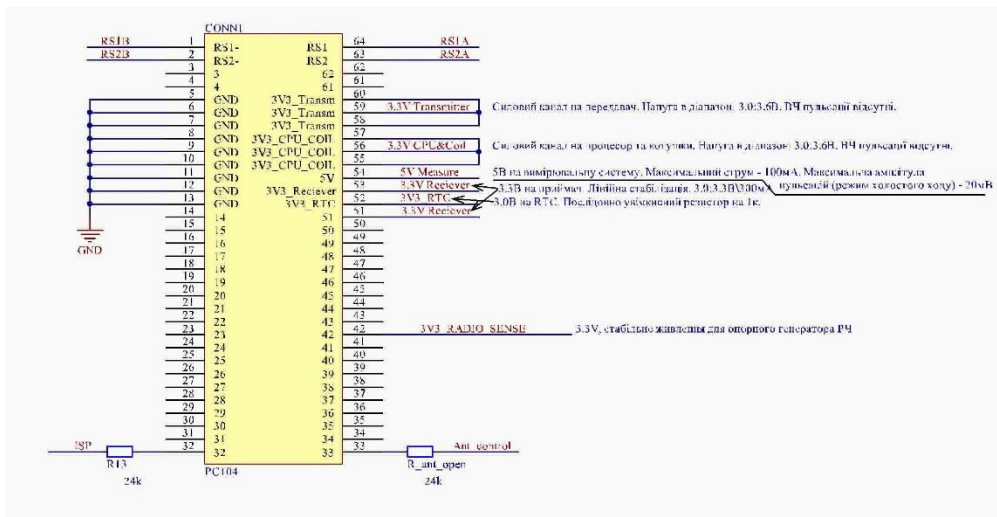


Рис. Б.7. Міжплатний роз'єм

ДОДАТОК В. Розводка плат живлення наносупутника НТУУ «КПІ» POLYTAN-1

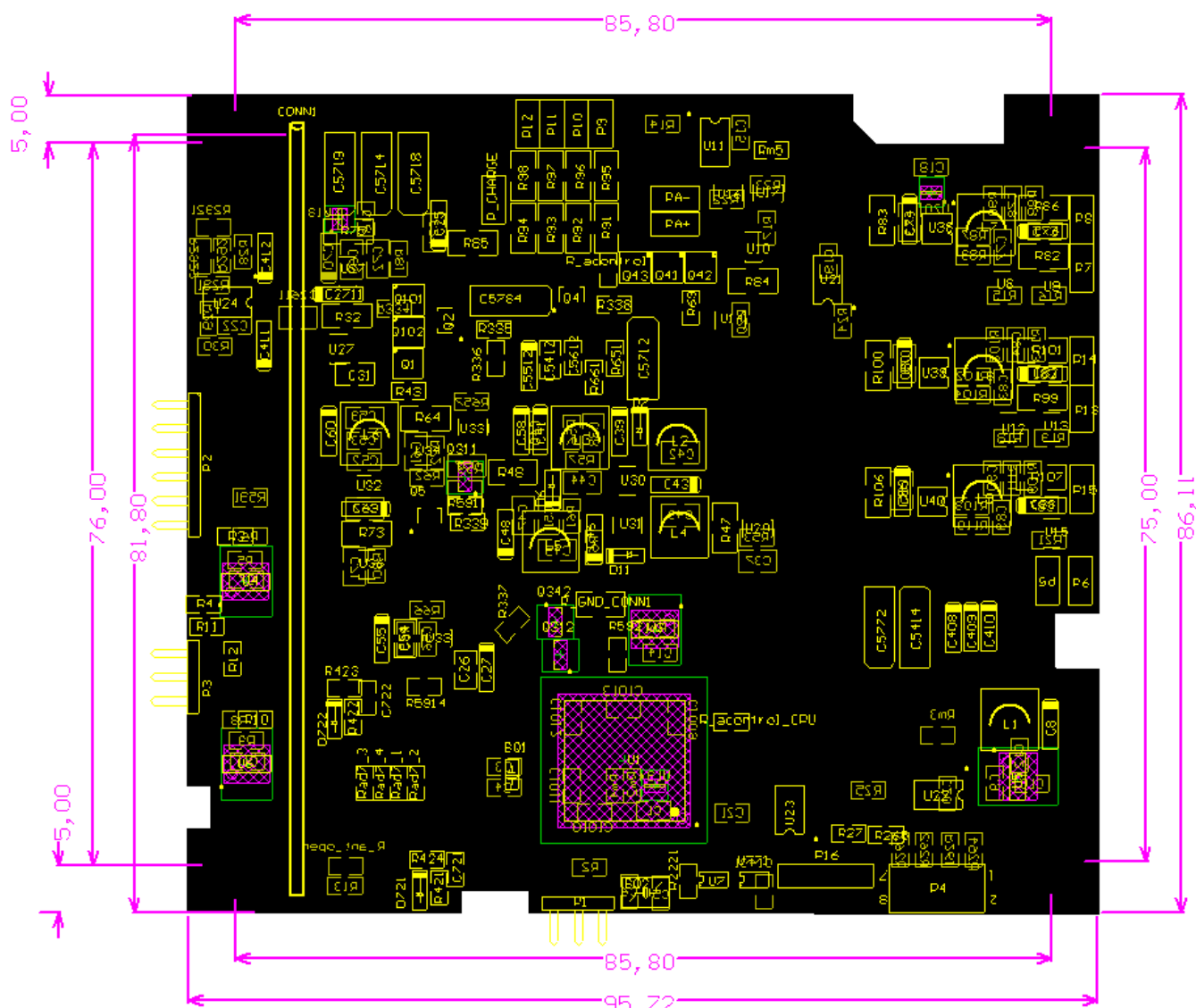


Рис. В.1. Розміри друкованої плати та розташування компонентів на ній

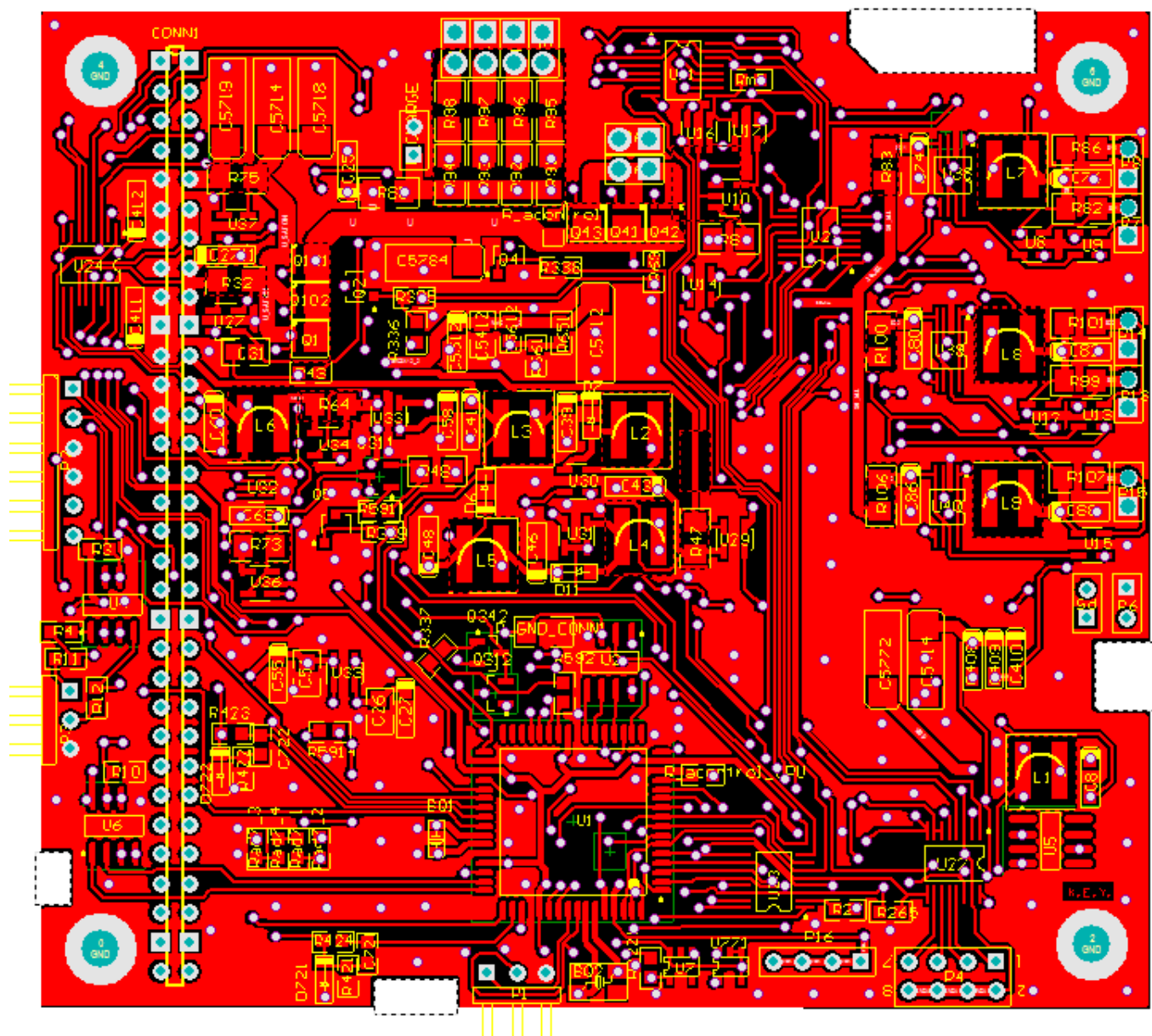


Рис. В.2. Розводка друкованої плати, сторона 1

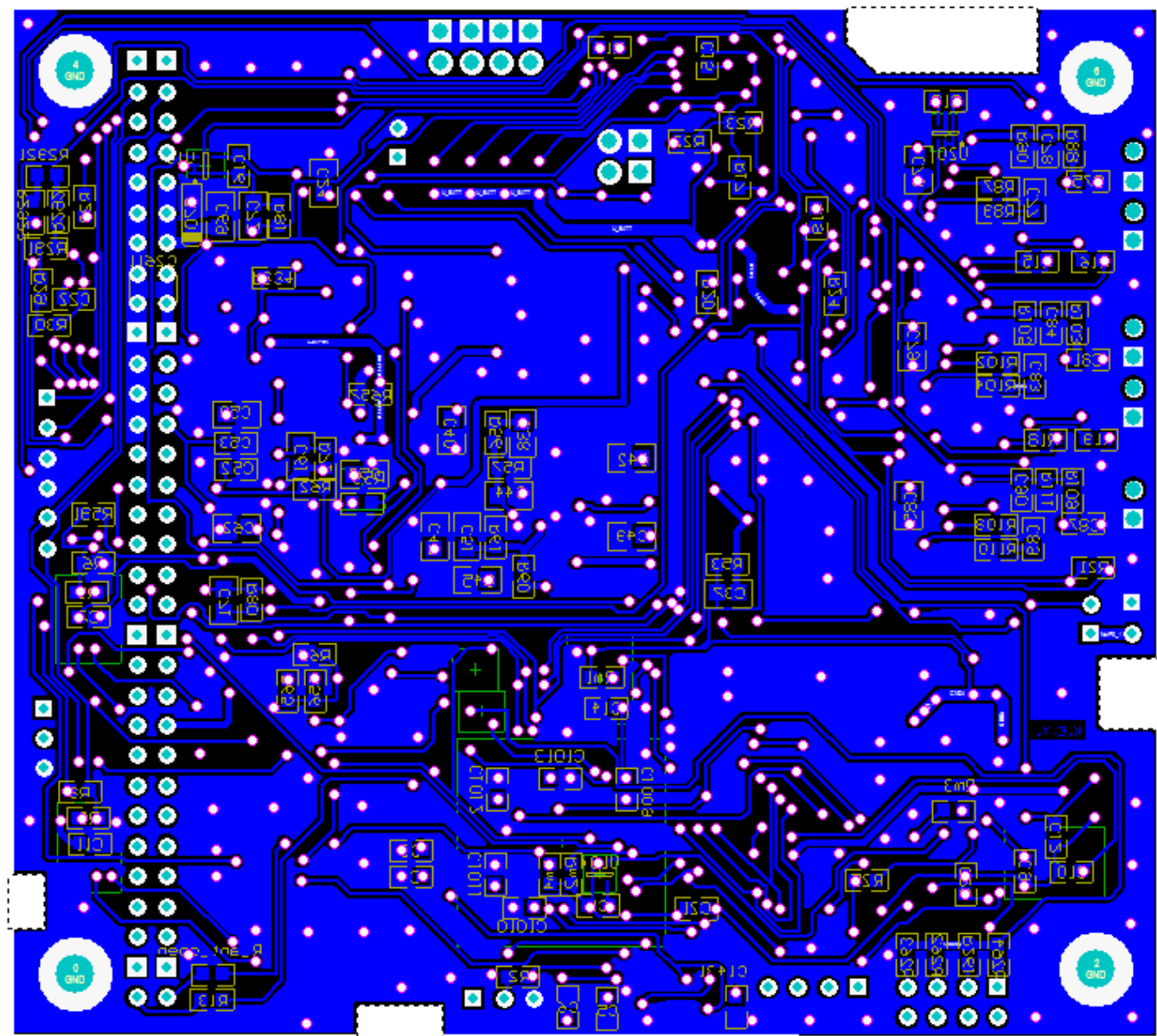


Рис. В.3. Розводка друкованої плати, сторона 2

ДОДАТОК Д. Карта Modbus-регістрів системи живлення наносупутника НТУУ
«КПІ» POLYTAN-1

Адреса регістру (Dec) (1)	Кількість регістрів (2)	Назва параметру в програмі (3)	Опис (4)	Тип числа, коефіцієнт переводу в дріб (5)	Діапазон, значення за змовчуванням (6)	Читання/запис (7)
1	1	Areg_E	Код помилки. Areg_E по бітам: 0: Було скидання налаштувань при запуску 1: Остання перевірка цілісності налаштувань, показала, що перша копія в ЄСПРОМ біта (скидається при нормальному проходженні перевірки) 2: ...друга копія в ЄСПРОМ біта 3: ...копія в ОЗУ біта. Під час запуску ОЗУ пуста, тому цей біт зразу після старту системи є нормою. 4: Sun Mode 5: Вийшов з ладу кварц RTC 6: Вийшов з ладу кварц тактування МК 7: АЦП нормально не працює 8: Не вистачило заряду для розкриття антен (під час розкриття МК ребутнувся)	uint16		
2	1	Outputs_R	Молодший байт - Статус (Areg_S). Areg_S по бітам: 0: Антени розкриті	uint8+uint8		R
3	1	Charge	Загальний заряд АКБ, %*10 (100%=1000)	uint16, 0.1	[0-10000]	R
4	1	EAB1	Лічильник енергії АКБ, ДЖ	signed int16, 1		R
5	1	EAB2	Лічильник енергії АКБ, ДЖ	signed int16, 1		R
6	1	EAB3	Лічильник енергії АКБ, ДЖ	signed int16, 1		R
7	1	V_AC_B	Напруга АКБ	uint16, 0.001	[0-4000]	R

(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)
8	1	CAB1	Струм АБ [1]	signed int16, 0.001	[-4000...+4000]	R
9	1	CAB2	Струм АБ [2]	signed int16, 0.001	[-4000...+4000]	R
10	1	CAB3	Струм АБ [3]	signed int16, 0.001	[-4000...+4000]	R
11	1	C_from_SB_all	Струм від перетворювачів СБ в основну шину	uint16, 0.001	[0-4000]	R
12	1	C_Load_all	Загальний струм споживачів від основної шини	uint16, 0.001	[0-4000]	R
13	1	T_E1	Температура зовнішній термодатчик 1 (град. С*10), signed short int	signed int16, 0.1	[-800...+1500]	R
14	1	T_E2	Температура зовнішній термодатчик 2 (град. С*10), signed short int	signed int16, 0.1	[-800...+1500]	R
15	1	T_E3	Температура зовнішній термодатчик 3 (град. С*10), signed short int	signed int16, 0.1	[-800...+1500]	R
16	1	VSBX	Напруги на парі СБ X	uint16, 0.001	[0-8000]	R
17	1	CSBXP	Струм СБ. X+	uint16, 0.001	[0-4000]	R
18	1	CSBXM	Струм СБ. X-	uint16, 0.001	[0-4000]	R
19	1	VSBY	Напруги на парі СБ Y	uint16, 0.001	[0-8000]	R
20	1	CSBYP	Струм СБ. Y+	uint16, 0.001	[0-4000]	R
21	1	CSBYM	Струм СБ. Y-	uint16, 0.001	[0-4000]	R

(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)
22	1	VSBZ	Напруги на парі СБ Z	uint16, 0.001	[0- 8000]	R
23	1	CSBZP	Струм СБ. Z+	uint16, 0.001	[0- 4000]	R
24	1	T_E4	Температура зовнішній термодатчик 4 (град. С*10), signed short int	signed int16, 0.1	[- 800... +1500]	R
25	1	V33CP U	Вихідна напруга 3.3В ЦП та котушки	uint16, 0.001	[0- 4000]	R
26	1	C33CP U	Вихідний струм 3.3В ЦП та котушки	uint16, 0.001	[0- 4000]	R
27	1	V33TX	Вихідна напруга 3.3В передавач	uint16, 0.001	[0- 4000]	R
28	1	C33TX	Вихідний струм 3.3В передавач	uint16, 0.001	[0- 4000]	R
29	1	V33RX	Вихідна напруга 3.3В приймач	uint16, 0.001	[0- 4000]	R
30	1	C33RX	Вихідний струм 3.3В приймач	uint16, 0.001	[0- 4000]	R
31	1	V5	Вихідна напруга 5В	uint16, 0.001	[0- 8000]	R
32	1	C5	Вихідний струм 5В	uint16, 0.001	[0- 4000]	R
33	1	V_Mai n_Bus	Напруга основної шини	uint16, 0.001	[0- 4000]	R
34	1	CPSCP U	Струм, що споживається цифровою частиною системи живлення	uint16, 0.001	[0- 4000]	R
35	1	T_CPU	Температура процесора (град. С*10), signed short int	signed int16, 0.1	[- 800... +1500]	R
36	1	T_IC	Температура вхідного перетворювача (SPV1040) (град. С*10), signed short int	signed int16, 0.1	[- 800... +1500]	R
37	1	T_OC	Температура вихідного перетворювача (град. С*10), signed short int	signed int16, 0.1	[- 800... +1500]	R

(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)
38	1	T_CPU_ITD	Температура процесора (град. С*10), (вбудований ТД), signed short int	signed int16, 0.1	[-800...+1500]	R
39	1	Restart_Count	Кількість перезапусків системи. Завантажується один раз при (ре)старті МК	uint16	[0-0xFFFFF]	R
40	1	RX1	Кількість отриманих пакетів по Modbus2	uint16	[0-0xFFFFF]	R
41	1	RX2	Кількість отриманих пакетів по Modbus1	uint16	[0-0xFFFFF]	R
42	1	CRC_D	Кількість неспівпадінь контрольної суми в блоках налаштувань 1 та 2 (очищається при рестарті)	uint8+uint8	[0-255], [0-255]	R
43	1	RX1Res_Count	Кількість переініціалізацій UART0	uint16	[0-0xFFFFF]	R
44	1	RX2Res_Count	Кількість переініціалізацій UART1	uint16	[0-0xFFFFF]	R
45	1	ADCRes_Count	Кількість переініціалізацій АЦП	uint16	[0-0xFFFFF]	R
46	1	ADCR_C	Кількість запитів зчитування АЦП. Якщо воно==0, то МК тільки увімкнувся, АЦП не встигло прочитати всі значення, і дані у регістрах вище не є правильними	uint16	[0-0xFFFFF]	R
47	1	Sdelay	Час, витрачений для ініціалізації кварца, або PLL при запуску	uint16	[0-0xFFFFF]	R

(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)
48	1	Sdelay_RTC	Час, витрачений для ініціалізації кварца RTC при запуску	uint16	[0-0xFFFFF]	R
49	1	REFCompare	Результат вимірювання внутрішнього референсу з використанням зовнішнього	uint16	[0-0xFFFFF]	R
50	1	Allow_RW	<p>Дозвіл зміни/команда запису налаштувань.</p> <p>Дозвіл зміни - 0xA5A5, команда запису нових значень - 0x5A5A, скидується в 0 після запису нових значень(0x5A5A), або через 300 секунд. В момент скидання по таймеру в регістри записуються значення з ЄСПРОМу, тобто зміни ігноруються. Записавши в цей регістр 15768 можна змінювати регістри виділені жовтим. При запису 0x5A5A, перевіряємо: якщо минуле значення регістру "0xA5A5" пишемо налаштування (спочатку) та виконуємо команди, якщо "15768" - тільки виконуємо команди. Якщо записане якесь інше число - копіюємо налаштування з єспром.</p>	uint16	0	RW
51	1	Commands	<p>Одноразові команди. По бітам: 0 - перевірити/скорегувати налаштування; 1 - зчитати значення аналогових величин зараз; 2 - перевичитати Restart_Count; 3 - ребутнути МК, 4 - завантажити дефолтні налаштування, 5 - синхронізувати RTC. 6 - завантвжити налаштування з єспром в ОЗУ, 7 - завантвжити налаштування регістрів 40-45 в ОЗУ, 8 - переініціалізувати все залізо, 9 - скинути біт, що антени розкриті. Після запуску виконання команди скидується в 0.</p> <p>Можна задавати кілька команд одночасно. Щоб змінювати, треба записати в Allow_RW 0xA5A5, або 15768</p>	uint16		RW
52	2	UNIXTIME	Встановлення/зчитування значення RTC (UNIX time, unsigned int, 2x16bit). Щоб змінювати, треба записати в Allow_RW 0xA5A5, або 15768. Записується значення лише відмінне від нуля.	uint32	[0-0xFFFF FFFF]	RW

(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)
54	1	ADCR_Time	Період опитування АЦП, сек/10	uint16	600	RW
55	1	ADCR_Count	Кількість опитувань АЦП в межах одного запиту	uint16	100	RW
56	1	Outputs_W	Увімкнення/вимкнення виходів (3.3 процесор та котушки, 3.3 передавач, 3.3 приймач, 5в) увімкнені/вимкнені, двійковим кодом, 4x2 біти. По парам бітів: 3 - 5В та шина вмикача, 2 - 3.3 приймач, 1 - 3.3 передавач, 0 - 3.3 процесор та котушки. (0b33221100). Значення наступні: (0 або 1) - значення за замовчуванням (зовнішня підтяжка), 2 - форсувати вимкнення, 3 - форсувати увімкнення. Дані вважаються валідними, якщо перший байт ~ = другого, якщо ні - все по замовчунню (зовн. підтяжка). Не входять в налаштування, зберігаються в ОЗУ. Щоб змінювати, треба записати в Allow_RW 0xA5A5, або 15768	uint8+uint8, перший байт = інверсія другого	0xFF00	RW
57	1	ADCC_C	Вказує, раз у скільки вимірювань калібрувати АЦП	uint16	0xFF00	RW
58	1	ADC_Offset_E	Зміщення вбудованих АЦП1 та АЦП2. Значення, що зберігається в налаштуваннях. Вже не використовується	uint8+uint8	[0-255], [0-255], 120, 178	RW
59	1	KU	Коефіцієнт перетворення показів напруг після мультиплексорів	uint16, 0.0001	7050	RW
60	1	KU_A_CB	Коефіцієнт перетворення показів напруги на вході з прямим підключенням АКБ	uint16, 0.0001	10400	RW
61	1	KI_51	Коефіцієнт перетворення показів струму після INA138 та задаючого резистора в 51кОм	uint16, 0.0001	2394	RW
62	1	KI_24	Коефіцієнт перетворення показів струму після INA138 та задаючого резистора в 24кОм	uint16, 0.0001	15087	RW
63	1	KI_100	Коефіцієнт перетворення показів струму після INA138 та задаючого резистора в 100кОм	uint16, 0.0001	1221	RW
64	1	КТВ_A	Коеф. А перетворення термодатчиків на платі	uint16	4382	RW

(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)
65	1	KTB_B	Коеф. В перетворення термодатчиків на платі	uint16	18544	RW
66	1	VREF	Напруга внутрішнього референсу АЦП	uint16	1000	RW
67	1	KTE_Z ERO	Еквівалентна температура, для якої взято опір еталонного резистора у системі вимірювання температур за допомогою платинових ТД	uint16, 0.1	0	RW
68	1	KTE_D ELTA	Зміна показів АЦП при референсі в 1В при зміні температури на 1 градус	uint16, 0.01	1048	RW
69	1	KTI_B	Коеф. В перетворення термодатчика в МК. Використовуватися не буде.	uint16		RW
70	1	ADCR _Time_ default	Період опитування АЦП за змовчуванням, сек/10	uint16	10	RW
71	1	ADCR _Count_ default	Кількість опитувань АЦП в межах одного запиту за змовчуванням	uint16	100	RW
72	1	ANT_ Deploy_ _Time	Час, який тримати сигнал відкриття антен, сек/100	uint16	300	RW
73	1	ANT_ Deploy_ _Delay	Час, через який після відділення відкривати антени, сек	uint16	900	RW
74	2	UNIXT IME_E	Встановлення значення RTC (UNIX time, unsigned int, 2x16bit) із записом у єспром. Використовується як базове при запуску системи	uint32	[0- 0xFFFF FFFFFF]	RW
76	1	ADCM ode	Режим роботи АЦП. 1 - внутрішній референс, 3 - внутрішній + напруга живлення як референс, 8 - зовнішній референс	uint16	8	RW
77	1	VREF_ EXT	Напруга зовнішнього референсу АЦП	uint16	2048	RW
78	1	KI_51_ 3	Коефіцієнт перетворення показів струму після INA138 задаючого резистора в 51кОм та шунта 3x0.1Ом	uint16, 0.0001	7650	RW
79-80		2	Контрольні суми налаштувань			RW
81-84		4	Значення кілбровки АЦП для різних режимів (81, 2xUINT8 - режим 0, і т.д.)			RW

analog gyroscope, x-axis [mdps]	0	-1535	-1535	-704	-704	-623	-623	-623	-623	-623	-623	-623	-623	-623	-623	-623	-623	-623	-623
analog gyroscope, y-axis [mdps]	0	1047 41	1047 41	1301 22	1301 22	1318 77	1318 77	1318 77	1318 77	1318 77	1318 77	1318 77	1318 77	1318 77	1318 77	1318 77	1318 77	1318 77	1318 77
analog gyroscope, z-axis [mdps]	0	-3396 4	-3396 4	-4022 6	-4022 6	-4026 5	-4026 5	-4026 5	-4026 5	-4026 5	-4026 5	-4026 5	-4026 5	-4026 5	-4026 5	-4026 5	-4026 5	-4026 5	-4026 5
amperage consumption of 3,3 V chain [mA]	21	24	21	23	23	20	20	22	22	21	22	23	23	23	23	21	22	22	22
amperage consumption of 5,0 V chain [mA]	1,1	5,7	1,5	6,9	1	5,2	5,2	3	3	1,3	6,2	5,2	5,2	5,2	5,2	1,2	1,3	1,3	1,3
temperature ADC ADS1248 (Board) [C]	0	63	63	28	28	32	32	32	32	32	32	32	32	32	32	32	32	32	32
total charge [%]	63,9	64,5	63,4	64	61	65,7	65,7	86,4	86,4	87,8	81,3	85,8	85,8	85,8	85,8	82,5	86,5	86,5	86,5
total charge (calculated) [%]		8,4	7,7	8,1	6,3	9,3	9,3	53,6	53,6	60,3	34,8	50,9	50,9	50,9	50,9	38,5	54	54	54

energy of battery #1 [J] not working	2575 1	- 1539 0	5742	- 5586	- 5743	- 9171	- 9171	- 1807 4	- 1807 4	- 1808 9	- 2022 2	- 2158 6	- 2158 6	- 2158 6	- 2158 6	- 2183 8	- 2397 7	- 2397 7	- 2397 7
energy of battery #2 [J] not working	- 1404 0	- 2560 4	2539 7	3353	- 1848 8	- 2178 0	- 2178 0	2680 5	2680 5	2679 1	2477 9	3027 3	3027 3	3027 3	3027 3	3027 4	2823 5	2823 5	2823 5
energy of battery #3 [J] not working	1718 8	1232 6	- 1698	1488 7	2502 2	2187 2	2187 2	- 3314	- 3314	- 3328	- 5265	3021 8	3021 8	3021 8	3021 8	3022 0	2824 0	2824 0	2824 0
main bus voltage [mV]	3115	3170	3168	3139	3160	3158	3158	3227	3227	3252	3227	3250	3250	3250	3250	3223	3241	3241	3241
current of battery #1 [mA]	233	-43	-61	194	-16	-22	-22	94	94	-49	53	-67	-67	-67	-67	104	34	34	34
current of battery #2 [mA]	-22	-47	-55	204	47	-14	-14	243	243	-53	155	63	63	63	63	94	-38	-38	-38
current of battery #3 [mA]	26	180	165	-61	241	-16	-16	124	124	73	38	-57	-57	-57	-57	239	98	98	98
current from solar battery coverter [mA]	215	292	221	307	219	98	98	176	176	274	2	292	292	292	292	282	223	223	223
total current [mA]	1064	1081	358	1110	1114	124	124	802	802	989	669	499	499	499	499	724	960	960	960

capacity of solar panel #1 [mW] inadequate	1272	1209	1011	1165	1237	1028	1028	1003	1003	943	0	1117	1117	1117	1117	1020	854	854	854
capacity of solar panel #2 [mW] inadequate	723	1168	974	1082	919	847	847	1028	1028	816	0	922	922	922	922	857	865	865	865
capacity of solar panel #3 [mW] inadequate	2610	3095	9234	6358	6316	5557	5557	5370	5370	6379	0	6201	6201	6201	6201	7741	6768	6768	6768

ДОДАТОК 3. Акт впровадження

ЗАТВЕРДЖУЮ

Проректор з наукової роботи
 Національного технічного
 університету України «КПІ»
 акад. НАН України, д.т.н., проф.



М.Ю. Ільченко
 2015 р.

АКТ

впровадження результатів дисертаційної роботи
 Коваленка Євгена Юрьевича

Комісія у складі : Декана ТЕФ Письменного Е.М., в.о.зав.кафедрою АЕС та ІТФ Туза В.О. та наукового керівника г/б 2540-п, ст.наук. співробітника Рассамакіна Б.М., цим актом підтверджує, що результати досліджень дисертаційної роботи Коваленка Євгеном Юрьевичем, проведеної в НТУУ «КПІ» при виконанні д/б теми № 2540-п, були використанні при побудові моделі електро-енергобалансу та розрахунку циклограми роботи першого наносупутника НТУУ «КПІ» PolyITAN-1, що успішно функціонує на навколоземній орбіті з 19.06.2014р. по теперішній час, а саме 1 рік і 5 місяців.

Також до складу наносупутника увійшла система живлення, яка розроблена Коваленко Є.Ю, а реалізований в ній спосіб попарного увімкнення сонячних батарей, запропонований аспірантом, використовується вперше у світовій практиці побудови наносупутників формату Cubesat.

Голова комісії:

Декан ТЕФ

Е.М. Письменний

члени комісії:

В.о. Зав.кафедрою АЕС та ІТФ

В.О. Туз

Науковий керівник г/б 2540-п,

ст.наук.співробітник

Б.М. Рассамакін