

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
ДЕРЖАВНИЙ ВИЩИЙ НАВЧАЛЬНИЙ ЗАКЛАД  
“УЖГОРОДСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ  
УНІВЕРСИТЕТ”

Єпішев В.П<sup>†</sup>, Кудак В.І.,  
Періг В.М., Мотрунич І.І.,  
Найбауер І.Ф.

# **Вплив зовнішніх факторів на власне обертання штучних супутників Землі**

Ужгород – 2023

УДК 528.341, 522.527

Єпішев В.П<sup>†</sup>, Кудак В.І., Періг В.М., Мотрунич І.І., Найбауер І.Ф. **Вплив зовнішніх факторів на власне обертання штучних супутників Землі**: Монографія. – Ужгород: Ужгородський національний університет, Ужгород – 2023. – 122 с.

Монографія присвячена дослідженню впливів зовнішніх збурюючих факторів навколоземного космічного простору на власне обертання штучних супутників Землі на прикладі супутників серії “MIDAS”, “Ajisai”, “Torex/Poseidon”.

Аналіз власного обертання дестабілізованих супутників може допомогти розкриттю фізичних процесів, що слабо проявляються, в навколоземному космічному просторі. У багатьох випадках вони проявляють себе тільки на досить тривалих проміжках часу, пройшовши цілий ряд перетворень.

Розраховано на студентів, інженерів, аспірантів, викладачів і наукових співробітників.

Рецензенти:

О.Б. Брюховецький – кандидат фізико-математичних наук, Західний центр радіотехнічного спостереження, Державне космічне агентство України

В.В. Рубіш – кандидат фізико-математичних наук, доцент кафедри теоретичної фізики, фізичний факультет, ДВНЗ “УжНУ”

Рекомендовано до друку Вченою радою фізичного факультету ДВНЗ “Ужгородського національного університету” (протокол №7 від 02.03.2023)

**ISBN** NNNNNNNNNNN

© Єпішев В.П<sup>†</sup>, Кудак В.І., Періг В.М., Мотрунич І.І., Найбауер І.Ф., 2023

# Зміст

<b>Вступ</b>	<b>5</b>
<b>1. Апаратурне і програмне забезпечення фотометричних спостережень низькоорбітальних ШСЗ</b>	<b>10</b>
1.1 Інструменти ЛКД УжНУ . . . . .	12
1.2 Обробка кривих блиску ШСЗ . . . . .	15
1.3 Метод визначення орієнтації супутника . . .	17
1.4 Визначення періоду власного обертання ШСЗ	24
<b>2. Супутники серії “MIDAS”</b>	<b>39</b>
2.1 Характеристика отриманого матеріалу . . .	43
2.2 Результати аналізу довгоперіодичних збурень у обертанні супутників серії “MIDAS” . . .	48
2.3 Кількісні оцінки величини збурень, що впливають на власне обертання досліджуваних ШСЗ	62
2.4 Висновки . . . . .	68
	<b>3</b>

<b>3. Визначення орієнтації і періоду обертання супутника</b>	
<b>TOPEX/Poseidon</b>	<b>71</b>
3.1 Фотометричні спостереження . . . . .	76
3.2 Зміна швидкості обертання . . . . .	79
3.3 Орієнтація супутника Topex/Poseidon . . . . .	80
3.4 Висновки . . . . .	86
<b>4. Супутник “Ajisai”</b>	<b>89</b>
4.1 Спостереження супутника “Ajisai” . . . . .	92
4.2 Магнітний збурюючий момент . . . . .	99
4.3 Висновки . . . . .	106
<b>Післямова</b>	<b>110</b>
<b>Список використаних джерел</b>	<b>114</b>

# Вступ

Із зростанням кількості космічних апаратів на орбіті, методи їх спостережень стають все більш важливими. Штучні супутники Землі і їх системи постійно підпадають під вплив багатьох факторів, що визначають фізичні умови польоту. Низькі густини газових компонент, сонячна і галактична радіація, потоки метеорних і зоряних частинок, гравітаційні і електромагнітні поля – далеко не всі фактори, що супроводжують переміщення супутників на орбітальних висотах. Стан більшості з них перш за все залежить від рівня сонячної активності. І ця залежність вимагає до себе постійної уваги.

Цілеспрямоване вивчення навколоземного середовища почалося в 70-ті роки минулого століття і переросло в самостійний науково технічний напря-

мок. Поряд з наземними експериментами в лабораторіях та конструкторських бюро, почалися прямі космічні експерименти з залуженням орбітальних комплексів і спеціальних мікросупутників, а також регулярних наземних спостережень за ними. Стало зрозумілим, що крім чисто технологічних аспектів досліджень, велике значення має постійний моніторинг газового стану електромагнітних полів, потоків заряджених частинок у верхній атмосфері з урахуванням сонячно-магнітосферних, атмосферно-іоносферних і сонячно-земних зв'язків. Тобто актуальність проблеми вимагає всебічного комплексного підходу до її розв'язку.

В Лабораторії космічних досліджень УжНУ був розроблений і на протязі багатьох років реалізований нетрадиційний підхід до вивчення стану фізичних полів в навколоземному середовищі через зміни у власному обертанні космічних об'єктів довільної форми під впливом цих полів [1]. Він базується на високоточному визначенні періоду власного обертання і змін в орієнтації некерованих космічних апаратів за результатами їх комплексних (позиційних і

фотометричних) спостережень астрономічними засобами. Наш багаторічний досвід показав, що некеровані (дестабілізовані) космічні апарати можна використовувати, як чутливі індикатори взаємодії фізичних процесів у навколоземному космічному просторі. Застосовуючи досить дешеві спеціальні астрономічні прилади (фотокамери, колориметри) і розроблені відповідні методики, можна вести постійний контроль за 10-15 некерованими штучними супутниками Землі (ШСЗ), розміщеними на різних висотах. І саме по зміні їх динамічних та поверхневих характеристиках судити про протікання фізичних процесів на спостережуваних висотах. Тому, що вплив збурень різної природи на ШСЗ в першу чергу залежить від висоти перебування їх на орбіті. Відомо, щодо висот  $\sim 800$  км найбільші збурення в обертанні ШСЗ породжені аеродинамічним та гравітаційним моментами. На висоті  $\sim 1000$  км і вище аеродинамічний момент уже одного порядку з магнітним. Вище кількох тисяч км переважають збурення породжені прямим сонячним випромінюванням, що має подвійну природу – корпускулярну

та фотонну. Крім того проведення тривалих спостережень за космічним апаратом (КА) дає змогу оцінити без особливих фінансових затрат і зміни в їх покриттях в реальних умовах в космічному просторі [1-4].

Дослідження змін у власному обертанні некерованих КА, що перебувають у вільному обертанні, мають суттєві переваги перед вивченням змін в їх орбітальному русі. Для загальноприйнятого методу оцінки збурень, який базується на контролі за змінами в елементах орбіти, потрібні спостереження на місячних або річних інтервалах часу. У випадку контролю за власним обертанням ШСЗ прояв збурень на нього можна помітити і оцінити за результатами спостережень кількох його проходжень. Розроблені в Лабораторії методики дозволяють оцінити на інтервалі одного проходження напрямом основних осей некерованих КА з точністю до  $1^\circ$  і фіксувати зміну періоду його власного обертання порядку 0.1 сек і менше, що дає можливість в свою чергу визначати величину збурюючого моменту порядку  $10^{-5} - 10^{-6}$  Н · м.



В Лабораторії вже довгий час ведеться контроль за власним обертанням і орієнтацією цілого ряду дестабілізованих ШСЗ, в тому числі і трьох КА серії “MIDAS”, які перебувають на висоті 3600-3700 км, КА “Торех/Poseidon” і “AJISAI”, що знаходяться на 1300-1500 км та мають різні маси, конфігурацію і площі ефективного перерізу. В монографії на їх прикладі розглянута реалізація в різних умовах визначення величини і природи збурюючих факторів, що діють на означені ШСЗ, базуючись на результатах їх комплексних спостережень.

## **Розділ 1.**

# **Апаратурне і програмне забезпечення фотометричних спостережень низькоорбітальних ШСЗ**

Записи зміни блиску ШСЗ є базовим експериментальним матеріалом для визначення параметрів власного і прецесійного обертання ШСЗ. Для успішного рішення даної задачі в ЛКД УжНУ був розроблений метод під назвою “Період”. В ньому реалізований алгоритм пошуку прихованої періоди-

чності процесів різноманітного походження, які можна представити математично в якості певної функції. Періодичність може бути отримана в формі таблиці чи графіка. Розроблений алгоритм являється універсальним для вивчення періодичності взагалі. В ньому не робляться ніякі спрощення, не розглядаються умовності та не обмежується кількість потрібних обчислень. Метод базується на використанні автокореляційних функцій і рядів Фур'є [5].

В останні роки для визначення періоду власного обертання ШСЗ нами також використовується, розроблене в ЛКД, програмне забезпечення на базі відомого методу Ломба-Скаргла [6].

У Лабораторії космічних досліджень Ужгородського національного університету розроблено метод визначення напрямку осі обертання штучного супутника та кутів розсіювання світла на його поверхні. Нижче ми коротко описуємо програму “Orientation”, що використовується для цих цілей.

Також в ЛКД розроблено програмне забезпечення для стандартизації кривих блиску ШСЗ яке ми коротко опишемо.

## **1.1. Інструменти ЛКД УжНУ**

Фотометричні спостереження ШСЗ на протязі більш ніж 40-ка років в ЛКД УжНУ проводились на трьох супутникових електрофотометрах, виготовлених в лабораторії. На першому двоканальному фотометрі записи блиску космічних об'єктів проводились в інтегральному світлі з допомогою самописця [7].

Наступний прилад був виготовлений як двоканальний колориметр ( $D=10$  см), що мав змогу працювати в  $B, V$  спектральних діапазонах. Реєстрація блиску на ньому спочатку велась за допомогою цифродрукуючого пристрою. В даний час фотометрична інформація реєструється в ПК [8]. Даний прилад розміщений на спеціальній супутниковій фотокамері АФУ-75 (Рис.1.1). Цей фотометр оснащений об'єктивом МТО-1000,  $D=100$  мм,  $F=1000$  мм. Максимальна швидкість ведення складає майже  $3^\circ$  в секунду, при розмірі діафрагми  $5'$  і точності ведення біля  $30''$ .

Згадані вище фотометри мають аналогічну кон-



Рис. 1.1. Телескоп ТПЛ-1М (з права), та електрофотометр на базі камери АФУ-75

струкцію. Єдина відмінність полягає в тому, що на АФУ-75 є два канали з фільтрами  $B$  та  $V$  системи Джонсона. Ці фотометри забезпечують фотометричну точність  $\pm 0^m05$ .

В останні 10 років фотометричні спостереження також ведуться на одноканальному фотометрі в  $V$  і  $R$  фільтрах позмінно в прямому фокусі спеціального телескопа ТПЛ-1М ( $D=100$  см) (Рис. 1.1), з пункту Деренівка розміщеного в 15 км від Ужгорода [9, 10].

Першочергово телескоп ТПЛ-1М був розробле-

ний як лазерний далекомір, але в ЛКД УжНУ він працює в режимі електрофотометрії. Головне дзеркало телескопа має діаметр 1000 мм, фокусна відстань 11 600 мм. Телескоп оснащений електрофотопомножувачем ФЕП-79, з підключенням системи реєстрації до ПК. Імпульси від ФЕП-79 підсилюються цифровим підсилювачем на інтерфейсній платі з лічильником імпульсів. Імпульси, оброблені на цій інтерфейсній платі, передаються до ПК. Програмне забезпечення дає можливість встановити інтервал вибірки в діапазоні від декількох мілісекунд до декількох хвилин. Фотометр працює в полосах фільтрів  $V$  і  $R$  системи Джонсона. Існує також можливість прив'язки часу ПК до UTC, отриманого від модуля GPS. Апаратура детально описана в роботі [9].

Телескоп повністю автоматизований. Крокові двигуни дозволяють відслідковувати об'єкти з максимальною швидкістю біля  $1^{\circ}5$  в секунду. Точність ведення залежить від швидкості спостережуваного супутника, але в цілому вона знаходиться в діапазоні 1-2 секунд дуги. Це є достатньо, щоб утримати

об'єкт в діафрагмі 4'.

З 2020 року на монтування телескопу ТПЛ-1М встановлено додатковий об'єктив діаметром 12 см та ефективною фокусною віддалю 228 мм з CMOS камерою QHY-174M-GPS. Поле зору такої системи становить  $2^{\circ}82 \times 1^{\circ}76$ , та масштабом пікселя 10.6 arcsec/pixel [10].

## 1.2. Обробка кривих блиску ШСЗ

Зовнішні причини (інструментальні фактори, вплив земної атмосфери і т.д.) деяким чином спотворюють отримані криві блиску супутників. По цій причині, щоб звести до мінімуму всі фактори, не зв'язані з досліджуванним об'єктом, ми повинні застосовувати математичну обробку. Як завжди рішення заключається в тому, щоб редукувати криві блиску стандартним чином. Це дає нам можливість порівнювати між собою різні криві блиску, що отримані з різних пунктів спостережень а також порівнювати їх з старими кривими блиску, отриманими

багато років назад.

Для даної роботи достатньо враховувати тільки два фактора, які впливають на форму кривої блиску. Це атмосферне поглинання та зміна віддалі супутника від спостерігача під час його проходження.

Результуюча формула для стандартної величини супутника буде:

$$m_{st} = m_{inst} - \Delta m_z - \Delta m_\rho \quad (1.1)$$

$$m_{inst} = 2.5 \log(N_{signal} - N_{background}) \quad (1.2)$$

$$\Delta m_z = k[(M_z)_{standart} - (M_z)_{sat}] \quad (1.3)$$

$$\Delta m_\rho = 5 \log \frac{\rho}{1000 [\text{km}]}, \quad (1.4)$$

де  $N_{signal}$  та  $N_{background}$  відповідають відлікам фотометра, отриманим від супутника і фона,  $m_{inst}$  – інструментальна зоряна величина,  $\Delta m_z$  – поправка за атмосферне поглинання на різних зенітних кутах (см. [11]),  $\Delta m_\rho$  корекція зміни віддалі ( $\rho$ ) спостережуваного супутника. Як оптимальна величина вибрана стандартна віддаль 1000 км [12]. Коефіцієнт екстинкції  $k_x$  в полосі  $x$  враховується із систе-



### 1.3. МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ СУПУТНИКА

ми рівнянь (1.5), де кожне рівняння записується для окремої стандартної зорі.

$$\left\{ \begin{array}{l} k(M_z)_1 + A_x = X_1 - c_x (B - V)_1 + 2.5 \log(N_x)_1 \\ k(M_z)_2 + A_x = X_2 - c_x (B - V)_2 + 2.5 \log(N_x)_2 \\ \dots \\ k(M_z)_i + A_x = X_i - c_x (B - V)_i + 2.5 \log(N_x)_i \end{array} \right. \quad (1.5)$$

де  $A_x$  – стала фотометричного приладу в полосі “ $x$ ”,  $X_i$  – стандартна зоряна величина  $i$ -ої зорі,  $c_x$  – коефіцієнт переходу в відповідну полосу “ $x$ ” фотометричної системи Джонсона,  $N_x$  – кількість імпульсів, зареєстрованих в полосі “ $x$ ”,  $M_z$  – повітряна маса на зенітній відстані  $z$ .

### 1.3. Метод визначення орієнтації супутника

В Лабораторії космічних досліджень Ужгородського національного університету була розроблена методика визначення орієнтації супутника, орієнтації осі його обертання разом з обчисленням кутів відбивання сонячного світла та програма “Ori-

entation”.

Електрофотометричні спостереження різних штучних супутників показали, що існує характерна особливість – дзеркальні спалахи світла, відбитого від супутника, великі по амплітуді, короткі по часу. Ці дзеркальні спалахи накладаються на загальні зміни яскравості. Застосовуючи розроблений метод, можна визначити орієнтацію супутника в просторі маючи зареєстровані моменти дзеркальних спалахів.

Цей метод може використовуватись незалежно від конструкції об’єкта та розміщення відбиваючих поверхонь відносно осі обертання, а також у випадку відсутності будь-якої інформації про кількість та розміщення відбиваючих поверхонь та наявності нульової осі обертання [13].

Метод заснований на синхронних електрофотометричних та позиційних спостереженнях для кожного штучного супутника з достатньою кількістю даних.

Електрофотометрія спостережуваного супутника дає інформацію про моменти часу спалахів, їх

### 1.3. МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ СУПУТНИКА

інтенсивність та тривалість. Напрямок, кути та елементи орбіти визначаються із позиційних спостережень.

Наприклад, напрямок нормалі  $\vec{n}^*$  до будь-якої відбиваючої поверхні дзеркального типу розраховується як:

$$\vec{n}^* = \begin{pmatrix} x_n \\ y_n \\ z_n \end{pmatrix} = [(x_0 + x_H)^2 + (y_0 + y_H)^2 + (z_0 + z_H)^2]^{-\frac{1}{2}} \begin{pmatrix} x_0 + x_H \\ y_0 + y_H \\ z_0 + z_H \end{pmatrix}, \quad (1.6)$$

де,

$$x_0 = \cos \alpha_0 \cos \delta_0,$$

$$y_0 = \sin \alpha_0 \cos \delta_0,$$

$$z_0 = \sin \alpha_0$$

відповідають напрямку від центра супутника до центра Сонця, а

$$x_H = \cos \alpha_H \cos \delta_H,$$

$$y_H = \sin \alpha_H \cos \delta_H,$$

$$z_H = \sin \alpha_H$$

— напрямок від центра супутника до спостерігача;  $\alpha_0, \delta_0$  и  $\alpha_H, \delta_H$  відповідно координати Сонця та спостерігача в екваторіальній системі координат;  $\alpha_H, \delta_H$

розраховуються за синхронними позиційними спостереженнями та зв'язані з топоцентричними координатами супутника як  $\alpha_H = \alpha \pm 180^\circ$ ,  $\delta_H = -\delta$ .

Якщо ми знаємо, що напрямок нормалі  $\vec{n}^*$  паралельний напрямку обертання об'єкта  $\vec{R}^*$ , то ми можемо визначити напрямок обертання зразу по одичному спостереженню дзеркального спалаху. Якщо напрямок нормалі знаходиться в площині обертання об'єкта, то напрямок такого обертання може бути розрахований як:

$$\vec{R}^* = [\vec{n}_1^* \times \vec{n}_2^*] \quad (1.7)$$

Звідси видно, що складність цього метода заключається в необхідності фіксації як мінімум двох світлових дзеркальних спалахів.

В випадку довільного розположення дзеркально відбиваючих деталей відносно осі обертання  $\vec{R}^*$  розв'язок задачі не закінчується визначенням нормалі  $\vec{n}^*$ . Це стає більш складним та потребує набору експериментальних даних на достатньо великому інтервалі з фіксацією максимально можливої кількості спалахів світла. Особливо, якщо характер ра-

### 1.3. МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ СУПУТНИКА

зміщення області відбивання повністю невідомий. В такому випадку необхідно проаналізувати інформацію про існуючі форми орієнтації для різних супутників та прив'язати її до спостережуваних кривих блиску [13, 14].

Вісь обертання, направлена до центру Землі, повертається на 360 градусів, коли супутник здійснює повний оберт навколо Землі. Зареєстровані зміни в напрямку нормалі відображають цей рух. І якщо у нас буде достатньо таких зареєстрованих моментів, то ми можемо впевнено сказати, в якому напрямку в даний момент часу орієнтована вісь обертання.

Якщо супутник обертається навколо своєї вертикальної осі і немає прецесії, тоді напрямок осі обертання супутника, який лежить в площині її орбіти, співпадає з напрямком “супутник–центр Землі” і може бути визначений як:

$$\alpha_R = \alpha_{geoc} \pm 180^\circ; \delta_R = -\delta_{geoc}, \quad (1.8)$$

де  $\alpha_{geoc}$ ,  $\delta_{geoc}$  — геоцентричні екваторіальні коорди-

нати спостережуваного об'єкта.

Створене програмне забезпечення “Orientation” було протестовано на багатьох різних супутниках навіть складної форми. Використання цього програмного забезпечення дало нам досвід в побудові індикатриси розсіювання і дозволило нам обробляти великі масиви спостережуваних даних, в тому числі представлені в цій статі. Програмне забезпечення “Orientation” дозволяє отримати наступну інформацію:

$UT$  — час спостереження;

$\alpha, \delta$  — топоцентричні екваторіальні координати супутника;

$R$  — топоцентрична віддаль до супутника;

$\alpha_n, \delta_n$  — екваторіальні координати напрямку нормалі до відбиваючої області супутника в системі координат супутника;

$\alpha_g, \delta_g$  — екваторіальні координати напрямку на центр Землі від центра супутника;

$\alpha_l, \delta_l$  — екваторіальні координати Місяця від центра супутника;

### 1.3. МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ СУПУТНИКА

$\alpha_o, \delta_o$  — екваторіальні координати напрямку на центр Сонця від центра супутника;

$F$  — фазовий кут супутника;

$\nu$  — кут між нормалю до відбиваючої поверхні та напрямком “супутник — центр Землі”;

$\varepsilon_1$  — кут між напрямками “супутник — Сонце” та “супутник — центр Землі”;

$\theta_1$  — кут між напрямками “супутник — спостерігач” та “супутник — центр Землі”;

$\varepsilon_2$  — кут між напрямком “супутник — Сонце” та нормалю до відбиваючої поверхні супутника;

$\theta_2$  — кут між напрямком “супутник — спостерігач” та нормалю до відбиваючої поверхні супутника;

$F(f)$  — фазова функція розсіювання світла сферичною поверхнею;

$\alpha_r, \delta_r$  — екваторіальні координати напрямку осі, перпендикулярного площині орбіти;

$\alpha_m, \delta_m$  — екваторіальні координати напрямку осі, перпендикулярного нормалі  $\alpha_n, \delta_n$ ;

$\Omega_1, \Omega_2$  — орбітальні вузли;

$i$  — нахил площини орбіти.

Точність визначення кутів та напрямків визначається точністю позиційних спостережень. Якщо у нас є позиційні ПЗС-спостереження, де точність складає декілька кутових секунд, тоді всі напрямки можуть бути розраховані з точністю біля  $0^\circ.1$ . Однак якщо позиційні дані вираховуються із елементів TLE, точність може досягати майже  $1^\circ.0$ .

Отримані результати розрахунків відображаються на планісфері Каврайського, на основі чого ми аналізуємо поведінку супутника на орбіті.

## **1.4. Визначення періоду власного обертання ШСЗ**

### **Програма “Період”**

Вирішення задачі пошуку періоду власного обертання ШСЗ в свій час запропоновано в ЛКД у виді програми “Період”, в якій реалізовано алгоритм пошуку прихованої періодичності процесів довіль-



## 1.4. ВИЗНАЧЕННЯ ПЕРІОДУ ВЛАСНОГО ОБЕРТАННЯ ШСЗ

ної природи, що можуть бути представлені математично у вигляді якоїсь функції. Остання може бути отримана таблично чи графічно, що в принципі не грає суттєвої ролі. Цей алгоритм, на нашу думку, є універсальним для вивчення періодичності взагалі, так як для найбільш точного розв'язку задачі в ньому не робляться ніякі спрощення і не обмежується кількість потрібних обчислень. При пошуках такого розв'язку був застосований підхід, що відрізняється від традиційних і відомих в літературі методів, зокрема, із застосуванням автокореляційних функцій і рядів Фур'є [15].

З часом метод був удосконалений і розширений на пошук прихованої періодичності у просторово-часових реалізаціях із порушеннями неперервності у фіксації значень досліджуваного процесу – великі координатно-часові розриви, тобто між спостереженнями виникають великі проміжки часу (доба, або більше). Суть останнього, удосконаленого варіанту методу, реалізованого в модифікованій програмі обчислень, приводиться нижче.

Суть методу зводиться до наступного. На скін-

ченому інтервалі  $[-L, L]$  задана функція  $X(t)$ , як результат вимірів одного з параметрів деякого фізичного процесу. Змінну  $t$  часто називають часом, хоч цілком можливий розгляд функцій від інших фізичних величин, наприклад, довжини  $l$ . Функція повинна бути задана таблично, тобто у вигляді сукупності значень в дискретні моменти часу. Вимога про рівномірність кроку вимірів, закладена в більшості методів, знімається і допускається наявність розкиданих в часі вимірів, хоч при можливості мати еквідистантні значення, останньою не слід нехтувати, так як це тільки збільшить точність і скоротить час обчислень.

Виходячи із загальних міркувань про сутність досліджуваного фізичного процесу, робиться висновок про те, що функція  $X(t)$  може включати в себе періодичну компоненту часу  $S(t)$ , тобто

$$X(t) = S(t) + U(t) \quad (1.9)$$

Якщо цього немає, то просто  $S(t) = 0$ , а  $U(t) = X(t)$ . Відомо, що знання періоду  $T$  (або частоти  $\omega = \frac{2\pi}{T}$ ) і значень коефіцієнтів ряду Фур'є цілком

#### 1.4. ВИЗНАЧЕННЯ ПЕРІОДУ ВЛАСНОГО ОБЕРТАННЯ ШСЗ

задають функцію  $S(t)$  у вигляді

$$S(t) = \sum_{r=1}^{\infty} a_r \cos \frac{2\pi}{T} t + b_r \cos \frac{2\pi}{T} t \quad (1.10)$$

$$X(t) = a_1 \cos \frac{2\pi}{T} t + b_1 \cos \frac{2\pi}{T} t + U(t) \quad (1.11)$$

Вважається, що задача пошуку прихованої періодичності повністю розв'язана, якщо обчислені параметри  $a_1, b_1$ . Це є суттєвим моментом пропонованого методу. В залежності від потрібної точності береться та чи інша кількість гармонік, що входять у вираз (1.10). Іноді досить знання параметрів однієї гармоніки, коли вищі гармоніки, при довільній їх кількості, просто формально включені в  $U(t)$ . Саме представлення  $X(t)$  у вигляді (1.11), з деякою видозміною, і буде істотно використано в ході наступних міркувань.

Оскільки формальний запис (1.9) не вимагав відсутності в  $U(t)$  інших періодичних компонент з періодом, відмінним від  $T$ , то взагалі

$$X(t) = \sum_{J=1}^{\nu} S_J(t) + n(t) \quad (1.12)$$

де функції  $S_J(t)$  мають періоди  $T_J$ , що можуть бути і не кратними чи співрозмірними, а  $n(t)$  вже не має періодичних компонент (так званий “білий шум”).

Запис у вигляді (1.9), при невідомих наперед періодах, означає тільки той факт, що в процесі пошуку періодичності можна по черзі виявляти по одній періодичній компоненті із  $X(t)$ , усувати її, а потім застосовувати цей же алгоритм до почергового усунення решти періодичних компонент із  $U(t)$ . В свою чергу запис  $X(t)$  у вигляді (1.11) дає можливість вилучення окремої періодичної компоненти у вигляді окремих гармонік, що грає вирішальну роль при розробці алгоритму.

Оскільки діапазон можливих значень  $T_J$  у більшості випадків повністю невідомий, то їх пошук можна організувати у вигляді елементарного перебору всіх можливих пробних періодів – від мінімально можливого (в залежності від кроку квантування при еквідистантних вимірах, чи одиниці часу

#### 1.4. ВИЗНАЧЕННЯ ПЕРІОДУ ВЛАСНОГО ОБЕРТАННЯ ШСЗ

при розкиданих у часі точках) до максимально можливого, що диктується самим характером досліджуваного процесу. У більшості випадків – це подвоєний час спостережень. Крок перебору при цьому задається цілком довільно, однак слід мати на увазі, що його зменшення веде до збільшення кількості обчислень, а збільшення загрожує втратою ймовірного періоду. Такий спосіб пошуку називають „сліпим” пошуком, або скануванням по діапазону.

При цьому, на відміну від інших методів, в розробленому методі зовсім не використовуються ніякі селективні перетворення, які, зберігаючи періоди (частоти), змінюють при цьому амплітуди гармонік. Це дає можливість зразу визначати параметри гармонік пробних періодів.

Друга істотна відмінність в тому, що параметри гармонік знаходяться для кожного пробного періоду тільки окремо для однієї його гармоніки, адже число періодичних компонент  $\nu$ , можливих складових  $X(t)$ , теж наперед невідоме. Це дає можливість замість  $2\nu + 1$  визначаючих рівнянь розв’язувати для кожного пробного періоду систему всього з трьох

лінійних рівнянь, що цілком задають його гармоніку.

Для отримання конкретних формул використовується запис виду (1.11), в якому параметри гармоніки пробного періоду  $T$  позначаються  $A$  і  $B$  з додавкою константи  $C$ . Останнє викликано тим, що дані  $X(t)$ , маючи в загальному випадку асиметричну структуру відносно їхнього середнього значення, апроксимуються методом найменших квадратів синусоїдою. При цьому слід передбачити її зміщення вздовж горизонтальної осі, де зсув по фазі  $\beta$  визначається співвідношеннями:

$$\cos \beta = \frac{A}{\sqrt{A^2 + B^2}} \quad \sin \beta = \frac{B}{\sqrt{A^2 + B^2}} \quad (1.13)$$

а вздовж вертикальної осі на константу  $C$ . В іншому разі втрачається точність визначення самого періоду і параметрів відповідної йому гармоніки. Отже маємо:

$$X(t) = A \cos \frac{2\pi}{T}t + B \sin \frac{2\pi}{T}t + C + U(t) \quad (1.14)$$

Знаходячи звідси параметри  $A$ ,  $B$  і  $C$ , при наяв-

## 1.4. ВИЗНАЧЕННЯ ПЕРІОДУ ВЛАСНОГО ОБЕРТАННЯ ШСЗ

ності  $N$  точок вимірів досліджуваного процесу, можна отримати можливість вивчення його спектральної структури. Для знаходження  $A$ ,  $B$ ,  $C$  і  $T$  потрібно скласти систему рівнянь виду:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \sum_{k=1}^N (A \cos \frac{2\pi}{T} t_k + B \sin \frac{2\pi}{T} t_k + C - X(t_k))^2}{\partial A} = 0 \\ \frac{\partial \sum_{k=1}^N (A \cos \frac{2\pi}{T} t_k + B \sin \frac{2\pi}{T} t_k + C - X(t_k))^2}{\partial B} = 0 \\ \frac{\partial \sum_{k=1}^N (A \cos \frac{2\pi}{T} t_k + B \sin \frac{2\pi}{T} t_k + C - X(t_k))^2}{\partial C} = 0 \\ \frac{\partial \sum_{k=1}^N (A \cos \frac{2\pi}{T} t_k + B \sin \frac{2\pi}{T} t_k + C - X(t_k))^2}{\partial T} = 0 \end{array} \right. \quad (1.15)$$

Після виконання диференціювання і скорочень з (1.15) одержимо рівняння 1.16.

Перші три рівняння системи (1.16) лінійні відносно  $A$ ,  $B$  і  $C$ . Їх можна виділити в окрему підсистему і легко розв'язати, а знайдені значення підставити в четверте рівняння системи (1.16). Воно вже буде рівнянням від однієї невідомої  $T$ , тобто матимемо  $f(t) = 0$ . Останнє рівняння можна буде

розв'язувати наближеними методами. Але тоді, беручи до уваги сам характер періодичних функцій, не можливо однозначно вказати, де істинний період, а де величина, йому кратна. Крім того, необхідно обчислювати подвійну кількість тригонометричних сум. Звідси випливає необхідність перебору всіх можливих пробних періодів.

$$\left\{ \begin{array}{l} A \sum_{k=1}^N \cos^2 \frac{2\pi}{T} t_k + B \sum_{k=1}^N \cos \frac{2\pi}{T} t_k \sin \frac{2\pi}{T} t_k + C \sum_{k=1}^N \cos^2 \frac{2\pi}{T} t_k = \sum_{k=1}^N X(t_k) \cos \frac{2\pi}{T} t_k \\ A \sum_{k=1}^N \cos \frac{2\pi}{T} t_k \sin \frac{2\pi}{T} t_k + B \sum_{k=1}^N \sin^2 \frac{2\pi}{T} t_k + C \sum_{k=1}^N \sin^2 \frac{2\pi}{T} t_k = \sum_{k=1}^N X(t_k) \sin \frac{2\pi}{T} t_k \\ A \sum_{k=1}^N \cos^2 \frac{2\pi}{T} t_k + B \sum_{k=1}^N \sin \frac{2\pi}{T} t_k + CN = \sum_{k=1}^N X(t_k) \\ A^2 \sum_{k=1}^N \cos \frac{2\pi}{T} t_k \sin \frac{2\pi}{T} t_k + AB \sum_{k=1}^N t_k \sin^2 \frac{2\pi}{T} t_k + AB \sum_{k=1}^N t_k \sin \frac{2\pi}{T} t_k - \\ - A \sum_{k=1}^N X(t_k) \sin \frac{2\pi}{T} t_k - AB \sum_{k=1}^N t_k \cos^2 \frac{2\pi}{T} t_k - B^2 \sum_{k=1}^N t_k \cos \frac{2\pi}{T} t_k \sin \frac{2\pi}{T} t_k - \\ - BC \sum_{k=1}^N t_k \cos \frac{2\pi}{T} t_k + B \sum_{k=1}^N X(t_k) t_k \cos \frac{2\pi}{T} t_k = 0 \end{array} \right. \quad (1.16)$$

Якщо значення  $X(t_k)$  привести на середнє, то-  
ТО ВВЕСТИ

$$X'(t_k) = X(t_k) - \frac{\sum_{k=0}^N X'(t_k)}{N}, \text{ то } \sum_{k=0}^N X''(t_k) = 0$$



#### 1.4. ВИЗНАЧЕННЯ ПЕРІОДУ ВЛАСНОГО ОБЕРТАННЯ ШСЗ

При значному розкиді в часі результатів вимірів бажано також провести і центрування фаз. Це може підвищити точність за рахунок кращої взаємокомпенсації похибок.

Підсистема перших трьох рівнянь із системи рівнянь (1.16) має матрицю, симетричну відносно головної діагоналі, а приведення  $X(t_k)$  на середнє істотно спростить задачу розв'язку цієї системи для знаходження параметрів  $A$ ,  $B$  і  $C$  по методу Крамера. Після знаходження цих параметрів величина  $\epsilon^2$  може бути записана таким чином:

$$\begin{aligned}\epsilon^2 &= \sum_{k=1}^N (X'(t_k) - (A \cos \frac{2\pi}{T} t_k + B \sin \frac{2\pi}{T} t_k + C))^2 = \\ &= \sum_{k=1}^N ((X'(t_k))^2 - 2X'(t_k)(A \cos \frac{2\pi}{T} t_k + B \sin \frac{2\pi}{T} t_k + C) + \\ &\quad + (A \cos \frac{2\pi}{T} t_k + B \sin \frac{2\pi}{T} t_k + C)^2)\end{aligned}$$

Якщо знайти відношення

$$\frac{\epsilon^2}{\sum_{k=0}^N (X'(t_k))^2}$$

то одержимо норму, яка є величиною відхилення

даної гармоніки від вихідних даних. Її значення може змінюватись від нуля (вихідні дані – чиста гармоніка пробного періоду  $T$  з параметрами  $A, B, C$ ) до одиниці (гармоніка відсутня). Однак, щоб одержати спектральну картину звичного вигляду, краще розглянути величину

$$K = 1 - \frac{\epsilon^2}{\sum_{k=0}^N (X'(t_k))^2} \quad (1.17)$$

Вона визначить величину вкладу гармоніки з параметрами  $A, B, C$  та пробним періодом  $T$  в досліджуваний процес  $X(t)$ . Точка досягнення нею екстремального значення (максимуму) буде характерною ознакою ймовірного періоду. Кінцевий вираз для  $K$  при цьому такий:

$$K = \max \left[ 2 \sum_{k=1}^N (X'(t_k) (A \cos \frac{2\pi}{T} t_k + B \sin \frac{2\pi}{T} t_k + C)) - \sum_{k=1}^N (A \cos \frac{2\pi}{T} t_k + B \sin \frac{2\pi}{T} t_k + C)^2 \right] \quad (1.18)$$

Звідси видно, що для кінцевого виразу  $K$  в (1.18)

## 1.4. ВИЗНАЧЕННЯ ПЕРІОДУ ВЛАСНОГО ОБЕРТАННЯ ШСЗ

будуть використані величини, обчислені для цього розв'язку підсистеми з перших трьох рівнянь системи (1.16). Виходячи з наявності в (1.18) компоненти

$$\sum_{k=1}^N (X'(t_k) (A \cos \frac{2\pi}{T} t_k + B \sin \frac{2\pi}{T} t_k + C))$$

і різного трактування терміну “коваріація”, в методі “Період” величині  $K$  присвоєно ту ж назву. Саме вивчення величини  $K$  служить основою для побудови спектральної структури досліджуваного процесу  $X(t)$ . Вона визначається повністю величинами, що обумовлені значеннями пробного періоду  $T$  і, в силу цього,  $K = K(T)$ .

Наявність піків у величині  $K$  при якому-небудь значенні  $T$ , в ході рівномірного сканування по кожній сотні пробних періодів із всього діапазону допустимих значень, і буде говорити про можливу наявність в досліджуваному процесі гармоніки з даним періодом і відповідними йому параметрами. Значення величини ймовірного пробного періоду при цьому можна уточнити, задаючи в околі  $T$  все більш

дрібний, десятикратно менший крок. При цьому значення коваріації при кожному уточненні може тільки зростати.

Пройшовши по всьому діапазону можливих пробних періодів, можна знайти гармоніку, найбільш потужну по величині вкладу в досліджуваний процес, тобто по максимальному значенню  $K$ . Далі її усунути, а залишок знову запустити для повторного обчислення. Подібну процедуру почленного вилучення окремих гармонік можна повторювати багатократно. При цьому із спектра процесу вибирається не лише пік вибраної гармоніки, але часто і відповідні бокові “пелюстки”, тобто піки наведених гармонік, а потужність гармонік, що залишаються в спектрі, уточнюється разом з уточненням їх гармонік.

Кількість вилучених почленно гармонік диктується характером досліджуваного процесу, а їх сума  $i \in$  в чистому вигляді періодична частина цього процесу, виділена з точністю, що задається вже кількістю виділених гармонік. Якщо ця виділена періодична частина процесу займає його значну части-

## 1.4. ВИЗНАЧЕННЯ ПЕРІОДУ ВЛАСНОГО ОБЕРТАННЯ ШСЗ

ну потужності (до 95% і вище), то її цілком природно використати для “прогнозу”. Для цього в методі вказується потрібна кількість кроків: із знаком мінус при прогнозі назад, тобто при інтерполяції, і із знаком плюс (або без нього) при прогнозі вперед, тобто при екстраполяції. Відсутність в необхідності такої процедури фіксується просто нулем.

### Періодограма Ломба-Скаргла

Також в Лабораторії космічних досліджень використовується метод визначення періоду Ломба-Скаргла, що ґрунтується на дослідженнях [6, 16]. Цей метод вже давно використовується в астрономії і зарекомендував себе як швидкий і надійний. Метод Ломба-Скаргла дозволяє здійснити спектральний аналіз безпосередньо над нерівномірним дискретним сигналом. У його основі лежить методом найменших квадратів (МНК) - апроксимація сигналу гармонійними функціями.

Якщо  $y$  - множина наших даних, а  $t$  – час, то визначимо  $\tau$  як:

$$\tan(2\omega\tau) = \frac{\sum_{n=1}^N \sin(2\omega t_n)}{\sum_{n=1}^N \cos(2\omega t_n)}$$

А основне рівняння методу можна записати у вигляді:

$$P_x(\omega) = 1/2 \left\{ \frac{\left[ \sum_{n=1}^N y(t_n) \cos(\omega(t_n - \tau)) \right]^2}{\sum_{n=1}^N \cos^2(\omega(t_n - \tau))} + \frac{\left[ \sum_{n=1}^N y(t_n) \sin(\omega(t_n - \tau)) \right]^2}{\sum_{n=1}^N \sin^2(\omega(t_n - \tau))} \right\}$$

Відмінною особливістю методу є те, що оцінка даних відбувається за самими точками відліків, а не за тимчасовими проміжками, що дозволяє мати змінний крок дискретизації сигналу. Періодограма Ломба-Скаргла практично повністю узгоджується зі звичайним перетворенням Фур'є непоодиноким імпульсів.

## Розділ 2.

# Супутники серії “MIDAS”

Система протиракетної оборони “MIDAS” була розвернута США навколо Землі в першій половині 60-х років минулого століття (Рис. 2.1). Ці об’єкти мають форму циліндр-конус довжиною 9.14 м та діаметром 1.52 м. Кожен із них має по дві панелі сонячних батарей (ПСБ) довжиною  $\sim 4$  м ребристої форми. Не всі супутники цієї системи вийшли на розрахункові орбіти. Ті, що вийшли – в активному режимі працювали від місяця до пів року. Вийшовши з режиму стабілізації, ці супутники поступово перетворились в об’єкти-індикатори протікання різних фізичних процесів в навколоземному космі-

## 2. СУПУТНИКИ СЕРІЇ “MIDAS”

чному просторі на висоті їх перебування.

Так, у ШСЗ “MIDAS-4” по спостереженнях в 70-80 роки була встановлена доволі висока кореляція між змінами в його власному обертанні і інтенсивністю сонячного випромінювання під час 21-го циклу сонячної активності. На основі отриманих результатів нами була проведена оцінка відносної зміни величини “сонячної постійної” в відповідний період часу. Її величина  $\sim 0.81\%$  добре узгоджувалась з даними отриманими з американського космічного апарата [2]. Але на кривих блиску проявлялась і ще одна періодичність, яку в той час пояснити не вдалось [3].

В обертанні об’єкта “MIDAS-7” було ще більше не зрозумілого. З однієї сторони проявляється ніби то сезонний характер з одним максимумом і одним мінімумом, а з іншої – не все в його поведінці пояснювалось тільки сезонними змінами. В 70-80-х роках минулого століття (21-й цикл сонячної активності) цей ШСЗ обертався відносно швидко восени ( $P_0 = 105$  сек) і більш повільно весною ( $P_0 = 127$  сек), з зберіганням 22-х секундної амплітуди. З



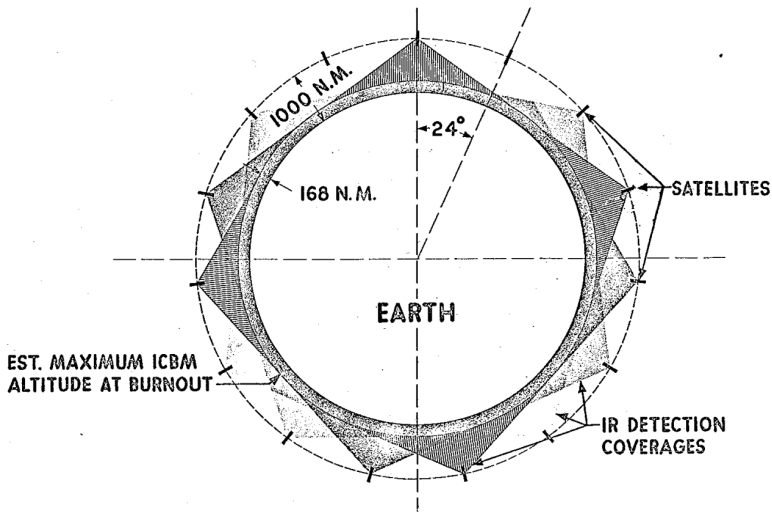


Рис. 2.1. Розташування та покриття супутників серії “MIDAS” 1957 рік [17]

2008 року і до середини 2017, зміни в періоді його власного обертання на річному інтервалі проходили від 125 сек. (весною) до 150 сек. (восени). Отже, обертання ШСЗ стало більш повільним вже не весною, а восени, зберігаючи при цьому один максимум і значення амплітуди сезонної зміни періоду обертання постійним, порядку 22-х секунд.

Довгий час в нас не знаходилось пояснень такий поведінці ШСЗ “MIDAS-7”. В першу чергу зміни, що спостерігались, пов’язувались з фізичними

## 2. СУПУТНИКИ СЕРІЇ “MIDAS”

процесами в верхній атмосфері Землі, що відбуваються під впливом сонячного випромінювання. Розглядався їх можливий зв'язок з впливом річної варіації магнітного збурення або процесами, викликаними низькоенергетичним корпускулярним випромінюванням Сонця, що має річну варіацію [18].

Виникла навіть підозра, що причиною могла стати зміна полюсів на Сонці на інтервалі 22-х років. Але всі гіпотези з часом виявлялися хибними, поки в своїх пошуках ми не встановили, що швидкість переміщення площини орбіти ШСЗ “MIDAS-7” в просторі практично збігається з швидкістю переміщення площини орбіти Місяця. А число оборотів ШСЗ навколо Землі за період Сароса (18.03 роки) рівний цілому числу  $N=56500$ .

Додавши до результатів наших фотометричних спостережень цього об'єкта дані, отримані в [19] і доступні онлайн<sup>1</sup>, ми встановили, що період вікових змін у власному обертанні ШСЗ “MIDAS-7” практично співпадає з Місячним драконічним ро-

---

<sup>1</sup><http://mmt9.ru/satellites/>

## *2.1. ХАРАКТЕРИСТИКА ОТРИМАНОГО МАТЕРІАЛУ*

ком<sup>2</sup>. Таким чином пошуки вирішення задачі були направлені в нове русло.

Після аналізу результатів визначення періоду власного обертання 3-х ШСЗ “MIDAS”, отриманих в різний час на основі метода Фур’є і Ломба-Скаргла в Ужгороді, ми об’єднали їх з даними ММТ-9. Середнє значення похибки в приведених значеннях періоду не перевищує 0.1 сек.

Таким чином, нами були проаналізовані значення періодів власного обертання за 268-ми спостереженнями ШСЗ “MIDAS-4”, 183-х “MIDAS-6”, 318-ти “MIDAS-7”, які стали основою для встановлення природи виявлених довгоперіодичних збурень в обертанні цих об’єктів.

## **2.1. Характеристика отриманого матеріалу**

В процесі досліджень нами використані результати фотометричних і позиційних спостережень 3-

---

<sup>2</sup>драконічний рік – проміжок часу, за який Сонце повертається до того самого вузла місячної орбіти

## 2. СУПУТНИКИ СЕРІЇ “MIDAS”

ох ШСЗ системи “MIDAS”, які проводились в 70-ті і 80-ті роки 20 століття та з 2007 по липень 2017 року в Ужгороді, а також дані фотометрії по цим об’єктам, отримані з червня 2014 року в проекті Mini-Mega TORTORA (ММТ-9) [20].

Типові криві блиску ШСЗ серії “MIDAS”, записані в різний час, наведені на Рис. 2.2–2.4.

В таблиці 2.1 представлені інтервали спостережень досліджуваних ШСЗ в Ужгороді, окремі характеристики їх орбіт (висота перигея  $h$  і апогея  $h$ , нахил орбіти  $i$ , швидкість зміщення вузла орбіти  $\dot{\Omega}$  і орбітальний період), кількість включених в обробку кривих блиску КА, межі вимірів величини періоду власного обертання  $P_0$  в різні епохи спостережень.

Орбітальні параметри ШСЗ визначались, як по результатах їх позиційних спостережень в Ужгороді, так і з елементів орбіт, що наведені в каталозі NORAD. Похибка проведених розрахунків не перевищувала  $0.01$ . Визначення величини періоду власного обертання ШСЗ відбувалось по даних з кривих блиску, з точністю  $\leq 0.1$  сек.

## 2.1. ХАР. ОТРИМАНОГО МАТЕРІАЛУ

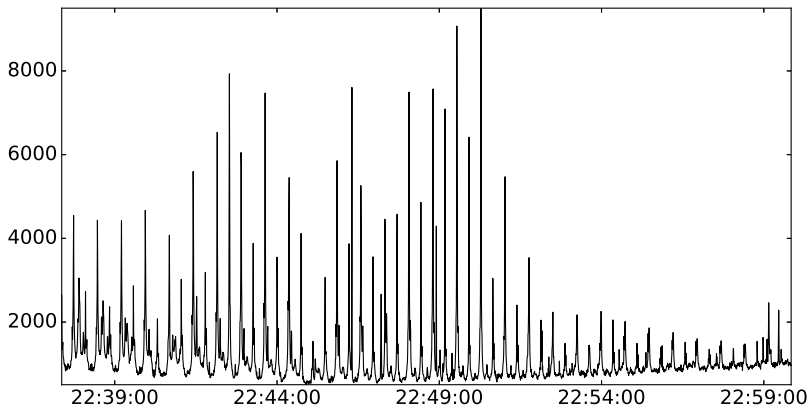


Рис. 2.2. Типова крива блиску супутника “MIDAS-4” записана 23.03.2012 в V фільтрі

Дзеркальні спалахи, що спостерігались від ШСЗ, утворювались внаслідок відбивання світла від ПСБ. Їх періодичність і постійна повторюваність підтверджують власне обертання даних об’єктів.

Дослідження орієнтації КА показало, що обертання відбувається навколо повздовжньої осі в усіх 3-ох ШСЗ “MIDAS”, яка по напрямку практично співпадає з напрямком “супутник - центр Землі”. Її відхилення внаслідок нутаційних коливань не перевищує  $5-7^\circ$ .

Визначення орієнтації ШСЗ на всі епохи спосте-

## 2. СУПУТНИКИ СЕРІЇ “MIDAS”

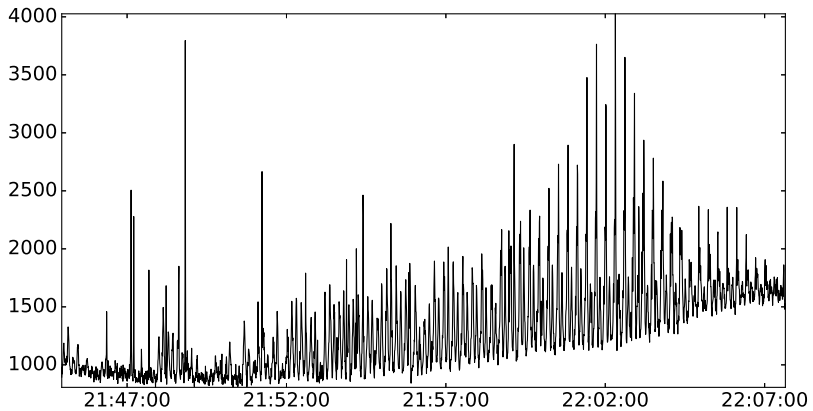


Рис. 2.3. Типова крива блиску супутника “MIDAS-6” записана 23.03.2012 в V фільтрі

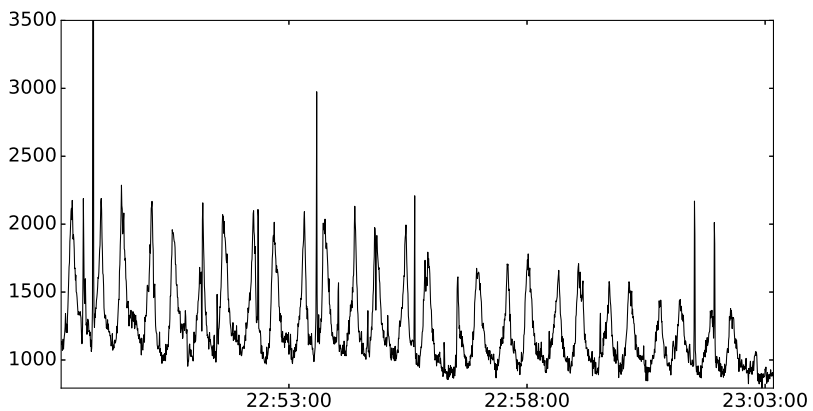


Рис. 2.4. Типова крива блиску супутника “MIDAS-7” записана 29.03.2011 в V фільтрі

Таблиця 2.1. Орбітальні та динамічні характеристики ШСЗ серії “MIDAS”

№	Назва ШСЗ	$h$ , км	$h$ , км	$i$ , °	$\dot{\Omega}$ , °/добу	$P$ , хв	$\Delta P_0$ , сек.	Інтервал спостережень $\Delta T$	К-сть. кривих блиску
1	“MIDAS-4”	3620	3650	95.8	0.2070	160.0	104.7	01.07.73	85
							141.0	06.11.84	
							84.1	25.02.09	32
89.3	03.04.16								
2	“MIDAS-6”	3600	3680	87.3	0.0945	166.4	71.5	10.07.73	28
							81.9	18.09.74	
							64.0	28.08.07	35
72.2	18.05.15								
3	“MIDAS-7”	3727	3765	88.5	0.0554	167.9	105.0	23.07.78	106
							130.7	19.08.84	
							126.6	10.01.07	76
151.6	23.05.17								

режень здійснювалося з використанням спеціальної програми “Орієнтація”, що розроблена в ЛКД УжНУ [21]. Результати визначення орієнтації даних об’єктів в повному об’ємі зберігаються в архіві Лабораторії. Збільшення кута нутації з  $5^\circ$  до  $7^\circ$  за час 40-річних спостережень супутника “MIDAS-7” можна пояснити поступовим дисипативним гальмуванням їх власного обертання на орбіті.

Різні значення кута між напрямками нормалі до бликуючих площадок і поздовжньої осі КА практично підтверджують факт того, що ПСБ у цих супу-

тників мають ребристу структуру.

### 2.2. Результати аналізу довгоперіодичних збурень у обертанні супутників серії “MIDAS”

Прояв довгоперіодичних збурень найбільш чітко проявився у власному обертанні ШСЗ “MIDAS-7” (рис. 2.5,2.6,2.7). Подібний характер збурень виявлено і для обертання двох інших ШСЗ “MIDAS” (див. рис. 2.8, 2.9). Аналіз декількох сотень кривих блиску даних ШСЗ, отриманих в Ужгороді на протязі  $\sim 40$  років, і зібрана різностороння інформація про самі об’єкти, показує, що в роботі [20] приведені кратні значення дійсних періодів власного обертання супутників “MIDAS”. Так, у “MIDAS-4, 7” це  $\frac{1}{2}P_0$ , а у “MIDAS-6” –  $\frac{1}{4}P_0$ . Тому, в подальшому, всі значення періодів, взятих із бази даних ММТ-9<sup>3</sup>, є приведені до значення істинного періоду оберта-

---

<sup>3</sup><http://mmt9.ru/satellites>



## 2.2. РЕЗУЛЬТАТИ АНАЛІЗУ ЗБУРЕНЬ

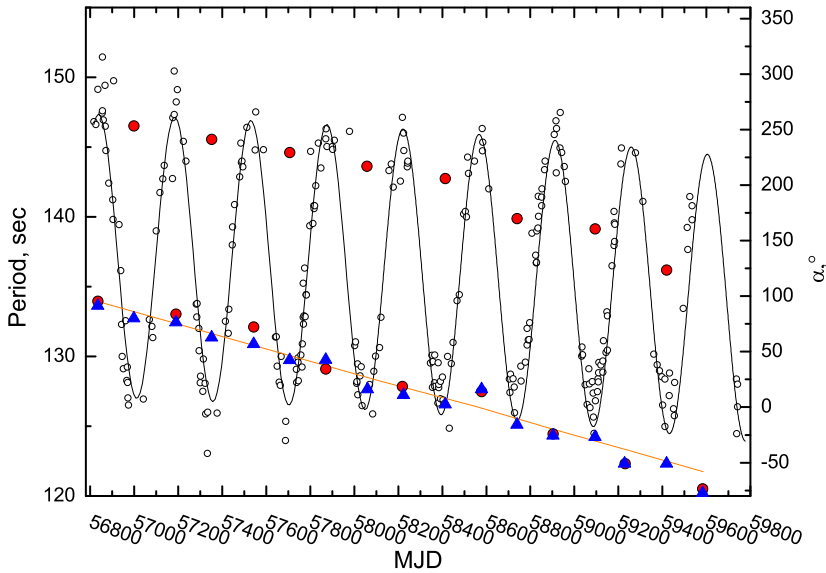


Рис. 2.5. Залежність зміни періоду власного обертання супутника “MIDAS-7” від положення Сонця, Місяця і висхідного вузла орбіти супутника, на інтервалі з 2014 по 2022 р. Суцільна лінія - функція 2.1, пунктир - зміна прямого сходження вузла орбіти ШСЗ “MIDAS-7”, біле коло - значення власного обертання ШСЗ “MIDAS-7”, червоне коло - положення Сонця, синій трикутник - положення Місяця

ння ШСЗ і вже після цього вони були об’єднані з ужгородськими обчисленнями.

Розглянемо більш детально обертання супутни-

## 2. СУПУТНИКИ СЕРІЇ “MIDAS”

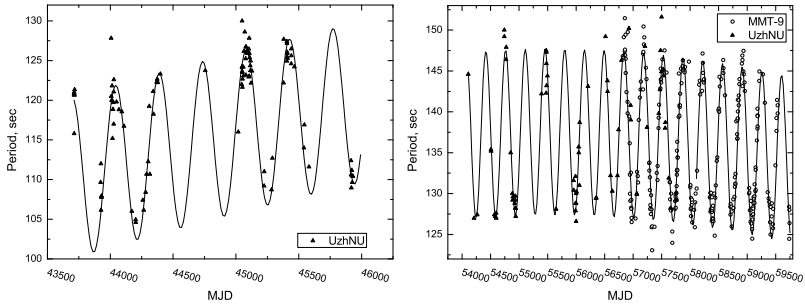


Рис. 2.6. Зміна періоду обертання супутника “MIDAS-7” на інтервалі з 1978 по 1984 р. (з ліва) та на інтервалі з 2007 по 2017 р. (з права). Лінією представлена функція (2.1), біле коло - дані отримані з ММТ-9, чорний трикутник - дані ЛКД УжНУ

ка “MIDAS-7”. Як видно з графіків (рис. 2.6, 2.7) зміни в періоді його обертання, на перший погляд, носять ніби сезонний характер – 1 максимум та 1 мінімум на протязі практично року. На першому етапі спостережень (1970–1980 рр.) та на другому (2007–2017 рр.) амплітуда довгоперіодичних змін збереглась майже однаковою  $\approx 22$  сек. Але граничні значення цих змін різні. В 80-ті роки ХХ століття вони були в межах 105-127 секунд, в другому десятилітті ХХІ століття – 126.5-151.6 сек. Отже, середнє зна-

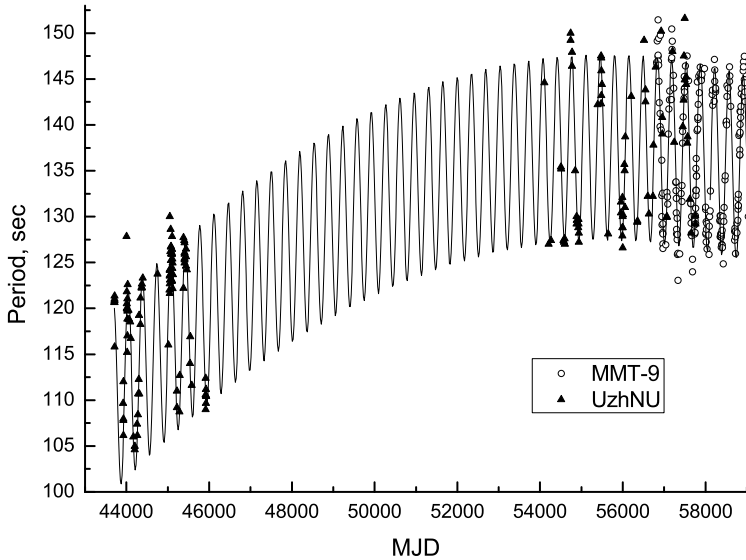


Рис. 2.7. Зміна періоду обертання супутника “MIDAS-7” на інтервалі з 1978 по 2017 р. Позначення аналогічні попередньому рисунку

чення періоду власного обертання  $\overline{P}_0$  збільшилося практично на 22 секунди.

Зміна періоду власного обертання ШСЗ “MIDAS-7” на ще більших часових інтервалах найбільш вдало описуються комбінацією квадратичної функції і синуса. Якщо поглянути на рис. 2.7 то візуально можемо зауважити, що зміни періоду ШСЗ можуть бути описані квадратичною функцією, а синусоїдаль-

## 2. СУПУТНИКИ СЕРІЇ “MIDAS”

на складова взята для представлення періодичності процесу. Інші комбінації функцій дають більше відхилення  $\chi^2$  і в даній роботі не приводяться. Функція має вид:

$$y = A + B \cdot x + C \cdot x^2 + K \cdot \sin \left( \pi \cdot \frac{(x - x_c)}{w} \right) \quad (2.1)$$

а її параметри представлені в таблиці 2.2.

Збільшення  $\overline{P}_0$  на 0.66 сек. за рік можна пояснити з одного боку властивою дисипацією енергії в обертання ШСЗ внаслідок його взаємодії (в основному тертя) з навколишнім середовищем навколоземного космічного простору. А з іншого боку, його характер, як видно з рис. 2.7, можливо обумовлений більш глибокими і довгими фізичними процесами в навколосезонному космічному просторі, що відбуваються з напів періодом  $\sim 44 - 45$  років, які, можливо, пов'язані з циклічними ( $\sim 90$  років) змінами сонячної активності (СА), що містять у своїй природі, поки що, багато незрозумілого. Наприклад, на 23-му перехідному циклі СА, слідом за ослабленням більш ніж в 2 рази загального магнітного

поля Сонця, практично зменшилися усі характеристики як на Сонці, так і в міжпланетному просторі [22]. Збереження ж постійного значення амплітуди цих змін на інтервалі спостережень  $\sim 40$  років і наявність на інтервалі неповного року лише одного максимуму і мінімуму не пов'язувалося з відомими добовими, місячними, піврічними, річними циклами фізичних процесів на Сонці та їх проявами у земній атмосфері [18]. Але, встановивши, що період спостережень довгоперіодичних змін в обертанні ШСЗ  $P_d = 345.8$  діб практично співпадає з величиною Місячного драконічного року  $P_d = 346.6$  діб, ми прийшли до висновку про ключову, (на річному інтервалі), роль гравітаційного поля Місяця, як імовірно джерела збурень.

Виявилось, що швидкість переміщення вузлів орбіти даного ШСЗ і Місяця практично однакові і вони зміщуються в одному напрямку (Таблиця 2.5). Але впливу лише гравітаційного поля Місяця на обертання ШСЗ явно було не достатньо для пояснення природи наявності лише одного максимуму і мінімуму на інтервалі 345.8 діб. Все стало на свої місця,

## 2. СУПУТНИКИ СЕРІЇ “MIDAS”

Таблиця 2.2. Значення параметрів р-ння (2.1) , що описують зміну періоду ШСЗ “MIDAS-7”

Змінна	Значення	Похибка
A	-462.6492	$\pm 35.5002$
B	0.0216	$\pm 0.0014$
C	-1.9445e-07	$\pm 1.3801e-08$
K	10.1362	$\pm 0.1729$
$x_c$	57443.1828	$\pm 1.1079$
w	172.9091	$\pm 0.0372$
$\chi^2 = 2450.52, \text{ reduced } \chi^2 = 6.05$		

коли в розглянуту модель було включено і видиме річне переміщення Сонця відносно площини орбіти цього ШСЗ.

В результаті ми розглянули динамічну модель, що пояснює, на наш погляд, джерела виявлених довгоперіодичних збурень і їх вплив на власне обертання ШСЗ “MIDAS-7” відображені на рис.2.10.

У випадку верхньої схеми на рис. 2.10 прискорююче збурення можна представити так:  $\vec{a}_A = \vec{a}_G + \vec{a}_M + \vec{a}_S$ , для нижньої схеми:  $\vec{a}_B = \vec{a}_G - \vec{a}_M + \vec{a}_S$ , де  $\vec{a}_A$  і  $\vec{a}_B$  прискорююче збурення, що діє на супутник відповідно в точці А і точці В;  $\vec{a}_G$  - прискорююче

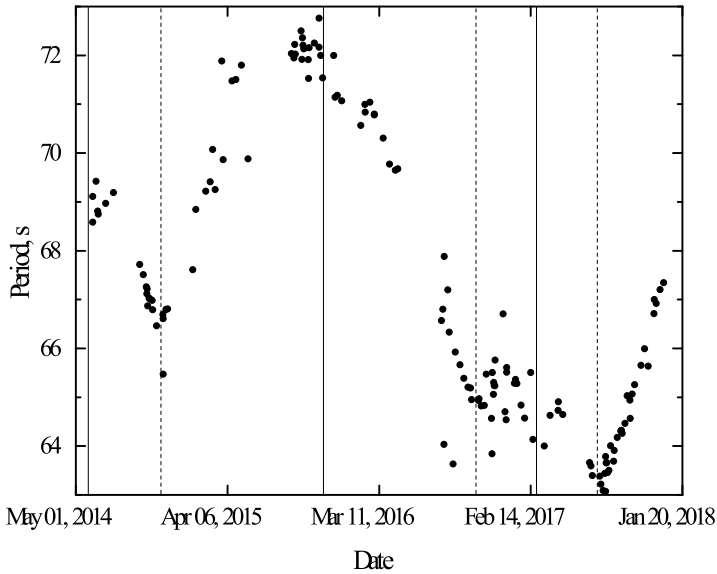


Рис. 2.8. Зміна періоду обертання супутника “MIDAS-6” на інтервалі з 2014 по 2017 р. Суцільна вертикальна лінія - моменти максимумів, штрихована вертикальна лінія - моменти мінімумів, згідно даним з табл.2.4

збурення зі сторони Землі; зі сторони Місяця –  $a_M^{\vec{}}$ ; зі сторони Сонця –  $a_S^{\vec{}}$ .

Вузли орбіт Місяця і об’єкта “MIDAS-7” переміщуються в західному напрямку практично з однаковою швидкістю назустріч видимому переміщенню Сонця по екліптиці. І якщо в якийсь момент ча-

## 2. СУПУТНИКИ СЕРІЇ “MIDAS”

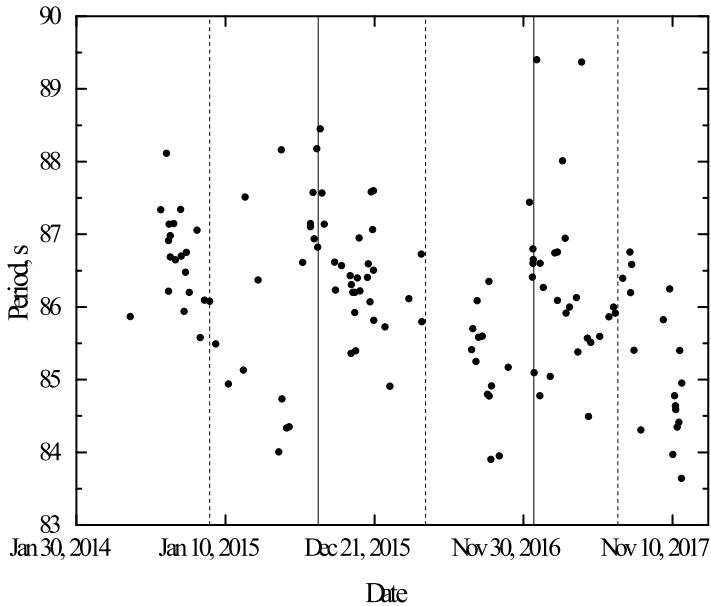


Рис. 2.9. Зміна періоду обертання супутника “MIDAS-4” на інтервалі з 2014 по 2017 р. Суцільна вертикальна лінія - моменти максимумів, штрихована вертикальна лінія - моменти мінімумів, згідно даним з табл.2.3

су Місяць і Сонце практично одночасно перетнули площину орбіти ШСЗ “MIDAS-7”, знаходячись на одній стороні відносно Землі, то наступний такий момент відбувається через  $\sim 346$  діб. В цей момент період власного обертання ШСЗ  $\theta$  досягає максимального значення. Якщо ж Сонце і Місяць



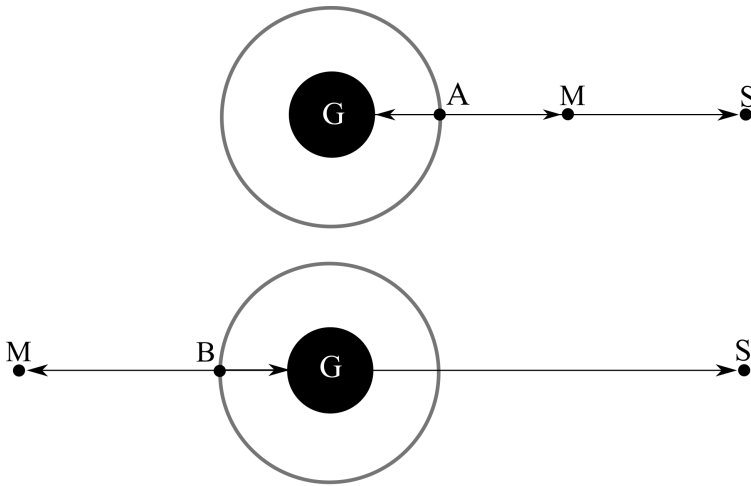


Рис. 2.10. Схематичне зображення прискорюючого збурення, що діє на обертання ШСЗ в моменти перебування Місяця і Сонця в площині орбіти супутника

знову одночасно перетинають площину орбіти даного ШСЗ, але в конфігурації, коли між ними знаходиться Земля, період  $t_0$  має мінімальне значення. Це спостерігається, на протязі 40 років. Дані із таблиці 2.5 графічно представлені на Рис.2.5.

Схожий характер виявлених збурень був згодом виявлений також у ШСЗ “MIDAS-4” і “MIDAS-6” (Рис. 2.9, 2.8). Але оскільки швидкість переміщення вузлів орбіти ШСЗ “MIDAS-4” і “MIDAS-6” рі-

## 2. СУПУТНИКИ СЕРІЇ “MIDAS”

зняться з “MIDAS-7” відносно Місяця, то практично одночасний перетин площин їх орбіт Місяцем і Сонцем відбувається, відповідно, тільки через  $\sim 477$  діб і  $\sim 466$  діб, що співпадає з екстремальними точками на кривих довгоперіодичних збурень в їх власному обертанні.

Настільки великий розкид значень періоду власного обертання у ШСЗ “MIDAS-4” вздовж кривої на Рис.2.9 пояснюється, на наш погляд, як точністю визначення самого періоду, так і підвищеною чутливістю обертання даного об’єкта до змін прямого сонячного випромінювання [3]. В якійсь мірі це пояснюється нахилом орбіти ШСЗ, що помітно відрізняється від  $90^\circ$ .

Результати обрахунків положень Місяця, Сонця і одного із вузлів орбіти ШСЗ серії “MIDAS” в геоцентричній екваторіальній системі координат на моменти мінімумів і максимумів періоду довгоперіодичних збурень  $P_d$  представлені в таблицях 2.3-2.5 тільки координатою  $\alpha$ . Якої-небудь кореляції між періодом  $P_d$  і положенням Місяця і Сонця по координаті  $\delta$  в границях точностей виконаних обчи-

## 2.2. РЕЗУЛЬТАТИ АНАЛІЗУ ЗБУРЕНЬ

Таблиця 2.3. Положення Сонця ( $\alpha_{\odot}$ ), Місяця ( $\alpha_{\zeta}$ ) і вузла орбіти ШСЗ “MIDAS-4” ( $\alpha_{\Omega_{sat}}$ ) в моменти (Max, Min) періоду вікових змін ( $P_d$ ) на інтервалі спостережень.

$P = 477$ діб, $\dot{\Omega} \text{ } ^{\circ}/\text{добу} = 0.2070$					
№	Дата	P	$\alpha_{\Omega_{sat}}, \text{ } ^{\circ}$	$\alpha, \text{ } ^{\circ}$	$\alpha_{\zeta}, \text{ } ^{\circ}$
1	20.11.79	Max	245.3	235.2	239.0
2	15.08.82	Max	94.5	144.0	90.2
3	05.12.14	Min	60.4	251.0	62.0
4	13.08.15	Max	113.0	142.0	119.0
5	18.04.16	Min	163.7	26.2	173.0
6	24.12.16	Max	215.2	273.0	214.0
7	20.08.17	Min	254.5	105.4	260.5

слень ( $\pm 0.15^d$ ), не виявлено.

В першій колонці таблиці номер по порядку, в другій – дати екстремальних значень періоду власного обертання ШСЗ, в третій – значення екстремумів на цей момент періоду власного обертання ШСЗ (максимальне і мінімальне), в четвертій, п’ятій і шостій колонках – пряме сходження  $\alpha$ , відповідно, вузла орбіти ШСЗ (висхідного або низхідного), положення Сонця вздовж екліптики, положення Місяця на орбіті. Положення Сонця і Місяця вказані з

## 2. СУПУТНИКИ СЕРІЇ “MIDAS”

Таблиця 2.4. Положення Сонця ( $\alpha_{\odot}$ ), Місяця ( $\alpha_{\zeta}$ ) і вузла орбіти ШСЗ “MIDAS-6” ( $\alpha_{\Omega_{sat}}$ ) в моменти (Max, Min) періоду вікових змін ( $P_d$ ) на інтервалі спостережень.

$P = 466$ діб, $\dot{\Omega} \text{ } ^{\circ}/\text{добу} = 0.0944$					
№	Дата	P	$\alpha_{\Omega_{sat}}, \text{ } ^{\circ}$	$\alpha_{\odot}, \text{ } ^{\circ}$	$\alpha_{\zeta}, \text{ } ^{\circ}$
1	27.09.73	Max	190.6	183.5	186.2
2	29.05.14	Max	73.6	66.5	75.1
3	08.11.14	Min	58.7	223.1	57.5
4	07.11.15	Max	204.0	222.7	203.0
5	14.10.16	Min	359.1	199.3	0.5
6	27.02.17	Max	346.2	340.8	345.0
7	13.07.17	Min	333.5	112.5	333.0

точністю  $0.1^{\circ}$ .

В таблиці 2.6 приведені, для порівняння, середні значення періодів довгоперіодичних збурень  $P_d$ , амплітуди цих збурень  $\Delta A$  і нахил орбіти ШСЗ –  $i$ , а також кількість оборотів досліджуваних ШСЗ навколо Землі на інтервалі Сароса ( $N$ ). В усіх випадках воно рівно цілому числу, опосередковано підтверджуючи резонансний характер обертання даних об’єктів та одну з ключових ролей у цьому Місяця.

## 2.2. РЕЗУЛЬТАТИ АНАЛІЗУ ЗБУРЕНЬ

Таблиця 2.5. Положення Сонця ( $\alpha_{\odot}$ ), Місяця ( $\alpha_{\zeta}$ ) і вузла орбіти ШСЗ “MIDAS-7” ( $\alpha_{\Omega_{sat}}$ ) в моменти (Max, Min) періоду вікових змін ( $P_d$ ) на інтервалі спостережень.

$P = 345$ діб, $\Omega^{\circ}/\text{добу} = 0.0558$											
№	Дата	P	$\alpha_{\Omega_{sat}},^{\circ}$	$\alpha_{\odot},^{\circ}$	$\alpha_{\zeta},^{\circ}$	№	Дата	P	$\alpha_{\Omega_{sat}},^{\circ}$	$\alpha_{\odot},^{\circ}$	$\alpha_{\zeta},^{\circ}$
1	05.07.78	Max	102.5	103.5	105.0	16	17.03.11	Min	162.2	357.0	164.0
2	02.01.79	Min	99.2	285.5	98.5	17	29.08.11	Max	153.0	157.0	154.0
3	24.06.79	Max	90.6	92.0	93.5	18	07.03.12	Min	143.8	347.0	143.0
4	04.12.79	Min	81.0	251.0	85.5	19	16.08.12	Max	132.6	146.0	132.8
5	12.06.80	Max	72.0	80.1	72.0	20	27.01.13	Min	124.5	309.5	126.1
6	26.11.80	Min	63.0	241.2	65.5	21	09.07.13	Max	115.3	108.5	115.5
7	23.04.82	Max	35.3	31.0	33.5	22	20.12.13	Min	106.2	267.5	105.1
8	04.10.82	Min	26.3	189.5	23.2	23	27.06.14	Max	96.4	96.5	100.2
9	16.04.83	Max	17.3	20.5	19.0	24	07.12.14	Min	86.5	254.2	87.2
10	01.04.84	Max	3.0	10.5	7.0	25	16.06.15	Max	76.0	83.2	77.2
11	27.10.08	Max	210.6	220.0	210.7	26	26.11.15	Min	66.1	242.0	72.0
12	10.04.09	Min	200.9	18.7	201.1	27	04.06.16	Max	55.9	72.2	58.5
13	20.09.09	Max	191.4	178.0	190.7	28	14.11.16	Min	46.7	230.0	48.0
14	29.03.10	Min	180.3	7.5	181.7	29	27.04.17	Max	37.8	34.5	39.0
15	06.09.10	Max	171.1	167.5	170.5	30	30.11.17	Min	26.9	218.2	24.8

З іншої сторони величина амплітуди довгоперіодичних змін, скоріше за все, обумовлена значенням кута нахилу  $i$  площини орбіти ШСЗ до екватора і різним впливом на них прямої сонячної радіації. Чим ближче цей кут до  $90^{\circ}$ , тим амплітуда більше. Усереднені кількісні оцінки величини збурень з боку гравітаційних полів Місяця та Сонця на власне обертання ШСЗ серії “MIDAS”, приведені в параграфі 2.3, підтверджують зроблені висновки.

Таблиця 2.6. Результати порівняння амплітуди довгоперіодичних збурень в власному обертанні ШСЗ серії “MIDAS” ( $\Delta A$ ) з нахилом орбіт ( $i$ )

№	Назва ШСЗ	$P_d$ , діб	$i$ , °	$\Delta A$ , сек.	N
1	“MIDAS-4”	477	95.8	4	57340
2	“MIDAS-6”	466	87.3	8	56992
3	“MIDAS-7”	346	88.5	22	56500

### 2.3. Кількісні оцінки величини збурень, що впливають на власне обертання досліджуваних ШСЗ

Власне обертання ШСЗ на орбіті сприймається як рух гіроскопа, має переважно три ступеня свободи. Вплив зовнішніх сил на такий гіроскоп проявляється через гіроскопічний момент (момент сили  $\vec{M}$ ), який викликає обертання навколо власної осі об’єкта і прецесійний рух самої осі обертання з кутовими швидкостями  $\omega$  і  $\omega_0$ , відповідно.

В загальній формі зв’язок між гіроскопічним моментом  $\vec{M}$  і обертанням гіроскопа виражається ві-

### 2.3. КІЛЬКІСНІ ОЦІНКИ ВЕЛИЧИННИ ЗБУРЕНЬ

домим співвідношенням:

$$\vec{M}_g = L \cdot \vec{\omega} \quad (2.2)$$

де,  $L$  - момент кількості руху, рівний

$$L = I \cdot \omega_0 \quad (2.3)$$

де  $I$  - момент інерції тіла, що обертається.

Звідси:

$$\vec{M}_g = I \omega_0 \omega \sin \beta \quad (2.4)$$

де,  $\beta$  - кут прецесії осі власного обертання ШСЗ.

Якщо  $\omega_0$  і  $\omega_{\text{пр}}$  характеризують обертання об'єкта, то величина  $I$  обумовлена його масою і формою. Кутові швидкості визначаються через періоди відповідного обертання  $T$ :

$$\omega = \frac{2\pi}{T} \quad (2.5)$$

Величину збурюючого моменту, що діє на об'єкт який обертається визначають як:

$$M_L = \frac{dL}{dt} \quad (2.6)$$

## 2. СУПУТНИКИ СЕРІЇ “MIDAS”

тобто зміна моменту кількості руху на часовому інтервалі.

Для встановлення джерела збурень необхідно оцінити, з врахуванням характеристик досліджуваного ШСЗ, величину всіх можливих збурюючих моментів, і порівняти їх з результатами спостережень.

ШСЗ серії “MIDAS” мають циліндроподібний корпус довжиною (з невідстикованою третьою ступінню ракети)  $l = 9.14$  м і діаметром  $d = 1.52$  м, різні маси, а також по дві панелі сонячних батарей.

В результаті проведених раніше досліджень нами було встановлено, що всі три об’єкти обертаються навколо поздовжньої осі, спрямованої практично в надир, оскільки кут її коливань щодо площини орбіти зберігався в межах  $5 - 7^\circ$ . Розглядаючи кожен із об’єктів “MIDAS”, як симетричне циліндричне тіло що обертається навколо поздовжньої осі  $z$ , можна записати  $I_z = 0.5 \cdot m \cdot r^2$ . А з врахуванням розподілу маси вздовж двох ПСБ

$$I_z = 0.513 \cdot m \cdot r^2 \quad (2.7)$$



## 2.3. КІЛЬКІСНІ ОЦІНКИ ВЕЛИЧИНИ ЗБУРЕНЬ

Таблиця 2.7. Геометричні і динамічні параметри ШСЗ серії “MIDAS”

№	Назва ШСЗ	$m$ , кг	$S$ , $m^2$	$P_{\text{орб}}$ , хв $\pm 0.1$	$\omega_{\text{пр}}$ , $\frac{1}{c} \cdot 10^{-4}$ $\pm 0.2 \cdot 10^{-4}$	$\omega_0$ , $\frac{1}{c} \cdot 10^{-2}$ $\pm 0.8 \cdot 10^{-4}$	$\omega$ , $\frac{1}{c} \cdot 10^{-2}$ $\pm 0.8 \cdot 10^{-4}$
1	“MIDAS-4”	1800	10.353	165.95	6.31	7.036	7.475
2	“MIDAS-6”	1840	11.717	166.40	6.22	8.702	9.817
3	“MIDAS-7”	2000	9.678	167.85	6.24	4.189	4.948

де,  $m$  - маса супутника,  $r$  - його радіус. Згідно рішення задачі трьох тіл, максимальне збурення на гіроскопічний момент  $\vec{M}$  ШСЗ з сторони Місяця при перетині його площини орбіти складає 0.052% від його величини. А з сторони Сонця в аналогічній ситуації – 0.024%.

Результати приведених обчислень представлені в таблицях 2.7, 2.8. В таблиці 2.7 в другому стовпчику приведена назва ШСЗ, в третьому – маса ( $m$ ), в четвертому – площа однієї ПСБ ( $S$ ), в п'ятому – орбітальний період ( $P_{\text{орб}}$ ), в шостій – кутова швидкість прецесії  $\omega_{\text{пр}}$ , в сьомому і восьмому – кутова швидкість власного обертання ШСЗ в моменти максимуму і мінімуму періоду довгоперіодичних змін  $\omega_0$  і  $\omega$ .

В таблиці 2.8 в другому стовпчику приведено

## 2. СУПУТНИКИ СЕРІЇ “MIDAS”

Таблиця 2.8. Результати визначення впливу збурюючих моментів на обертання ШСЗ “MIDAS” з сторони гравітаційних полів Землі, Місяця, Сонця і прямої сонячної радіації

№	Назва ШСЗ	$M_L \cdot 10^{-6}$ $\pm 0.2 \cdot 10^{-7}$ $H \cdot$	$M_{\zeta, \odot} \cdot 10^{-6}$ $\pm 0.1 \cdot 10^{-6}$ $H \cdot$	$M_{\odot} \cdot 10^{-6}$ $\pm 0.1 \cdot 10^{-6}$ $H \cdot$	$\sum M \cdot 10^{-6}$ $\pm 0.2 \cdot 10^{-6}$ $H \cdot$	$M_{g1} \cdot 10^{-6}$ $\pm 0.3 \cdot 10^{-7}$ $H \cdot$	$M_{g2} \cdot 10^{-6}$ $\pm 0.3 \cdot 10^{-7}$ $H \cdot$
1	“MIDAS-4”	0.89	9.16	3.64	5.52	2.074	1.969
2	“MIDAS-6”	2.40	7.86	3.85	4.01	2.793	2.063
3	“MIDAS-7”	2.38	5.51	3.15	2.36	1.515	1.284

назву ШСЗ, в третьому – сумарний збурюючий момент джерела довгоперіодичних змін у власному обертання ШСЗ ( $M_L$ ), встановлений з спостережень, в четвертій – сумарний збурюючий момент з сторони гравітаційних полів Місяця і Сонця ( $M_{\zeta, \odot}$ ), отриманий в результаті обрахунків, в п’ятій – усереднене значення збурюючого моменту з сторони прямої сонячної радіації ( $M_{\odot}$ ), методика обчислень якого, у випадку ШСЗ серії “MIDAS”, приведена в роботі, в шостій – обчислений сумарний збурюючий момент з сторони гравітаційних полів Місяця, Сонця і прямої сонячної радіації ( $\sum M$ ), в сьомій – гіроскопічний момент під час знаходження Місяця і Сонця на протилежних сторонах орбіти

### 2.3. КІЛЬКІСНІ ОЦІНКИ ВЕЛИЧИНИ ЗБУРЕНЬ

ШСЗ ( $M_{g1}$ ), в восьмій – гіроскопічний момент під час знаходження Місяця і Сонця з однієї сторони орбіти ШСЗ ( $M_{g2}$ ).

Якщо виключити окремі (досить рідкісні на 24-му циклі сонячної активності) спалахи на Сонці, то вплив збурюючого моменту з сторони сонячної радіації на власне обертання ШСЗ буде практично постійним по величині і напрямку. Отримані результати показують, що у випадку ШСЗ “MIDAS” цей збурюючий момент менший по величині від періодично змінюючогося сумарного гравітаційного моменту зі сторони Місяця і Сонця (стовпчики 4, 5). Він більше впливає на швидкість дисипативного гальмування в обертанні ШСЗ ніж на періодичність змін в гравітаційному моменті. Найбільша складність у таких дослідженнях якраз полягає у етапі поділу сумарного збурюючого моменту на складові компоненти.

Обчислення гравітаційних збурюючих моментів з сторони Місяця і Сонця проводились при умові, що орбіти всіх досліджуваних ШСЗ полярні, а Місяць і Сонце строго знаходяться в їх площині. В

цьому випадку гравітаційний вплив на обертання ШСЗ з сторони Місяця і Сонця буде максимальний. Така умова практично виконується тільки для ШСЗ “MIDAS-7”. Тут розрахунки і встановлені з спостережень значення збурюючих моментів практично співпадають (стобпчик 3 і 6). Для ШСЗ “MIDAS-4,6” розраховані значення збурюючих моментів завищені в порівнянні з спостереженнями. І тому їх значення розходяться. Чим менший кут нахилу орбіти ШСЗ, тим менший реальний вплив на обертання ШСЗ гравітаційних моментів з сторони Місяця і Сонця [23]. В нашому випадку це теж видно з отриманих результатів спостережень ШСЗ “MIDAS”.

### 2.4. Висновки

На основі 40-річних спостережень близькополюсних ШСЗ системи “MIDAS”, що перебувають на висоті  $\sim 3600$  км, створена модель механізму взаємного впливу на обертання космічних тіл гравітаційних полів Землі, Місяця та Сонця. Отримані вперше експериментальні результати підтверджен-

ні теоретичними розрахунками. В процесі досліджень проаналізовано 767 фотометричних записів трьох ШСЗ “MIDAS”, розраховані положення Місяця, Сонця та площини орбіти КО на момент спостережень. Показано, як періодично гравітаційне поле Місяця подавляє, або підсилює гравітаційний вплив Сонця на рух ШСЗ. Величина цього впливу  $\sim 10^{-6} H \cdot t$ , та його достатньо, щоб власне обертання близькополюсних ШСЗ на багаторічних часових інтервалах відбувалося в резонансі. Крім того, отримані результати досліджень дають підстави запідозрити протікання в навколосемному космічному просторі довготривалого, порядку 90 років, фізичного процесу поки що невідомої природи. Такого рівня дослідження процесів, породжених фізичними полями в ближньому космосі, стало можливим завдяки розробленому в ЛКД УжНУ методу проведення і аналізу високоточних фотометричних спостережень ШСЗ, визначення періоду їх власного обертання та зміни орієнтації.

Дослідження механізму впливу збурюючих гравітаційних моментів Місяця та Сонця та їх взаємо-

## 2. СУПУТНИКИ СЕРІЇ “MIDAS”

дія що проявляється в зміні кінетичного моменту КА, яка визначає власне та прецесійне обертання об'єкта, є продовженням досліджень, розпочатих із ШСЗ “Пагеос” [24]. Останній, зазнавши високого ступеня руйнації, відновив характерну йому динаміку поведінки на орбіті за неповних три місяці. Втрата маси та частини поверхні у цього ШСЗ була компенсована збільшенням швидкості власного обертання і він знову увійшов у резонанс з діючими на нього збурюючими природними силами у місці його перебування на орбіті. При цьому ШСЗ зберіг момент кількості руху, який вдалося зареєструвати лише завдяки точним фотометричним спостереженням.

Отримані результати дослідження причин збурень у власному обертанні ШСЗ “MIDAS-4,6,7” і “Пагеос” на тривалих часових інтервалах підтверджують також універсальність закону збереження кількості руху також у випадку штучних космічних тіл.

## **Розділ 3.**

# **Визначення орієнтації і періоду обертання супутника TOPEX/Poseidon**

TOPEX/Poseidon (NORAD ID: 22076, COSPAR ID: 992-052A) – супутник для картографування топографії поверхні океану – був запущений ракетою Ariane 42P 10 серпня 1992 року з центра Гвіана Європейського космічного агентства в Французькій Гвіані. Ця космічна місія була проведена спільно NASA, космічним агентством США, і французьким космі-

### 3. СУПУТНИК *TOPEX/POSEIDON*

чним агентством Національним центром космічних досліджень (CNES). Використовуючи сучасну радіолокаційну альтиметричну систему, супутник вимірював точну висоту морської поверхні для вивчення динаміки циркуляції Світового океану. Основна наукова ціль місії полягала в розширенні знань про глобальний характер циркуляції океану до тієї ступені, яка в кінцевому порядку призведе до кращого розуміння ролі океану в глобальних змінах клімату. Серед інших задач також було дослідження океанських приливів, геодезії та геодинаміки, визначення швидкості океанського вітру і висоти хвиль.

Місії *TOPEX/Poseidon* була продовженням таких програм, як *Seasat*, *Geosat*, *ERS-1*. Щоб зробити її корисною для вивчення циркуляції океану, особливо в масштабах океанічних кругообігів і басейнів, в *TOPEX/Poseidon* були внесені багаточисельні покращення, включаючи спеціально розроблений супутник, набір датчиків, системи супутникового відслідкування та конфігурацію орбіти, а також розробку оптимальної гравітаційної моделі для високоточного визначення орбіти та наземну систему, при-



значену для управління місією. Вигляд супутника з бортовими приладами представлений на рисунку 3.1.

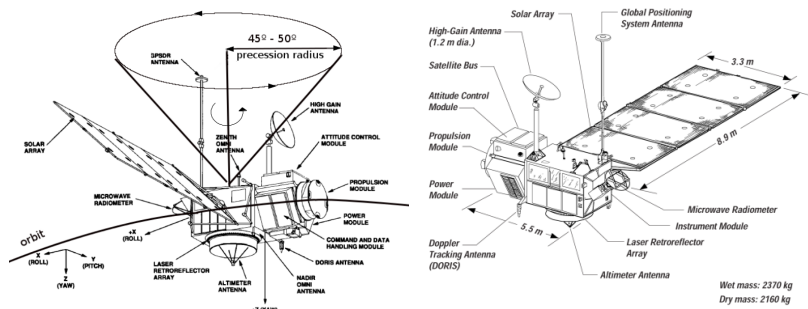


Рис. 3.1. З ліва: супутник TOPEX/Poseidon. Вісь  $x$  відповідає напрямку руху на орбіті. Показані також вісь обертання та кут прецесії. З права: вигляд супутника з боку. [CNES]

Збір наукових даних супутника почався 23 вересня 1992 року. З того часу TOPEX/Poseidon обертається навколо Землі на висоті 1336 км, орбіті з нахилом 66 градусів, в стабілізації надир, та робить виміри висоти рівня моря вздовж поверхні, в межах  $\pm 1$  км, кожні 10 днів. Місія була розрахована на роботу на протязі як мінімум 3 роки с достатньою кількістю розхідних матеріалів для забезпечення її продовження ще на два роки, якщо супутник і да-

### 3. СУПУТНИК TOPEX/POSEIDON

тчики все ще будуть функціонувати належним чином в кінці основної місії. Були також плани на розширену трьохрічну місію [25].

В 2006 році, після майже 62 000 обертів навколо Землі, океанографічний супутник TOPEX/Poseidon закінчив свою діяльність. Космічний апарат втратив здатність маневрувати, завершив відмінну 13-річну місію. TOPEX/Poseidon був виготовлений, щоб літати не більше п'яти років, але він став самою довготривалою орбітальною радарною місією в історії.

Дані TOPEX/Poseidon допомогли в прогнозах урагану El Nino/La Nina, в дослідженні океану та клімату, управління риболовлю, вивчені морських видів, галузях в зонах відкритого моря(видобуток нафти на шельфах), модернізації моделей світових приливів і відслідкування океанічних продуктів руйнування [26].

В розділі приведено результати фотометричних спостережень супутника TOPEX/Poseidon, виконаних протягом 2008-2016 рр. Після аварії у січні 2006 року супутник став космічним сміттям на низькій навколоземній орбіті. У Лабораторії космічних до-

сліджень Ужгородського національного університету отримано 73 кривих блиску цього космічного апарату. В цьому розділі ми даємо коротке пояснення стандартизації фотометричних кривих блиску, розраховуємо показники кольору поверхонь, що відбивають світло, і проводимо аналіз зміни швидкості обертання супутника. Загальна тенденція зменшення швидкості обертання описується експонентною функцією.

В роботі були враховані періоди обертання супутника, отримані на основі 126 кривих блиску (зокрема 53 кривих із бази проекту ММТ-9, починаючи з 2014 року). У 2016 році період власного обертання досяг свого мінімуму 10.6 с.

Наведено дані про орієнтацію супутника TOPEX у середині 2016 року. Визначено кут прецесії  $\beta = 45^\circ - 50^\circ$  і її період  $P_{pr} = 141.5$ . Знайдено причини зареєстрованого характеру власного обертання супутника. Це обурення, викликане відхиленням земного гравітаційного поля від центрально-симетричної форми, і наявність на супутнику частин, що переміщуються.

### 3.1. Фотометричні спостереження

Фотометричні спостереження супутника ТОРЕХ в Лабораторії космічних досліджень Ужгородського національного університету (ЛКД УжНУ) почались в 1992 році. Супутник був повністю працездатний в цей період і постійних спостережень не потребувалось. По цій причині отримані тільки декілька кривих блиску. Набагато більше фотометричних кривих блиску цього об'єкта було отримано, починаючи з 2008 року, коли розпочались фотометричні спостереження на телескопі ТПЛ-1М. Визначення параметрів обертання ТОРЕХ/Poseidon після того, як супутник став космічним сміттям, представляло великий інтерес.

В якості прикладу ми приводимо дві криві блиску супутника ТОРЕХ/Poseidon, отримані за допомогою фотометра АФУ-75. На рисунку 3.2 представлена крива з частотою дискретизації 1 секунда, за даними на 23 квітня 1993 г. На той час реєстрація проводилась на перфоленті, об'єкт був за-

### 3.1. ФОТОМЕТРИЧНІ СПОСТЕРЕЖЕННЯ

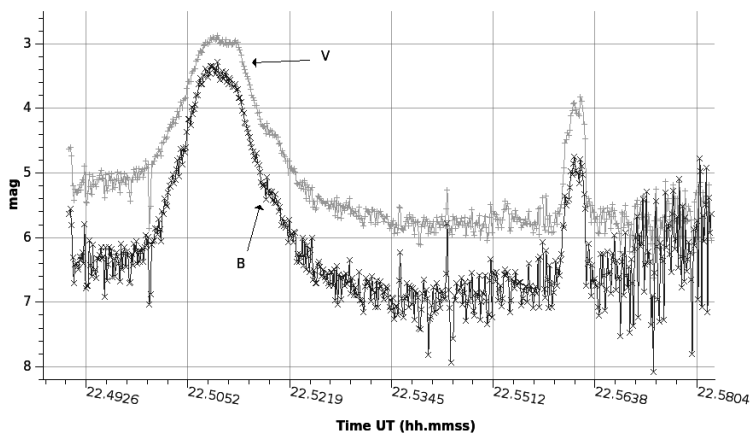


Рис. 3.2. Крива блиску TOPEX/Poseidon в фільтрах *B*, *V*, отримана 23 квітня 1993 г.

стабілізований, але ми можемо чітко бачити різні частини супутника. Це визвано зміною його положення відносно спостерігача та Сонця. Криві блиску, отримані з інтервалом 0,3 секунди в той час, коли контроль над супутником був уже втрачений, показані на рис. 3.3. Тут можна впевнено говорити про обертання супутника навколо центра мас.

### 3. СУПУТНИК ТОРЕХ/POSEIDON

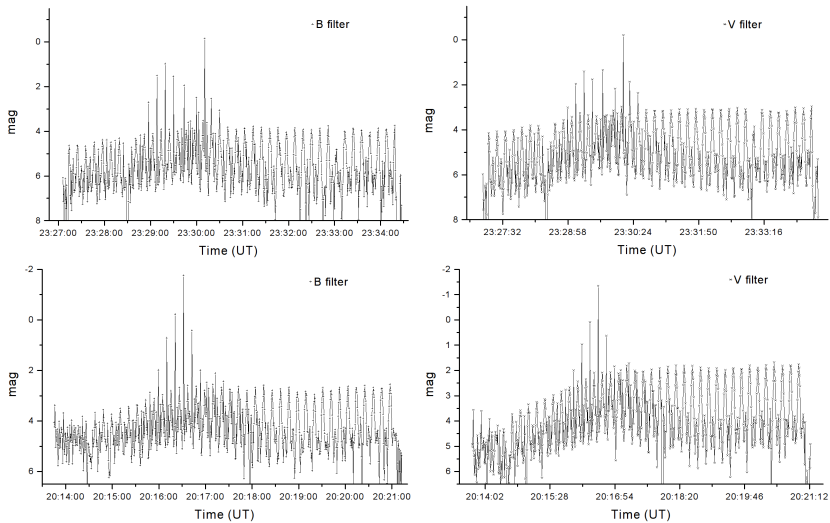


Рис. 3.3. Крива блиску ТОРЕХ/Poseidon, отримана в полосах фільтрів *B* та *V* 29 червня 2016 р. (зверху) і 11 липня 2016 р. (внизу).

З кінця 2008 року по теперішній час в Лабораторії космічних досліджень отримані близько ста кривих блиску. В аналізі ми також використовуємо результати спостережень 9-канальної оптичної широкополосної системи моніторингу Mini-Mega TORTORA (ММТ-9), яка працює з червня 2014 року. В базі даних цього проєкта [20]<sup>1</sup> є більше 200 кривих блиску супутника ТОРЕХ/Poseidon.

<sup>1</sup><http://mmt9.ru/satellites/>

## 3.2. Зміна швидкості обертання

Всі криві блиску TOPEX/Poseidon за спостереженнями ЛКД УжНУ були оброблені для визначення періоду обертання супутника. Для цього ми використовуємо розроблене нами програмне забезпечення, засноване на відомому методі Ломба – Скрагла [6]. Аналіз періодограм в проекті ММТ-9 також заснований на цьому методі, тому отримані періоди можна порівнювати без застережень. При дослідженні поведінки неконтрольованих низькоорбітальних супутників на орбітах з подібною висотою, як у TOPEX/Poseidon (наприклад, Envisat, Sbers-2B або Ajisai), можна побачити, що помітна тенденція збільшення швидкості обертання (див. [27], [28]). Проаналізувавши період обертання супутника TOPEX/Poseidon, ми побачили експоненціальне зменшення періоду обертання космічного апарата.

На протязі всього часу спостережень супутника TOPEX/Poseidon зміна швидкості його обертання може бути представлена експоненціальною функцією першого порядку:

$$P = y_0 + A e^{-\frac{(x-x_0)}{t}} \quad (3.1)$$

де  $P$  – період супутника в секундах,  $x$  – юліанська дата, а константи:

$$y_0 = 9.543 \pm 0.025 \text{ (s)};$$

$$x_0 = 2454755.19 \pm 0.01 \text{ (JD)};$$

$$A = 13.577 \pm 0.09 \text{ (s)};$$

$$t = 1185.33 \pm 11.61 \text{ (JD)}.$$

При підставлянні наших експериментальних даних в функцію ми отримали:  $\frac{\chi^2}{doF} = 0.03585$ ,  $R^2 = 0.9947$ , RSS (залишкова сума квадратів) = 10.217, це показує, що наша експоненціальна функція (див. рис. 3.4) дуже близька до спостережуваних даних. Апроксимація здійснювалась за допомогою програмного забезпечення Origin Lab.

## 3.3. Орієнтація супутника Торех/Poseidon

Аналізуючи зміну яскравості супутника в фільтрах  $B$  і  $V$  в середині 2016 року, можна сказати,



### 3.3. ОРІЄНТАЦІЯ СУПУТНИКА TOPEX/POSEIDON

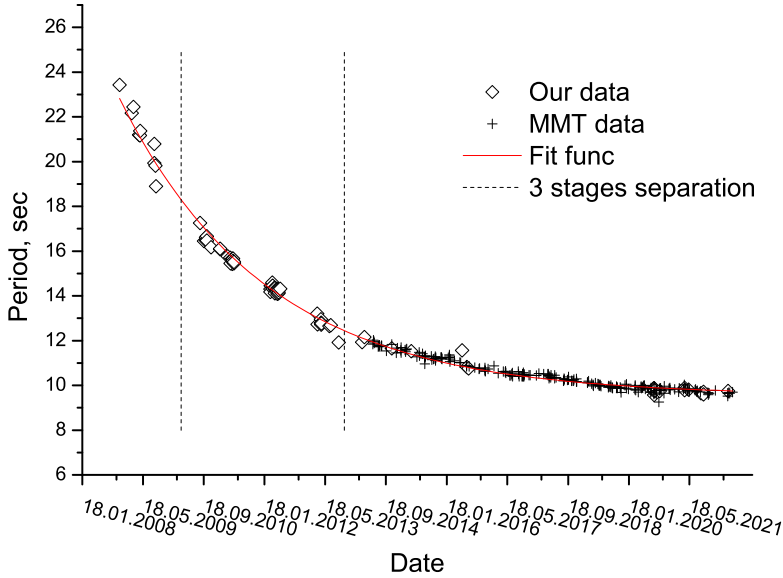


Рис. 3.4. Зменшення швидкості обертання TOPEX/Poseidon за 2008-2022 рр. Суцільною лінією показана апроксимація отриманих значень періоду експоненціальною функцією першого порядку (ромби — наші дані, хрестики — дані ММТ-9).

що супутник обертався навколо трьох осей. Це його обертання навколо власної головної осі з періодом  $P$ , прецесія цієї осі навколо напрямку “супутник—центр Землі” з періодом  $P_{pr}$ , та обертання супутника навколо Землі з орбітальним періодом  $P_{orb}=112.4$

### 3. СУПУТНИК ТОРЕХ/POSEIDON

хвилин (див. рис. 3.1).

Щоб знайти період власного обертання супутника та період прецесії, ми визначили різні елементи конструкції за допомогою величини показника кольору дзеркальних спалахів,  $C = B - V$ , та зафіксованого інтервалу часу між ними. Під час спостережень на кривих блиску з інтервалом 10.67 секунд з'являються чотири області поверхні супутника (див. Таблицю 3.1), що відповідає  $P$ .

Таблиця 3.1. Різні фрагменти супутника ТОРЕХ/Poseidon, ідентифіковані по показнику кольору

Показник кольора	Фрагмент поверхні супутника
$0^m44 \pm 0.005$	Панель сонячних батарей, лицева сторона
$0^m65 \pm 0.005$	Панель сонячних батарей, тильна сторона
$0^m51 \pm 0.005$	Ліва сторона супутника, де розположена панель сонячних батарей
$0^m40 \pm 0.005$	Права сторона супутника

Для визначення орієнтації ТОРЕХ/Poseidon в моменти дзеркальних спалахів, отриманих від різних деталей поверхні супутника, ми обчислюємо на пря-

### 3.3. ОРІЄНТАЦІЯ СУПУТНИКА TOPEX/POSEIDON

мок нормалей для цих елементів поверхні. Розрахунок проводився в системі координат супутника. Були також розраховані напрямки “супутник–Сонце”, “супутник–центр Землі”, “супутник–спостерігач” та кути освітлення об’єкта Сонцем. Всі розрахунки проводились за допомогою спеціального програмного забезпечення “Orientation”, розробленого в ЛКД УжНУ. Обрахунки основані на елементах TLE супутника TOPEX/Poseidon. Результати представлені в таблицях 3.2, 3.3. Точність цих значень залежить від точності елементів TLE, в нашому випадку набір TLE був достатньо точним, щоб отримати точність яка не перевищує 0.5.

Таблиця 3.2. Кути орієнтації на 29 червня 2016 р.  
Координати Сонця  $\alpha_{\odot} = 99^{\circ}39$   $\delta_{\odot} = 23^{\circ}16$

UT	$\alpha_g$	$\delta_g$	$\alpha_n$	$\delta_n$	F	$\nu$	$\varepsilon_1$	$\theta_1$
23 <sup>h</sup> 29 <sup>m</sup> 06 <sup>s</sup>	103.71	-47.35	86.01	-6.58	64.98	43.49	70.61	26.87
23 <sup>h</sup> 29 <sup>m</sup> 16 <sup>s</sup>	104.18	-46.92	87.08	-5.77	62.67	43.70	70.21	26.29
23 <sup>h</sup> 29 <sup>m</sup> 26 <sup>s</sup>	104.64	-46.49	88.14	-4.94	60.34	43.94	69.81	25.84
23 <sup>h</sup> 29 <sup>m</sup> 36 <sup>s</sup>	105.09	-46.06	89.18	-4.08	58.00	44.20	69.41	25.54
23 <sup>h</sup> 29 <sup>m</sup> 46 <sup>s</sup>	105.54	-45.63	90.22	-3.20	55.67	44.49	69.01	25.40
23 <sup>h</sup> 29 <sup>m</sup> 56 <sup>s</sup>	105.98	-45.19	91.23	-2.30	53.34	44.81	68.61	25.41
23 <sup>h</sup> 30 <sup>m</sup> 06 <sup>s</sup>	106.41	-44.75	92.23	-1.39	51.03	45.14	68.21	25.59
23 <sup>h</sup> 30 <sup>m</sup> 16 <sup>s</sup>	106.84	-44.31	93.20	-0.47	48.76	45.49	67.81	25.92

Таблиця 3.3. Кути орієнтації на 11 липня 2016 р. Координати Сонця  $\alpha_{\odot} = 111^{\circ}58$   $\delta_{\odot} = 21^{\circ}95$

UT	$\alpha_g$	$\delta_g$	$\alpha_n$	$\delta_n$	F	$\nu$	$\varepsilon_1$	$\theta_1$
20 <sup>h</sup> 16 <sup>m</sup> 35 <sup>s</sup>	76.78	-49.31	98.45	-16.41	80.94	37.29	77.69	4.23
20 <sup>h</sup> 16 <sup>m</sup> 45 <sup>s</sup>	77.29	-48.89	99.09	-15.06	77.99	38.25	77.16	2.99
20 <sup>h</sup> 16 <sup>m</sup> 55 <sup>s</sup>	77.83	-48.47	99.71	-13.71	75.03	39.20	76.63	3.43
20 <sup>h</sup> 17 <sup>m</sup> 05 <sup>s</sup>	78.27	-48.04	100.33	-12.35	72.08	40.15	76.10	5.13
20 <sup>h</sup> 17 <sup>m</sup> 15 <sup>s</sup>	78.75	-47.62	100.92	-11.00	69.15	41.09	75.57	7.24
20 <sup>h</sup> 17 <sup>m</sup> 25 <sup>s</sup>	79.23	-47.19	101.51	-9.66	66.25	42.01	75.04	9.46
20 <sup>h</sup> 17 <sup>m</sup> 35 <sup>s</sup>	79.69	-46.76	102.07	-8.34	63.40	42.91	74.51	11.70

Аналіз отриманих кривих блиску та кутів, описаний вище, дає нам можливість стверджувати, що така форма кривих блиску TOPEX/Poseidon може бути отримана тільки в тому випадку, якщо власне обертання супутника здійснюється навколо осі, яка майже паралельна антені GPSDR (див. рис. 3.1). В якості підтверження цього ми можемо розглянути випадок, коли супутник близький до екваторіальної площини (1/3 від кінця кривих блиску, представлених на рис. 3.3), тому ми бачимо космічний апарат знизу, де не повинно бути ніяких змін блиску, якщо супутник не обертається навколо осі, паралельної до антени GPSDR. Однак в таких випадках орієнтація супутника ми можемо чітко бачити зміни яскра-

### 3.3. ОРІЄНТАЦІЯ СУПУТНИКА TOPEX/POSEIDON

вості, викликані сонячною панелю.

Вісь власного обертання також прецесує навколо напрямку “супутник–центр Землі”, питаючись описати коло в просторі. В результаті руху супутника по орбіті ці круги дефектні (не замкнуті). Тому ця вісь описує спіральну траєкторію.

29 червня 2016 р. спостерігач бачив орбіту та супутник з лівої сторони. Спостережувані напрямки нормалей до дзеркальних частин супутника, які дають спалахи, також групуються з лівої сторони від площини орбіти на кутових відстанях  $\nu = 43.7 - 45.5$ . На дату 11 липня 2016 р. спостерігач та Сонце знаходились майже в площині орбіти. Під час цього спостереження напрямок нормалей був також орієнтований до напрямку площини орбіти під одним і тим же кутом  $\nu = 37.8 - 42.4$ . Згідно цих даних ми отримаємо значення кута прецесії, яке розраховується як  $\beta = 90^\circ - \nu$ , див. Таблицю 3.4. В якості основного в обох випадках ми вибираємо значення кута  $\nu$ , коли дзеркальні спалахи були самими сильними, це означає, що перед нами появляються виявлені частини супутника.

Таблиця 3.4. Орієнтація осі обертання

Date	UT	$\nu$ , deg	$\beta$ , deg
29.06.2016	23 <sup>h</sup> 29 <sup>m</sup> 43 <sup>s</sup>	44.5 ± 1	45.5 ± 1
29.06.2016	23 <sup>h</sup> 30 <sup>m</sup> 11 <sup>s</sup>	45.1 ± 1	44.9 ± 1
11.07.2016	20 <sup>h</sup> 17 <sup>m</sup> 03 <sup>s</sup>	39.5 ± 1	50.5 ± 1

Визначення періоду прецесії  $P_{\text{pr}}$  було зроблено по аналізу кривих блиску з інтервалами більше одної хвилини. Коли супутник був в кульмінації, спостерігач бачив дзеркальні спалахи з інтервалом майже 70 секунд, дякуючи їх вдалому розміщенню відносно спостерігача та Сонця, цей інтервал дорівнює  $0.5 P_{\text{pr}}$ . В відповідності з цим ми можемо знайти  $P_{\text{pr}} = 138$  с 29 червня 2016 р. та  $P_{\text{pr}} = 144$  с 11 липня 2016 р. Середнє значення  $P_{\text{pr}} = 141.5$  с.

### 3.4. Висновки

Дослідження характеру зміни обертання дестабілізованого французького ШСЗ “ТОРЕХ/Poseidon” за 15 років виявили його аномальний характер, який у багатьох науковців не мав пояснення. Замість галь-

### 3.4. ВИСНОВКИ

мування після дестабілізації, власне обертання супутника пришвидшувалось.

Розглядаючи прискорення власного обертання КА протягом майже 15-ти років, характер якого здається на перший погляд аномальним. Ми пропонуємо наступне пояснення цьому явищу. Згідно з наявною інформацією, після виходу з ладу системи стабілізації наприкінці 2006р., над КА був втрачений контроль. Якби гіроскопи раптово зупинилися, то, згідно із законами механіки, супутник за короткий період повинен був почати обертатися з періодом в кілька секунд. Згодом, під впливом зовнішніх чинників, спін поступово почав би рости, як це відбувається в більшості випадків дестабілізації КА. Згідно даних із спостережень, цього не відбулося із КА “ТОРЕХ/Poseidon”. Його головний гіроскоп, на нашу думку, все ще продовжував працювати в аварійному режимі, що призводило до повільного збільшення власної швидкості обертання супутника. Однак зовнішні гальмуючі чинники згодом майже зупинили цей ріст. Пізніші спостереження показали, що швидкість його обертання майже ста-

більша. Через деякий час, під впливом розглянутих факторів збурення, швидкість обертання КА буде зменшуватися. Тоді стане можливим дослідити збурюючі фактори в їх чистих проявах.

В роботі ми представили модель поведінки КО “ТОРЕХ/Poseidon”, та вказали на основні джерела збурень, зроблені прогнози щодо майбутнього характеру його обертання.



## Розділ 4.

### Супутник “Ajisai”

Паралельно з дослідженнями динаміки обертання ШСЗ серії “MIDAS” в ЛКД виконано цикл робіт по вивченню впливу оточуючого космічного середовища на власне обертання японського супутника “Ajisai”, що знаходився на значно нижчій орбіті в порівнянні з апаратами “MIDAS”. Він був запущений на колову орбіту ( $H \approx 1500$  км) 13 серпня 1986 р. [28, 29].

Це порожнисте сферичне тіло зроблено з скловолоконної пластмаси. Його зовнішній вигляд показаний на рисунку 4.1. Поверхня КА вкрита 318-ма дзеркалами і 120-ма блоками кутикових відби-

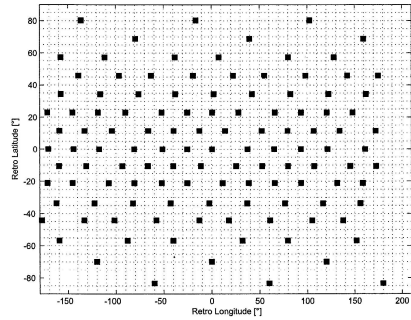


Рис. 4.1. Геодезичний супутник “Ajisai”, та Схематичний розподіл його панелей LLR

вачів. Дзеркала зроблені із сплаву алюмінію. Вони відбивають сонячне світло, яке ми бачимо як короткі спалахи певної тривалості в залежності від періоду обертання супутника.

Кожний із блоків кутикових відбивачів несе 12 дзеркальних кубів, які призначені для лазерної локації КА. Обидва види відбивачів майже однорідно розміщені по поверхні кулі діаметром 2.15 м.

Розташування кутикових відбивачів на “Ajisai” дуже характерне. Вони закріплені на 15 широтних кільцях. Є 5 кілець з 12 кутиковими відбивачами, 4 кільця з 9 кутиковими відбивачами, 2 кільця з 6

кутиковими відбивачами і 4 кільця з 3 кутиковими відбивачами. Кожне з кілець розташоване по поверхні кулі КА. На широтних кільцях, в проміжках між блоками кутикових відбивачів, закріплені групами по два, три, п'ять або шість близьких за розмірами (площею) дзеркал.

Загальна маса зібраного КА становить 685 кг. Враховуючи розміри та масу КА легко знайти, що його середня густина  $\rho = 0.132 \text{ г/см}^3$ . Такого типу КА вважають легкими в гравітаційному розумінні. Слід чекати, що цей КА є хорошим індикатором впливу на його рух світлового тиску.

Орбіта КА після запуску майже колова, з нахилом  $50^\circ$ . Супутник робить один оберт по орбіті навколо Землі за  $\sim 120$  хвилин. Початковий період його власного обертання 40 обертів за хвилину. Вісь обертання КА, як повідомлялося в публікаціях, майже паралельна до земної осі. За 12 років період обертання зріс з  $1.4925 \text{ с}$  – (після запуску в 1986 р.) до  $1.5754 \text{ с}$  – ( в 1998 році). Встановлено також, що власне обертання КА “Ajisai” відбувається проти годинникової стрілки, подібно до обертання Землі

[28, 29].

Після запуску в 1986 р. КА “Ajisai” в ЛКД УжНУ почалися його регулярні спостереження: позиційні фотографічні, лазерна локація та електрофотометричні. Банк первинних даних спостережень ШСЗ в ЛКД містить інформацію про електрофотометричні записи блиску КА “Ajisai” впродовж 72 його проходжень, в період з жовтня 1986р. по березень 1992р. та 11 проходжень у 2008р. До 1989 року записувалися тільки масиви вимірів блиску супутника в інтегральному світлі, а в період з 1989 по 1992 роки чередувалися інтегральні, або колірні (в В, V смугах) масиви запису його блиску.

### **4.1. Спостереження супутника “Ajisai” та зміна періоду його обертання**

З серпня 1986 року по березень 1992 року в Лабораторії космічних досліджень (ЛКД) УжНУ на базі установки АФУ-75 проводились регулярні еле-

#### 4.1. СПОСТЕРЕЖЕННЯ СУПУТНИКА “AJISAI”

ктрофотометричні спостереження супутника в В, V фільтрах. На основі обробки кривих блиску було підтверджено поступове гальмування власного обертання супутника навколо власної осі. На цьому інтервалі часу швидкість обертання змінилася від 1.493 сек. до 1.613 сек.

За результатами електрофотометричних спостережень з кривих блиску було визначено видимий період власного обертання супутника “Ajisai”. Розрахунок періоду власного обертання проводився з використанням програмного забезпечення на основі методу Ломба – Скаргла [6, 16]. Даний метод дає відмінний результат визначення періоду, та широко застосовується в астрономії для періодичних процесів.

З середини 2008-го року в ЛКД УжНУ були відновлені електро-фотометричні спостереження супутника “Ajisai” в заміському пункті спостережень Деренівка на телескопі ТПЛ-1М з діаметром головного дзеркала 1 м. З 2008 по 2022 рік період власного обертання супутника змінився від 2.05 сек. до 2.49 сек.

#### 4. СУПУТНИК “AJISAI”

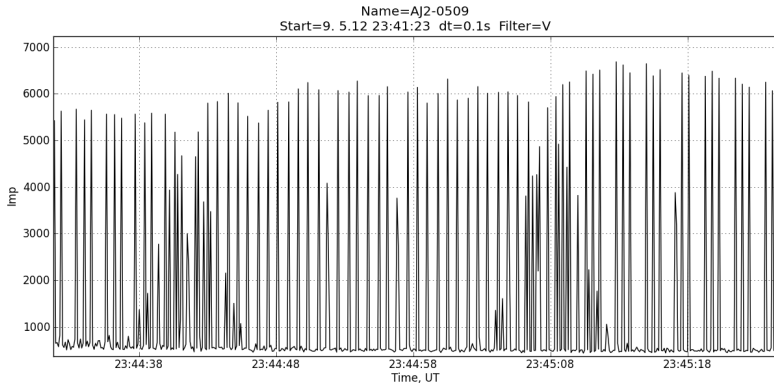


Рис. 4.2. Фрагмент кривої блиску супутника “Ajisai” за 09.05.2012 р. в V фільтрі.

За час існування супутника на орбіті в ЛКД УжНУ отримано 206 кривих блиску та визначено стільки ж періодів власного обертання. Моніторинг зміни періоду власного обертання цього супутника веде-ться й надалі. Для наглядності типова крива блиску супутника приведена на рис. 4.2. Коли спостерігач бачить відбивання сонячного світла одночасно від двох поясів дзеркал та LLR панелей то на кривій блиску утворюються густіші ділянки спалахів, які можна побачити на приведеному рисунку.

Віддалемірні спостереження супутника “Ajisai” також проводились Австрійськими спеціалістами на

#### 4.1. СПОСТЕРЕЖЕННЯ СУПУТНИКА “AJISAI”

протязі декількох кампаній [30]. Ці дані, а саме 143 значень періодів власного обертання супутника, використані в нашій роботі, так як за період 2003-2005 років в ЛКД УжНУ не проводились спостереження супутника “Ajisai”. Для доповнення та порівняння точностей ми також використали спостереження проекту ММТ-9 [20] з 2014 по 2022 рік, де за цей період було отримано 255 кривих блиску.

На рис. 4.3 представлено загальну зміну періоду обертання за 33 роки. На графіку нанесені результати всіх вище перерахованих спостережень супутника “Ajisai”. Виміри добре узгоджуються з експоненціальною функцією, що має вигляд  $y = a \cdot e^{(b \cdot x)}$ , параметри якої представлені в таблиці 4.1, де  $x$  – час в роках з моменту запуску супутника. Відхилення періодів від описаної експоненціальної залежності знаходяться в межах 0,05 сек, і тільки деякі з періодів отриманих з проекту ММТ-9 перевищують цю величину. Коефіцієнт кореляції визначеної функції і даних становить 0.9977.

В статті [31] автори наводять подібні дослідження даного супутника за 22 роки існування його на

Таблиця 4.1. Значення параметрів функції

Параметр	Значення	Похибка
a	1.4889	0.0012
b	0.01489	0.00003

орбіті. При цьому коефіцієнти функції відрізняються від отриманих нами та становлять  $a=1.488586$ ,  $b=0.0149802$ . На жаль автори не наводять похибок своїх досліджень. В статті [32] можна також знайти подібні дослідження за період часу 2009-2013 рік. В даній роботі коефіцієнти становлять  $a=1.485802164$ ,  $b=0.015011430$ , похибки також не приведені.

Видно, що період власного обертання супутника “Ajisai” поступово, майже монотонно, зростає. Із графічного представлення також видно, що зміна періоду відбувалася хоч і по близькому до лінійного закону, але на окремих ділянках з різним розкидом значень. Отримані в Ужгороді результати були співставленні з результатами австрійських спостерігачів [30, 31, 33]. Як видно з рисунка, загальна тенденція вікових змін періоду власного обертання КА “Ajisai”, отриманих в Ужгороді у 1986–1996



#### 4.1. СПОСТЕРЕЖЕННЯ СУПУТНИКА “AJISAI”

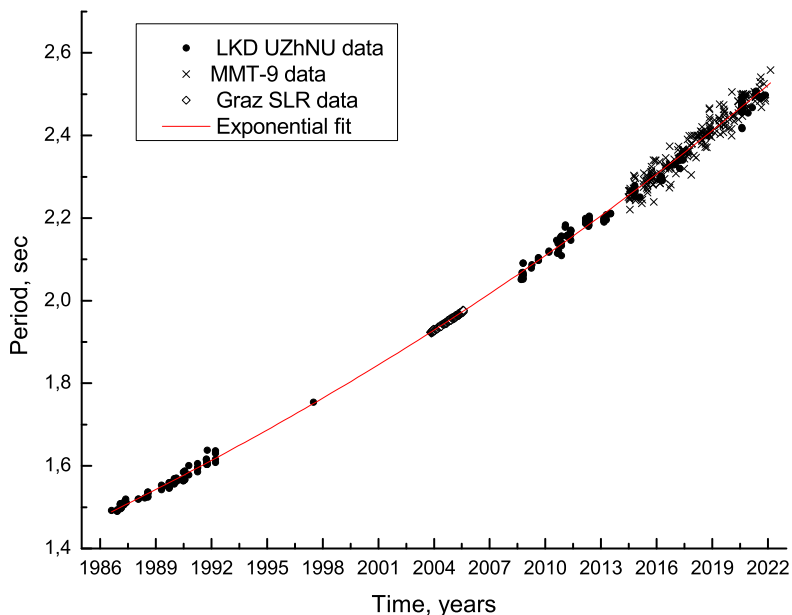


Рис. 4.3. Зміна періоду власного обертання супутника “Ajisai” за 1986–2022 роки.

роки, збереглася і підтверджується дослідженнями австрійців в період з жовтня 2003 по червень 2005 [33] та нашими в вересні – жовтні 2008 року.

Знаючи форму і масу даного об’єкта і маючи по ньому такий унікальний експериментальний матеріал, зібраний протягом 22 років, в ЛКД на основі розробленого методу [34] визначені зміни в динаміці обертання ШСЗ, встановлена природа збурю-

Таблиця 4.2. Результати дослідження зміни основних параметрів власного обертання ШСЗ “Ajisai” на інтервалі в 22 роки

Дата	$P_0, \text{с}$	$\omega_0, \text{с}^{-1}$	$P_{\text{пр}}, \text{с}$	$\omega_{\text{пр}}, \text{с}^{-1}$	$\beta, ^\circ$
01.03.1987	1.5015	4.1846	164.0	0.03831	28
21.09.1989	1.5481	4.0586	160.0	0.03927	29
21.10.2008	2.0519	3.0622	122.0	0.05150	36

ючих факторів, що діяли на супутник протягом цього довгого періоду, їх взаємодія і величини.

Після того, як стало зрозумілим розклад дзеркал на поверхні “Ajisai”, і що ширина кільця з дзеркалами становить  $12^\circ$  на його сферичній поверхні, було проведене ототожнення окремих ділянок на кривих блиску з положеннями дзеркального “зайчика” на конкретних дзеркалах ШСЗ. Такий підхід дозволив визначити орієнтацію супутника в просторі [35]. Аналізуючи в ряді проходжень ШСЗ “Ajisai” переміщення “зайчика” по його поверхні з кільця на кільце з відповідними поворотами, ми виявили прецесійний рух осі обертання, встановили період і кут прецесії. Для прикладу, приводимо отримані дані на три дати в таблиці 4.2.

## 4.2. МАГНІТНИЙ ЗБУРЮЮЧИЙ МОМЕНТ

В першій колонці таблиці дата спостережень, в другій – період власного обертання супутника, в третій – кутова швидкість власного обертання, в четвертій і п'ятій, відповідно, період і кутова швидкість прецесії осі обертання, в шостій – кут прецесії.

## 4.2. Магнітний збурюючий МОМЕНТ

З отриманих в ЛКД результатів орієнтації окремих елементів поверхні даного ШСЗ стало зрозумілим, що його вісь обертання, яка проходить в супутнику через полюсні шапки, прецесує навколо напрямку, що з'єднує магнітні полюси Землі, а не географічні, як це зазначено в [33].

В останні роки кут між магнітним і географічним полюсами Землі становить  $11^{\circ}5$ . А кут прецесії в супутника змінився за цей час з  $28^{\circ}$  до  $36^{\circ}$ . В конус, що утворює в просторі вісь обертання ШСЗ "Ajisai", потрапляють і магнітні, і географічні земні полюси. Звідси, мабуть, обережний висновок ав-

стрійських спостерігачів, що вісь обертання майже паралельна осі обертання Землі [33].

Отже, виходячи з орієнтації ШСЗ, основним гальмівним моментом для нього має бути магнітний, який, як показують результати спостережень власного обертання супутника за 22 роки, періодично змінювався. Використавши значення радіуса супутника ( $R$ ), маси  $m$ , і параметрів обертання  $\omega_{об}$ ,  $\omega_{пр}$  і  $\beta$ , нами були розраховані значення моменту інерції ( $I$ ), моменту кількості руху ( $L$ ), його зміни і, відповідно, моменту збурюючих сил, що діяли на даний об'єкт протягом всього періоду спостережень.

Для тонкостінної сфери момент інерції  $I$  буде рівний:

$$I = \frac{2mR^2}{3} \quad (4.1)$$

Звідси для  $m = 685$  кг,  $R = 1.075$  м,  $I = 527.735$  кг·м<sup>2</sup>.

Для даного супутника, можна записати, що  $I_x \approx I_y \approx I_z$ . Тому момент кількості руху розраховувався, як

$$L_x = \omega_{об} \quad (4.2)$$

## 4.2. МАГНІТНИЙ ЗБУРЮЮЧИЙ МОМЕНТ

Таблиця 4.3. Результати обрахунку моменту кількості руху  $L$  і гіроскопічного моменту  $K$  під час спостережень ШСЗ “Ajisai”

№ п/п	Дата	$L, \frac{\text{кг} \cdot \text{м}^2}{\text{с}}$	$K, \text{Н} \cdot \text{м}$	$\frac{\Delta K}{K}, \%$
1	01.03.1987	2208.356	39.7204	2.66
2	21.09.1989	2141.886	40.7782	19.97
3	21.10.2008	1616.030	48.9202	23.16

а гіроскопічний момент  $K$

$$K = I \cdot \omega_{\text{об}} \cdot \omega_{\text{пр}} \cdot \sin \beta \quad (4.3)$$

Окремі результати обрахунків приведені на три дати в таблиці 4.3.

В п'ятій колонці приводиться зміна гіроскопічного моменту супутника на інтервалі 1-2, 2-3, 1-3. Він, як видно з отриманих результатів, змінився на 23.2%. Середнє значення величини збурюючого моменту, що діяв на супутник протягом 22 років, визначалося за формулою

$$\overline{M}_L = \frac{dL}{dt} = \sum_n^{i=1} (\overline{M}_i)_{\bar{L}} \quad (4.4)$$

І його величина становила  $\overline{M}_L = 0.86714 \cdot 10^{-6}$  Н·м.

Так як, на обертання ШСЗ в залежності від висоти його польоту діє  $n$ -не число факторів, то отримане значення  $\overline{M}_L$  є сумарним проявом збурень. Розклад його на складові і є однією з самих складних проблем в розв’язку подібних задач.

Елементарний розрахунок, згідно [36], показує, що внаслідок лобового опору з боку атмосфери на висоті  $\sim 1500$  км на такий супутник, як “Ajisai”, збурюючий момент буде

$$M_{\text{ат}} = -\rho V_0 S_{\text{еф}} r = 10^{-14} \text{ Н} \cdot \text{м} \quad (4.5)$$

де  $\rho$  – густина атмосфери на висоті польоту супутника;  $V_0$  – лінійна швидкість руху супутника на орбіті;  $r$  – плече сили,  $S_{\text{еф}}$  – площа ефективного перерізу об’єкта, для сфери  $S_{\text{еф}} = \frac{2}{3}\pi r^2$ . Середній збурюючий момент, викликаний прямим сонячним випромінюванням, розраховано нами, як:

$$\overline{M}_c = \frac{A_0 \gamma}{C} \left( \frac{D_0}{4} S_1 + \frac{2}{3} D_x S_2 \right) \cdot r \quad (4.6)$$

#### 4.2. МАГНІТНИЙ ЗБУРЮЮЧИЙ МОМЕНТ

де  $A_0$  – середнє значення сонячної сталої, рівне по останнім даним  $1.373 \cdot 10^3$  Вт/м<sup>2</sup> [37],  $\gamma$  – коефіцієнт відбивання для алюмінію рівний 0,89;  $C$  – швидкість світла;  $D_0$  – доля дзеркальної складової у відбитому від поверхні супутника світла;  $D_x$  – доля дифузної складової;  $S_{1,2}$  – ефективна площа для дзеркального і дифузного відбивання світла від поверхні ШСЗ. Згідно [29]  $S_1 = 0.0350$  м<sup>2</sup> (площа одного дзеркала),  $S_{\text{сф}} = (2/3)\pi r^2$  – ефективна площа півсфери супутника. В результаті аналізу кількох десятків кривих блиску ШСЗ “Ajisai”, вдалося встановити, що в даному випадку  $D_0=0.955$ ,  $D_x = 0.045$ ,  $r = 1.075$  м.

Звідси

$$\overline{M}_c = 0.32998 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м} \quad (4.7)$$

Відповідно методиці, описаній в роботі [70], сила тиску з боку земної і відбитої від Землі сонячної радіації на  $H = 1500$  км для сфери буде складати  $\sim 16\%$  від тиску на супутник прямої сонячної радіації. Отже середнє значення збурюючого моменту,

#### 4. СУПУТНИК “AJISAI”

породженого дією на об’єкт радіації від поверхні Землі, в нашому випадку буде

$$\overline{M}_3 = 0.052797 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м} \quad (4.8)$$

Іншими збуреннями на даному етапі можна знехтувати. Звідси середнє значення величини магнітного моменту, що діє на даний супутник

$$\overline{M}_M = \overline{M}_L - \overline{M}_c - \overline{M}_3 - \overline{M}_{\text{ат}} \quad (4.9)$$

$$\overline{M}_M = 0.48434 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м} \quad (4.10)$$

Наскільки відомо з доступних нам першоджерел, такий розклад загального збурюючого моменту на складові з підключенням експериментальних даних і оцінка звідти величини магнітного моменту, зроблена в Україні вперше.

На заключному етапі досліджень ми провели аналіз зміни сумарного збурюючого моменту відносно його середнього значення  $\overline{M}_L = 0.86714 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м}$  на менших інтервалах часу (порядку кількох років) і співставили з фазами сонячної активності 22 і 23



## 4.2. МАГНІТНИЙ ЗБУРЮЮЧИЙ МОМЕНТ

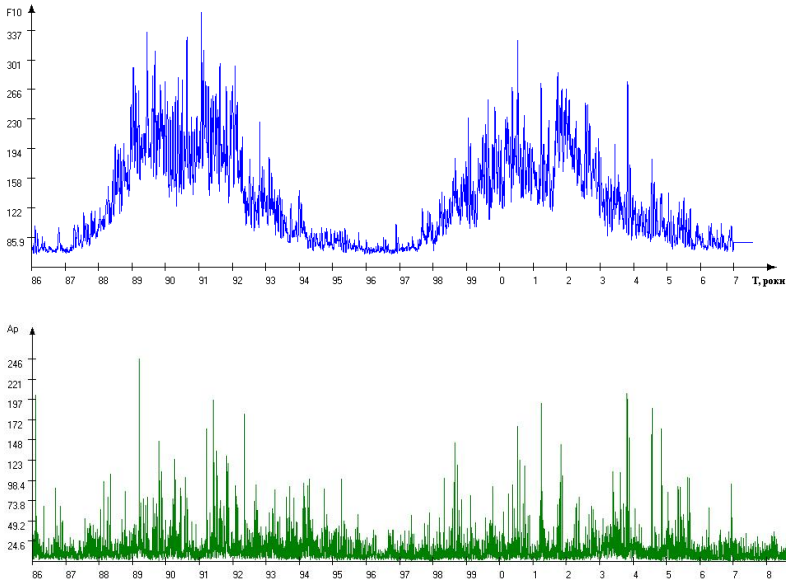


Рис. 4.4. Зверху: зміни потоку радіовипромінювання Сонця на  $\lambda = 10.7\text{см}$  (F10.7) в період з 1986 по 2008 рр. Знизу: зміни геомагнітного індексу (Ap) в період з 1986 по 2008 рр.

циклів. Зміна сонячної активності і геомагнітного індексу Ap протягом 22 і 23 циклу приводяться на рис.4.4

Результати виконаного нами ґрунтового аналізу дії на ШСЗ “Ajisai” збурюючих факторів оточуючого середовища приведені в таблиці 4.4.

Таблиця 4.4. Результати обрахунку моменту кількості руху  $L$  і гіроскопічного моменту  $K$  під час спостережень ШСЗ “Ajisai”

№ п/п	Інтервал	$dL$	$dt$ , (доби)	$M \cdot 10^{-6}$ Н · м	$\frac{dM}{M}$ , %	Фаза сонячної активності
1	29.1186 – 15.07.89	74.261	960	0.89531	3.20	Наростання циклу
2	15.07.89 – 19.03.92	78.136	978	0.92409	6.64	Мах. і спад циклу
3	29.11.86 – 24.09.89	75.828	1030	0.85208	-1.74	Наростання циклу
4	19.03.92 – 08.09.98	163.213	2376	0.79505	-8.31	Спад циклу, min.
5	08.09.98 – 27.07.05	219.010	2514	1.00830	16.28	Мах. і спад циклу
6	18.10.03 – 27.07.05	46.211	648	0.82537	-4.82	Близько до min.
7	18.10.03 – 21.10.08	109.132	1830	0.69021	-20.40	Min. циклу
8	08.09.98 – 21.10.08	281.933	3696	0.88287	1.81	Мах. – min. циклу
9	08.09.98 – 18.10.03	172.801	1866	1.07183	23.61	Мах. і спад циклу
10	27.07.05 – 21.10.08	62.923	1182	0.61611	-28.95	Min. циклу
11	29.11.86 – 21.10.08	592.326	7906	0.86714		

### 4.3. Висновки

Приведені результати спостережень періоду власного обертання супутника “Ajisai” за 35 років існування його на орбіті. Такі довгі ряди спостережень штучних супутників Землі є досить рідкісним явищем, тим більше коли аналізується період власного обертання об’єкта.

Точне визначення періоду власного обертання супутника “Ajisai” допомагає отримати інформацію про сили, що впливають на супутник в навколосемному космічному просторі, на висоті перебування даного ШСЗ, та спричиняють збурення в його орбітальному русі. Доповнена нами зміна періоду вла-

### 4.3. ВИСНОВКИ

сного обертання може бути використана для оновлення даних моделювання механізму впливу сил, які діють на супутник. В результаті проведених досліджень отримані нові значення параметрів експоненціальної функції, що описує зміну періоду власного обертання супутника “Ajisai” з часом. Оскільки нам вдалось захопити 35 років спостережень супутника, то значення цих параметрів дещо відрізняються від приведених раніше в літературі. Вперше приведені точності визначення даних параметрів функції

Метод ПЗЗ фотометрії, що використовується в проекті ММТ-9, виявився гіршим по точності ніж метод електрофотометрії, що використовується в ЛКД УжНУ для спостереження цього ШСЗ. Це пояснюється тим, що обертання супутника “Ajisai” є досить швидким, а інтервал зчитування ПЗЗ приймачів не завжди розрахований на таку частоту. Звідси й впливає похибка в спостереженнях. Хоча для об’єктів що обертаються повільно, цей метод дає набагато кращу точність.

Отримані результати дозволяють відтворити на-

ступну картину поведінки ШСЗ “Ajisai” на орбіті. Супутник, після виведення на орбіту, був орієнтований відносно магнітного поля Землі так, щоб останнє на його обертання впливало якнайменше. Та, внаслідок незначних відхилень в конструкції об’єкта, особливостей структури магнітного поля Землі та інших збурюючих факторів, вісь обертання з самого початку почала прецесувати навколо магнітної осі, збільшуючи з часом кут прецесії та період власного обертання ШСЗ. Обертання супутника виявилося “чутливим”, як до незначних змін магнітного поля Землі так і прямого сонячного випромінювання, породжених сонячною активністю. З часом гальмівний момент, що діє на цей супутник, практично почав змінюватися синхронно зі змінами, які відбуваються на Сонці і в верхній атмосфері Землі, ставши, таким чином, прекрасним індикатором тих фізичних процесів, які відбуваються на висоті перебування супутника “Ajisai”.

З отриманих результатів видно, що зміна сумарного збурюючого моменту ШСЗ “Ajisai” від максимуму до мінімуму 22 і 23 циклів сонячної активно-

### 4.3. ВИСНОВКИ

сті змінюється майже в два рази. Приблизно в стільки разів на цих циклах змінюється і усереднене випромінювання Сонця на  $\lambda = 10.7$  см. Як зазначалося в роботі [38] за час сонячного циклу в два рази змінюється і температура термосфери.

Зроблені висновки щодо причин поступового його гальмування. Основним чинником збурень в його обертанні рахуємо вплив сонячної радіації на іонізаційні навколоземні поля.

# Післямова

Орбітальний супутник постійно знаходиться під дією різних впливів, які призводять до змін в їх обертанні. Причини цих впливів зв'язані з:

- а) відхиленням гравітаційного поля Землі від центрально-симетричного із-за його ущільнення, неоднорідного розподілу мас, наявності Місяця та Сонця;
- б) деформацією поверхні об'єкта, наявністю рухомих деталей або рідин на супутнику, різницею температур між затіненими та освітленими частинами його поверхні;
- в) впливом магнітного та електростатичного полів, опором повітря та світловим тиском сонячного випромінювання.

Значимість цих збурюючих факторів для конкретних супутників різна. В основному це залежить

від конструкції, маси та висоти над Землею. До висоти 1000 км і частково до 1500 км домінуючий гальмівний ефект на обертання космічного апарата дає атмосфера. Вплив магнітних та електростатичних полів Землі, які також дають гальмуючий вплив на власне обертання, з висотою зменшується. На їх фоні відносні ефекти, викликані сонячною радіацією, збільшуються з висотою, але їх величина залежить від сонячної активності та має змінний характер.

ТОPEX/Poseidon з висотою орбіти 1336 км знаходиться на границі впливу атмосфери на параметри орбіти і власне обертання супутника. Як випливає із отриманих результатів, основне порушення його власного обертання обумовлено відхиленням гравітаційного поля Землі від центрально-симетричного. Це відхилення від симетричної форми проявляється як гіроскопічний момент, який викликає прецесію головної осі обертання навколо напрямку дії центральної сили.

Відомо, що всі дестабілізовані штучні об'єкти прагнуть увійти в резонанс з різними збуджуючими моментами, що породжуються фізичними полями

в навколосезному космічному просторі. Таких збу-рюючих джерел багато і їх вплив на об'єкти, що обертаються навколо Землі, відбувається по-різному, залежно від висоти польоту ШСЗ, площі їх поперечного перерізу, величини магнітного та аеродинамічного моментів, наявності коронарних дірок на Сонці та фази протікання 11-ти річного циклу сонячної активності. Сюди слід зарахувати і гравітаційні моменти, породжені впливом природних космічних тіл. [1, 3, 4, 21, 39].

У будь-якому разі аналіз власного обертання дестабілізованих ШСЗ може допомогти розкриттю фізичних процесів, що слабо проявляються, в навколосезному космічному просторі. Прояв таких процесів має досить складну картину “розмиту” їх взаємокомпенсацією. У багатьох випадках вони проявляють себе тільки на досить тривалих проміжках часу, пройшовши цілий ланцюжок перетворень [3, 4, 21]. Саме такий складний характер їхнього прояву ми спостерігаємо і у власному обертанні ШСЗ системи “MIDAS”.

На висоті перебування досліджуваних КА аеро-



динамічний момент практично відсутній і основним джерелом збурень, що спостерігаються, на думку фахівців, тут є пряме або відбите земною атмосферою, сонячне випромінювання. [3]. Але з результатів проведених досліджень видно, що крім прямого сонячного випромінювання істотно помітним джерелом збурень є також спільний вплив гравітаційних полів Землі, Місяця та Сонця, що періодично прискорює або уповільнює кутову швидкість власного обертання даних ШСЗ.

Наші результати по супутнику “Ajisai” можна використовувати в задачах розкриття механізму взаємодії сонячного випромінювання з магнітним полем Землі, а також в оцінках відносної зміни сонячної постійної на циклі його активності.

# Список використаних джерел

1. V. I. Kudak, V. U. Klimik, and V. P. Epishev. “Disturbances in motions of geosynchronous satellites under the effect of reflected solar radiation and infrared radiation of the Earth”, English. *Space Science and Technology*, Vol. 18(1), 2012, pp. 55-59.
2. A. T. Mecherikunnel et al. “Intercomparison of solar total irradiance data from recent spacecraft measurements”, *Journal of Geophysical Research: Atmospheres*, Vol. 93(D8), 1988, pp. 9503-9509.
3. V. P. Epishev et al. “A procedure for determination of value and nature of disturbances acting on

- rotation of AES”, *Space Science and Technology*, Vol. 10, 2004, pp. 152-155.
4. В.П. Епишев и др. «Возмущения во вращении ИСЗ и их причинная взаимосвязь», *Околосемная астрономия - 2009*. Казань, ИАРАН КГУ, М.:ГЕОС, 2010, С. 35-41.
  5. Исак, И. И. «Решение задач поиска скрытых периодич-ностей методом наименьших квадратов», *Науч. ин-форм. ИНАСАН.*, Т. 72, 1994, С. 14.
  6. J. D. Scargle. “Studies in astronomical time series analysis. II-Statistical aspects of spectral analysis of unevenly spaced data”, *The Astrophysical Journal*, Vol. 263, 1982, pp. 835-853.
  7. М. В. Братийчук и др. «Двухканальный электрофотометр и система слежения для фотометрии ИСЗ», *Астрометрия и астрофизика*, Т. 21, 1974, С. 109-116.
  8. М. В. Братийчук и др. «Скоростной двухканальный электрофотометр для фотометрии ИНТ, работающий в режиме счета фотонов», *Аст-*

рометрия и астрофизика, Т. 46, 1982, С. 84-92.

9. С. І. Ігнатович та ін. “Створення апаратурного комплексу я електрофотометричних спостережень на базі телескопу ТПЛ-1М”, *Науковий вісник Ужгородського університету. Сер.: Фізика*, №19, 2006, С. 188-193.
10. V. Kudak and V. Perig. “QHY-174M-GPS camera as the device for photometry of artificial satellites”, *Artificial Satellites*, Vol. 57(1), 2022, pp. 47-57.
11. V. I. Kudak et al. “Calibrations of photometric light curves according to standart”, *Bulletin of Ukrainian Earth Orientation Parameters Laboratory*, Vol. 8, Dec. 2013, pp. 35-37.
12. J. Frith et al. “Simultaneous Single Site Color Photometry of LEO Satellites”, *Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference*. Ed. by C. Paxson et al. Jan. 2008, E59, E59.

13. В.П. Епишев. «Исследование ориентации и поверхности ИНТ методом электрофотометрии». Дис. ... док. Ужгородский государственный университет, 1985.
14. V. P. Epishev. "Determining the orientation of man-made objects in space on the basis of mirror reflection", *Astrometriia i Astrofizika*, Vol. 50, Jan. 1983, pp. 89-93.
15. Ю. В. Линник. *Метод наименьших квадратов и основы математико-статистической теории обработки наблюдений*. Физматгиз, 1958.
16. N. R. Lomb. "Least-Squares Frequency Analysis of Unequally Spaced Data", *Astrophysics and Space Science*, Vol. 39(2), Feb. 1976, pp. 447-462. DOI: 10.1007/BF00648343.
17. R.C. Hall. *Program 461 Historical Monograph*. 1965.
18. М.М. Lychak. "Cycles of solar activity and of geophysical effects caused by it. Analysis and forecasting of the cycles", *Space Science and Technology*, Vol. 14(6), 2008, pp. 39-51.

19. E. V. Katkova et al. “Photometry of artificial satellites on MMT-9 during last five years”, *INASAN Science Reports*, Vol. 5, Apr. 2020, pp. 5-8. DOI: 10.26087/INASAN.2020.5.1.002.
20. G. M. Beskin et al. “Wide-field optical monitoring with Mini-Mega TORTORA (MMT-9) multi-channel high temporal resolution telescope”, *Astrophysical Bulletin*, Vol. 72(1), 2017, pp. 81-92.
21. V. I. Kudak et al. “Determining the orientation and spin period of TOPEX/Poseidon satellite by a photometric method”, *Astrophysical Bulletin*, Vol. 72(3), 2017, pp. 340-348.
22. V. N. Ishkov. “Space weather forecast: Principles of the construction and boundaries of the implementation (experience of three cycles)”, *Cosmic Research*, Vol. 55(6), 2017, pp. 381-388. DOI: 10.1134/S0010952517060053.
23. Левантовский, В. И. *Механика космического полета в элементарном изложении*. Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1980.

24. В.П. Епишев и др. «Резонансное явление во вращении искусственных космических объектов», *Сборник тезисов 13-ой украинской конференции с космических исследований*, Евпатория, Украина, 2-6 сент. 2013, Киев, 2013, С. 69.
25. Lee-Lueng Fu et al. “TOPEX/POSEIDON mission overview”, *Journal of Geophysical Research*, Vol. 99(C12), Dec. 1994, pp. 24369-24382. DOI: 10.1029/94JC01761.
26. Moreaux, E. Hupp, E. *NASA - NASA's Topex/Poseidon Oceanography Mission Ends*. Jan. 2006. URL: [https://www.nasa.gov/home/hqnews/2006/jan/HQ\\_06001\\_TOPEX\\_update.html](https://www.nasa.gov/home/hqnews/2006/jan/HQ_06001_TOPEX_update.html).
27. N. Koshkin et al. “Remote Sensing of the EnviSat and Cbers-2B satellites rotation around the centre of mass by photometry”, *Advances in Space Research*, Vol. 58(3), Aug. 2016, pp. 358-371. DOI: 10.1016/j.asr.2016.04.024.
28. T. Otsubo et al. “Spin motion of the AJISAI satellite derived from spectral analysis of laser ranging data”, *IEEE Transactions on Geoscience and*

*Remote Sensing*, Vol. 38(3), May 2000, pp. 1417-1424. DOI: 10.1109/36.843036.

29. Minoru Sasaki and Hidekazu Hashimoto. “Launch and Observation Program of the Experimental Geodetic Satellite of Japan”, *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, Vol. 25(5), Sept. 1987, pp. 526-533. DOI: 10.1109/TGRS.1987.289830.
30. E. Cristea, G. Kirchner, and W. Hausleitner. “AJISAI Spin Parameters Determination using Graz kHz Satellite Laser Ranging Data”, *AGU Fall Meeting Abstracts*. Vol. 2006. Dec. 2006, G11A-0004, G11A-0004.
31. D. Kucharski et al. “22 Years of AJISAI spin period determination from standard SLR and kHz SLR data”, *Advances in Space Research*, Vol. 44(5), Sept. 2009, pp. 621-626. DOI: 10.1016/j.asr.2009.05.007.
32. N. Burlak et al. “The Research of Variation of the Period and Precession of the Rotation Axis of EGS (AJISAI) Satellite by Using Photomet-



- ric Measurement”, *Odessa Astronomical Publications*, Vol. 27, Jan. 2014, p. 83.
33. Georg Kirchner, Walter Hausleitner, and Elena Cristea. “Ajisai Spin Parameter Determination Using Graz Kilohertz Satellite Laser Ranging Data”, *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, Vol. 45(1), Jan. 2007, pp. 201-205. DOI: 10.1109/TGRS.2006.882254.
34. V. P. Epishev et al. “A procedure for determination of value and nature of disturbances acting on rotation of AES”, *Space science and technology*, Vol. 10, Jan. 2004, pp. 152-155.
35. В.П. Епишев. «Определение ориентации ИНТ в пространстве по их зеркальному отражению», *Астрометрия и астрофизика*, Т. 50, 1983, С. 89-93.
36. В.В. Белецкий и А.М. Яншин. *Влияние аэродинамических сил на вращательное движение искусственных спутников*. Наукова думка, 1984.

37. Х.И. Абдусаматов. «Об оптимальном прогнозировании высоты следующего 11-летнего цикла активности и нескольких последующих циклов на основе долговременных вариаций радиуса Солнца или солнечной постоянной», *Кне-матика и физика небесных тел*, Т. 23(3), 2007, С. 141-147.
38. V. P. Epishev et al. “Revoltig Effects in Own Rotation of High-Orbital Satellites”, *Odessa Astronomical Publications*, Vol. 20, Jan. 2007, p. 38.
39. Белецкий, В. В. *Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле: Учебное пособие*. МГУ, 1975.