

**ДЕРЖАВНЕ КОСМІЧНЕ АГЕНСТВО УКРАЇНИ**  
**НАЦІОНАЛЬНИЙ ЦЕНТР УПРАВЛІННЯ ТА ВИПРОБУВАНЬ**  
**КОСМІЧНИХ ЗАСОБІВ**

**ІВАНОВА ВАЛЕНТИНА ІВАНІВНА**

УДК 629.783

**НАУКОВО-МЕТОДИЧНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ**  
**ТРЕНАЖЕРНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ДИНАМІКИ**  
**СОНЯЧНО-СІНХРОННИХ ОРБІТ**

Спеціальність 05.07.14 «Авіаційно-космічні тренажери»

**АВТОРЕФЕРАТ**

дисертації на здобуття наукового ступеня  
кандидата технічних наук

Київ – 2018

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана в Державному підприємстві «Конструкторське бюро «Південне» імені М.К. Янгеля.

**Науковий керівник:**

доктор технічних наук, доцент  
**Шептун Анатолій Дмитрович**,  
Державне підприємство «Конструкторське бюро  
«Південне» імені М.К. Янгеля, головний  
науковий співробітник проектно-теоретичного  
комплексу

**Офіційні опоненти:**

доктор технічних наук, старший науковий  
співробітник **Ракушев Михайло Юрійович**,  
Національний університет оборони України  
імені Івана Черняхівського, доцент кафедри  
застосування космічних систем та  
геоінформаційного забезпечення інституту  
інформаційних технологій

доктор технічних наук, професор **Барабаш Олег  
Володимирович**, Державний університет  
телекомунікацій, завідувач кафедри вищої  
математики

Захист відбудеться «14» червня 2018 року об 11 годині на засіданні спеціалізованої вченої ради К 26.894.01 Національного центру управління та випробувань космічних засобів за адресою: 01010, м. Київ, вул. Московська, 8, ауд. № 620.

З дисертацією можна ознайомитись у бібліотеці Національного центру управління та випробувань космічних засобів (01010, м. Київ, вул. Московська, 8).

Автореферат розісланий «14» травня 2018 року.

Учений секретар  
спеціалізованої вченої ради  
кандидат технічних наук



В. В. Ожінський

## ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

**Актуальність теми.** Найважливішою складовою системою підготовки до запуску та супроводу космічних апаратів (КА): Балістичних центрів та Центрів управління польотом, а також тренажерів таких систем, є програмно-методичне забезпечення, яке повинно відповідати сучасним тенденціям у балістичному проектуванні космічних апаратів. Особливою задачею таких систем є підготовка до запуску космічних апаратів на сонячно-синхронні орбіти (ССО), що включає спеціальний розрахунок початкових значень параметрів цих орбіт.

Запуски КА на близькоколові сонячно-синхронні орбіти займають друге місце за кількістю у загальній світовій космічній діяльності і перше – для цілей дистанційного зондування Землі (ДЗЗ). Широке використання ССО визначається їх корисною властивістю – стабільністю освітлення поверхні Землі, що зондується, та строгою періодичністю сеансів зв'язку КА з наземними пунктами спостереження. Конкретні умови освітлення району зондування задаються значенням параметра «місцевий сонячний час висхідного вузла» (МСЧ ВВ) орбіти. Стабільність МСЧ ВВ зумовлює стабільність умов функціонування КА, тому цей параметр є основною функціональною характеристикою ССО.

Існуючий методичний апарат забезпечення стабільності МСЧ ВВ базується на розрахунку початкового значення нахилу в залежності від висоти орбіти КА таким чином, щоб кутова швидкість повороту (прецесії) площини орбіти КА дорівнювала середній кутовій швидкості руху видимого Сонця по екліптиці. При цьому обґрунтовано враховується лише один, основний, фактор – несферичність геопотенціалу, що визначається полюсним стисканням земного еліпсоїда. Але такий метод забезпечує орбіті властивість «сонячної синхронності» лише на початковому етапі польоту КА. Поступово під дією збурюючих факторів МСЧ ВВ почне систематично монотонно відхилятися від номінального значення, що може привести до суттєвого погіршення умов функціонування КА. В минулому, коли типовими були важкі КА з рушійними установками, проблема вирішувалась за рахунок корекцій параметрів орбіти. Сучасні тенденції, що полягають у використанні космічних апаратів суттєво меншого розміру і ваги зі спрощеною системою керування, роблять нагальним пошук рішення задачі мінімізації відхилення МСЧ ВВ без корекцій орбіти. Таким чином, рішення переходить у площину досліджень орбітального руху КА з врахуванням у динамічних моделях малих факторів, які раніше відкидалися.

Існуючі аналітичні моделі динаміки ССО розроблені зі спрощеннями, що не враховують особливості впливу на низькі ССО збурень, які є на декілька порядків меншими, за несферичність геопотенціалу і атмосферне гальмування. Насамперед, збурень від гравітаційного поля Сонця та приливних явищ на Землі.

Існуючі повні чисельні моделі дозволяють спрогнозувати еволюцію параметрів конкретної орбіти, але не дають можливості, по-перше, знайти загальну залежність величини збурень від МСЧ ВВ, по-друге, виділити систематичну (вікову) складову серед періодичних коливань значень параметрів орбіти, а також оцінити вклад кожного збурюючого фактору в сумарне систематичне відхилення МСЧ ВВ.

Таким чином, актуальним є наукове завдання щодо розробки аналітичної моделі впливу на динаміку сонячно-синхронних орбіт збурюючих факторів та, на її основі, вдосконалення методу розрахунку початкових значень параметрів

таких орбіт, що спрямоване на мінімізацію відхилення місцевого сонячного часу висхідного вузла на терміні експлуатації космічного апарата без корекцій параметрів орбіти.

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

Дисертаційна робота виконувалась у відповідності до планів науково-технічної діяльності Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля (ДП «КБ «Південне») з проектування та експлуатації ракет-носіїв і космічних апаратів у рамках Загальних цільових науково-технічних космічних програм України на 2008-2012 р.р. та 2013 -2017 р.р. Зокрема, у дисертації використані результати проведених автором досліджень в рамках науково-дослідних робіт з проектування сучасних малих КА, створених за Державними контрактами: №2-01/10 від 05.10.2010р. «Космічної системи для спостереження Землі в оптичному діапазоні» (реєстраційний номер 0110U004830); №2-01/11 від 21.10.2011р. «Підготовка космічної системи «Січ-2» з КА МС-2-8 до пуску та льотно-конструкторські випробування космічної системи «Січ-2» (реєстраційний номер 0111U009283).

**Мета та наукові завдання дослідження.**

*Метою дослідження є вдосконалення тренажерного моделювання процесів підготовки до запуску та супроводу космічних апаратів на сонячно-синхронних орбітах, що спрямоване на забезпечення відповідності цих процесів сучасним вимогам до стабільності умов функціонування космічних апаратів.*

Для досягнення поставленої мети в дисертаційній роботі сформульовані та вирішені такі часткові наукові завдання:

1. Проведення аналізу існуючих методик розрахунку початкових значень параметрів ССО, що реалізовані у системах підготовки до запуску та супроводу КА, а також в тренажерах цих систем. Аналіз результатів натурних спостережень за динамікою ССО.

2. Розробка єдиного методу оцінювання динаміки площини ССО під впливом збурень різної природи.

3. Визначення вікової складової еволюції параметрів сонячно-синхронної орбіти під прямим та опосередкованим впливом гравітаційного поля Сонця як функції кута орієнтації площини орбіти відносно напрямку «Земля-Сонце».

4. Чисельна оцінка впливу кожного збурюючого фактору на відхилення місцевого сонячного часу висхідного вузла ССО. Визначення домінуючих факторів для включення їх в імітаційну модель системи підготовки до запуску КА на ССО.

5. Розробка методу розрахунку початкових значень параметрів ССО, які б забезпечували мінімізацію відхилення МСЧ ВВ на протязі терміну експлуатації КА на ССО.

6. Підтвердження адекватності розроблених аналітичних методів оцінки динаміки ССО реальним процесам шляхом порівняння результатів розрахунку за цими методами з результатами чисельного моделювання та з даними спостережень за рухом вже запущених КА. Формування рекомендацій щодо реалізації методів у програмному забезпеченні тренажерів підготовки до запуску та супроводу КА.

*Об'єктом дослідження є процес прогнозування динаміки близькоколових сонячно-синхронних орбіт космічних апаратів.*

*Предмет дослідження* – методи забезпечення стабільних умов функціонування космічних апаратів на близькоколових сонячно-синхронних орбітах для систем підготовки до запуску та супроводу космічних апаратів і тренажерів цих систем.

*Методи дослідження*, що були використані для досягнення мети дисертаційної роботи – це методи теоретичної механіки та математичного аналізу. Зокрема: теореми динаміки матеріальної точки стали основою для побудови єдиного методу оцінки вікового руху площини ССО; на положеннях теорії руху штучних супутників Землі ґрунтується аналіз впливу кожного збурюючого фактору на еволюцію параметрів орбіти КА; методи небесної механіки використані при моделюванні збурюючої дії на рух КА гравітаційного поля Сонця та для розрахунку місцевого сонячного часу висхідного вузла. Виведення всіх співвідношень зроблено методами математичного аналізу.

**Наукова новизна отриманих результатів** виражається у тому, що в дисертаційній роботі:

1. Розроблено новий метод оцінки систематичної (вікової) складової динаміки руху площини сонячно-синхронної орбіти. Метод ґрунтується на теоремі про зміну кінетичного моменту матеріальної точки і представляє собою єдину прозору за фізичною суттю основу для методики розрахунку параметрів впливу на кутовий рух площини ССО збурюючих факторів різної природи.

2. Вперше розроблено аналітичну модель для розрахунку вікової складової еволюції параметрів сонячно-синхронної орбіти під прямим та опосередкованим впливом гравітаційного поля Сонця як функції кута орієнтації площини орбіти відносно напрямку «Земля-Сонце». Модель входить складовою частиною до методу визначення початкових значень нахилу сонячно-синхронної орбіти, а також може бути використана окремо у системі супроводу космічного апарату на сонячно-синхронній орбіті для оперативної чисельної оцінки параметрів еволюції площини цієї орбіти.

3. Удосконалено метод визначення початкових значень нахилу сонячно-синхронної орбіти шляхом введення поправки, що враховує вікові складові еволюції параметрів орбіти за рахунок домінуючих збурюючих факторів. Реалізація методу дозволяє запускати космічні апарати на сонячно-синхронну орбіту з забезпеченням максимально можливої стабільності умов його функціонування без корекції орбіти.

**Практичне значення отриманих результатів.** Отримані в роботі співвідношення є зручним методичним інструментом для розробки програмного забезпечення систем підготовки та супроводу КА на ССО. Вони можуть бути використані як на етапі проектування, так і на етапі безпосередньо підготовки та супроводу польоту КА та тренажерного моделювання цих процесів.

Впровадження розроблених методів у програмне забезпечення тренажерів систем підготовки до запуску та супроводу КА приводить останні у відповідність сучасним вимогам до КА ДЗЗ, що розробляються без рушійних установок корекції орбіти або з суттєвими обмеженнями на кількість і тривалість корекцій. Зокрема, запропонований метод розрахунку початкового значення нахилу типових ССО з поправкою дозволяє без корекцій орбіти зменшити відхилення МСЧ ВВ на терміні функціонування КА приблизно у 6 разів, порівняно з розрахунком без поправки.

Основні результати дисертаційної роботи були апробовані при підготовці до запуску КА Egyptosat-1 та підтвержені результатами спостереження за його польотом.

Результати досліджень прийняті до впровадження у практику проектування КА в ДП «КБ «Південне» (акт від 09.01.2018 р.).

**Особистий внесок здобувача.** Всі наукові результати, що подані до захисту, були отримані автором особисто. Зокрема, в [1] розроблено єдиний метод розрахунку вікової складової динаміки ССО; в [2] розроблено метод оцінки фактичної еволюції параметрів орбіти по результатам зовнішньо траєкторних спостережень за рухом КА; в [3] обґрунтовано метод урахування у поправці до базового нахилу ССО початкового збурення параметрів орбіти; в [4] сформовані критерії мінімізації відхилення МСЧ ВВ та розроблено метод визначення поправки до базового нахилу ССО, що відповідає цим критеріям. Співавтори залучалися лише для обговорення розроблених автором положень, та покращення стилю викладу.

**Апробація результатів дисертації.** Основні теоретичні та практичні результати дисертаційної роботи доповідались та обговорювались на восьми наукових конференціях: 16-а Міжнародна наукова конференція «Системний аналіз. Управління та навігація», (03 – 10 липня, 2011, м. Євпаторія); 4-а Міжнародна наукова конференція «Космічні технології: сьогодні та майбутнє», (17 – 19 квітня, 2013, м. Дніпро); 15-а Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос», (10 – 12 квітня, 2013, м. Дніпро); 65-ий Міжнародний астронавтичний конгрес ІАС-65 (25 вересня – 03 жовтня, 2014, м. Торонто, Канада); 5-а Міжнародна наукова конференція «Космічні технології: сьогодні та майбутнє», (19 – 21 травня, 2015, м. Дніпро); 6-а Міжнародна наукова конференція «Космічні технології: сьогодні та майбутнє», (23 – 26 травня, 2017, м. Дніпро); 17-а Українська конференція з космічних досліджень, (21 – 25 серпня, 2017, м. Одеса); Науково-практична конференція «Аерокосмічні технології в Україні: проблеми та перспективи», (04 жовтня, 2017, м. Київ).

**Публікації.** За результатами досліджень опубліковано 6 статей [1-6] у наукових фахових виданнях, з них 2 – у міжнародних науково-метричних базах [3, 5]. За матеріалами виступів на науково-технічних конференціях опубліковано 8 тез доповідей [7-14].

**Структура і об'єм дисертації.** Дисертація складається із вступу, 4-х розділів основної частини, висновків та списку використаних джерел. Загальний об'єм складає 142 сторінки. Список використаних джерел складає 14 сторінки і містить 110 найменувань.

## **ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ**

У першому розділі «Аналіз існуючого методичного забезпечення систем і тренажерів систем підготовки до запуску космічних апаратів на сонячно-синхронні орбіти» дається огляд викладених у спеціальній літературі методів, на яких базується проектування орбіт з властивістю «сонячної синхронності», проаналізовано вплив процесу еволюції параметрів ССО на умови дистанційного зондування Землі та сформульовані напрямки виконання основного наукового завдання дисертаційної роботи.

В розділі пояснюються та формалізуються властивості ССО, стабільність яких є важливою для виконання типових задач КА дистанційного зондування Землі. Зокрема, для незбуреної ССО положення площини орбіти відносно напрямку «Земля-Сонце» залишається незмінним (з точністю до сезонних коливань). Конкретне значення середнього місцевого сонячного часу висхідного вузла орбіти –  $t_\Omega$  – зумовлює конкретні умови освітлення Сонцем поверхні Землі, що зондується. Крім того, зазначений параметр визначає час знаходження КА на освітленій частині орбіти, і, таким чином, визначає функціонування системи терморегулювання та енергоживлення КА. Математична формалізація основної корисної властивості незбуреної ССО виглядає як:

$$t_\Omega = \Omega - \alpha_S + 12^h = \text{const},$$

де  $\Omega$  – пряме сходження висхідного вузла орбіти,  $\alpha_S$  – пряме сходження середнього Сонця, виражені у часовій мірі.

Більш зручна для аналізу та виведення співвідношень форма запису умови  $t_\Omega = \text{const}$  – через кут  $\chi$  між напрямком «Земля – середнє екваторіальне Сонце» та напрямком на висхідний вузол орбіти (рис. 1):

$$\chi = \alpha_S - \Omega = \text{const}, \quad (1)$$

де  $\Omega$  і  $\alpha_S$  виражені у кутовій мірі.

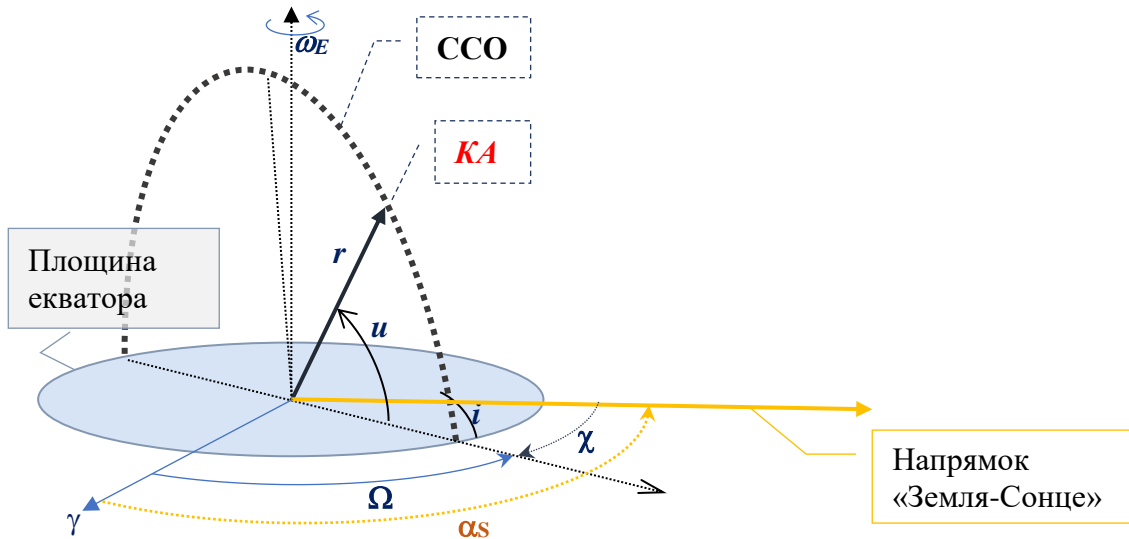


Рис. 1. Кутові параметри площини ССО та положення КА на орбіті

Умова (1) означає, що зміна  $\Omega$  за виток орбітального руху КА (драконічний період обертання  $T_{dr}$ ) –  $\Delta\Omega$  – дорівнює зміні прямого сходження середнього екваторіального Сонця за такий самий проміжок часу –  $\Delta\alpha_S$ . Тобто (1) еквівалентно рівнянню:

$$\Delta\Omega = \Delta\alpha_S. \quad (2)$$

Вирази для правої і лівої частини співвідношення (2):

$$\Delta\Omega = 3\pi \cdot \left(\frac{r_e}{r}\right)^2 \cdot C_{20} \cdot \cos i, \quad (3)$$

де  $r_e$  – екваторіальний радіус Землі;  $r$  – середній на витку радіус орбіти КА;  $i$  – нахил орбіти КА;  $C_{20}$  – коефіцієнт другої зональної гармоніки гравітаційного поля Землі ( $C_{20} < 0$ );

$\Delta\alpha_S = \omega_S \cdot T_{dr}$ ,

де  $\omega_S = \frac{2\pi}{365,254 \cdot 86400}$  - кутова швидкість середнього екваторіального Сонця.

На співвідношенні (2) і будується *класичний метод розрахунку* початкових параметрів ССО: задаючи середній радіус близькоколової орбіти  $r$ , отримуємо формулу для розрахунку *початкового (базового)* значення нахилу ССО –  $i_0$ :

$$i_0 = \arccos\left(\frac{\omega_S T_{dr} r^2}{3\pi C_{20} r_e^2}\right). \quad (4)$$

Розраховане за формулою (4) базове значення нахилу на початковому етапі експлуатації КА забезпечує орбіті властивість «сонячної синхронності», але з часом польотні збурення, відмінні від нецентральності гравітаційного поля Землі, що викликана полюсним стисканням земного еліпсоїда, порушують цю властивість.

В роботі показано, що відхилення  $t_{\Omega}$  залежить від номінального МСЧ ВВ та може досягти двох годин на 5-ти річному терміні експлуатації КА. Віковий характер зміни МСЧ ВВ підтверджується і результатами спостережень за орбітальним рухом реальних КА. Так, при початковому нахилі орбіти КА «Океан-О», розрахованому за формулою (4), відхилення МСЧ ВВ орбіти від номінального значення (22 год 30 хв) на 5-тирічному терміні склало 90 хв (рис. 2).

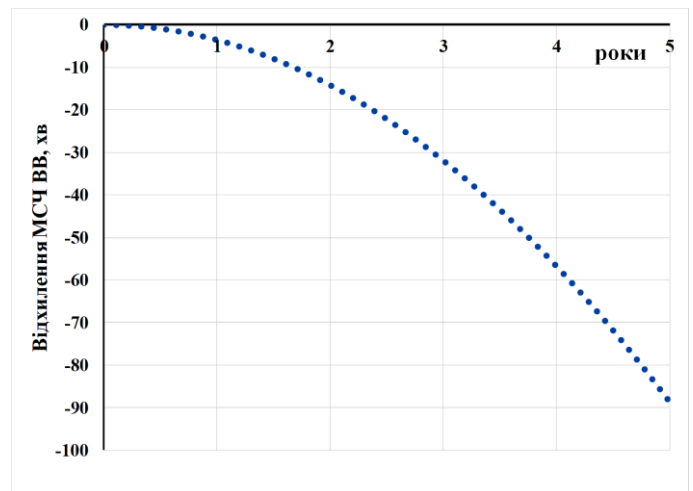


Рис. 2. Відхилення МСЧ ВВ на протязі терміну функціонування КА «Океан-О»

В першому розділі дисертаційної роботи пояснюється, що максимальне відхилення МСЧ ВВ на 1,5...2 год може бути критичним для виконання задач дистанційного зондування Землі. Відтак виникають питання, на які в сучасній спеціальній літературі не надано відповіді або надано в недостатньому обсязі:

– які саме збурюючі фактори зумовлюють в найбільшій мірі порушення «сонячної синхронності» і за якими співвідношеннями можна оперативно оцінити вікове відхилення МСЧ ВВ?

– як залежить величина збурень МСЧ ВВ від номінальної орієнтації площини ССО (кута  $\chi$ )?

– як врахувати польотні збурення ССО при визначенні початкових значень її параметрів, щоб мінімізувати відхилення МСЧ ВВ від номінального значення?

Таким чином, маємо наукове завдання на вдосконалення аналітичних методів оцінки еволюції параметрів ССО та розрахунку початкових значень параметрів ССО, які б забезпечували мінімізацію відхилення основної функціональної характеристики таких орбіт на заданому терміні експлуатації КА



без корекції орбіти, а також, на основі цих методів – вдосконалення тренажерного моделювання підготовки до запуску та супроводу космічних апаратів на сонячно-синхронних орбітах.

У другому розділі «Розробка математичних моделей впливу на ССО збурюючих факторів» обґрунтовано новий метод оцінки динаміки площини орбіти КА під впливом збурень різної природи, на основі якого розроблено методику розрахунку вікової складової еволюції ССО під прямим і опосередкованим впливом гравітаційного поля Сонця, та проведено аналіз впливу різних збурюючих факторів на відхилення МСЧ ВВ.

У першому підрозділі другого розділу запропоновано рішення задачі про віковий рух площини ССО на основі теореми про зміну кінетичного моменту матеріальної точки.

Використання методу ґрунтується на спрощеннях, які вводяться на підставі малості збурюючого моменту  $\bar{M}$ , що діє на КА на витку.

Усереднивши збурюючий момент –  $\bar{M}_{mid}$  – за драконічний період обертання КА ( $T_{dr}$ ) теорему про зміну кінетичного моменту :

$$\frac{d\bar{K}}{dt} = \bar{M}$$

можна записати у вигляді:  $\bar{K} = \bar{K}_0 + \Delta\bar{K} = \bar{K}_0 + \bar{M}_{mid} \cdot T_{dr}$ .

Якщо із збурюючої сили виділити складову, що перпендикулярна площині початкової орбіти –  $\bar{F}^w$ , то для кожної точки на орбіті з аргументом широти  $u$ , величина збурюючого моменту визначається як векторний добуток радіус-вектора точки, та сили, що прикладена у цій точці:

$$M(u) = \left| \left[ \bar{r}(u) \times \bar{F}^w(u) \right] \right|.$$

Звідки, враховуючи, що для близькоколових орбіт  $r(u) \approx const$  маємо формулу для розрахунку осередненого за виток збурюючого моменту:

$$M_{mid} = \left| \left[ \bar{r} \times \bar{F}_{mid}^w \right] \right| = r \cdot \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} F^w(u) du.$$

За умови  $\bar{K}_0 \gg \bar{M}_{mid} \cdot T_{dr}$  маємо гіроскопічний ефект – вісь повороту площини орбіти буде перпендикулярна як початковому кінетичному моменту  $\bar{K}_0$ , так і збурюючому моменту  $\bar{M}_{mid}$  (схематична ілюстрація представлена на рис. 3), а кут повороту –  $\Delta\psi$  розраховується за виразом:

$$\Delta\psi \approx \sin \Delta\psi = \frac{\Delta K}{K_0} = \frac{\bar{M}_{mid} \cdot T_{dr}}{K_0} \quad (5)$$

В залежності від напрямку осередненого на витку збурюючого моменту визначається миттєва вісь та кут повороту площини орбіти, а значить і величина зміни нахилу та/або прямого сходження висхідного вузла орбіти ССО.

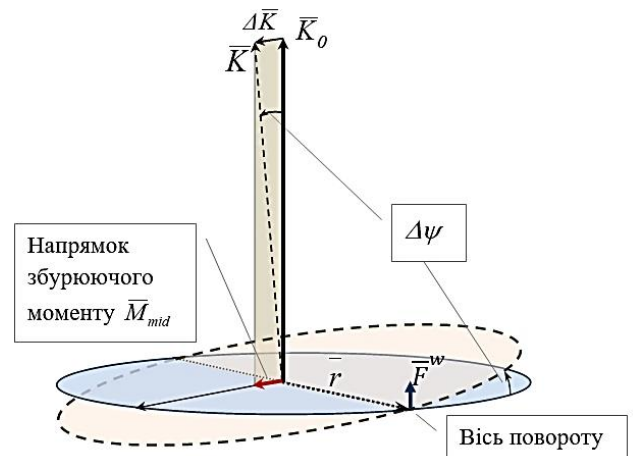


Рис. 3. Збурення кінетичного моменту руху КА

У другому підрозділі другого розділу з використанням методу, описаного в першому підрозділі, розроблена математична модель прямого та опосередкованого впливу гравітаційного поля Сонця в залежності від значення кута  $\chi$  між напрямком «Земля – середнє екваторіальне Сонце» та напрямком на висхідний вузол ССО (див. рис. 1). Важливість урахування у моделі збуджень цих факторів пояснюється хоч і малим, але систематичним впливом гравітаційного поля Сонця на зміну положення площини ССО.

У роботі вплив на рух КА гравітаційного поля Сонця розділено на дві складові:

- прямий, зумовлений різницею прискорень, що повідомляються Сонцем Землі ( $\bar{g}_E^S$ ) та космічному апарату ( $\bar{g}_{SC}^S(u)$ ) при його проходженні точок орбіти на різній відстані від Сонця (рис. 4);
- опосередкований, через збурення гравітаційного поля Землі, що виникає в наслідок приливної «спухання» земного еліпсоїда у бік Сонця (рис. 5).

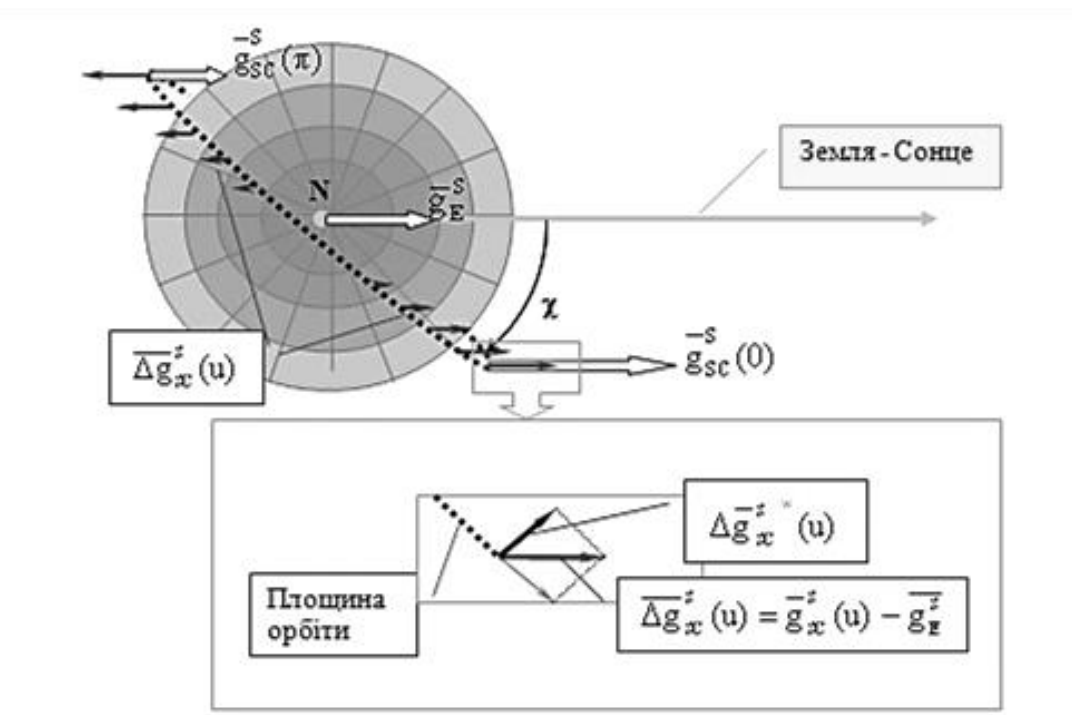


Рис. 4. Збурюючі прискорення від прямої дії на рух КА по ССО гравітаційного поля Сонця в проекції на екваторіальну площину Землі

Проведений в роботі аналіз показав, що обидві складові збурюючого прискорення від гравітаційного поля Сонця впливають на вікову зміну нахилу ССО, що і призводить до порушення «сонячної синхронності». При цьому прямий вплив є переважаючим.

Як витікає із фізичної суті прямого впливу на ССО гравітаційного поля Сонця, що ілюструється схематичним зображенням на рис. 4, збурююче прискорення у кожній точці орбіти з аргументом широти  $u$  дорівнює  $\Delta \bar{g}^S(u) = \bar{g}_{SC}^S(u) - \bar{g}_E^S$ , максимальне значення  $|\Delta \bar{g}^S(u)|$  досягається у вузлах орбіти ( $u=0^\circ$  та  $u=180^\circ$ ), мінімальне (близьке до нуля) – при  $u=90^\circ$  та  $u=270^\circ$ . Таким чином, при  $\chi \neq 0^\circ$  та  $\chi \neq 90^\circ$  складова збурюючого прискорення  $\Delta \bar{g}^{S^w}$ , яка перпендикулярна

площині орбіти, відмінна від нуля та створює момент, що, як доведено у дисертаційній роботі, осереднено на витку дорівнює:

$$M_{mid}^{Sun} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} M^S(u) du = \frac{2 \cdot \mu_S \cdot r^2 \cdot \sin 2\chi \cdot \sin i_0}{\pi \cdot \rho_0^3},$$

де  $\mu_S$  – гравітаційна стала Сонця;  $\rho_0$  – середня відстань Земля-Сонце;  $i_0$  – базове значення нахилу за співвідношенням (4).

Момент  $\overline{M}_{mid}^{Sun}$  направлений вздовж осі, що з'єднує північну та південну точки орбіти, отже площина орбіти розвернеться за виток навколо осі вузлів, тобто зміниться нахил орбіти. Прирошення нахилу, згідно з (5) та виразом для  $M_{mid}^{Sun}$ , розраховується за формулою:

$$\delta i^{Sun} = \frac{4 \cdot \mu_S \cdot r^3 \cdot \sin 2\chi \cdot \sin i_0}{\pi \cdot \rho_0^3}. \quad (6)$$

Опосередкований вплив на рух КА гравітаційного поля Сонця виражається через збурення гравітаційного поля Землі у наслідок деформації («спухання») земного еліпсоїда у бік Сонця – приливного ефекту. В силу квазістабільної орієнтації «спухання» Землі відносно площини ССО, його дія носить систематично направлений характер. Причому деформація земного еліпсоїда від тяжіння Сонця виражається у стисканні як у екваторіальній, так і у меридіанній проекціях, а середня за рік орієнтація «спухання» локалізується в районі площині екватора Землі (див. рис. 5). Враховуючи ці факти, для виводу кінцевих співвідношень зміни кутових параметрів площини ССО у роботі пропонується виразити потенціал додаткової (приливної) збурюючої гравітаційної сили Землі аналогічно потенціалу основної (не приливної) сили, зумовленої полюсним та екваторіальним стисканням земного еліпсоїда:

$$\Delta U^{tid} = \frac{\mu}{r} \left( \frac{r_e}{r} \right)^2 [\tilde{c}_{20} P_{20}(\sin \varphi) + (\tilde{c}_{22} \cos 2\chi + \tilde{d}_{22} \sin 2\chi) P_{22}(\sin \varphi)],$$

де  $\tilde{c}_{20}$ ,  $\tilde{c}_{22}$ ,  $\tilde{d}_{22}$  – коефіцієнти, що розраховуються пропорційними стисканню земного еліпсоїда;  $P_{20}$ ,  $P_{22}$  – функції Лежандра;  $\varphi$  – поточна широта КА.

У роботі показано, що момент  $\overline{M}^{tid.p}$  сили, що зумовлена полюсною деформацією Землі, викликає зміну прямого сходження висхідного вузла –  $\delta \Omega^{tid.p}$ , але ця зміна практично не впливає на відхилення МСЧ ВВ і тому цей фактор не включається до моделі збурень (аналіз зроблено у третьому розділі дисертації).

У той же час, момент  $\overline{M}^{tid.e}$  сили, що зумовлена екваторіальною деформацією Землі, розвертає площину орбіти навколо лінії вузлів (рис. 6), тобто призводить до вікової зміни нахилу орбіти, що впливає на систематичне відхилення МСЧ ВВ від номінального значення. Величина середнього на витку збурюючого моменту  $\overline{M}^{tid.e}$ :

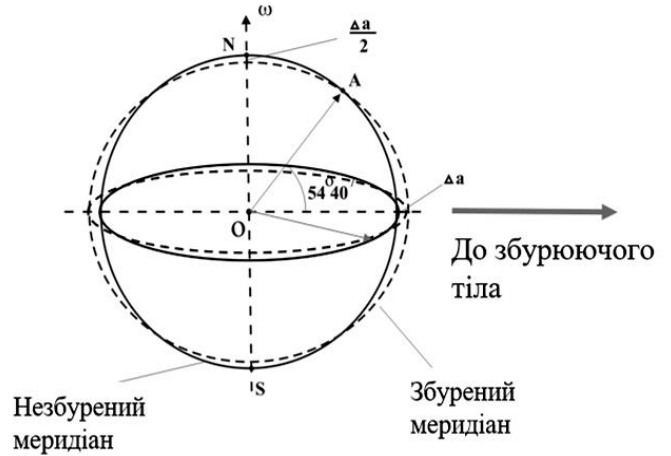


Рис. 5. Приливний ефект на Землі від гравітації збурюючого тіла

$$M_{mid}^{tid,e} = \frac{6\mu}{r} \left(\frac{r_e}{r}\right)^2 \sin i_0 (\tilde{c}_{22} \sin 2\chi - \tilde{d}_{22} \cos 2\chi)$$

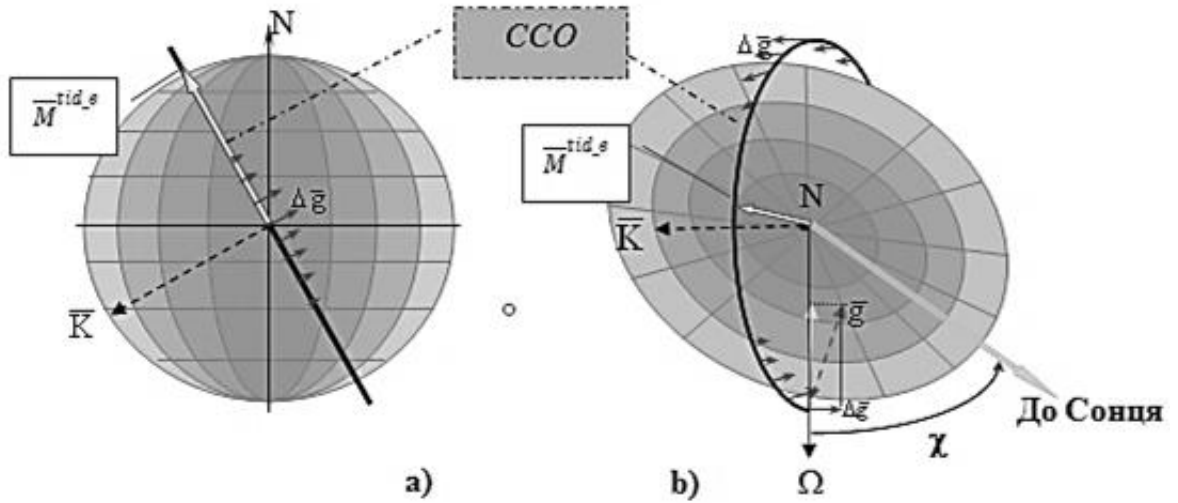


Рис. 6. Збурення ССО від приливної екваторіальної деформації Землі:  
а) проекція на меридіанну площину; б) проекція на екваторіальну площину

Звідки, з обґрунтованими спрощеннями та згідно з (5), отримано, що за виток руху КА під впливом приливного збурення гравітаційного поля Землі гравітаційним полем Сонця нахил ССО зміниться на величину:

$$\delta i^{tid,e} \approx 37,7 \left(\frac{r_e}{r}\right)^2 (\tilde{c}_{22} \sin 2\chi - \tilde{d}_{22} \cos 2\chi). \quad (8)$$

У третьому підрозділі зроблено чисельні оцінки систематичного впливу на відхилення МСЧ ВВ ССО кожного із наступних збурюючі факторів: несферичність геопотенціалу, що описується гармоніками порядку, вищого за другу зональну ( $C_{20}$ ); гальмування розрідженою атмосферою; тиск сонячного світла; гравітаційне поле Сонця; приливне збурення гравітаційного поля Землі гравітаційним полем Сонця; похибки виведення КА на початкову орбіту. На основі цих оцінок виділені домінуючі збурюючі фактори.

Чисельну оцінку відхилення МСЧ ВВ від номінального значення отримано через оцінку систематичної зміни еквівалентного параметру – кута  $\chi$ , що є інтегралом від збурення швидкості зміни висхідного вузла по виткам  $n$  орбітального руху –  $\delta(\Delta\Omega)_n$ :

$$\Delta\chi(N) = \int_0^N \delta(\Delta\Omega)_n dn$$

Як витікає із співвідношення (3), швидкості зміни висхідного вузла залежить від початкових та еволюційних відхилень нахилу, радіусу та прямого сходження висхідного вузла орбіти.

В роботі підтверджено, що *гармоніки гравітаційного поля Землі* вищого порядку за другу зональну не приводять до вікової зміни параметрів, що аналізуються.

Гальмування руху КА розрідженою *атмосферою* у діапазоні типових висот ССО – 500...900 км є систематично діючим фактором, що призводить до вікового зменшення середнього радіусу орбіти та відповідного росту швидкості

прецесії площини орбіти. В той же час, в роботі показано, що для типових ССО з початковою висотою  $h_0 > 600$  км за умови запуску КА у періоди невисокого та середнього рівня сонячної активності падіння висоти не перевищить 16 км на 5-тирічному терміні експлуатації КА. Зверху оцінено, що така зміна висоти впливає на відхилення МСЧ ВВ мало: зниження висоти призводить до збільшення МСЧ ВВ на 3-річному терміні не більше, ніж на 6 хв, а на 5-річному – на 15 хв, що не відображає фактичний характер зміни МСЧ ВВ (див. рис. 2 для КА «Океан-О»). Таким чином, фактор зменшення радіусу орбіти під впливом атмосферного гальмування не є домінуючим у сумарному відхиленні МСЧ ВВ, тому при виведенні кінцевих співвідношень для поправки до базового нахилу ССО можна прийняти на типовому діапазоні висот і балістичних коефіцієнтів середній радіус орбіти постійним. При цьому похибка в оцінці еволюції МСЧ ВВ складе не більше плюс 15 хвилин на 5-річному терміні прогнозування.

У дисертаційній роботі також показано, що не зважаючи на систематичний характер впливу на нахил типових ССО тиску сонячного світла, величина відхилення нахилу для КА ДЗЗ зі стандартним розміром сонячних батарей несуттєва і цей збурюючий фактор можна не включати до моделі визначення поправки до базового нахилу ССО.

Як показано у другому розділі, гравітаційне поле Сонця систематичним чином впливає на зміну нахилу ССО. При цьому відхилення нахилу  $\delta i^{Sun}$  є функцією від  $\sin 2\chi$  і розраховується по співвідношенню (6). Характер і величина відхилення нахилу ( $\Delta i^{Sun}$ ) за 5 років в залежності від номінального МСЧ ВВ для висот 500 і 900 км, а також висоти 680 км показані на рис. 7.

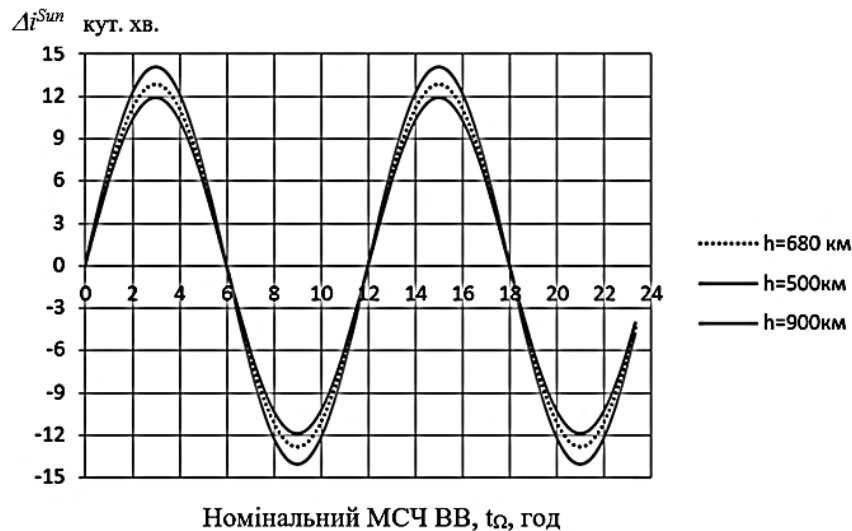


Рис. 7. Відхилення нахилу ССО за 5 років під впливом гравітаційного поля Сонця в залежності від МСЧ ВВ

Варіація  $\delta i^{Sun}$  зумовлює варіацію швидкості зміни прямого сходження висхідного вузла, що для  $n$ -го витка виражається співвідношенням:

$$\delta(\Delta\Omega^{Sun})_n = 3\pi \left(\frac{r_e}{r}\right)^2 C_{20} [\cos(i_0 + \delta i^{Sun} n) - \cos i_0].$$

Тоді після ряду математичних перетворень і спрощень отримаємо, що відхилення кута  $\chi$  за  $N$  витків є функція  $N^2$ :

$$\Delta\chi^{Sun}(N) = \int_0^N \delta(\Delta\Omega^{Sun})_n dn = -3\pi \left(\frac{r_e}{r}\right)^2 C_{20} \cdot \delta i^{Sun} \frac{N^2}{2}. \quad (9)$$

Коефіцієнт  $C_{20} < 0$ , тому з співвідношень (9) витікає: при  $\delta i^{Sun} < 0$  МСЧ ВВ зменшується, а при  $\delta i^{Sun} > 0$  – зростає. При  $\delta i^{Sun} \approx 0$ , що спостерігається для номінального МСЧ ВВ  $t_\Omega \approx (0, 6, 12, 18)$  год, відхилення  $\Delta\chi^{Sun}(N)$  буде близьким до нуля. Але, як показано у першому розділі роботи, типовими для цілей дистанційного зондування Землі є орбіти з МСЧ ВВ 10...11 год або 22...23 год, для яких відхилення  $\Delta\chi^{Sun}$  на терміні функціонування КА суттєве. Максимальне ж кутове зміщення  $\Delta\chi^{Sun}$  площини ССО за рахунок збурення від прямого впливу гравітації Сонця відповідає МСЧ ВВ  $t_\Omega \approx (3, 9, 15, 21)$  год та на 5-тирічному терміні складе  $\sim 23^\circ \dots 25^\circ$  (в залежності від висоти (500...900) км), тобто  $\Delta t_\Omega^{\max}$  складе (95...100) хв.

Таким чином, якщо номінально площина орбіти КА не орієнтована близько напрямку «Земля-Сонце» або перпендикулярно цьому напрямку, то прямий вплив на рух КА гравітаційного поля Сонця є *домінуючим збурюючим фактором*, що порушує «сонячну синхронність».

Як зазначено у другому розділі, із двох складових *приливної ефекту* на Землі від дії гравітаційного поля Сонця домінуючим є саме екваторіальна складова, що призводить до збурення нахилу на величину  $\delta i^{tid-e}$  (див. (8)). Еволюція нахилу, в свою чергу, призводить до зміни кута  $\chi$ , що за  $N$  витків орбітального руху оцінюється за виразом:

$$\Delta\chi^{tid-e}(N) = \int_0^N \delta(\Delta\Omega^{tid-e})_n dn = -3\pi \left(\frac{r_e}{r}\right)^2 C_{20} \cdot \delta i^{tid-e} \frac{N^2}{2}. \quad (10)$$

Згідно з (10) відхилення МСЧ ВВ за рахунок приливної ефекту від гравітаційного поля Сонця може скласти 20 хвилин на 5-ти річному терміні, тому цей фактор доцільно включити до моделі збуреного руху КА для визначення поправки до базового нахилу ССО.

Крім польотних збурень параметрів орбіти, на зміну МСЧ ВВ впливає також *початкове збурення*, викликане похибками виведення КА на орбіту по радіусу ( $\pm \delta r^{in}$ ) та нахилу ( $\pm \delta i^{in}$ ). Як доведено в дисертації, відхилення нахилу в 1 кут. хв впливає на зміну МСЧ ВВ приблизно в 7 разів більше, ніж відхилення висоти в 1 км. Беручи до уваги, що системи керування сучасних ракет-носіїв забезпечують точність виведення на ССО:  $|\delta r^{in}| \leq 3 \dots 5$  км,  $|\delta i^{in}| < 2,5$  кут. хв, в дисертації проаналізовано вплив на еволюцію ССО лише похибки виведення по нахилу як домінуючого фактора.

Відхилення швидкості прецесії висхідного вузла на  $n$ -му витку орбітального руху КА за рахунок початкової похибки  $\pm \delta i^{in}$ :

$$\delta(\Delta\Omega^{in})_n = 3\pi \left(\frac{r_e}{r}\right)^2 C_{20} \cos(i_0 \pm \delta i^{in}).$$

Тоді після перетворень маємо відхилення кута  $\chi$ , що залежить від кількості витків  $N$  лінійно:

$$\Delta\chi^{in}(N) = \int_0^N \delta(\Delta\Omega^{in})_n dn = \pm 3\pi \left(\frac{r_e}{r}\right)^2 C_{20} \cdot \delta i^{in} \cdot N. \quad (11)$$

Згідно з проведеними розрахунками, відхилення МСЧ ВВ на кінець 5-ти річного терміну лише за рахунок реалізації типової максимальної похибки виведення по нахилу  $\delta i^{in} = (1,5 - 2)$  кут. хв складе (20 – 30) хв (приклад – на рис. 8). У той же час, це збурення є випадковою величиною, що розподілена, як правило, за нормальним законом з нульовим математичним сподіванням. Рішення про врахування початкової похибки у поправці до базового нахилу доцільно приймати у кожному випадку окремо в залежності від закону розподілення цієї випадкової величини.

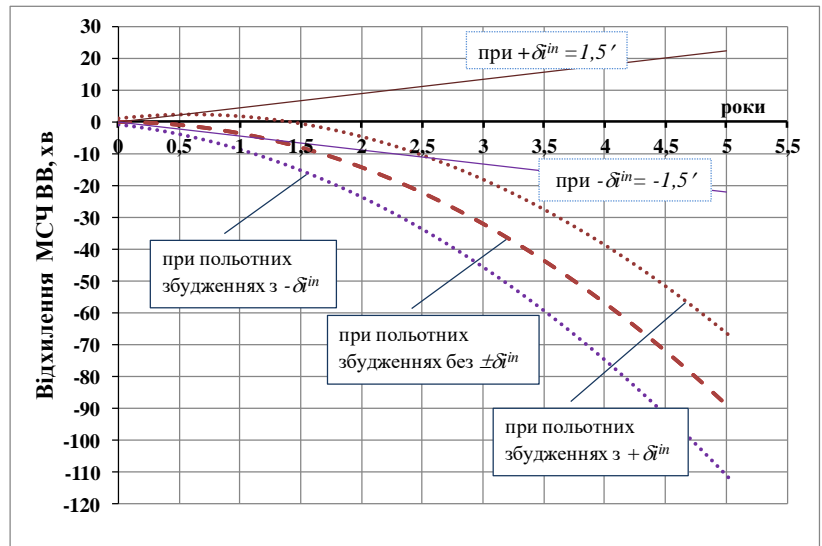


Рис. 8. Вплив початкової похибки  $\pm \delta i^{in}$  на еволюцію МСЧ ВВ орбіти КА «Океан-О»

У третьому розділі «Метод розрахунку початкових значень параметрів сонячно-синхронної орбіти, що забезпечують квазістабільність її основної функціональної характеристики» розроблено метод розрахунку поправки  $\Delta i_0$  до базового нахилу  $i_0$ , яка враховує систематичні (вікові) складові еволюції нахилу за рахунок домінуючих збурюючих факторів.

Характер кривої зміни МСЧ ВВ близький до параболи (див. рис. 2) і, як показано в розділі 2, в основному, визначається сумарним збуренням нахилу ССО. Це дозволяє сформулювати гіпотезу, що введенням поправки до базового нахилу можна отримати симетричне на терміні функціонування КА ( $N$  витків) відхилення МСЧ ВВ відносно номінального значення, мінімізувавши, тим самим, модуль цього відхилення.

В роботі введено два критерії мінімізації, що ілюструються рис. 9:

1) критерій А: рівність по модулю максимальних відхилень МСЧ ВВ різних знаків (в точках  $n^*$  і  $N$  на рис. 9);

2) критерій В: рівність інтегральних відхилень МСЧ ВВ різних знаків (рівність площ «+» та «-» на рис. 9).

Відхилення швидкості зміни прямого сходження висхідного вузла орбіти на  $n$ -му витку за рахунок початкової похибки виведення по нахилу ( $\pm \delta i^{in}$ ) та

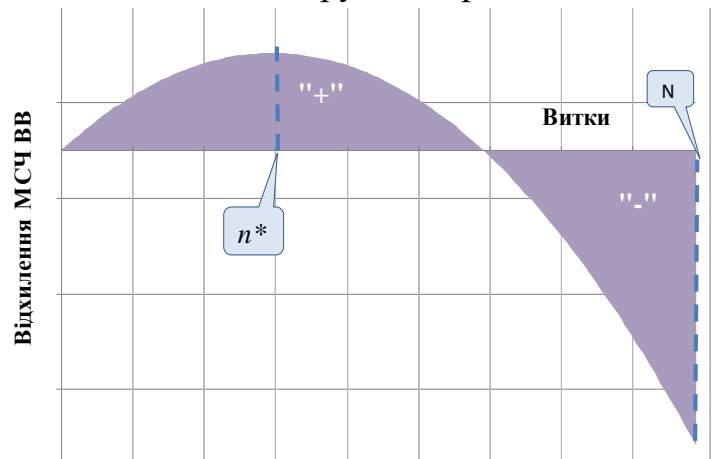


Рис. 9. Ілюстрація до критеріїв мінімізації відхилення МСЧ ВВ

сумарного систематичного польотного збурення нахилу за виток ( $\delta i^\Sigma$ ) від дії всіх прийнятих у моделі збурюючих факторів виражається формулою:

$$\delta(\Delta\Omega)_n = 3\pi C_{20} \left(\frac{r_e}{r}\right)^2 [\cos(i_0 + \Delta i_0 \pm \delta i^{in} + \delta i^\Sigma \cdot n) - \cos i_0].$$

Звідки після математичних перетворень функція зміни кута  $\chi$  від  $n$  витків орбітального руху КА:

$$\Delta\chi(n) = \int_0^n \delta(\Delta\Omega)_n dn = 3\pi C_{20} \left(\frac{r_e}{r}\right)^2 [(\Delta i_0 \pm \delta i^{in})n + \delta i^\Sigma \cdot \frac{n^2}{2}]. \quad (12)$$

Через функцію  $\Delta\chi(n)$  критерії мінімізації запишуться як:

1) критерій А:  $|\Delta\chi(n^*)| = |\Delta\chi(N)|$ , де  $n^*$  – точка екстремуму функції,  $N$  – кількість витків за термін експлуатації КА.

Тоді, дослідивши функцію  $\Delta\chi(n)$  на екстремум, при нульовій похибці виведення ( $\delta i^{in} = 0$ ) маємо критерій А у вигляді:

$$\frac{\Delta i_0^2}{2|\delta i^\Sigma|} = \Delta i_0 \cdot N + \delta i^\Sigma \cdot \frac{N}{2}.$$

Звідки, виразивши  $\Delta i_0$ , отримаємо кінцеве співвідношення для *поправки до базового нахилу при мінімізації відхилення МСЧ ВВ за критерієм А* без урахування похибки виведення:

$$\Delta i_0 = (1 - \sqrt{2}) \delta i^\Sigma \cdot N \approx -0,4142 \delta i^\Sigma \cdot N. \quad (13)$$

2) критерій В:  $\int_0^N \Delta\chi(n) dn = 0$ , де  $N$  – кількість витків за термін функціонування КА.

Виходячи із співвідношення (12), при  $\delta i^{in} = 0$  критерій В запишеться у вигляді:

$$\int_0^N \Delta\chi(n) dn = 3\pi C_{20} \left(\frac{r_e}{r}\right)^2 \int_0^N \left(\Delta i_0 n + \delta i^\Sigma \cdot \frac{n^2}{2}\right) dn = 0.$$

Проінтегрувавши і виразивши  $\Delta i_0$ , маємо кінцеве співвідношення для *поправки до базового нахилу при мінімізації відхилення МСЧ ВВ за критерієм В* без урахування похибки виведення:

$$\Delta i_0 = -\frac{1}{3} \delta i^\Sigma \cdot N. \quad (14)$$

В дисертаційній роботі також отримано, що з *урахуванням похибки виведення КА* на ССО ( $\delta i^{in} \neq 0$ ) на рівні ймовірності, прийнятому у моделі, співвідношення для розрахунку поправки до базового нахилу за критерієм А має вигляд:

$$\Delta i_0 = \delta i^\Sigma N + \text{sign}(\delta i^\Sigma) \left( \delta i^{in} - \sqrt{2\delta i^{\Sigma 2} \cdot N^2 + \text{sign}(\delta i^\Sigma) 4\delta i^\Sigma \cdot \delta i^{in} \cdot N} \right). \quad (15)$$

Співвідношення (13) - (15) разом з відомими співвідношеннями розрахунку початкового ексцентриситету та аргументу широти перигею ССО складають методичну основу проектування і моделювання стабільних ССО.

**У четвертому розділі «Апробація розроблених методів»** надано та проаналізовано дані про параметри руху реальних КА на предмет точності аналітичних методів оцінки динаміки ССО та ефективності введення поправки до базового нахилу ССО для мінімізації МСЧ ВВ.



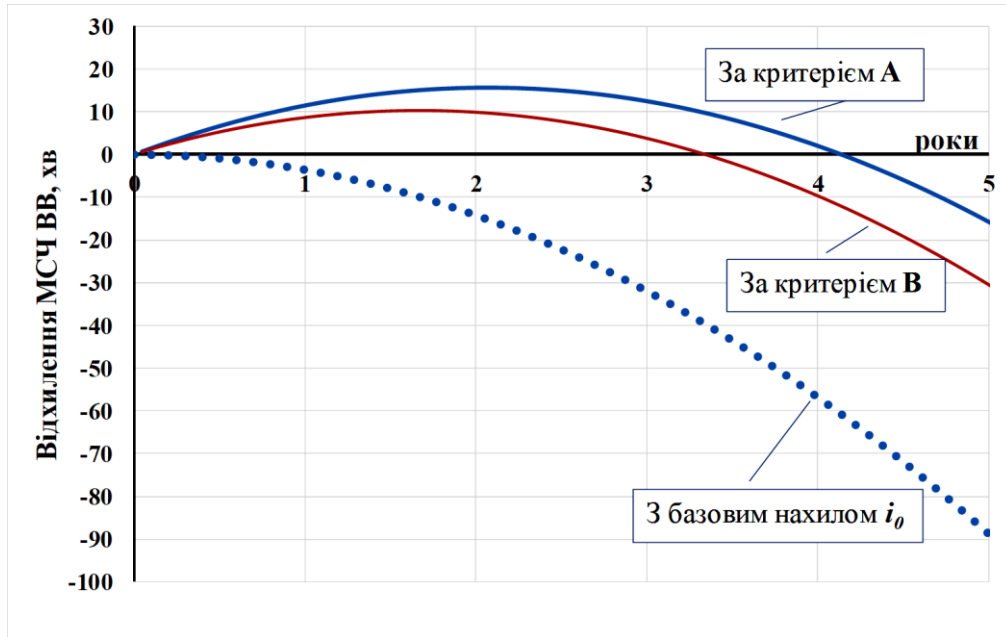


Рис. 10. Відхилення МСЧ ВВ орбіти КА "Океан-О" з базовим нахилом та з поправками за критеріями А та В

Відповідно до співвідношень (13) і (14) для мінімізації відхилень МСЧ ВВ при запуску КА «Океан-О», необхідно було б призначити поправку до базового нахилу:  $\Delta i_0 \approx -5$  кут. хв за критерієм А та  $\Delta i_0 \approx -4$  кут. хв за критерієм В. Тоді МСЧ ВВ (при нульовій похибці виведення по нахилу) на 5-ти річному терміні змінювалося б як показано рис.10 суцільними кривими. Максимальне відхилення МСЧ ВВ від номінального значення склало б всього  $\pm 15$  хв при мінімізації за критерієм А та  $+10/-30$  хв – за критерієм В, замість 90 хв при запуску КА з базовим нахилом.

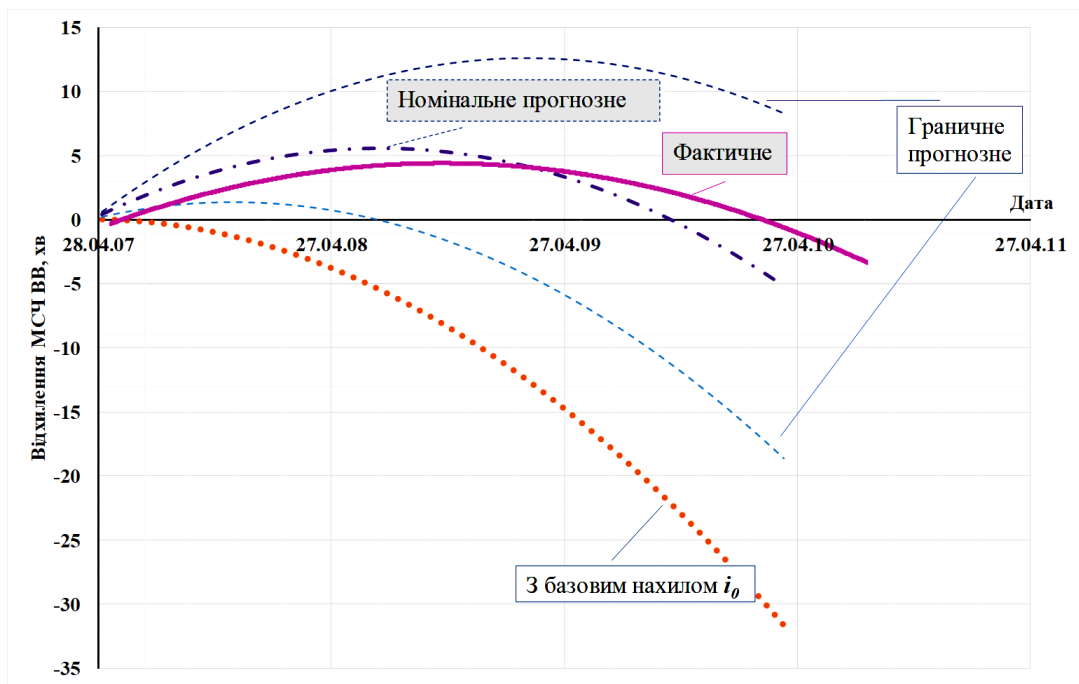


Рис. 11. Прогнозне та фактичне відхилення МСЧ ВВ КА Egyptsat-1

Ефективність запропонованого методу введення поправки до базового нахилу була підтверджена запуском КА Egyptosat-1 розробки ДП «КБ «Південне», на якому корекції орбіти не передбачалися. Значення початкового нахилу ССО висотою 668 км було збільшено на  $\sim 3$  кут. хв, виходячи з критерію мінімізації  $A$  і часу функціонування КА 3 роки. Ракета-носій вивела КА на орбіту з малою похибкою по нахилу і результати спостережень показали близькість фактичних і прогнозних відхилень МСЧ ВВ (рис. 11). Максимальне відхилення МСЧ ВВ на 3-ри річному терміні склало  $\pm 4$  хв замість 32 хв, якби поправка не було введена (лінія «3 базовим нахилом  $i_0$ » на рис. 11).

## ВИСНОВКИ

Результатом виконаних автором досліджень є вирішення актуального наукового завдання щодо розробки аналітичної моделі впливу на динаміку сонячно-синхронних орбіт збурюючих факторів та, на її основі, вдосконалення методу розрахунку початкових значень параметрів таких орбіт, що спрямоване на мінімізацію відхилення місцевого сонячного часу висхідного вузла на терміні експлуатації космічного апарата без корекцій параметрів орбіти.

Виконане дослідження має як теоретичне, так і практичне значення, зокрема, в роботі отримано наступні результати:

1. На підставі проведеного аналізу існуючого методичного забезпечення систем підготовки до запуску космічних апаратів на сонячно-синхронні орбіти та результатів спостережень за еволюцією таких орбіт, виявлено невідповідність існуючих методів і моделей сучасним вимогам забезпечення стабільних умов функціонування КА дистанційного зондування Землі без корекцій орбіти. Сформульована постановка задачі стабілізації основної функціональної характеристики сонячно-синхронних орбіт за рахунок врахування домінуючих збурюючих факторів при розрахунку початкових параметрів таких орбіт.

2. Як основа для розробки методичного забезпечення систем і тренажерів систем підготовки до запуску та супроводу космічних апаратів на сонячно-синхронних орбітах розроблено новий метод рішення задачі розрахунку систематичної складової динаміки площини орбіти з використанням теореми про зміну кінетичного моменту матеріальної точки. Метод характеризується лаконічністю, прозорістю суті еволюції площини орбіти під впливом збурюючих факторів різної природи, що дозволяє значно спростити аналіз та виведення кінцевих аналітичних співвідношень.

3. Розроблено модель розрахунку вікової складової еволюції нахилу як функції кута орієнтації площини сонячно-синхронної орбіти відносно напрямку «Земля - Сонце» під прямим та опосередкованим (через приливні явища на Землі) впливом гравітаційного поля Сонця. Отримані співвідношення (6) і (8) дозволяють оперативно робити оцінку динаміки площини сонячно-синхронної орбіти на великих проміжках часу.

4. Визначено, що домінуючими факторами, які викликають систематичне відхилення місцевого сонячного часу висхідного вузла типових сонячно-синхронних орбіт при типових характеристиках КА, є прямий та опосередкований вплив гравітаційного поля Сонця. При цьому встановлено, що фактор атмосферного гальмування можна не включати до моделі оперативного прогнозування еволюції місцевого сонячного часу висхідного вузла на терміні

активного функціонування КА до 5-ти років – максимальна похибка складе +15 хв .

5. Удосконалено метод визначення початкових значень нахилу ССО з поправкою до значення, розрахованого за класичною методикою, що забезпечує мінімізацію основної функціональної характеристики сонячно-синхронних орбіт на терміні експлуатації КА. Поправка розраховується в залежності від вибраного критерію за співвідношенням (13), або (14), або (15).

6. Доведено, що впровадження у практику розроблених моделей і методів дозволяє привести програмне забезпечення систем та тренажерів систем підготовки до запуску та супроводу КА у відповідність сучасним вимогам до умов функціонування КА дистанційного зондування Землі. Запропонований метод розрахунку початкових значень нахилу сонячно-синхронних орбіт дозволяє без корекцій орбіти зменшити відхилення місцевого сонячного часу висхідного вузла на терміні функціонування КА в ~6 разів.

7. Всі висновки, отримані в роботі, підтверджені результатами чисельного моделювання у повній моделі збурень та результатами спостережень за реальними КА. Зокрема, метод розрахунку початкового значення нахилу сонячно-синхронної орбіти з поправкою апробовано в ДП «КБ «Південне» при підготовці до запуску КА Eгypsat-1. В результаті, на 3-річному терміні експлуатації КА відхилення місцевого сонячного часу висхідного вузла орбіти склало всього  $\pm 4$  хв замість мінус 32 хв у випадку, якби поправку не було введено. При експлуатації КА протягом 5 років, що є більш типовим терміном, відхилення склало  $6 \pm 15$  хв замість мінус 90 хв.

8. Мета дослідження, яка полягала у вдосконаленні тренажерного моделювання підготовки до запуску та супроводу космічних апаратів на сонячно-синхронних орбітах, спрямованого на приведення моделювання у відповідність сучасним вимогам забезпечення стабільних умов функціонування космічних апаратів на таких орбітах – досягнута, та всі часткові завдання вирішені повністю. Наукові результати досліджень є внеском в розвиток теорії космічного польоту в частині стабілізації параметрів сонячно-синхронних орбіт.

9. Перспективними напрямком подальших досліджень є вдосконалення методу оперативного розрахунку поправки до базового нахилу сонячно-синхронної орбіти з урахуванням еволюції висоти орбіти для терміну експлуатації космічних апаратів більше 5 років.

## **СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ**

1. Иванова В.И. Приложение теоремы об изменении кинетического момента к задаче о вековом движении плоскости солнечно-синхронной орбиты / В.И. Иванова, И.В. Маштак, А.Д. Шептун // Космическая техника. Ракетное вооружение. Научно-технический сборник – Днепропетровск, ГП «КБ «Южное»: 2013. – №1. – С. 29 – 36.

2. Чаплиц О.А. Использование данных двустрочного формата (NORAD) для оценки точности выведения космических аппаратов и времени существования отработавших ступеней на примере пусков РКН с ракетой-носителем «Зенит» / О.А. Чаплиц, В.И. Иванова // Вісник Дніпропетровського університету. Серія «Ракетно-космічна техніка». – Дніпропетровськ: 2013. – Т21. – №4. – С. 182 – 188.

3. Иванова В.И. Минимизация ухода местного солнечного времени восходящего узла солнечно-синхронной орбиты с учетом точности выведения / В.И. Иванова, А.Д. Шептун // *Авиационно-космическая техника и технология. Научно-технический журнал.* – Харьков: «ХАИ», 2015. – № 2. – С. 52 – 55.

4. Иванова В.И. Обеспечение максимальной стабильности условий дистанционного зондирования Земли без коррекций орбиты / В.И. Иванова, А.Д. Шептун // *Космічна наука і технологія. Науково-технічний журнал.* – Київ: НАНУ, 2016. – Т. 22. – №2. – С.38 – 47.

5. Иванова В.И. Особенности влияния гравитационного поля Солнца на эволюцию параметров солнечно-синхронной орбиты / В.И. Иванова // *Наукове періодичне видання «Системи управління, навігації та зв'язку».* – Полтава: ПНТУ, 2017. – Вип. 6 (46). – С.19 – 23.

6. Иванова В.И. Принципы группового выведения КА одной ракетой-носителем без специальных средств разведения / В.И. Иванова, Э.П. Компаниец // *Техническая механика. Научный журнал* – Днепропетровск: ИТМ – 2001, №1 – С. 125 – 129.

7. Иванова В.И. Некоторые теоретические аспекты расчета оптимальных параметров солнечно-синхронных орбит / В.И. Иванова // 16-ая Международная научная конференция «Системный анализ. Управление и навигация», м. Євпаторія, 03 – 10 липня 2011 р. – М., МАИ, 2011. – С. 58.

8. Иванова В.И. Приложение теоремы об изменении кинетического момента к задаче о вековом движении плоскости солнечно-синхронной орбиты / В.И. Иванова, И.В. Маштак, А.Д. Шептун // 4-а Міжнародна наукова конференція «Космические технологии: настоящее и будущее», м. Дніпро, 17 – 19 квітня 2013 р. – Дніпропетровськ: ДП «КБ «Південне», 2013. – С.26.

9. Чаплиц О.А. Использование данных двустрочного формата (NORAD) для оценки точности выведения космических аппаратов и времени существования отработавших ступеней на примере пусков РКН с ракетой-носителем «Зенит» / О.А. Чаплиц, В.И. Иванова // 15-а Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос», м. Дніпро, 10 – 12 квітня 2013 р. – Дніпропетровськ: НЦАОМ, 2013. – С.142.

10. Ivanova V. Ensuring Maximum Stability of Earth Remote Sensing Conditions Without Using Orbit Correction / V. Ivanova, A. Sheptun // 65th International Astronautical Congress, Toronto, Canada, 25 September – 03 October, 2014, IAC-14-B1.2. – P. 1 – 5.

11. Иванова В.И. Некоторые аспекты выбора траектории спуска в атмосфере многоразового космического аппарата / В.И. Иванова // 5-а Міжнародна наукова конференція «Космические технологии: настоящее и будущее», м. Дніпро, 19 – 21 травня 2015 р. – Дніпропетровськ: ДП «КБ «Південне», 2015. – С.21.

12. Иванова В.И. Сравнительный анализ баллистических схем полета к Луне / В.И. Иванова, Т.К. Бугаенко // 6-а Міжнародна наукова конференція «Космические технологии: настоящее и будущее», м. Дніпро, 23 – 26 травня 2017 р. – Дніпро: ДП «КБ «Південне», 2017. – С.111.

13. Иванова В.И. Построение группировки космических аппаратов при их выведении на орбиту одной ракетой-носителем / В.И. Иванова // 17-а

Українська конференція з космічних досліджень, м. Одеса, 21 – 25 серпня 2017 р. – Київ: ІКД НАНУ, 2017. – С. 128.

14. Шептун А.Д. Геометрія зближення на критичну відстань супутників групи, що виведена на сонячно-синхронну орбіту однією ракетою-носієм / А.Д. Шептун, В.І. Іванова // Науково-практична конференція, присвячена 60-ій річниці запуску першого штучного супутника Землі «Аерокосмічні технології в Україні: проблеми та перспективи», м. Київ, 4 жовтня 2017 р. – Київ: НЦУВКЗ, 2017. – С. 20.

### АНОТАЦІЯ

Іванова В.І. Науково-методичне забезпечення тренажерного моделювання динаміки сонячно-синхронних орбіт. – Рукопис.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.07.14 «Авіаційно-космічні тренажери». – Національний центр управління та випробувань космічних засобів, Київ, 2018.

Дисертація присвячена вдосконаленню тренажерного моделювання підготовки до запуску та супроводу космічних апаратів, що функціонують на сонячно-синхронних орбітах (ССО). В дисертації проведено аналіз існуючих методів розрахунку початкових значень та еволюції параметрів ССО, за результатами якого сформульована проблема систематичного відхилення основної функціональної характеристики ССО – місцевого сонячного часу висхідного вузла (МСЧ ВВ).

В роботі вперше запропоновано аналітичний метод розрахунку початкових параметрів ССО з урахуванням польотних збурень нахилу орбіти таким чином, щоб мінімізувати відхилення МСЧ ВВ на терміні функціонування КА без корекції орбіти. Розроблені методи пройшли апробацію та підтверджені при підготовці до запуску та спостереженнях за польотом реальних космічних апаратів.

*Ключові слова:* сонячно-синхронна орбіта, еволюція параметрів орбіти, вплив гравітаційного поля Сонця, приливні явища на Землі, місцевий сонячний час висхідного вузла, моделювання підготовки до запуску космічного апарату.

### АННОТАЦИЯ

Иванова В.И. Научно-методическое обеспечение тренажерного моделирования динамики солнечно-синхронных орбит. – Рукопись.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.14 «Авиационно-космические тренажеры». – Национальный центр управления и испытаний космических средств, Киев, 2018.

Диссертация посвящена совершенствованию тренажерного моделирования подготовки к запуску и сопровождения космических аппаратов (КА), функционирующих на солнечно-синхронных орбитах (ССО). Проведен анализ существующих методов расчета начальных значений и эволюции параметров ССО, по результатам которого сформулирована проблема систематического отклонения основной функциональной характеристики ССО – местного солнечного времени восходящего узла (МСВ ВУ).

Актуальное научное задание заключается в разработке аналитической модели влияния на динамику солнечно-синхронных орбит возмущающих факторов и, на их основе, совершенствование метода расчета начальных

значений параметров таких орбит, направленное на минимизацию отклонения МСВ ВУ на всем сроке эксплуатации космического аппарата.

В диссертационной работе впервые получены соотношения для оперативного расчета вековой составляющей эволюции наклонения орбиты с учетом особенностей ССО и соотношения для расчета поправки к базовому наклонению, которая учитывает эту составляющую. Метод позволяет изменить монотонный характер эволюции МСВ ВУ на переменный и, таким образом, минимизировать отклонение МСВ ВУ от номинального значения на интервале функционирования космического аппарата на ССО. Полученные соотношения могут быть использованы как на этапе проектирования, так и на этапе непосредственно подготовки и сопровождения полета КА.

Внедрение разработанных методов в программное обеспечение тренажеров подготовки к запуску и сопровождения КА приводит последние в соответствие современным требованиям к КА дистанционного зондирования Земли, которые разрабатываются без двигательных установок коррекции орбиты или с существенными ограничениями на количество и длительность коррекций. В частности, предложенный метод расчета начальных значений параметров типовых солнечно-синхронных орбит позволяет без коррекции их параметров в течении функционирования КА уменьшить отклонение МСВ ВУ в  $\sim 6$  раз.

Разработанные методы прошли апробацию и подтверждены при подготовке к запуску и наблюдениях за полетом реальных космических аппаратов.

*Ключевые слова:* солнечно-синхронная орбита, эволюция параметров орбиты, влияние гравитационного поля Солнца, приливные явления на Земле, местное солнечное время восходящего узла, моделирование подготовки к запуску космических аппаратов.

## SUMMARY

Ivanova V. Scientific and methodological support of simulator of sun-synchronous orbits dynamics. - The manuscript.

The thesis was submitted to acquire the Candidate degree of Technical Sciences, specialty 05.07.14 – “Aeronautical and space simulators”. – National Center Of Space Facilities Control And Test , Kyiv, 2018.

The thesis is devoted to the improvement of the simulation of the preparation for the launch and support of spacecraft operating on sun-synchronous orbits (SSO). In the thesis the analysis of existing methods for calculating of the initial values and evolution of the SSO parameters was conducted. The results of analysis the problem of the systematic deviation of the main SSO functional characteristic – the local solar time of the ascending node (LST AN) – was formulated.

In the thesis, for the first time, an analytical method for calculating the SSO initial parameters with the consideration of flight disturbances of the orbit inclination is proposed in such a way as to minimize the deviation of the LST AN explosion on the period of the spacecraft operation without correction of the orbit. The developed methods were tested and verified at the preparation for the launch and observations of the flight of real spacecrafts.

*Keywords:* sun-synchronous orbit, evolution of orbital parameters, influence of the Sun gravitational field, tidal phenomena on Earth, local solar time of the ascending node, simulation of the preparation for launching the spacecraft.

Підписано до друку 11.05.2018 р.  
Формат 60×90/16. Гарнітура Times New Roman.  
Зам. №35 Ум. друк. арк. 0,9. Наклад 100 примірників.  
Віддруковано з готових оригінал-макетів автора  
на Державному підприємстві «Конструкторське бюро «Південне»,  
м. Дніпро, вул. Криворізька, 3.