

(назва факультету)

(повна назва кафедри)

ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА

до дипломного проекту (роботи)

(освітній ступінь (освітньо-кваліфікаційний рівень))

на тему:

Виконав: студент (ка) _____ курсу, групи _____
спеціальності (напряму підготовки) _____

(шифр і назва спеціальності (напряму підготовки))

(підпис)

(прізвище та ініціали)

Керівник

(підпис)

(прізвище та ініціали)

Нормоконтроль

(підпис)

(прізвище та ініціали)

Рецензент

(підпис)

(прізвище та ініціали)

АНОТАЦІЯ

Магістерська робота на тему «Розробка системи моніторингу положення штучних супутників Землі на основі мови Python» Лещука Назарія Віталійовича. – Тернопільський національний технічний університет імені Івана Пулюя, Факультет комп'ютерно-інформаційних систем і програмної інженерії, Кафедра програмної інженерії, група СПм–61 // Тернопіль, 2019.

С. – 103, рис. – 23, табл. – 4, слайдів. – 12, додат. – 3, бібліогр. – 38.

Метою роботи є аналіз та реалізація найновішої ревізії математичної моделі спрощених загальних збурень №4 на мові програмування Python, яка є важливою для моніторингу положення навколоземних об'єктів на їх орбітах в довільний момент часу, з використанням сучасних інструментів розробки та тестування.

Методи та програмні - засоби, використані при виконанні розробки системи: мова програмування Python та її бібліотеки, середовище розробки JetBrains PyCharm, модифікація водоспадної методології розробки програмного забезпечення Сашімі.

Результатом роботи є пакет бібліотек мови програмування Python з системою придатною для моніторингу положення штучних супутників чи навколоземних об'єктів як ближнього так і дальнього космосу.

Ключові слова: СУПУТНИКИ, МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ, СИСТЕМА МОНІТОРИНГУ, ЗБУРЕННЯ, ЕЛЕМЕНТИ ОРБИТИ, АЛГОРИТМ, РІВНЯННЯ КЕПЛЕРА.

ABSTRACT

Master thesis «Developing of position monitoring system of artificial Earth satellites on Python language» by student Leshchuk Nazarii Vitaliyovych. – Ternopil Ivan Pul'uj National Technical University, Faculty of Computer Information Systems and Software Engineering, Software engineering department, group SPM-61 // Ternopil, 2019

Pages. – 103, pictures. – 23, tables. – 4, slides – 12, add. – 3, bibl.ref. – 38.

The purpose of the work is to analyze and implement the latest revision of the mathematical model of simplified general perturbations #4 in the Python programming language, which is important for monitoring the position of near-Earth objects in their orbits at any given time, using modern development and testing tools.

Methods and software used in the development of the system: The Python programming language and its libraries, the development environment of JetBrains PyCharm, modification of the waterfall methodology of software development Sashimi.

The result is a package of Python programming libraries with a system capable of monitoring the position of artificial satellites or terrestrial objects both near and deep space.

Keywords: SATELLITES, MATHEMATICAL MODEL, MONITORING SYSTEM, PERTURBATIONS, ORBITAL ELEMENTS, ALGORITHM, KEPLER EQUATION.

ЗМІСТ

Вступ.....	8
1 Аналіз вимог до програмної системи.....	10
1.1 Аналіз предметної області.....	10
1.1.1 Системи відліку.....	10
1.1.1.1 Системи координат.....	11
1.1.1.2 Відлік часу.....	18
1.1.1.3 Перетворення координат.....	24
1.1.2 Орбітальна механіка.....	30
1.1.2.1 Базові параметри орбітального руху.....	30
1.1.2.2 Представлення орбітального стану супутника.....	32
1.1.3 Орбітальні збурення.....	39
1.1.3.1 Математичні основи збурень.....	41
1.2 Постановка завдання.....	48
2 Проектування програмної системи.....	49
2.1 Математичний опис моделі прогнозування SGP4.....	49
2.1.1 Ініціалізація.....	49
2.1.2 Оновлення.....	56
2.2 Вибір процесу розробки.....	59
2.2.1 Модель «Сашімі».....	61
2.3 Вибір мови програмування та середовища розробки.....	64
2.3.1 Мова програмування Python.....	64
2.3.2 Середовище розробки JetBrains PyCharm.....	66
3 Реалізація програмної системи.....	68
3.1 Файлова структура проекту.....	68
3.2 Модулі системи.....	68
3.2.1 Модуль «model».....	69
3.2.2 Модуль «propagation».....	70
3.2.3 Модуль «earth_gravity».....	74

3.2.4 Модуль «ext».....	74
3.2.5 Модуль «іо»	76
4 Тестування програмної системи	77
4.1 План тестування	77
4.2 Розробка тестів	78
5 Охорона праці та безпека в надзвичайних ситуаціях.....	80
5.1 Охорона праці.....	80
5.2 Планування заходів цивільного захисту на об'єкті у випадку надзвичайних ситуацій	83
6 Техніко-економічне обґрунтування	88
6.1 Загальний підхід до визначення економічної ефективності розробки..	88
6.2 Розрахунок вартості процесу розробки та оцінка економічної ефективності проекту.....	90
Висновки	99
Список використаних джерел	100
ДОДАТКИ.....	103

ВСТУП

Настання космічної доби в останній частині ХХ століття спричинило еволюцію низки нових галузей дослідження. Одна з таких галузей полягає у визначенні орбіти та прогнозуванні положення супутників в потрібний момент у майбутньому за допомогою попередніх знань про їх орбіту. Спочатку методи, які використовувались для прогнозування майбутнього положення супутників, були запозичені в астрономічній спільноті, що використовувала ці методи для прогнозування положення небесних тіл. Незабаром стали очевидними недоліки такого застосування. Сили збурення, характерні для супутникових орбіт, викликали значні відхилення від прогнозів, зроблених за допомогою астрономічних методів. Поряд з алгоритмами прогнозування, були потрібні також і алгоритми визначення власної орбіти супутників, які можна було б використовувати для пошуку вхідних даних для використання в алгоритмах прогнозування. Недоліки алгоритмів астрономічного прогнозування та визначення орбіти змусили вчених та інженерів розробити нові, спеціальні алгоритми прогнозування. Вони були налаштовані з урахуванням сил та ефектів, характерних для супутників на орбіті Землі.

Дані про положення та орбіту космічного корабля потрібно для всіх місій у космос. Орбітальні дані є важливими, оскільки положення супутника є функцією форми і орієнтації орбіти в просторі. Положення супутника в майбутньому в першу чергу необхідно, щоб забезпечити встановлення зв'язку із супутником із наземної станції. Це завдання можливе лише тоді, коли супутник бачить наземну станцію. Іншими завданнями, які потребують знань щодо майбутнього положення супутника, є бортові операції, такі як дистанційне зондування та спостереження за Землею та космічним середовищем поблизу Землі, які потрібно запланувати заздалегідь.

Модель прогнозування складається з математичного опису руху супутника та сил, що впливають на нього. Ця модель використовує початкові

умови, визначені в конкретний момент часу, як вхідні дані до алгоритму прогнозування. Початкові умови необхідні, оскільки вони описують положення та швидкість супутника для конкретного моменту часу, що називають епохою, в якій починається прогнозування. Через складність опису точного руху супутника, модель прогнозування може передбачити положення та швидкість супутника точно лише протягом обмеженого періоду часу. Після цього виникає необхідність в оновленні початкових умов, визначених в новій епосі. Це знову забезпечить точне прогнозування положення супутника за умови точності початкових умов.

Ця робота стосується насамперед реалізації моделі прогнозування, яка використовується для моніторингу положення супутника за сукупністю початкових умов. Було проведено ретельне дослідження для отримання знань про доступні моделі прогнозування та способи використання цих моделей. Існуючі алгоритми та методи, які використовуються для практичної реалізації цієї системи, вивчалися з метою вибору алгоритму прогнозування, який можна було б використовувати в якомога ширшому спектрі цілей системи.

1 АНАЛІЗ ВИМОГ ДО ПРОГРАМНОЇ СИСТЕМИ

1.1 Аналіз предметної області

Аналізу предметної області приділено особливу увагу в цій роботі, зважаючи на її характер.

1.1.1 Системи відліку

Для того, щоб описати положення та орієнтацію об'єкта в просторі, необхідно визначити систему координат, відносно якої може бути спрямований рух об'єкта. У цьому розділі буде розглянуто всі системи координат та перетворення між системами координат, які використовуються протягом цієї роботи. Вивчення систем координат та перетворень між цими системами потребує, щоб система відліку часу також була визначена, оскільки час відіграє вагомий роль в деяких перетвореннях. Оскільки сфери систем координат і часу є дуже широким полем для вивчення, в цьому розділі буде розглянуто лише ті системи, які використовувались протягом цієї роботи. Повне пояснення систем координат, використовуваних у космічному польоті, див. У Вальядо [1], Верц [2], Ескобаль [3], Чоботов [4] або в будь-яких інших роботах з питань астродинаміки та космічного польоту. Вальядо, Верц і особливо Сейдельман [5] торкаються теми часових систем відліку та обчислення часу. Сейдельман містить всебічне дослідження на цю тему, але може бути важким для розуміння читачам-початківцям. Вальядо зробив відмінну роботу з пояснення концепцій, введених Сейдельманом, не надто багато повторюючи. Рекомендується, щоб робота Вальядо використовувалася поряд із роботою Сейдельмана, щоб отримати повне уявлення про системи координат та часу.

1.1.1.1 Системи координат

Земля та її орбіта навколо Сонця використовуються як система відліку для більшості систем, що базуються на Землі. Екліптику описують як середню площину орбіти Землі навколо Сонця. Вона визначається як середня площина, тому що Земля не рухається точно по площині екліптики. Екваторіальна площина простягає екватор від Землі.

Кут між екваторіальною площиною Землі та екліптикою називається нахилом екліптики, ϵ . Значення цього кута становить приблизно $23,5^\circ$, оскільки він з часом незначно змінюється через збурення в орбіті Землі. Лінія перетину між екваторіальною площиною та екліптикою називається лінією вузлів і використовується як основний напрямок при визначенні деяких систем координат. Сонце проходить через перетин двічі на рік, причому обидва переходи називаються рівноденнями. Підняття Сонця з півдня на північ через екваторіальну площину в березні кожного року називають весняним рівноденням. Якби Сонце моделювалося як супутник Землі, весняне рівнодення було б висхідним вузлом Сонця на його орбіті навколо Землі. Напрямок весняного рівнодення позначається φ і його часто називають першою точкою Овна. Цей напрямок використовується як основа для інерційної системи координат, але через прецесію та нутацію Землі вона не є справді інерційною за своєю орієнтацією. Площина, нормальна до основної площини системи координат, називається меридіональною площиною або просто меридіаном. Визначення меридіана буде дещо відрізнятися між системами координат.

Коли визначена прямокутна система координат, необхідно вказати її початок, основну площину, первинну вісь та додатній напрямок для кожної з осей. У наступних пунктах буде описано ряд систем координат з точки зору цих понять.

Геоцентрична Інерційна (ECI). Ця система бере свій початок у центрі Землі, як вказує її назва, і позначається або аббревіатурою ECI, або літерами IJK. Як зазначено на рисунку 1.1, основна площина – це екватор Землі. Вісь

\bar{I} – це первинна вісь і вказує на весняне рівнодення, вісь \bar{J} – 90° на схід від \bar{I} в екваторіальній площині, а вісь \bar{K} проходить через Північний полюс. Ця система координат не обертається, а припускається фіксованою в

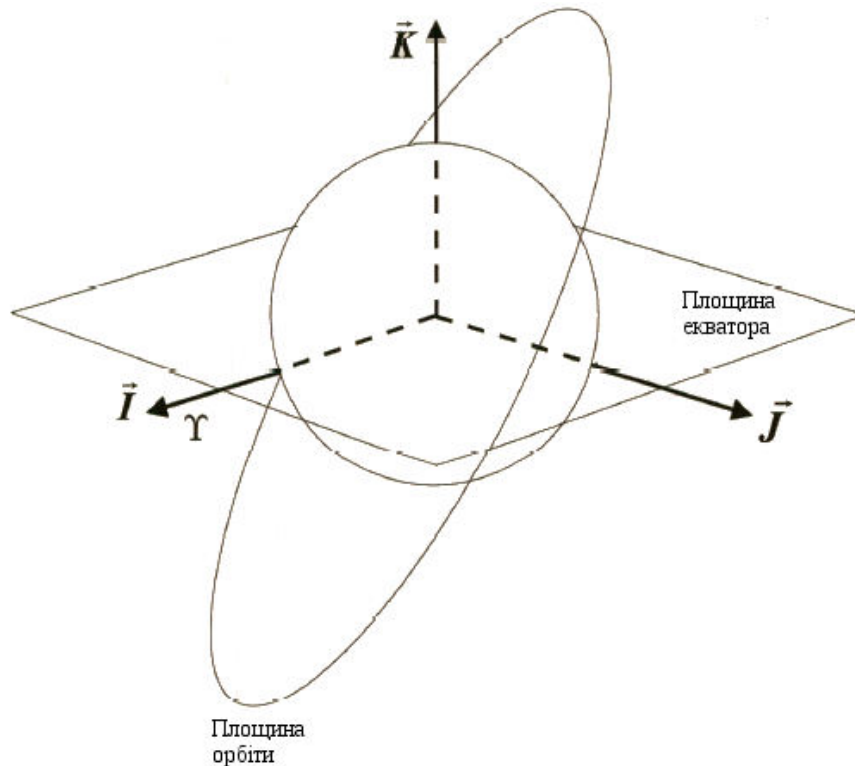


Рисунок 1.1 – Декартова система координат ECI

інерційному просторі. Це одна з найпоширеніших систем відліку, яка застосовується в астродинаміці. Через прецесію та нутацію Землі ця система насправді не закріплена в інерційному просторі, і вона фактично рухається з часом. З цієї причини необхідно закріпити цю систему за конкретним часом, в який точно відома орієнтація екватора та рівнодення. Таким часом є 12:00 полудня, 1 січня 2000 року, або J2000. Тому цю систему координат часто називають J2000-ECI або просто системою J2000, і вона вважається достатньо інерційною для використання в додатках, що вимагають інерційну систему відліку. Термін “достатньо інерційна” означає, що закони руху Ньютона зберігаються в такій системі. За допомогою набору формул скорочення, спостереження в інші моменти часу можна звести до цієї епохи.

Слід також зазначити, що просто вказати систему координат як ЕСІ буде недостатньо, оскільки напрямок весняного рівнодення залежить від часу. Епоха або еталонний час завжди повинні бути включені в опис системи координат. Геоцентрична інерційна, система, часто позначається старшою епохою В1950, і слід бути обережним при перетворенні між системами координат, в яких епоха відрізняється. Інерційні системи координат, які не відносяться до епохи J2000, а до конкретного часу, називаються системами відліку по істинному часу, оскільки вони опираються на справжню орієнтацію екватора та рівнодення на цей час. Ці системи не будуть узгоджені з системою J2000-ЕСІ, і вимірювання, навіть якщо вони однакові, описані в істинній по часу системі, будуть відрізнятися від описаних у системі J2000-ЕСІ.

У системі відліку ЕСІ положення і швидкість зазвичай виражаються у вигляді векторів в межах декартової системи координат ІJK та перших похідних цих векторів. Вектор стану, отриманий у цій системі відліку,

$$x = [x \ y \ z \ v_x \ v_y \ v_z] \quad (1.1)$$

визначається, як:

Альтернативний спосіб визначення положення та швидкості об'єкта в системі ЕСІ – це визначення його за сферичними координатами. Три змінні, які використовуються для визначення положення об'єкта, це пряме піднесення (α), схилення (δ) та радіальна відстань (r). Напрямок цих змінних вказано на рисунку 1.5. Пряме сходження – це кут, виміряний на схід в екваторіальній площині від весняного рівнодення до площини – меридіональної площини – що є нормальною до екватора і містить досліджуваний об'єкт. Схилення – це кут між екваторіальною площиною та об'єктом, виміряний у меридіональній площині. Радіальна відстань – це просто величина декартового вектора положення об'єкта. Швидкість об'єкта

в сферичних координатах визначається через інерційну швидкість (V), кут нахилу траєкторії польоту, (ϕ_{fpa}) і кут азимута (Az). Інерційна швидкість – це скалярна величина інерційного вектора швидкості, як вона й вимірюється

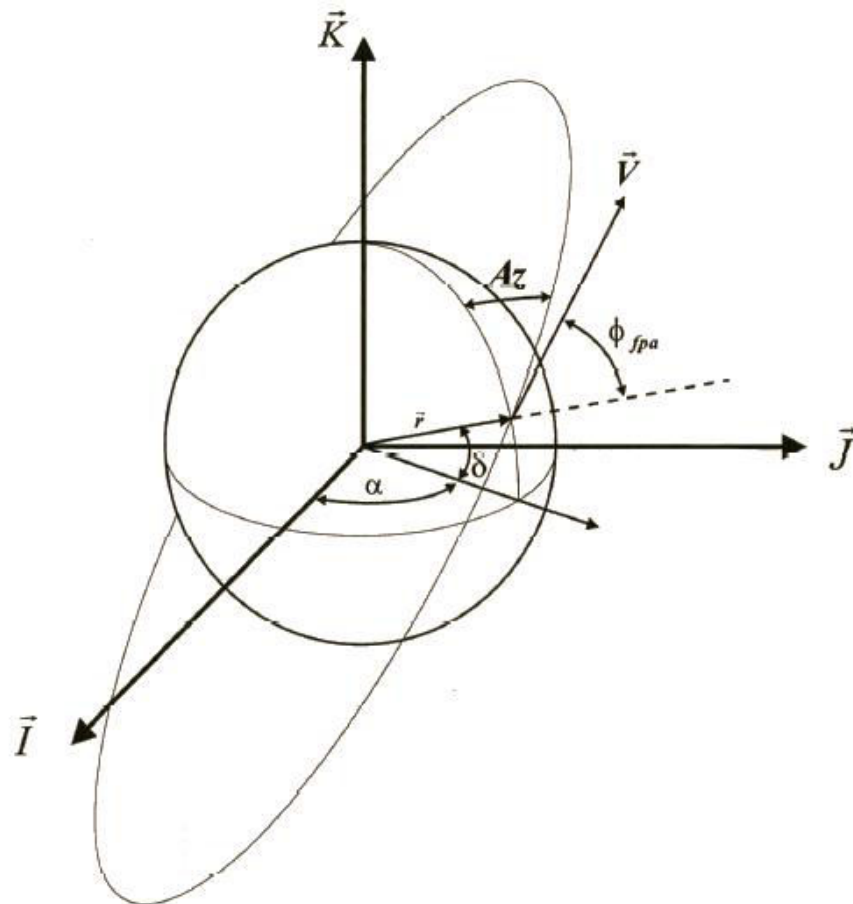


Рисунок 1.2 – Сферична система координат ЕСІ

в декартовій системі. Кут траєкторії польоту – кут між вектором положення об'єкта, \vec{r} та вектором швидкості об'єкта, \vec{v} . Азимут або курсовий кут – кут між проекцією вектора інерційної швидкості на локальну геоцентричну горизонтальну площину і північний напрямок, вимірюваний за годинниковою стрілкою.

Геоцентрична, геостаціонарна система координат (ECEF), має початком відліку центр Землі, але вона обертається разом із Землею. Основна відмінність цієї системи від системи ЕСІ полягає в тому, що первинна вісь завжди вирівняна з меридіаном, що закріплений на Землі. Цей меридіан, як

правило, є Грінвічським меридіаном, що призводить до того, що систему координат іноді називають Геостаціонарним Грінвічем, EFG. Позиції в цій системі координат можуть бути вказані або в прямокутних декартових координатах (x, y, z) , де вісь x є первинною віссю, або в сферичних координатах. Сферичні координати представлені або в геоцентричній системі координат, або в геодезичній системі координат. Геоцентрична система визначається з припущення, що Земля ідеально-сферична і складається з широти, ϕ' , довготи, λ' , і радіальної відстані, ρ . Довгота вимірюється в додатному напрямі на схід від Грінвіча і лежить в межах $\pm 180^\circ$. Широта вимірюється від екватора (0°) до $\pm 90^\circ$, позитивно на північ. Радіальна відстань – це величина декартового вектора положення. Геодезична система координат відрізняється від геоцентричної системи тим, що вона посилається на модель Землі, яка є сфероїдом, а не досконалою сферою при описі

положення об'єкта. Вона використовує геодезичну широту, ϕ , геодезичну довготу, λ , та геодезичну висоту, h , як координати. Геодезична довгота дорівнює геоцентричній довготі. Геодезична широта відрізняється від геоцентричної широти тим, що вона посилається на кут між вектором, нормальним, до сфероїду та екваторіальною площиною. Два визначення широти проілюстровано на рисунку 1.3. Обидва значення можуть відрізнятись на 10 хвилин дуги (20 км в положенні) у середніх широтах. Геодезична висота – це відстань над сфероїдом, виміряна вздовж нормалі до сфероїда. Глобальна система позиціонування (GPS) вказує положення в геодезичній системі координат. Координати позицій на більшості карт також вказані в цій системі координат. Перетворення між двома системами координат описано в пункті 1.1.1.3.

Перифокальна система координат (PQW) – це зручна система для

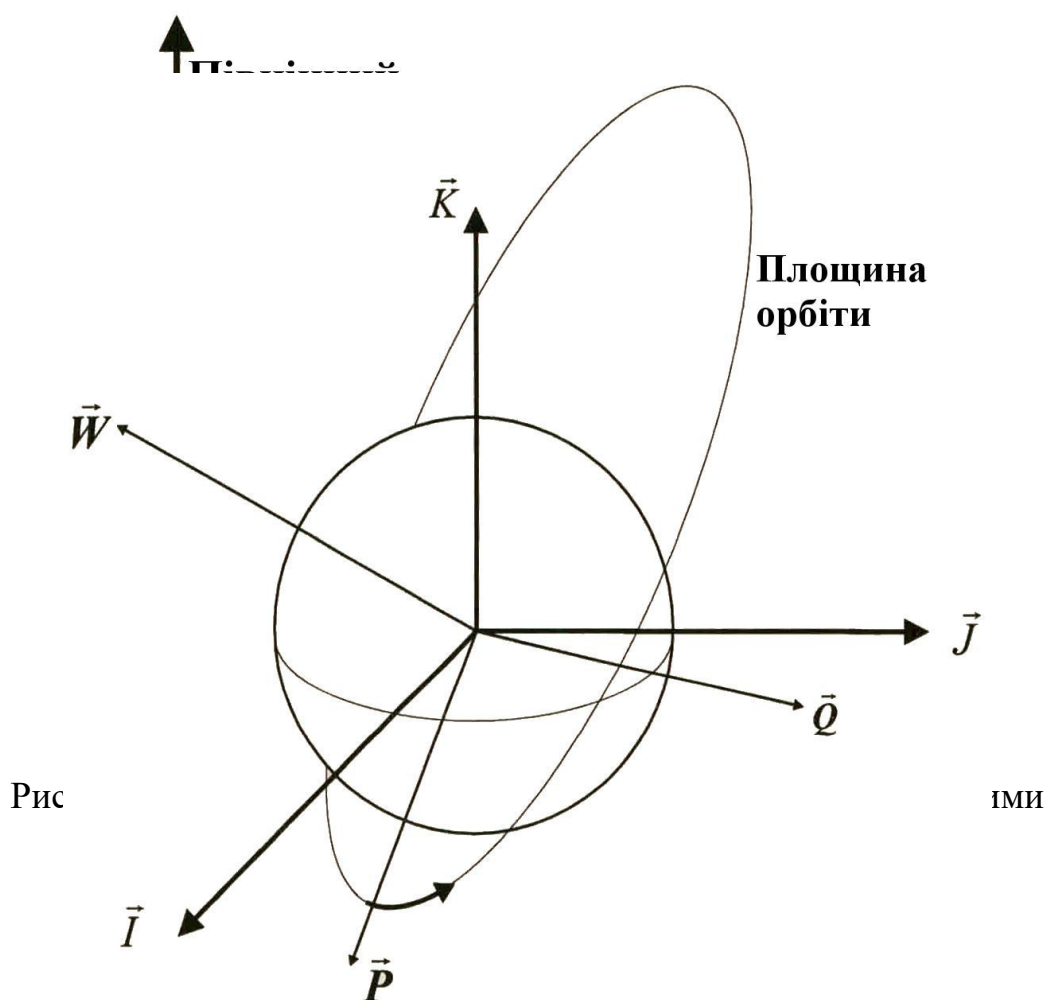


Рисунок 1.4 – Перифокальна система координат (PQW)

опису спостережень за супутниками. Орієнтація системи координат зазначена на рисунку 1.4. Це права система координат, яка використовує орбітальну площину супутника як основну площину. Початок цієї системи знаходиться в центрі Землі. Вісь \bar{P} направлена до перигея, вісь \bar{Q} перпендикулярна осі \bar{P} у напрямку руху, а вісь \bar{W} є нормаллю до орбіти, і завершує праву систему координат. Цю систему координат можна охарактеризувати як інерційну, оскільки вона підтримує свою орієнтацію на перигей в орбітальній площині. Сили збурення, які намагаються змінити орієнтацію орбітальної площини, також змінюють орієнтацію цієї системи координат в інерційному просторі. Ця система буде використовуватися для перетворення від класичних орбітальних елементів до ECI системи координат.

Горизонтальна система координат, SEZ, дуже корисна для визначення спостережень супутників і часто використовується в сенсорних системах. Ця система визначена на певному місці на поверхні Землі, як показано на

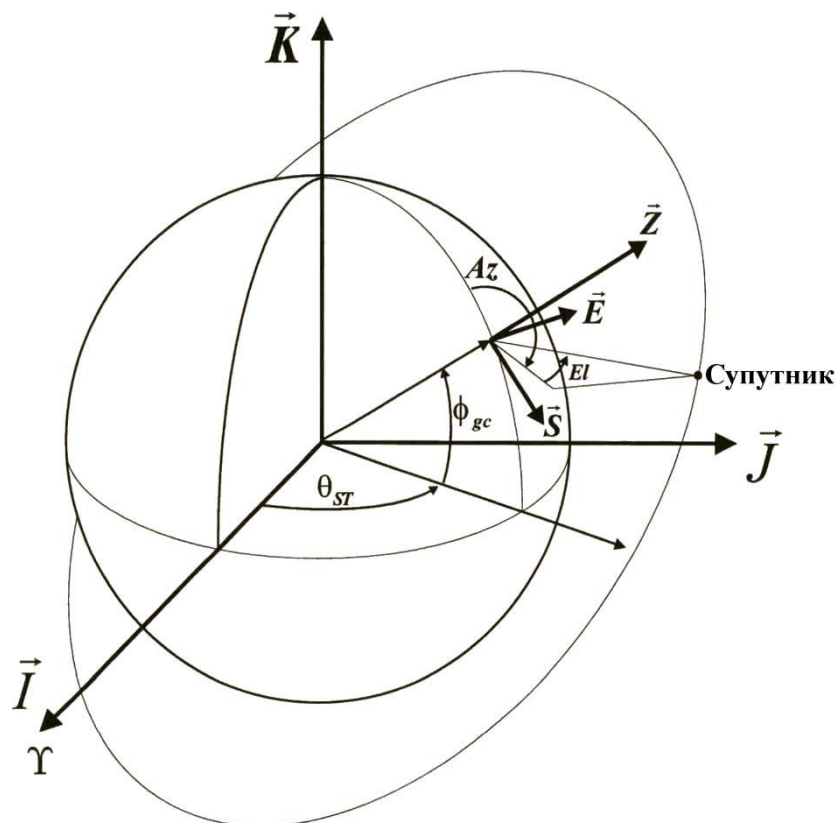


Рисунок 1.5 – Горизонтальна система координат

рисунку 1.5. Локальний горизонт – основна площина. Вісь \bar{S} завжди вказує прямо на південь від місця. Вісь \bar{E} вказує на схід від місця і невизначена для Північного чи Південного полюса. Вісь \bar{Z} (зеніту) вказує радіально назовні вздовж вектора положення ділянки, нормального до основної площини. Ця система координат використовується для визначення "кутів огляду", що використовуються для спостереження за супутниками або небесними тілами із наземної станції. Кут азимута – кут в основній площині, виміряний за годинниковою стрілкою з півночі до місця під супутником. Зазвичай він приймає значення між 0° і 360° , проте існують і інші конвенції. Кут висоти – це кут, виміряний перпендикулярно від місцевого горизонту до положення супутника. Кути підняття передбачають значення в діапазоні від -90° до 90° . Об'єкти, що знаходяться над горизонтом, мають додатні значення висоти, а об'єкти нижче горизонту мають від'ємні значення висоти.

1.1.1.2 Відлік часу

Щоб точно описати подію, необхідно віднести її до часу або епохи її настання. Для того, щоб точно описати епоху події, необхідно вміти точно вимірювати часовий інтервал і мати основну епоху, з якої можна відлічити інтервали. З давніх часів день був основним одиницею для вимірювання часу. В наш час рух Сонця все ще використовується для визначення часу, але процес вимірювання сонячного часу був удосконалений для задоволення потреби в дуже точних вимірюваннях. Різні потреби в точності призвели до чотирьох систем відліку, які зараз використовуються. Ними є: зоряний час, сонячний час, динамічний час та атомний час.

Прецесія і нутація. Екваторіальна площина Землі та площина екліптики використовуються для визначення інерціальної системи координат, але обидві площини насправді не закріплені в інерційному просторі. Сили збурення, що діють на Землю, змушують екватор коливатись протягом певного періоду часу, і це також призводить до стійкої зміни напрямку

весняного рівнодення. Цей рух Землі вносить помилки в історичний метод відліку часу, який базувався на спостереженнях за небесними тілами.

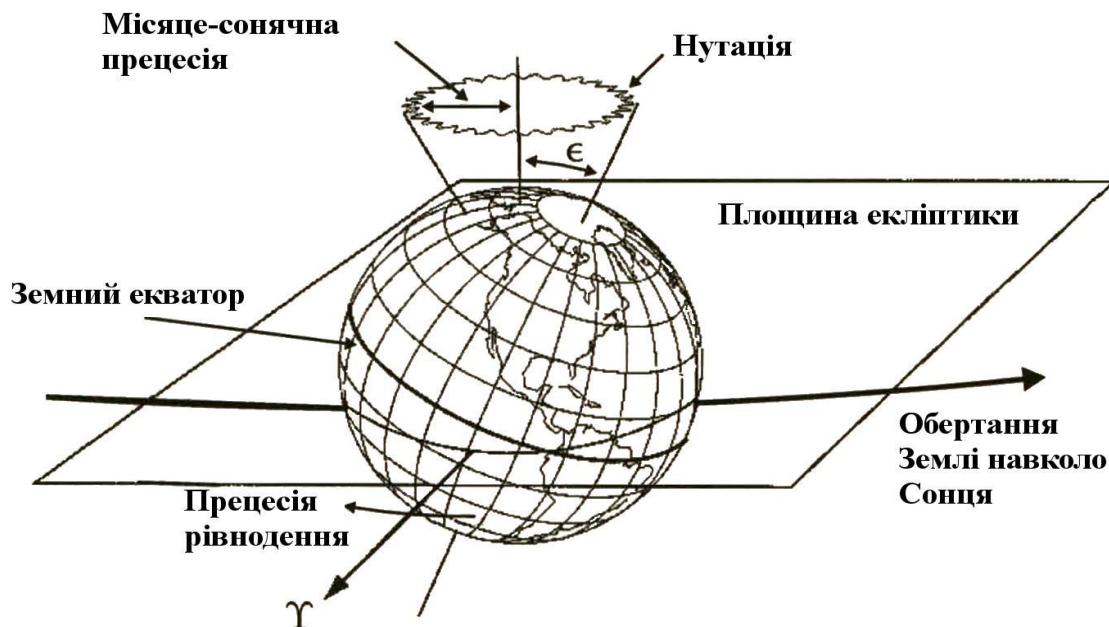


Рисунок 1.6 – Прецесія і нутація осі обертання Землі

Результат полягає в тому, що якщо потрібно точне визначення часу, слід враховувати наслідки прецесії та нутації осі обертання Землі. Гравітаційні поля Сонця та Місяця деформують Землю по екватору. Ця сила в поєднанні із силами, прикладеними гравітаційними полями інших планет Сонячної системи, призводить до того, що вісь обертання Землі зазнає повільного дрейфу чи прецесії, як показано на рисунку 1.6. Цей рух має період в 26000 років. Нахил екліптики ($23,5^\circ$) заставляє прецесію осі обертання Землі окреслювати грубий круг протягом кожного періоду обертання. Інший ефект полягає в тому, що весняне рівнодення повільно регресує – рухається у західному напрямку - по площині екліптики. Через рух весняного рівнодення спостережувані координати небесних тіл з часом постійно змінюються. Тому необхідно визначити час спостереження або епоху в системі координат спостереження для того, щоб можна було визначити точне спостережуване положення небесного тіла через деякий час після спостереження. Місяць

створює додатковий тиск на екваторіальній опуклості Землі, внаслідок чого Земля зазнає нутації. Цей крутний момент є результатом дуже складного накладання сил, спричинених нахилом (5°) орбіти Місяця до екватора та прецесією орбіти Місяця внаслідок сонячних збурень. Нутація викликає періодичні коливання осі обертання Землі навколо її середнього положення, як зазначено на рисунку 1.6. Це періодичне коливання просувається навколо полюса екліптики за рахунок прецесії осі обертання Землі. Рух Землі через нутацію можна розділити на дві складові, одну паралельну екліптиці та одну перпендикулярну екліптиці. Компонент, паралельний екліптиці, позначається $\Delta\psi$ і називається нутацією по довготі. Компонент, перпендикулярний до екліптики, позначається $\Delta\epsilon$ і називається нутацією в нахилі. Значення $\Delta\psi$ і $\Delta\epsilon$ необхідні для визначення видимого (справжнього) положення небесного тіла та для обчислення видимого зоряного часу. Сейдельман [30] пропонує

$$\begin{aligned}
 \Delta\psi &= -0.0048^\circ \sin(125.00 - 0.05295^\circ d) \\
 &\quad -0.0004^\circ \sin(200.9^\circ + 1.97129^\circ d) \\
 \Delta\epsilon &= +0.0026^\circ \sin(125.00 - 0.05295^\circ d) \\
 &\quad +0.0002^\circ \cos(200.9^\circ + 1.97129^\circ d)
 \end{aligned} \tag{1.2}$$

приблизні процедури для обчислення нутацій по довготі та нахилі як

де d – кількість днів від дня Джуліана 2451545.0.

Рівняння (1.2) називається приблизним обчисленням двох нутаційних доданків, оскільки воно складається лише з домінуючих членів ряду доданків, але воно все одно точно приблизно до 1 секунди дуги. З рівняння (1.2) можна вирахувати справжній нахил екліптики:

$$\epsilon = \epsilon_0 + \Delta\epsilon, \quad (1.3)$$

$$\epsilon_0 = 23^\circ 26' 21."448 - 46."8150 T - 0."00059 T^2 + 0."001813 T^3, \quad (1.4)$$

де ϵ_0 середній нахил екліптики, що задається:

де T розраховується з рівняння (1.6).

Сонячний час умовно визначається як послідовні транзити Сонця через локальний меридіан. Істинний сонячний час – це спостереження за істинним рухом Сонця від певного місця. Тривалість істинного сонячного дня змінюється внаслідок руху Землі по орбіті з ненульовим нахилом і ексцентриситетом. Цей очевидний нерегулярний рух Сонця – насправді Землі на орбіті навколо Сонця – ускладнює використання Сонця як точного орієнтиру для відліку часу. Це вимагало визначення вигаданого середнього Сонця, яке представляє положення Сонця так, ніби воно рухається з постійною швидкістю в екваторіальній площині протягом року. Цей усереднений рух Землі зумовив поняття середнього сонячного часу. Середній сонячний час у Грінвічі визначається як універсальний час, UT. Різниця між середнім та видимим сонячним часом називається рівнянням часу. Універсальний час необхідно розділити на три значення з метою точного затримки часу. Ці значення – UT0, UT1 і UT2. UT0 – сонячний час, який спостерігається на певній наземній станції. Оскільки положення Сонця не можна виміряти так точно, як положення зірок, UT0 насправді визначається з бічного реального часу на конкретній наземній станції. UT1 визначається, виправляючи UT0 для нерівності в русі Землі та роблячи її незалежною від позиції спостерігача. UT2 отримують шляхом виправлення UT1 на сезонні зміни в орбіті Землі. UT2 часто не використовується в обчисленнях. Узгоджений універсальний час, UTC – це система часу, яка найчастіше

використовується в усьому світі з метою цивільного обліку часу. Він обчислюється, поєднуючи атомний час і універсальний час у величину, яка є точною відповідно до норм атомного часу і все ще правильною в порівнянні з рухом Землі. На рисунку 1.7, можна побачити перебільшене уявлення про те, як вимірюється сонячний час порівняно з зоряним часом, який буде введено в підпункті. Меридіан Грінвіч був обраний як фіксований пункт для визначення сонячного часу. З рисунку 1.7 повинно бути зрозуміло, що внаслідок свого орбітального руху навколо Сонця Земля обертається більше ніж 360° між послідовними транзитами Сонця над Грінвічем.

Юліанська дата, JD, є важливою концепцією астродинаміки. Це безперервна кількість часу, виміряна в днях з епохи 1 січня 4713 р. до н.е. День Юліана починається в полудні Грінвіча, внаслідок чого дата Юліана

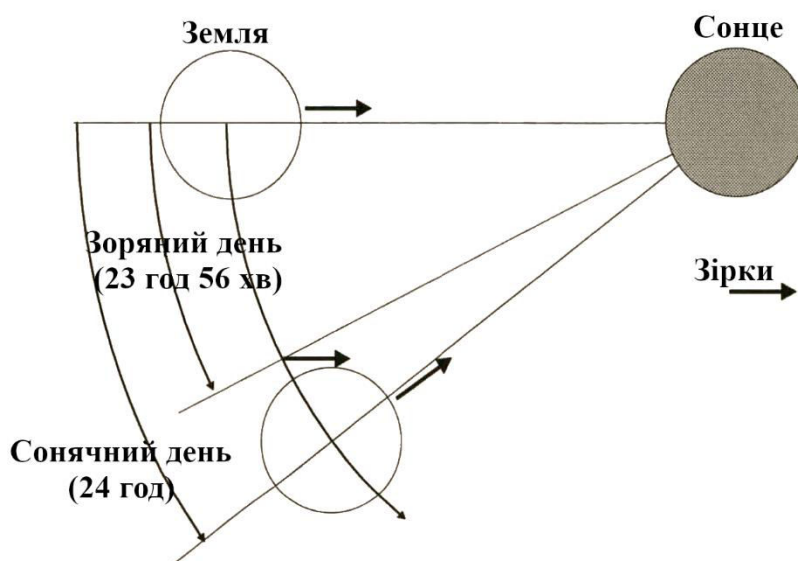


Рисунок 1.7 – Вимірювання Сонячного і Зоряного часу

00:00 UTC завжди закінчується ".5". Найбільшою перевагою використання дати Юліана є те, що інформація про рік, місяць, день, годину, хвилини і секунди зберігаються в одній змінній, що дуже корисно для комп'ютерних програм. Дату Юліана на певний день та час визначають за допомогою наступної процедури, представлені Меєсом [22].

Для даної календарної дати нехай Y – рік (чотиризначне значення), M – число місяця і D – день місяця (з десятковим дробом, якщо він є). Якщо $M > 2$, то Y і M слід залишити без змін. Якщо $M = 1$ або $M = 2$, Y слід замінити $Y - 1$, а M на $M + 12$. Дату Юліана отримуємо з формули:

$$A = INT\left(\frac{Y}{100}\right),$$

$$B = 2 - A + INT\left(\frac{A}{4}\right),$$

$$JD = INT(365.25(Y + 4716)) + INT(30.6001(M + 1)) + D + B - 1524.5, \quad (1.5)$$

де INT позначає функцію усічення. Інші формули для обчислення Юліанської дати існують, але на відміну від рівняння (1.5) вони, як правило, справедливі лише протягом певного інтервалу часу. Оскільки дата Юліана часто використовується як епоха для спостережень, Юліанській даті 12:00, 1 січня 2000 р. (JD 2451545) зазвичай присвоюється скорочене позначення J2000. Для деяких обчислень необхідно використовувати кількість Юліанських століть з певної епохи. Кількість юліанських століть від J2000 часто зустрічається в розрахунках і може бути обчислена з:

$$T = \frac{JD - 245545}{36525} \quad (1.6)$$

Зоряний час визначається як кут, виміряний в екваторіальній площині, між весняним рівноденням і місцевим меридіаном. Порівнянні між вимірюванням сонячного та зоряного часу зображено на рисунку 7. Повинно бути зрозуміло, що зоряний час є прямим вимірюванням добового руху Землі. Справжній зоряний час – кут між місцевим меридіаном та справжнім весняним рівноденням. На положення весняного рівнодення впливає прецесія і нутація осі Землі. Періодичні зміни, зумовлені нутацією, вносять періодичні зміни в середній зоряний час. Середній зоряний час визначається як час, визначений із добового руху середнього весняного рівнодення. Тільки стійкі коливання орієнтації весняного рівнодення в результаті прецесії

враховуються при визначенні середнього зоряного часу. Різниця між справжнім та середнім зоряним часом визначається як рівняння рівнодення. Для практичного визначення обертального положення Землі необхідно отримати справжній зоряний час. Розрахунок середнього зоряного часу математично добре визначений. Це означає, що для отримання справжнього зоряного часу середній зоряний час спочатку обчислюється з наступної формули, представлені Меєсом [22]:

$$\theta_{MST} = 280.46061837^\circ + 360.98564736629^\circ(JD - 2451545.0) + 0.000387933^\circ T^2 - (1/38710000)^\circ T^3, \quad (1.7)$$

де θ_{MST} – середній зоряний час у градусах;

T – юліанські століття від J2000 обчислені в рівнянні (1.6);

JD – номер Юліанського дня.

Формула представлена саме в цьому форматі, щоб зберегти числову точність при реалізації на комп'ютері. Рівняння рівнодення обчислюється як:

$$\text{рівняння рівнодень} = \Delta\psi \cos \epsilon \quad (1.8)$$

Підпункт 0 обговорює обчислення $\Delta\psi$ і ϵ . Значення, отримане з рівняння (1.8), потім додається до значення, отриманого з рівняння (1.7), щоб отримати правильне значення для справжнього зоряного часу.

Динамічний час використовує спостереження за рухом тіл у Сонячній системі для визначення часу з математичного опису руху цих тіл. Міжнародний атомний час, ТАІ, вважається найточнішою доступною системою часу, оскільки вона не залежить від варіацій обертання Землі. Він заснований на підрахунку циклів коливань високочастотного електричного кола, що знаходиться в резонансі атомом цезію-133 в переході. Завдяки своїй точності, ця система відліку часу використовується для корекції всіх інших систем хронометражу.

1.1.1.3 Перетворення координат

Спостереження за небесними тілами або космічними кораблями завжди потрібно закріпити за системою координат. Часто трапляється так, що

спостереження описується в одній системі координат і його потрібно порівнювати з спостереженням, зробленим в іншій системі координат. Для цього необхідна трансформація між системами координат. Після перетворення вектора це все той же вектор, але числове значення, яке використовується для його опису, змінилося відповідно до визначення системи координат, в якій воно описується після перетворення. Оскільки розуміння перетворень координат має важливе значення для розуміння астродинаміки, у цьому розділі буде описано перетворення координат, які були використані під час цієї роботи.

Класичні елементи орбіти в ЕСІ. Як вже було зазначено, система координат ЕСІ відповідає специфікації для інерціальної системи відліку, встановленої Ньютоном. Оскільки класичні орбітальні елементи або елементи Кеплера, визначені в підпункті 1.2.2.3, визначені в інерціальній системі відліку, система координат ЕСІ буде придатною в якості системи відліку. Набір елементів Кеплера розглядатиметься не як окрема система координат, а просто як інше формулювання координат у системі ЕСІ. Замість використання декартових координат, положення та орієнтація орбітальної площини та супутника на орбіті визначаються за допомогою шести елементів Кеплера. Однак, все ж необхідно визначити рівняння, необхідні для перетворення опису об'єкта в класичних елементах в систему координат ЕСІ. Ця трансформація є важливою, коли виконується подальший розрахунок положення супутника на його орбіті. Перетворення буде складатися з двоетапного процесу.

Перший крок – перетворення класичних елементів в перифокальну

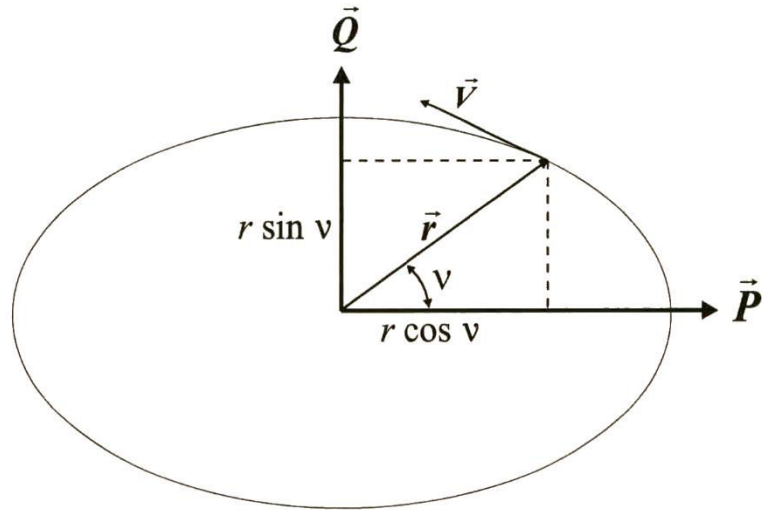


Рисунок 1.8 – Вектори положення та швидкості в перифокальній системі координат

систему координат. Посилаючись на рисунок 1.7, видно, що положення супутника в перифокальній системі координат можна описати в класичних елементах як:

$$\vec{r}_{PQW} = \begin{bmatrix} r \cos(v) \\ r \sin(v) \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (1.9)$$

де r визначається з рівняння траєкторії (рівняння (1.15)).

\vec{W} -компонента дорівнює нулю, оскільки вектори \vec{P} і \vec{Q} повністю розташовані в орбітальній площині. Швидкість супутника в перифокальній системі можна виразити в класичних елементах як

$$\vec{v}_{PQW} = \begin{bmatrix} -\sqrt{\frac{\mu}{p}} \sin(v) \\ \sqrt{\frac{\mu}{p}} (e + \cos(v)) \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (1.10)$$

де p – напівпараметр, визначений у рівнянні (1.14).

Другий крок в перетворенні від класичних елементів до системи ЕСІ це перетворення векторів положення та швидкості, отриманих у перифокальних

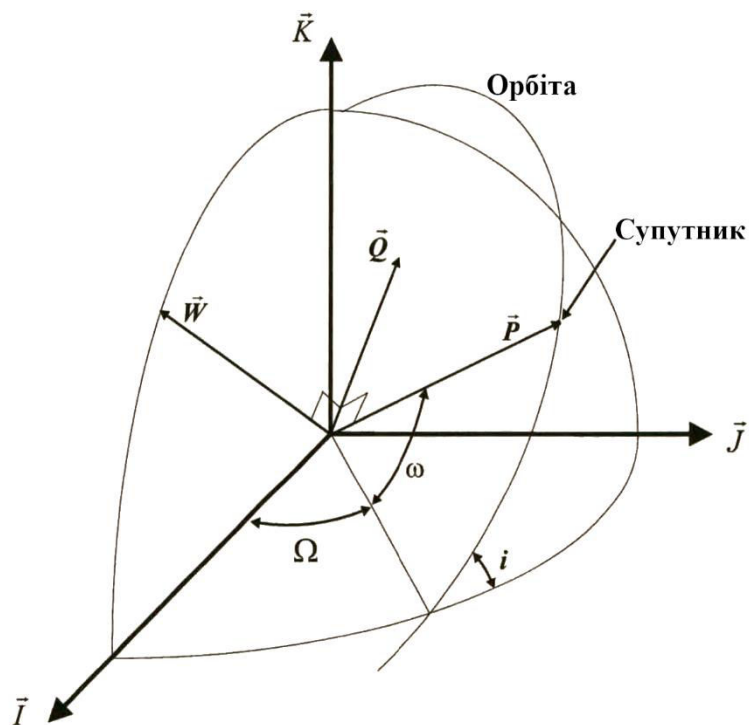


Рисунок 1.9 – Відношення між ЕСІ та PQW системами координат

координатах, в систему координат ЕСІ. З рисунку 1.9 повинно бути зрозуміло, що вісь PQW перифокальної системи координат може стати віссю IJK системи координат ЕСІ шляхом трьох послідовних обертань. Ці обертання складаються з:

1. Обертання навколо осі \bar{W} на $-\omega$,
2. Обертання навколо осі \bar{P} на $-i$
3. Обертання навколо осі \bar{W}'' на $-\Omega$

Перше обертання змінює вісь PQW на вісь $P'Q'W'$, друге обертання змінює вісь $P'Q'W'$ на вісь $P''Q''W''$, а третє обертання змінює $P''Q''W''$ до осі IJK . У матричних позначеннях три перетворення можна подати наступним чином:

$$\begin{bmatrix} P' \\ Q' \\ W' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \omega & -\sin \omega & 0 \\ \sin \omega & \cos \omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ W \end{bmatrix} \quad (1.11)$$

$$\begin{bmatrix} P'' \\ Q'' \\ W'' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & -\sin i \\ 0 & \sin i & \cos i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P' \\ Q' \\ W' \end{bmatrix} \quad (1.12)$$

$$\begin{bmatrix} I \\ J \\ K \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Omega & -\sin \Omega & 0 \\ \sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P'' \\ Q'' \\ W'' \end{bmatrix} \quad (1.13)$$

Повна трансформація в такому випадку:

$$\begin{bmatrix} I \\ J \\ K \end{bmatrix} = [T_1][T_2][T_3] \begin{bmatrix} P \\ Q \\ W \end{bmatrix}, \quad (1.14)$$

де T_1 – матриця обертання в рівнянні (1.11);

T_2 – матриця обертання в рівнянні (1.12);

T_3 – матриця обертання в рівнянні (1.13).

Три послідовних обертання іноді поєднуються в один матричний вираз $[R] = [T_1][T_2][T_3]$, щоб полегшити реалізацію в комп'ютері. Комбінований вираз має вигляд:

$$[R] = \begin{bmatrix} C_\Omega C_\omega - S_\Omega S_\omega C_i & -C_\Omega S_\omega - S_\Omega C_\omega C_i & S_\Omega S_i \\ S_\Omega C_\omega + C_\Omega S_\omega C_i & -S_\Omega S_\omega + C_\Omega C_\omega C_i & -C_\Omega S_i \\ S_\omega S_i & C_\omega S_i & C_i \end{bmatrix}, \quad (1.15)$$

де $C_{\text{кут}}$ і $S_{\text{кут}}$ використовуються для позначення синусів і косинусів кутів.

Рівняння (1.14) можна використовувати для перетворення як векторів позиції, так і швидкостей від перифокальної системи координат до системи координат ЕСІ. Для зворотного перетворення з системи ЕСІ в перифокальну систему необхідно використовувати зворотну R-матрицю. Для повного перетворення від системи координат ЕСІ до класичних елементів необхідна інша техніка. Цей прийом буде представлений у наступному підпункті.

ЕСІ до класичних елементів орбіти. Хоча спостереження зазвичай проводяться з точки зору систем SEZ або сферичних координат ЕСІ, спостереження супутника зазвичай зводяться до векторів позиції та

швидкості. Ці вектори зручні для чисельної обробки та розміщення супутника загалом, але вони не дуже підходять для аналізу місії. Аналіз орбіти набагато простіше виконувати, коли відомі класичні елементи. Більшість програм моніторингу положення супутників використовують класичні елементи як вхідні дані, тому часто необхідно перетворювати вектори позиції та швидкості на класичні елементи. Рівняння, необхідні для здійснення перетворення, представлені у вигляді остаточних рівнянь для класичних елементів у підпункті 1.2.2.3. Вони будуть представлені тут ще раз, щоб представити повний набір рівнянь, який використовується для перетворення.

Перші два необхідні значення – це величина векторів положення та швидкості, які задаються

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \quad (1.16)$$

$$v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2} \quad (1.17)$$

Вектор моменту імпульсу також потрібен і визначається як

$$\bar{h} = \bar{r} \times \bar{v}, \quad h = |\bar{h}| \quad (1.18)$$

Вектор вузла, що вказує на висхідний вузол, визначається як

$$\vec{n} = \vec{K} \times \vec{h} \quad (1.19)$$

З орбітою в екваторіальній площині вузол-вектор буде дорівнює нулю, що призведе до невизначеності прямого піднесення висхідного вузла.

Ексцентриситет обчислюється як

$$\vec{e} = \frac{\left(v^2 - \frac{\mu}{r}\right)\vec{r} - (\dot{r} \cdot \vec{v})\vec{v}}{\mu}, \quad e = |\vec{e}|, \quad (1.20)$$

з вектором ексцентриситету, що завжди вказує на перигей.

Велика піввісь обчислюється з рівняння “*vis viva*”, яке говорить, що

$$v^2 = \mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \quad (1.21)$$

Нахил визначається з

$$i = \cos^{-1} \frac{\vec{K} \cdot \vec{h}}{h} \quad (1.22)$$

Пряме піднесення висхідного вузла визначається з

$$\Omega = \cos^{-1} \frac{\vec{I} \cdot \vec{n}}{|\vec{n}|} \quad (1.23)$$

Квадрант в якому знаходиться Ω повинен бути перевірений. Якщо $\vec{J} \cdot \vec{n} < 0$, тоді $\Omega = 360^\circ - \Omega$.

Аргумент перигею розраховується з

$$\omega = \cos^{-1} \frac{\vec{n} \cdot \vec{e}}{|\vec{n}| |\vec{e}|} \quad (1.24)$$

Якщо $\vec{K} \cdot \vec{e} < 0$ тоді $\omega = 360^\circ - \omega$.

Кінцеве значення, яке потрібно обчислити, - це справжня аномалія, яка визначається з

$$v = \cos^{-1} \frac{\vec{e} \cdot \vec{r}}{|\vec{e}| |\vec{r}|} \quad (1.25)$$

Якщо $\vec{r} \cdot \vec{v} < 0$ тоді $v = 360^\circ - v$.

Цей набір обчислень буде справедливим лише для еліптичних нахилених орбіт. Для орбіт, які мають або нульовий нахил (екваторіальна орбіта), або кругові, послідовність перетворень не буде дійсною, оскільки деякі рівняння стануть невизначеними. Вальядо [35] визначає варіації класичних орбітальних елементів, які слід використовувати для цих альтернативних конфігурацій орбіти.

1.1.2 Орбітальна механіка

У цьому пункті розглядаються поняття, які складають основу для опису орбітального руху супутника. Буде представлено виведення рівнянь руху двох тіл. Нарешті, будуть представлені різні зображення орбітального стану супутника.

1.1.2.1 Базові параметри орбітального руху

Перше формулювання Законів орбітального руху, сформульоване Кеплером, може бути розширене, аби включати всі типи супутникового та планетарного руху. Перший закон Кеплера стверджує, що орбіти небесних тіл (включаючи супутники навколо планети) є конічними перетинами. Небесні тіла, які постійно пов'язані, слідуєть по еліптичних орбітах, а значить, супутники слідуєть по еліптичних орбітах, коли перебувають на постійній орбіті навколо планети. Властивості конічних перетинів важливі

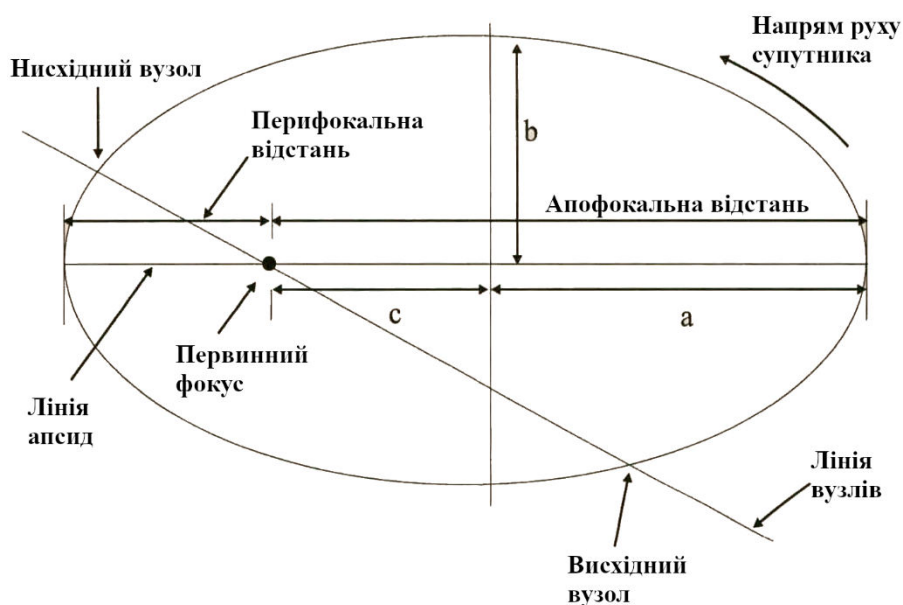


Рисунок 1.10 – Найважливіші властивості еліптичних орбіт

при визначенні орбіти – проілюстровані на рисунку 1.10.

- Кожен конічний перетин має два фокуси. В астродинаміці фокуси мають важливе значення, оскільки коли маса одного з тіл у системі двома тілами незначна, планетарний центр головного тіла збігається з одним фокусом, цей фокус називають первинним фокусом. Кругові та еліптичні орбіти називаються замкнутими орбітами, оскільки супутники більш-менш відновлюють свої положення з часом. Ці два типи орбіт мають фокуси у кінцевих положеннях. Гіперболічні та параболічні орбіти називають відкритими орбітами,

оскільки супутники взагалі не повертаються на свої позиції. Параболи мають один фокус у нескінченності, а гіперболи мають різні відкриті гілки орбітального руху, пов'язані з кожним фокусом.

- Масштаб (розмір) конічного перетину визначається значенням великої осі. Параметри, які використовуються для опису масштабу, це велика піввісь, a , мала піввісь, b і половина відстані між фокусами, c , а a і b - половини значень великої та малої півосей. Для кругових та еліптичних орбіт значення a є позитивним, воно невизначене для параболічних орбіт і негативне для гіперболічних орбіт.
- Ексцентриситет (e) – параметр, який використовується для визначення форми конічного перерізу. Він визначається як відношення відстані від фокусу до орбіти та відстані до нерухомої лінії, що називається директрисею. Для еліптичної орбіти ексцентриситет завжди між 0 і 1 при цьому значення 0 у випадку кругової орбіти і 1, коли орбіта параболічна (супутник знаходиться на межі виходу з гравітаційного поля планети). Для гіперболічної (або міжпланетної) орбіти значення e більше 1. Кругових і параболічних орбіт на практиці не існує. Сили збурення, що діють на супутники, призводять до того, що всі закриті орбіти завжди є або еліптичними (навіть якщо дуже незначно), або гіперболічними.

Крайні точки еліптичної орбіти називаються апоапсисом і періапсисом, причому апоапсис є найдальшим, а періапсис – найближчими точками орбіти до центрального тіла. Для супутників, що обертаються навколо Землі, ці крайні положення називаються апогеєм та перигеєм відповідно. Лінія, що з'єднує апогей і перигей, визначається як лінія апсид.

1.1.2.2 Представлення орбітального стану супутника

Шість величин використовуються для визначення того, що називається орбітальним станом супутника в космосі. Ці шість величин можуть приймати

безліч еквівалентних між собою форм. Орбітальним станом називають або вектором стану (Вальядо [35]), який асоціюється з векторами позиції та швидкості, або називають набором елементів, що складається зі скалярної величини та кутових представлень орбіти. Ці елементи в наборі зазвичай називають орбітальними елементами. Будь-яка з вищезгаданих наборів повністю задає орбіту супутника і забезпечує повний набір початкових умов для вирішення початкового класу величин диференціальних рівнянь, які можна отримати з базового рівняння руху двох тіл. Час є властивою величиною обом згаданим наборам даних, і його часто вважають сьомим компонентом. Фактично, без часу, в який був сформуований вектор стану або набір елементів, ця інформація марна. Орбітальні елементи використовуються для генерування списку, що містить положення супутника у визначений час. Цей список орбітальних даних широко відомий як ефемерида.

Вектори стану та набори елементів відносяться до певної системи відліку. У підрозділі 1.1.1 описані різні системи відліку. Набір елементів має різні формати через різноманітність представлень орбітальних елементів, що використовуються для формування цього вектора. Найчастіше представлення орбітального стану супутника – це набір класичних орбітальних елементів, який також відомий як Кеплерові елементи. Альтернативними методами, які використовуються для представлення орбітальних елементів, є дворядкові елементи (елементи TLE або NORAD), рівнозначні елементи, елементи Делоні та елементи Пуанкаре. Останні чотири типи представлень були розроблені, щоб уникнути труднощів, що виникають з класичними орбітальними елементами для певних орбітальних геометрій. У підрозділі 1.6 описані різні формати, в яких представлені орбітальні елементи.

Кеплерівські або класичні орбітальні елементи складаються з шести параметрів з кількома параметрами підсилення. Усі ці параметри можна розділити на 3 групи:

1. параметри, які визначають форму і розмір орбіти,

2. параметри, що визначають орієнтацію орбітальної площини в інерційному просторі та
3. параметри, які визначають положення супутника на орбіті.

Як зазначалось раніше, час є невід'ємною величиною в орбітальних параметрах, і з цієї причини параметри задаються в конкретний час або епоху. Визначення елементів орбіти проілюстровано на рисунку 1.10 та на

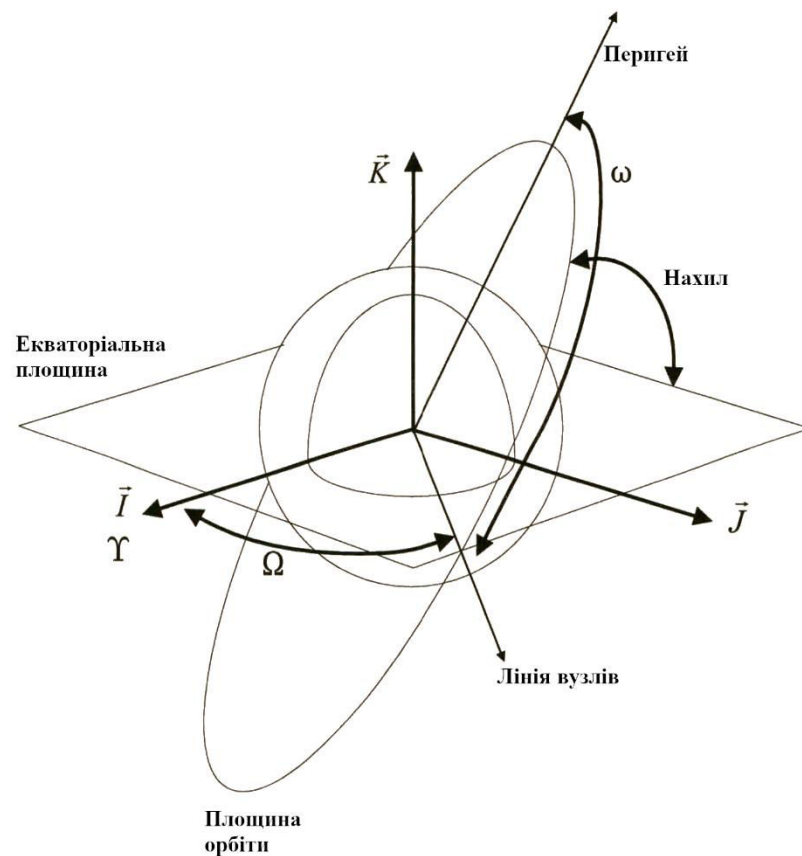


Рисунок 1.11 – Класичні елементи орбіти

рисунку 1.11. Оскільки орбіти, що розглядаються, є низькими навколоремними орбітами (ННО), які є або еліптичними, або круговими, параметри, які визначають форму та розміри орбіти, аналогічні параметрам, визначеним у підпункті 1.1.2.1. Його можна підсумувати як:

- Для визначення розміру орбіти зазвичай використовується велика піввісь, a , але середній рух, n , як визначено в рівнянні С.25, може

бути взаємозамінним із a . Для визначення розміру орбіти можна також використовувати напівпараметр або радіуси апопасису та периапису. Коли вектор швидкості та положення супутника є доступним у певний момент часу, можна визначити значення a з рівняння “*vis-viva*”

- Ексцентриситет, e , визначає форму орбіти. Хоча він зазвичай не використовується таким чином, ексцентриситет насправді є довжиною векторної величини. Його можна визначити з векторів швидкості та положення як

$$\vec{e} = \frac{\left(v^2 - \frac{\mu}{r}\right)\vec{r} - (\vec{r} \cdot \vec{v})\vec{v}}{\mu} \quad (1.26)$$

Цей вектор вказує на перигей. Значення e також можна визначити, використовуючи велику піввісь, a та малу піввісь, c , через рівняння $e = c/a$.

Наступні параметри визначають орієнтацію орбітальної площини в інерційному просторі.

- Нахил, i , означає нахил площини орбіти і вимірюється відносно екваторіальної площини Землі. Значення нахилу можна визначити за допомогою відношення

$$i = \cos^{-1} \frac{\vec{K} \cdot \vec{h}}{|\vec{K}| |\vec{h}|}, \quad (1.27)$$

де \vec{K} – вектором від центру Землі через Північний полюс;

\vec{h} – вектор моменту імпульсу.

Орбіти зі значеннями нахилу між 0° і 90° відомі як прямі або проградуючі орбіти. Коли значення нахилу знаходиться між 90° і 180° , орбіту називають зворотною або ретроградною орбітою.

- Пряме піднесення висхідного вузла, Ω , або довгота висхідного вузла вимірюється проти годинникової стрілки в інерційній площині (якщо дивитися з Північного полюса) від напрямку весняного

рівнодення (вектора \vec{I}) до місця розташування висхідного вузла . Висхідний вузол – це точка в екваторіальній площині, де супутник перетинає екватор з півдня на північ. Низхідний вузол – це точка, в якій супутник перетинає екваторіальну площину з півночі на південь. Для орбіт з нульовим нахилом вузли невизначені. Лінія, що з'єднує два вузли, відома як лінія вузлів. Значення Ω можна визначити наступним чином

$$\Omega = \cos^{-1} \frac{\vec{I} \cdot \vec{n}}{|\vec{I}| |\vec{n}|}, \quad (1.28)$$

де $\vec{n} = \vec{K} \times \vec{h}$ це вектор вузла.

- Аргумент перигею, ω , вимірюється проти годинникової стрілки (якщо дивитися з Північного полюса) в площині орбіти від висхідного вузла до перигея. Цей параметр використовується для визначення положення перигея на орбіті. Його можна визначити як

$$\omega = \cos^{-1} \frac{\vec{n} \cdot \vec{e}}{|\vec{n}| |\vec{e}|} \quad (1.29)$$

Кут невизначений для кругових орбіт

Третя група параметрів визначає положення супутника на орбіті.

- Істинна аномалія v використовується для розташування супутника в орбітальній площині і являє собою кутове зміщення, виміряне від перигея до вектору положення вздовж напрямку руху. Цей параметр можна математично визначити як

$$v = \cos^{-1} \frac{\vec{e} \cdot \vec{r}}{|\vec{e}| |\vec{r}|} \quad (1.30)$$

Справжня аномалія буде змінюватися від 0° до 360° , коли супутник здійснює один оберт. Цей кут не визначений для кругових орбіт, оскільки у них немає перигея. Зазвичай підпрограми комп'ютерного програмного забезпечення враховують цей особливий випадок, вибравши точку на орбіті для заміни перигея як місця для початкового вимірювання.

- Середня аномалія, M і ексцентрична аномалія, E - допоміжні параметри, спочатку визначені Кеплером. Ексцентрична аномалія визначена на рисунку 1.12. Вона застосовується спільно з

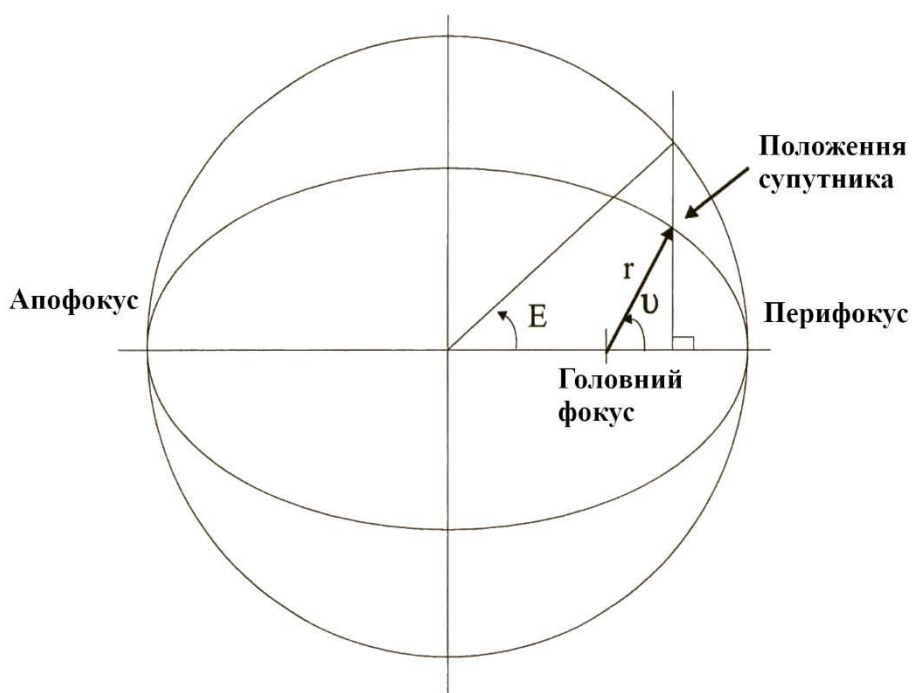


Рисунок 1.12 – Відношення між істинною і ексцентричною аномалією

допоміжним колом для опису справжньої аномалії. Початковий сенс у параметра ексцентричної аномалії полягав у вираженні взаємозв'язку між другим законом Кеплера і істинним положенням (v) супутника на орбіті. Проблема при описі руху супутника на його орбіті полягає в тому, що істинна аномалія змінюється нелінійно з плином часу, а ексцентрична аномалія не використовує центр Землі як орієнтир. Це зумовило необхідність формулювання параметра, який лінійно змінюється з плином часу і який може поєднуватися із середнім рухом для визначення положення супутника з часом. Цей параметр, середня аномалія, M , описує положення супутника так, ніби орбіта останнього колова. Насправді, коли орбіта кругла, середня аномалія, ексцентрична аномалія і справжня аномалія всі

приймають однакове значення. Зв'язок між середньою аномалією та ексцентричною аномалією визначається як:

$$M = E - e \sin E = n\Delta t \quad (1.31)$$

де n – середній рух, визначений у рівнянні С.25;

Δt – час, що минув з епохи елементів Кеплера.

Співвідношення $M = E - e \sin(E)$ відоме як рівняння Кеплера.

Більш ретельна дискусія щодо використання рівняння (1.31) наведена в розділі 3.1.1, де описано поширення орбітальних параметрів за допомогою рівняння руху двох тіл. Зв'язок між істинною аномалією та ексцентричною аномалією визначається як

$$v = \cos^{-1} \left(\frac{\cos(E) - e}{1 - e \cos(E)} \right) \quad (1.32)$$

З вищенаведених параметрів можна витягти набір класичних орбітальних елементів. Цей набір складається з параметрів

$$x_{\text{Кеп}} = [a \ e \ i \ \Omega \ \omega \ v(t)] \quad (1.33)$$

Існують різні альтернативні визначення та комбінації класичних елементів, які використовуються для опису руху супутників на спеціальних орбітах. Ці визначення описані Вальядо [35] і використовуються для опису кругових орбіт, для яких перигей не визначений та орбіт з нульовим нахилом, в яких параметри вузлів не визначені.

Класичні орбітальні елементи широко відомі, зрозумілі та використовуються для визначення положення супутника на орбіті, але вони не завжди зручні для використання. Північноамериканське командування аерокосмічної оборони (NORAD) використовує набір елементів, що називається дворядковим набором елементів (TLE), дворядкові елементи, мабуть, є найбільш широко використовуваним типом орбітальних даних, що використовуються для генерування орбітальних ефемерид для супутників навколо Землі. Дані представлені у текстовому файлі (загальновідомому як TLE-файл), що складається з двох рядків даних. У файлі представлено ряд параметрів, найбільш важливі з яких

$$\begin{aligned} \bar{n} &= \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad e \quad i \quad \Omega \quad \omega \quad M \\ \frac{\dot{n}}{2} \quad \frac{\dot{n}}{6} \quad B^* &= \frac{1}{2} \frac{c_D A}{m} \rho_0 \quad UTC \end{aligned} \quad (1.34)$$

де ρ_0 – щільність атмосфери в перигеї (вважається, що вона становить $2,461 \times 10^{-5} \text{ кг/м}^2/\text{ЗР}$). ЗР означає один радіус Землі.;

c_D – коефіцієнт опору;

A – ефективна площа перерізу супутника;

n – вимірюють в одиницях обертів на добу.

Перші шість значень є незалежними величинами, необхідними для обчислень і являють собою приблизно ті ж змінні, що і класичні елементи. Інші чотири параметри, перелічені в рівнянні (1.34), це середня швидкість руху, середнє прискорення руху, параметр опору (B^*) та епохальний час для елементів, який подається в упакованому форматі, що містить номер дня в році та час UTC. Класичні елементи були використані для представлення точного розташування супутника в певний час, але дворядкові елементи представляють середні значення орбітальних елементів. Решта параметрів – це середні значення Козая для середнього руху та велика піввісь. Визначення середніх значень Козая обговорюється в розділі 3.1.1. Іншим параметром, який відрізняється від класичних елементів, є подання положення супутника на орбіті середньою аномалією замість істинної аномалії. Як вказує назва, цей параметр представляє не істинне положення супутника на орбіті, а «середнє» положення як лінійну функцію часу. Термін B^* використовується для обчислення справжнього балістичного коефіцієнта BC , супутника. Балістичний коефіцієнт застосовується тоді, коли збурення через опір атмосфери враховуються при розрахунку орбітальних ефемерид.

Рівноденні елементи орбіти корисні для подолання труднощів, що виникають із особливими геометріями орбіти, і корисні при вивченні збурень. Вводяться нові параметри для визначення параметрів, які стають

невизначеними через геометрію орбіти. Цей набір елементів описаний у Вальядо [35], і він використовується практично у всіх високоточних системах моніторингу для усунення проблем із спеціальними геометріями орбіт.

Для деяких застосувань, таких як побудова деяких рішень збурень, рівняння руху потрібно подавати у формі, в якій його можна записати у вигляді матриці 6×6 , помноженої на вектор стану 6×1 . Коли класичні елементи записуються у такому форматі, матриця 6×6 містить ненульові елементи від діагоналі. Щоб уникнути ненульових доданків за діагоналлю, матриці 6×6 , вона записується в канонічній формі. Коли класичні елементи записані в канонічній формі, він відомі як змінні Делані. Немає реальної різниці між цією формою і класичною формою в тому, що вона все ще має точки сингулярності для ненахилених або колових орбіт. Для подолання сингулярних точок у змінних Делані, рівноденні елементи також можна записати в канонічній формі. Це представлення елементів відоме як змінні Пуанкаре. Визначення цих змінних можна знайти у Вальядо [35].

1.1.3 Орбітальні збурення

Виведення рівнянь руху двох тіл було зроблено Ньютоном з припущенням, що єдиними присутніми силами були взаємне гравітаційне тяжіння між цими двома розглянутими тілами. З настанням космічної епохи почали проявлятися прогалини в початковому припущенні. Перші супутники були виведені на орбіти з висотою близько 100 км, і рух супутників на цих орбітах вже не можна було точно передбачити, використовуючи загальне рівняння двох тіл. Стало очевидним, що атмосферний опір все ще відіграє важливу роль на низькій навколосемній орбіті і що інші сили змусили спостережуване положення супутника значно відхилитись від прогнозованого. Необхідність точних прогнозів руху супутника на орбіті Землі стала вирішальною, оскільки були залучені величезні гроші, а життя космонавтів залежало від прогнозування, коли супутник буде видно на наземній станції і коли він знову ввійде в атмосферу. Усі ці фактори

започаткували цілком нове поле дослідження космосу, яке триває і сьогодні: вивчення відхиляючих сил, відомих як сили збурення, які призводять до відхилення справжньої орбіти супутника від орбіти, передбачуваної рівнянням двох тіл. руху. До збурливих сил, що діють на супутник, відносяться сили, зумовлені несферичною формою Землі та її несиметричним розподілом маси, атмосферним опором, тиском сонячного випромінювання, припливами океанів Землі та гравітаційними притяганням від Сонця та Місяця.

Повне знання збурювальних сил та формулювання цих сил непросто здобути та й не важливо для всіх, хто займається космічними операціями, але основні принципи потрібні. Знання про те, чому і як на супутник впливають сили збурення, призведе до кращого розуміння руху та роботи супутника. Наближення першого порядку для домінуючих сил використовуються щоденно для спостереження, і ці наближення відіграють важливу роль у проектуванні орбіт для конкретних потреб моніторингу.

Цей підрозділ буде складатися з двох частин. Перша частина буде загальним обговоренням основних збурень на орбітах штучних супутників Землі. Друга частина стосуватиметься математичних основ орбітальних збурень та загальних методів, що використовуються для опису впливу збурювальних сил на рух супутника. Для більш ретельного обговорення збурень та задіяних математичних основ слід звернутися до Вальядо [35], Чоботова [11], Бате та ін. [4] або Ескобал [16]. Верц [36] дискутує про збурювальні сили з точки зору визначення орієнтації та контролю. Робота Баттіна [5] складається з майже вичерпного математичного опису орбітального руху.

1.1.3.1 Математичні основи збурень

Основне рівняння руху двох тіл, говорить про те, що

$$\frac{d^2\vec{r}}{dt^2} = -\frac{\mu\vec{r}}{r^3}, \quad (1.35)$$

де \vec{r} – вектор положення супутника в геоцентричній інерційній системі координат (ЕСІ);

μ – добуток універсальної гравітаційної константи і маси центрального тіла.

Рівняння (1.35) було отримане з припущенням, що єдиною силою, що діє на супутник, є гравітаційна сила ідеально сферичної Землі з симетричним розподілом маси. Через наявність збурюючих сил припущення, яке було зроблено з виведенням рівняння (1.35), не є правильним для точного опису орбіти. Наявність збурюючих сил вимагає, щоб рівняння (1.35) було записано у наступній, більш загальній формі

$$\frac{d^2\vec{r}}{dt^2} = -\frac{\mu\vec{r}}{r^3} + \vec{a}_p, \quad (1.36)$$

де \vec{a}_p – сума всіх збурюючих прискорень, які змушують орбіту відхилитися від справжньої кеплерової орбіти, як описано рівнянням (1.35).

Прийнято розрізняти два класи розв'язків рівняння (1.36) – загальні збурення та спеціальні збурення. Загальні збурення складаються з методів опису впливу збурень на рух двох тіл з точки зору аналітичних розв'язків закритої форми. Отримати рішення закритої форми не завжди можливо, і з цієї причини збурення, як правило, описуються нескінченними розкладами тригонометричних рядів, які інтегруються член за членом. Спеціальні збурення складаються з усіх числових методів, що використовуються для опису руху супутника шляхом прямої чисельної інтеграції рівняння (1.36).

Загальні збурення. Коли в описі руху супутника не враховуються жодні збурення, класичні елементи залишаються постійними, а стан супутника в будь-який час можна обчислити з одного набору класичних елементів. Коли враховуються збурення, класичні елементи вже не є константами. Варіація параметрів, VOP – метод, що використовується для опису впливу збурюючих сил як варіацій класичних елементів. Це робиться таким чином, щоб

положення і швидкість у будь-який момент можна було обчислити з одного набору елементів, як ніби не було залучено жодних збурюючих сил.

Луї Лагранж (1736-1813) використовував метод VOP для розробки своїх розв'язків проблеми збуреного руху. Оскільки збурення викликані гравітаційними полями Сонця та інших планет, його рішення справедливі лише для консервативних збурених сил. Всі консервативні сили можна охарактеризувати як градієнт до потенційної функції, і це привело Лагранжа до конкретної постановки рішення. Метод VOP Лагранжа іноді називають підходом до збудливих функцій, і він є рішенням рішення до

$$\frac{d^2\vec{r}}{dt^2} = -\mu \frac{\vec{r}}{r^3} + \frac{\delta R}{\delta \vec{r}}, \quad (1.37)$$

де R називають збурювальною функцією, яка є функцією положення супутника.

R являє силу, що викликає відхилення від руху Кеплером. Лагранж знайшов рішення для рівняння (1.37) з точки зору класичних елементів та збурювальної функції, що описується

$$\begin{aligned} \frac{da}{dt} &= \frac{2}{na} \frac{\delta R}{\delta M}, \\ \frac{de}{dt} &= \frac{x^2}{na^2e} \frac{\delta R}{\delta M} - \frac{x}{na^2e} \frac{\delta R}{\delta \omega}, \\ \frac{dM}{dt} &= n - \frac{x^2}{na^2e} \frac{\delta R}{\delta e} - \frac{2}{na} \frac{\delta R}{\delta a}, \\ \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{1}{na^2x \sin i} \frac{\delta R}{\delta i}, \\ \frac{d\omega}{dt} &= \frac{x^2}{na^2e} \frac{\delta R}{\delta e} - \frac{\cos i}{na^2 \sin i} \frac{\delta R}{\delta i}, \\ \frac{di}{dt} &= \frac{\cos i}{na^2x \sin i} \frac{\delta R}{\delta \omega} - \frac{1}{na^2 \sin i} \frac{\delta R}{\delta \Omega}, \end{aligned} \quad (1.38)$$

де $x = \sqrt{1 - e^2}$.

Ці рівняння відомі як планетарні рівняння Лагранжа. Щоб використовувати ці рівняння для опису варіацій класичних елементів,

потрібну силу необхідно описати в термінах збурювальної функції, R , і помістити в рівняння (1.38). Виведення рівняння (1.38) не підпадає під мету цієї роботи, але в повному обсязі представлено Баттіном [5] та Вальядо [35].

Фрідріх Гаусс (1777-1855) також досліджував вплив збурень на орбіти планет. Він використовував абсолютно таке ж формулювання, що представлено в рівнянні (1.36) для визначення проблеми. Цей підхід особливо корисний для деяких застосувань, оскільки швидкість зміни елементів виражається через збурювальні сили. З цієї причини підхід Гаусса часто називають підходом компонентів сили. Ще одна перевага його підходу полягає в тому, що він може бути використаний для опису як консервативних, так і неконсервативних сил збурень. Гаусс розділив силу, яка викликає збурюючі прискорення, на три компоненти. Три складові сили - F_r , F_s і F_w . F_r визначає компоненту сили вздовж вектора положення, \vec{r} , F_s - компонента вздовж вектора під кутом 90° від напрямку збільшення швидкості, а F_w - компонента, нормальна до площини орбіти. Його рішення проблеми з точки зору шести класичних елементів визначено як

$$\begin{aligned} \frac{da}{dt} &= \frac{2e \sin v}{nx} F_r + \frac{2ax}{nr} F_s, \\ \frac{de}{dt} &= \frac{x \sin v}{na} F_r + \frac{x}{na^2 e} \left(\frac{a^2 x^2}{r} - r \right) F_s, \\ \frac{di}{dt} &= \frac{r \cos u}{na^2 x} F_w, \\ \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{r \sin u}{na^2 x \sin i} F_w, \\ \frac{d\omega}{dt} &= -\frac{x \cos v}{nae} F_r + \frac{p}{eh} \left[\sin v \left(1 + \frac{1}{1 + e \cos v} \right) \right] F_s - \frac{r \cos i \sin u}{na^2 x \sin i}, \\ \frac{dM}{dt} &= n - \frac{1}{na} \left(\frac{2r}{a} - \frac{x^2}{e} \cos v \right) F_r - \frac{x^2}{nae} \left(1 + \frac{r}{ax^2} \right) \sin v F_s, \end{aligned} \quad (1.39)$$

де v - істинна аномалія;

r - довжина \vec{r} ;

$x = \sqrt{1 - e^2}$;

$u = v + \omega$ – аргумент широти;

$$p = a(1 - e^2), h = \sqrt{\mu r}.$$

Рівняння (1.39) можна використовувати для визначення впливу збурень елементів орбіти шляхом вираження збурювальної сили у трьох її компонентах, F_r , F_s і F_w , і підставляючи її в рівняння. Визначення цих рівнянь подані у роботах Баттіна [5] та Вальядо [35].

Методи VOP, розроблені Гауссом та Лагранжем, можуть бути використані для опису впливу збурень на елементи орбіти. Рішення проблеми Лагранжа вимагає вираження збурювальної сили через збурювальну функцію, яка є градієнтом потенційної функції, що описує силу. Формулювання Гаусса вимагає вираження сили через три його ортогональні компоненти. Обидва ці рішення вимагають, щоб збурення описувалося аналітичним виразом. Точні аналітичні вирази для опису збурювальних сил дуже складні. Вплив несферичного земного та атмосферного опору можна описати відповідно розкладом в ряд і приблизними значеннями, але аналітичні вирази високої точності для тиску сонячного випромінювання та впливу сторонніх тіл не дуже поширені. Аналітичні теорії, що описують усі відповідні збурення з високим ступенем точності, існують, але оскільки вони непрості у використанні, часто простіше повернутися до чисельних методів, коли потрібна висока точність передбачення. Точність аналітичних прийомів також знижується, оскільки до розв'язків може бути включена лише обмежена кількість доданків з нескінченного ряду розкладу сил. Спробуємо надати деякі більш поширені описи збурювальних сил для використання у рішеннях VOP Лагранжа та Гаусса.

Гравітаційна сила Землі – це консервативна сила, яку можна дуже точно описати потенційною функцією. Планетарні рівняння Лагранжа були розроблені для опису консервативної сили збурення з точки зору її потенційної функції. Використовувана ним R-функція показує відхилення потенційної функції від функції для сферичної Землі

$$R = U - U_{2\text{-тіло}} \quad (1.40)$$

де U – потенціальна функція для несферичної Землі,

$U_{2\text{-тіло}} = \mu/r$ потенційна функція для сферичної Землі.

Потенційна функція U – це розклад в ряд виду

$$U = \frac{\mu}{r} \left[1 - \sum_{n=2}^{\infty} \left(\frac{a_e}{r}\right)^n J_n P_n(\cos \phi) + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=1}^n J_{nm} \left(\frac{a_e}{r}\right)^n P_{nm}(\cos \phi) \cos m(\lambda - \lambda_{nm}) \right], \quad (1.41)$$

де $J_{nm} = \sqrt{C_{nm}^2 + S_{nm}^2}$ – гармонічні коефіцієнти;

C_{nm} і S_{nm} – коефіцієнти що визначаються зі спостережень;

$J_n = J_{n0}$ – коефіцієнт n -ї зональної гравітаційної гармоніки;

$P_n(\cos \phi)$ – функції Лежандра;

ϕ – геоцентрична співширота;

λ – геодезична довгота;

$\lambda_{nm} = \tan^{-1} \left(\frac{S_{nm}^2 / C_{nm}^2}{m} \right)$ – рівноважна довгота для J_{nm} ;

a_e – середній екваторіальний радіус Землі.

Рівняння (1.41) описує масовий розподіл Землі за зональними, секційними та тесеральними гармоніками. Зональні гармоніки представлені першим рядком рівняння (1.41) і описують масовий розподіл Землі як симетричний щодо полярної осі. Ці гармоніки представляють головне відхилення від сферичної Землі і досить часто розглядаються як адекватний опис гравітаційного поля Землі. Він позначається значеннями $J_2 = 0,0010826269$, $J_3 = -0,0000025323$, $J_4 = -0,0000016204$ і т. д. Видно, що J_2 приблизно в 400 разів більший за J_3 , тому часто є єдиною гармонікою гравітації, яка береться до уваги при обчисленні ефекту сплюснутості Землі. Оскільки внески секторних і тесеральних гармонік є незначними порівняно з зональними гармоніками, вони, як правило, не використовуються у простих обчисленнях. Секторні та тесеральні гармоніки описуються другим рядком у

рівнянні (1.41). Секторіальні гармоніки описують масовий розподіл через чергування "помаранчево-нарізаних" секторів позитивних та негативних масових внесків, які співпадають із меридіанами довготи Землі. Тесеральні гармоніки ділять Землю на шахову дошку, у яких кожен квадрат має різні масові властивості. Процедура, яку зазвичай дотримуються при отриманні аналітичних теорій, це поділ виразів на стійкі, короткі періодичні та тривалі періодичні варіації. Це робиться шляхом отримання окремих виразів для різних ефектів, які потім об'єднуються у повну теорію. За методом Козая, який представлений Ескобалом [16], обчислюються стійкі зміни елементів через сплюснутість Землі. З рівнянь (1.40) і (1.41) функція збурень визначається до порядку J_2 як

$$R = -\frac{3\mu}{2r} J_2 \left(\frac{a_e}{r}\right)^2 \left(\sin^2(i) \sin^2(\omega + \nu) - \frac{1}{3}\right) \quad (1.42)$$

Коли потрібні стійкі ефекти, усі періодичні ефекти ігноруються. Вплив цього кроку на функцію збудження полягає в тому, що всі доданки, що є коефіцієнтами ν і ω , розглядаються як періодичні і можуть ігноруватися, а радіальна відстань, r , супутника змінюватись в залежності від кожного обороту і потребувати усереднення. Середнє значення радіальної відстані визначається шляхом інтеграції виразу для цих значень протягом одного обороту середньої аномалії. Результатом всього цього процесу є визначення усередненої функції збурень наступного виду

$$R_{\text{сер}} = -\frac{3}{2} n^2 a_e^2 J_2 \left(\frac{1}{(1-e^2)^{3/2}}\right) \left(\frac{\sin^2 i}{2} - \frac{1}{3}\right) \quad (1.43)$$

Коли цей вираз підставляють в рівняння (1.38), знаходять наступні вирази

$$\bar{n} = \frac{dM}{dt} = \sqrt{\frac{\mu}{a_0^3}} \left[1 + \frac{3J_2 a_e^2}{2 p^2} \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 i\right) (1 - e^2)^{\frac{1}{2}} \right] \quad (1.44)$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = -\frac{3J_2 a_e^2}{2 p^2} \bar{n} \cos i \quad (1.45)$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{3J_2 a_e^2}{2p^2} \bar{n} \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i \right) \quad (1.46)$$

Ці рівняння представляють стійкі зміни, зумовлені гравітаційними гармоніками першого порядку.

Коли стійкі збурення потрібно знати з вищим порядком точності, функція збурень, рівняння (1.42), повинна бути отримана з рівняння (1.41) з більшою кількістю J-доданків, включених у вираз для R. В такому випадку це призведе до виникнення гармонік вищого порядку у виразі для $R_{\text{сер}}$, а отже, і у виразах для стійких варіацій елементів.

Коли потрібні періодичні доданки у виразах для збурень, доданки, що є коефіцієнтами ω і ν в рівнянні (1.42), не слід ігнорувати. Знову посилаючись на рівняння D.1, доданки ω являють собою довгу періодику, доданки в ν являють собою коротку періодику, а комбіновані доданки ω і ν представляють змішану періодику.

Точний аналітичний опис впливу опору атмосфери на орбіту супутника є практично неможливим завданням. Представлений опис спробує дати деяке розуміння процесу отримання аналітичних виразів для ефектів опору, але оскільки це приблизний процес, високо-точні результати можна отримати лише за допомогою чисельних методів. Буде розглянуто стійкий вплив опору на класичні елементи. Прискорення, яке відчуває супутник в умовах атмосферного опору, можна представити рівнянням

$$\vec{a}_{\text{опір}} = -\frac{1}{2} \frac{C_D A}{m} \rho v_{\text{відн}}^2 \frac{\vec{v}_{\text{відн}}}{v_{\text{відн}}}, \quad (1.47)$$

де C_D – безрозмірний коефіцієнт опору, що залежить від форми супутника. Часто приймається рівним 2;

A – ефективна площа супутника, перпендикулярна вектору швидкості;

m – маса супутника;

ρ – густина атмосфери;

$\vec{v}_{\text{відн}}$ – вектор швидкості супутника відносно рухомої атмосфери;

$v_{\text{відн}}$ – величина вектору швидкості.

Для аналітичного процесу атмосферну густину можна оцінити як експоненціальне зменшення густини зі збільшенням висоти. Густину можна обчислити з

$$\rho = \rho_0 \exp\left(-\frac{h - h_0}{H}\right), \quad (1.48)$$

Де ρ_0 – щільність атмосфери на висоті перигея h_0 ;

h – висота супутника;

H – зведена висота густини атмосфери в перигеї.

1.2 Постановка завдання

Проаналізувавши предметну область, а також широкий спектр аналітичних та чисельних методів прогнозування положення штучних супутників Землі, вибір пав на метод прогнозування SGP4. Цей метод був обраний для реалізації завдяки наявності комп'ютерного коду алгоритму та наявності орбітальних елементів, які використовуються з цією теорією для всіх супутників на Земній орбіті. Завдання в такому випадку полягало в наступному:

- Реалізувати модель прогнозування SGP4;
- Реалізувати необхідний програмний інтерфейс для легкого вводу/виводу даних;
- Використовувати сучасне середовище та мову програмування.
- Протестувати систему на предмет відхилення прогнозів від норми заданої реалізаціями на інших мовах програмування.

2 ПРОЕКТУВАННЯ ПРОГРАМНОЇ СИСТЕМИ

2.1 Математичний опис моделі прогнозування SGP4

Дворядкові набори елементів (TLE) можна використовувати для прогнозування за допомогою SGP4. Набір елементів складається з наступного:

- t_0 – час епохи;
- n_0 – середній рух, обертів/день;
- e_0 – ексцентриситет
- i_0 – нахил, градуси;
- ω_0 – аргумент перигею, градуси;
- Ω_0 – пряме сходження висхідного вузла, градуси;
- M_0 – середній рух, градуси;
- B^* – коефіцієнт опору атмосфери, 1/земний радіус;

де всі орбітальні елементи, крім середнього руху, це середні двічі-диференційовані величини, визначені Brouwer, і де в індексі 0 вказано значення величини в епоху. Середній рух на дворядковому наборі елементів відповідає конвенції Козая.

2.1.1 Ініціалізація

Багато доданків, що використовуються в моделі прогнозування SGP4, не залежать від часу. Таким чином, алгоритм починається з обчислення численних констант. Першим етапом ініціалізації є відновлення середнього руху Броувера з середнього руху Козая рівняннями

$$\begin{aligned}
a_1 &= \left(\frac{k_e}{n_0}\right)^{\frac{2}{3}}, & \delta_1 &= \frac{3 k_2 (3 \cos^2 i_0 - 1)}{2 a_1^2 (1 - e_0^2)^{\frac{3}{2}}}, \\
a_2 &= a_1 \left(1 - \frac{1}{3} \delta_1 - \delta_1^2 - \frac{134}{81} \delta_1^3\right), & \delta_0 &= \frac{3 k_2 (3 \cos^2 i_0 - 1)}{2 a_2^2 (1 - e_0^2)^{\frac{3}{2}}}, \\
n_0'' &= \frac{n_0}{1 + \delta_0}, & a_0'' &= \left(\frac{k_e}{n_0''}\right)^{\frac{2}{3}},
\end{aligned} \tag{2.1}$$

де $k_2 = \frac{1}{2} J_2 a_E^2$, (радіусів Землі)²;

$J_2 = 1,082616 \times 10^{-3}$;

$k_e = \sqrt{GM} = 0,0743669161$, (радіусів Землі)^{1,5}/хв;

G – універсальна гравітаційна стала;

M – маса Землі;

a_E – екваторіальний радіус Землі.

Модель SGP4 визначена у стандартах Fundamental Katalog 4 (FK4) та World Geodetic Survey 72 (WGS72), що посилаються на юліанську епоху 2000 (J2000.0). З цього моменту середній рух n_0'' і велика піввісь a_0'' дотримуються конвенції Броувера. Крім того, всі величини, що знаходяться в правій частині рівнянь, розуміються як двічі диференційовані середні елементи.

Ініціалізація для стійких ефектів атмосферного опору. Моделювання

$$\rho = \rho_0 (q_0 - s)^4 / (r - s)^4 \tag{2.2}$$

опору атмосфери засновується на степеневій функції густини

де r – радіальна відстань супутника від центру Землі;

q_0 – константа рівна 120 км плюс один земний радіус.

Параметр s визначається на основі висоти перигея в епосі над сферичною Землею. Якщо висота перигея більша або дорівнює 156 км, значення s приймається рівним 78 км плюс один радіус Землі. Для висот, більших або рівних 98 км, але менше 156 км, s визначається висотою перигея мінус 78 км плюс один радіус Землі. Для висот нижче 98 км, s дорівнює 20 км плюс один радіус Землі. У наступних рівняннях параметри q_0 і s повинні

$$\begin{aligned}
\theta &= \cos i_0, \quad \xi = \frac{1}{a_0 - s}, \\
\beta_0 &= (1 - e_0^2)^{\frac{1}{2}}, \quad \eta = a_0 e_0 \xi, \\
C_2 &= (q_0 - s)^4 \xi^4 n_0 (1 - \eta^2)^{-\frac{7}{2}} \left[a_0 \left(1 + \frac{3}{2} \eta^2 + 4e_0 \eta + e_0 \eta^3 \right) \right. \\
&\quad \left. + \frac{3}{2} \frac{k_2 \xi}{(1 - \eta^2)} \left(-\frac{1}{2} + \frac{3}{2} \theta^2 \right) (9 + 24\eta^2 + 3\eta^4) \right], \\
C_1 &= B^* C_2, \quad C_3 = \frac{(q_0 - s)^4 \xi^5 A_{3,0} n_0 a_E \sin i_0}{k_2 e_0}, \\
C_4 &= 2n_0 (q_0 - s)^4 \xi^4 a_0 \beta_0^2 (1 - \eta^2)^{-\frac{7}{2}} \left\{ \left[2\eta(1 + e_0 \eta) + \frac{1}{2} e_0 + \frac{1}{2} \eta^3 \right] \right. \\
&\quad \left. - \frac{2k_2 \xi}{a_0 (1 - \eta^2)} \left[3(1 - 3\theta^2) \left(1 + \frac{3}{2} \eta^2 - 2e_0 \eta - \frac{1}{2} e_0 \eta^3 \right) \right. \right. \\
&\quad \left. \left. + \frac{3}{4} (1 - \theta^2) (2\eta^2 - e_0 \eta - e_0 \eta^3) \cos 2\omega_0 \right] \right\}, \\
D_2 &= 4a_0 \xi C_1^2, \quad D_3 = \frac{4}{3} a_0 \xi^2 (17a_0 + s) C_1^3, \\
D_4 &= \frac{2}{3} a_0^2 \xi^3 (221a_0 + 31s) C_1^4
\end{aligned} \tag{2.3}$$

бути в одиницях радіусів Землі:

$$\text{де } A_{3,0} = -J_3 a_E^3;$$

$$J_3 = -0,253881 \times 10^{-5}.$$

Ініціалізація для стійких ефектів зональних гармонік Землі. Стійкі

$$\begin{aligned} \dot{M} &= \left[\frac{3k_2(-1 + 3\theta^2)}{2a_0^2\beta_0^4} + \frac{3k_2^2(13 - 78\theta^2 + 137\theta^4)}{16a_0^4\beta_0^7} \right] n_0, \\ \dot{\omega} &= \left[-\frac{3k_2(1 - 5\theta^2)}{2a_0^2\beta_0^4} + \frac{3k_2^2(7 - 114\theta^2 + 395\theta^4)}{16a_0^4\beta_0^8} \right. \\ &\quad \left. + \frac{5k_4(3 - 36\theta^2 + 49\theta^4)}{4a_0^4\beta_0^8} \right] n_0, \\ \dot{\Omega} &= \left[-\frac{3k_2\theta}{a_0^2\beta_0^4} + \frac{3k_2^2(4\theta - 19\theta^3)}{2a_0^4\beta_0^8} + \frac{5k_4\theta(3 - 7\theta^2)}{2a_0^4\beta_0^8} \right] n_0, \end{aligned} \quad (2.5)$$

ефекти гравітації враховуються через рівняння

$$\text{де } k_4 = -\frac{3}{8}J_4a_E^4;$$

$$J_4 = -1,65597 \times 10^{-6}.$$

Ініціалізація стійких та довго-періодичних коефіцієнтів місячної та сонячної сили тяжіння. Для супутників із періодами, більшими або рівними 225 хв, додаткові умови враховуються для моделювання впливу місячного та сонячного тяжіння. Такі супутники називають супутниками глибокого космосу. Першим кроком у процесі ініціалізації є обчислення положення

$$\begin{aligned} \Omega_{m_\varepsilon} &= \left[\Omega_{m_\varepsilon 0} + \dot{\Omega}_{m_\varepsilon} \Delta t + \ddot{\Omega}_{m_\varepsilon} \Delta t^2 + \dddot{\Omega}_{m_\varepsilon} \Delta t^3 \right]_{\text{mod} 2\pi} \\ \cos I_m &= \cos \varepsilon \cos I_{m_\varepsilon} - \sin \varepsilon \sin I_{m_\varepsilon} \cos \Omega_{m_\varepsilon} \end{aligned} \quad (2.6)$$

Місяця та Сонця в епоху набору елементів, використовуючи наступні рівняння:

Місячна довгота перигея, по відношенню до екліптики, становить

$$\gamma = u_{0_\varepsilon} + \dot{u}_\varepsilon \Delta t + \ddot{u}_\varepsilon \Delta t^2 + \dddot{u}_\varepsilon \Delta t^3 \quad (2.7)$$

де u_{0_ε} – епоха довготи перигея (по відношенню до екліптики).

Місячне пряме сходження висхідного вузла, по відношенню до

$$\sin \Omega_m = \frac{\sin I_{m_\varepsilon} \sin \Omega_{m_\varepsilon}}{\sin I_m}, \quad \cos \Omega_m = \sqrt{1 - \sin^2 \Omega_m}. \quad (2.8)$$

екватора, це

$$\begin{aligned} \sin \Delta &= \frac{\sin \varepsilon \sin \Omega_{m_\varepsilon}}{\sin I_m}, \\ \cos \Delta &= \cos \Omega_m \cos \Omega_{m_\varepsilon} + \sin \Omega_m \sin \Omega_{m_\varepsilon} \cos \varepsilon, \\ \Delta &= \tan^{-1} \left(\frac{\sin \Delta}{\cos \Delta} \right), \quad \omega_m = \gamma - \Omega_{m_\varepsilon} + \Delta = G_{0_m}, \\ M_s &= M_0 + \dot{M} \Delta t + \ddot{M} \Delta t^2 + \ddot{M} \Delta t^3, \end{aligned} \quad (2.9)$$

Тоді,

де Δt – час, починаючи з епохи місячних/сонячних ефемерів, і де елементи Місяця та Сонця отримані з рівнянь, поданих у Посиланні. 24 (стор. 107 і 98 відповідно для Місяця та Сонця відповідно). Константи для обчислення місячних і сонячних позицій визначаються наступним чином.

Нахил Місяця по відношенню до екліптики в градусах $I_{m_\varepsilon} = 5,145396374$.

Нахил екліптики в градусах $\varepsilon = 23,4441$.

Місячний ексцентриситет $e_m = 0,05490$.

Сонячний ексцентриситет $e_s = 0,01675$.

Місячний середній рух, в градусах на хвилину
 $n_m = 1,583521770 \times 10^{-4}$.

Сонячний середній рух, в радіанах на хвилину $n_s = 1,19459 \times 10^{-5}$.

Сонячний нахил, в градусах $I_s = \varepsilon = 23,4441$.

Константи, в градусах: $\Omega_s = 0$, $\omega_s = 281,2208 = G_{0_s}$.

Місячний коефіцієнт збурення, в радіанах на хвилину:
 $C_m = 4,796806521 \times 10^{-7}$.

Сонячний коефіцієнт збурення, в радіанах на хвилину:
 $C_s = 2.98647972 \times 10^{-6}$.

Місячні і сонячні елементи станом епохи на 0,5 Січня 1900 (Юліанська дата 2415020.0).

Для кожного тіла X – Сонця, або Місяця, обчислюються терміни, які залежать виключно від орбітальних елементів епохи супутника Ω_0 , ω_0 і I_0 та елементів орбіти Місяця та Сонця. У розрахунках цих термінів застосовуються такі умови:

1. Величини, що знаходяться в правій частині рівняння з індексом 0, позначають середні елементи орбіти супутника.
2. Величини, що знаходяться в правій частині рівняння з індексом X , відносяться до орбіти тіла X .
3. Величини в лівій частині рівняння стосуються орбіти супутника, на яку впливає виключно тіло X .
4. Тут n_x = середній рух збурючого тіла X .
5. Усі орбітальні елементи Місяця та Сонця, крім середньої аномалії, в епоху супутника трактуються як постійні.

Обчисліть константи:

$$a_1 = \cos \omega_x \cos(\Omega_0 - \Omega_x) + \sin \omega_x \cos I_x \sin(\Omega_0 - \Omega_x)$$

$$a_3 = -\sin \omega_x \cos(\Omega_0 - \Omega_x) + \cos \omega_x \cos I_x \sin(\Omega_0 - \Omega_x)$$

$$a_7 = -\cos \omega_x \sin(\Omega_0 - \Omega_x) + \sin \omega_x \cos I_x \cos(\Omega_0 - \Omega_x)$$

$$a_8 = \sin \omega_x \sin I_x$$

$$\begin{aligned}
a_9 &= \sin \omega_x \sin(\Omega_0 - \Omega_x) + \cos \omega_x \cos I_x \cos(\Omega_0 - \Omega_x) \\
a_{10} &= \cos \omega_x \sin I_x, \quad a_2 = a_7 \cos I_0'' + a_8 \sin I_0'' \\
a_4 &= a_9 \cos I_0'' + a_{10} \sin I_0'', \quad a_5 = -a_7 \sin I_0'' + a_8 \cos I_0'' \\
a_6 &= -a_9 \sin I_0'' + a_{10} \cos I_0'' \\
X_1 &= a_1 \cos \omega_0 + a_2 \sin \omega_0, \quad X_2 = a_3 \cos \omega_0 + a_4 \sin \omega_0 \\
X_3 &= -a_1 \sin \omega_0 + a_2 \cos \omega_0, \quad X_4 = -a_3 \sin \omega_0 + a_4 \cos \omega_0 \\
X_5 &= a_5 \sin \omega_0, \quad X_6 = a_6 \sin \omega_0 \\
X_7 &= a_5 \cos \omega_0, \quad X_8 = a_6 \cos \omega_0 \\
Z_{31} &= 12X_1^2 - 3X_3^2, \quad Z_{32} = 24X_1X_2 - 6X_3X_4 \\
Z_{33} &= 12X_2^2 - 3X_4^2, \quad Z_1 = 6(a_1^2 + a_2^2) + (1 + e_0^2)Z_{31} \\
Z_2 &= 12(a_1a_3 + a_2a_4) + (1 + e_0^2)Z_{32} \\
Z_3 &= 6(a_3^2 + a_4^2) + (1 + e_0^2)Z_{33} \\
Z_{11} &= -6a_1a_5 + e_0^2(-24X_1X_7 - 6X_3X_5) \\
Z_{13} &= -6a_3a_6 + e_0^2(-24X_2X_8 - 6X_4X_6) \\
Z_{21} &= 6a_2a_5 + e_0^2(24X_1X_5 - 6X_3X_7) \\
Z_{23} &= 6a_4a_6 + e_0^2(24X_2X_6 - 6X_4X_8) \\
Z_{22} &= 6a_4a_5 + 6a_2a_6 + e_0^2(24X_2X_5 + 24X_1X_6 - 6X_4X_7 - 6X_3X_8) \\
Z_{12} &= -6a_1a_6 - 6a_3a_5 - e_0^2(24X_2X_7 + 24X_1X_8 + 6X_3X_6 + 6X_4X_5)
\end{aligned}$$

Стійкі норми обчислюються окремо як для Сонця, так і для Місяця, а потім об'єднуються в єдиний стійкий показник впливу сторонніх тіл. Стійкі норми через збурення сторонніми тілами це

$$\begin{aligned}
\dot{a}_x &= 0, \quad e_x = -15C_x n_x \frac{e_0 \eta_0}{n_0} (X_1 X_3 + X_2 X_4) \\
\dot{i}_x &= -\frac{C_x n_x}{2n_0 \eta_0} (Z_{11} + Z_{13}) \\
\dot{M}_x &= -\frac{C_x n_x}{n_0} (Z_1 + Z_3 - 14 - 6e_0^2) \\
\dot{\Omega}_x &= \begin{cases} \frac{C_x n_x}{2n_0 \eta_0 \sin I_0''} (Z_{21} + Z_{23}) & \text{якщо } I_0'' \geq 3 \text{ градуси} \\ 0 & \text{якщо } I_0'' < 3 \text{ градуси} \end{cases}
\end{aligned}$$

$$\dot{\omega}_x = \begin{cases} \frac{C_x n_x \eta_0}{n_0} (Z_{31} + Z_{33} - 6) - \dot{\Omega}_x \cos I_0'' & \text{якщо } I_0'' \geq 3 \text{ градуси} \\ \frac{C_x n_x \eta_0}{n_0} (Z_{31} + Z_{33} - 6) & \text{якщо } I_0'' < 3 \text{ градуси} \end{cases}$$

Ініціалізація резонансних ефектів сили тяжіння Землі. Для орбіт із періодами, які призводять до повторення положення супутника щодо фігури Землі, вплив незональних гармонік може бути значним. Цей резонансний стан розглядається в моделі SGP4 для орбіт з 0,5-денним (напівсинхронним та сильно ексцентричним) та 1-денним (геосинхронним) періодами. Наведено рівняння для ініціалізації резонансних ефектів сили тяжіння Землі.

2.1.2 Оновлення

Прогнозування руху супутника здійснюється за допомогою констант, обчислених при ініціалізації.

Стійке оновлення для зональної сили тяжіння Землі та часткових ефектів атмосферного опору. Кути M, ω і Ω спочатку оновлюються включенням впливу зональних гармонік Землі та атмосферних ефектів,

$$M_{DF} = M_0 + n_0(t - t_0) + \dot{M}(t - t_0), \quad \omega_{DF} = \omega_0 + \dot{\omega}(t - t_0)$$

$$\Omega_{DF} = \Omega_0 + \dot{\Omega}(t - t_0), \quad \delta\omega = B^* C_3 (\cos \omega_0)(t - t_0)$$

$$\delta M = -\frac{2}{3} (q_0 - s)^4 B^* \xi^4 \left(\frac{a_E}{e_0 \eta} \right) [(1 + \eta \cos M_{DF})^3 - (1 + \eta \cos M_0)^3]$$

$$M = M_{DF} + \delta\omega + \delta M, \quad \omega = \omega_{DF} - \delta\omega - \delta M$$

$$\Omega = \Omega_{DF} - \left(\frac{21}{2} \right) \left(\frac{n_0 k_2 \theta}{a_0^2 \beta_0^2} \right) C_1 (t - t_0)^2$$

де $(t - t_0)$ – час від епохи в хвилинах. Зауважте, що коли висота перигея в епоху становить менше 220 км або для супутників глибокого космосу, терміни $\delta\omega$ і δM опускаються

Стійке оновлення для ефектів місячної та сонячної гравітації. Для супутників із періодами, більшими або рівними 225 хв, стійкі ефекти місячного та сонячного тяжіння включаються, як детально описано в...

Стійке оновлення для резонансних ефектів земного тяжіння. Резонансні ефекти застосовуються для середньої аномалії, середнього руху та великої півосі за допомогою цифрової схеми інтеграції, детально описаної в Додатку А.Д.

Стійке оновлення для залишкових ефектів атмосферного тяжіння,

$$e = e_0 - B^* C_4(t - t_0) - B^* C_5(\sin M - \sin M_0)$$

$$a = \left(\frac{k_e}{n}\right)^{\frac{2}{3}} [1 - C_1(t - t_0) - D_2(t - t_0)^2 - D_3(t - t_0)^3 - D_4(t - t_0)^4]^2$$

$$IL = M + \omega + \Omega$$

$$+ n_0 \left[\frac{3}{2} C_1(t - t_0)^2 + (D_2 + 2C_1^2)(t - t_0)^3 \right. \\ \left. + \frac{1}{4} (3D_3 + 12C_1D_2 + 10C_1^3)(t - t_0)^4 \right. \\ \left. + \frac{1}{5} (3D_4 + 12C_1D_3 + 6D_2^2 + 30C_1^2D_2 + 15C_1^4)(t - t_0)^5 \right]$$

$$\beta = \sqrt{1 - e^2}, \quad n = k_e/a^{\frac{3}{2}}$$

де $(t - t_0)$ – час з епохи в хвилинах. Зауважимо, що коли висота перигея епохи менше 220 км або для супутників глибокого космосу, рівняння для a і IL усікаються після лінійного та квадратичного доданків, відповідно, і доданок, що включає C_5 , опускається.

Оновлення довготривалих періодичних ефектів місячного та сонячного тяжіння. Довготривалі ефекти, обумовлені збуреннями сторонніх тіл, залежать від положення Сонця або Місяця на його орбіті. Середня аномалія збурюючого тіла на час передбачення це

$$M_X = M_{O_X} + n_X \Delta t$$

де t – час з епохи місячних/сонячних ефемерид. Решта рівнянь для обчислення тривалих періодичних впливів місячного та сонячного тяжіння наведені в Додатку А.Є.

Внески Сонця і Місяця поєднуються для кожного обчисленого раніше доданка і застосовуються наступним чином:

$$e = e + \delta e_{LS}, \quad i = \delta i_{LS}$$

Для $i > 0,2$ рад,

$$\begin{aligned} \Omega &= \Omega + \delta \Omega_{LS} / \sin i \\ \omega &= \omega + (\delta \omega_{LS} + \cos i \delta \Omega_{LS}) - \delta \Omega_{LS} \cos i / \sin i \\ M &= M + \delta M_{LS} \end{aligned}$$

Для $i \leq 0,2$ рад,

$$\begin{aligned} a &= \sin i \sin \Omega + \sin i \cos \Omega \delta \Omega_{LS} + \cos i \sin \Omega \delta i_{LS} \\ \beta &= \sin i \cos \Omega + \sin i \sin \Omega \delta \Omega_{LS} + \cos i \cos \Omega \delta i_{LS} \\ \Omega &= \tan^{-1} \left(\frac{a}{\beta} \right), \quad M = M + \delta M_{LS} \\ \omega &= \omega + (\delta \omega_{LS} + \cos i \delta \Omega_{LS}) - \Omega \sin i \delta i_{LS} \end{aligned}$$

Оновлення довготривалих періодичних ефектів земного тяжіння.

Додаються довготривалі періодичні доданки,

$$\begin{aligned} a_{xN} &= e \cos \omega, \quad IL_L = \frac{A_{3,0} \sin i}{8k_2 a \beta^2} (e \cos \omega) \left(\frac{3 + 5 \cos i}{1 + \cos i} \right) \\ a_{yNL} &= \frac{A_{3,0} \sin i}{8k_2 a \beta^2}, \quad IL_T = IL + IL_L \\ a_{yN} &= e \sin \omega + a_{yNL} \end{aligned}$$

Оновлення короткотривалих періодичних ефектів земної гравітації.

Розв'яжіть рівняння Кеплера для $(E + \omega)$, визначивши

$$U = IL_T - \Omega$$

і використовуючи ітераційне рівняння

$$(E + \omega)_{i+1} = (E + \omega)_i + \Delta(E + \omega)_i$$

3

$$\begin{aligned} \Delta(E + \omega)_i &= \frac{U - a_{yN} \cos(E + \omega)_i + a_{xN} \sin(E + \omega)_i - (E + \omega)_i}{1 - a_{yN} \sin(E + \omega)_i - a_{xN} \cos(E + \omega)_i} \\ (E + \omega)_1 &= U \end{aligned}$$

Для обчислення попередніх величин, необхідних для короткотривалої періодики, використовуються наступні рівняння:

$$e \cos E = a_{xN} \cos(E + \omega) + a_{yN} \sin(E + \omega)$$

$$\begin{aligned}
e \sin E &= a_{xN} \sin(E + \omega) + a_{yN} \cos(E + \omega) \\
e &= (a_{xN}^2 + a_{yN}^2)^{\frac{1}{2}}, \quad p_L = a(1 - e^2), \quad r = a(1 - e \cos E) \\
\dot{r} &= k_e \frac{\sqrt{a}}{r} e \sin E, \quad r\dot{f} = k_e \frac{\sqrt{p_L}}{r} \\
\cos u &= \frac{a}{r} \left[\cos(E + \omega) - a_{xN} + \frac{a_{yN}(e \sin E)}{1 + \sqrt{1 - e^2}} \right] \\
\sin u &= \frac{a}{r} \left[\sin(E + \omega) - a_{yN} + \frac{a_{xN}(e \sin E)}{1 + \sqrt{1 - e^2}} \right] \\
u &= \tan^{-1} \left(\frac{\sin u}{\cos u} \right), \quad \Delta r = \frac{k_2}{2p_L} (1 - \cos^2 i) \cos 2u \\
\Delta u &= -\frac{k_2}{4p_L^2} (7 \cos^2 i - 1) \sin 2u, \quad \Delta \Omega = \frac{3k_2 \cos i}{2p_L^2} \sin 2u \\
\Delta i &= \frac{3k_2 \cos i}{2p_L^2} \sin i \cos 2u, \quad \Delta \dot{r} = -\frac{k_2 n}{p_L} (1 - \cos^2 i) \sin 2u \\
\Delta r\dot{f} &= \frac{k_2 n}{p_L} \left[(1 - \cos^2 i) \cos 2u - \frac{3}{2} (1 - 3 \cos^2 i) \right]
\end{aligned}$$

Короткотривалі періодици додаються для отримання величин, що коливаються,

$$\begin{aligned}
r_k &= r \left[1 - \frac{3}{2} k_2 \left(\frac{\sqrt{1 - e^2}}{p_L^2} \right) (3 \cos^2 i - 1) \right] + \Delta r \\
u_k &= u + \Delta u, \quad \Omega_k = \Omega + \Delta \Omega, \quad i_k = i + \Delta i \\
\dot{r}_k &= \dot{r} + \Delta \dot{r}, \quad r\dot{f}_k = r\dot{f} + \Delta r\dot{f}
\end{aligned}$$

Тоді одиничні вектори орієнтації обчислюються за

$$U = M \sin u_k + N \cos u_k, \quad V = M \cos u_k - N \sin u_k$$

де

$$M = \begin{Bmatrix} M_x = -\sin \Omega_k \cos i_k \\ M_y = \cos \Omega_k \cos i_k \\ M_z = \sin i_k \end{Bmatrix}, \quad N = \begin{Bmatrix} N_x = \cos \Omega_k \\ N_y = \sin \Omega_k \\ N_z = 0 \end{Bmatrix}$$

Тоді положення і швидкість задаються

$$r = r_k U, \quad \dot{r} = \dot{r}_k U + r\dot{f}_k V$$

2.2 Вибір процесу розробки

Про витоки терміну "водоспад" часто говорять, що Ройс представив його в 1970 році, але Ройс бачив себе більше в ітеративному підході до розробки програмного забезпечення і навіть не використовував термін "водоспад". Ройс описав Водоспадну модель як метод, який він розробляв, проте виявив приреченим на провал.

У 1970 р. Ройс виявив, що метод водоспаду потрібно вважати лише прототипом, і що в методі все-ще є помилки. Він написав документ, в якому вивчав, як можна розробити концепцію методу повторення. У цій новій моделі між кожним етапом існував цикл зворотного зв'язку з попереднім етапом, який ми бачимо в сучасних методах. Ройса дратувало що лише початковий метод отримав популярність, критика, яку він мав щодо цього методу, була в основному ігнорована.

Незважаючи на наміри Ройса змінити метод водоспаду на повторний метод (ітеративна модель), використання цього методу все ще дуже популярне, але противники методу водоспаду розглядають його як наївний і невідповідний метод для використання в "реальному світі".

Водоспадна модель складається з наступних етапів, деякі з яких позначені на рисунку 2.1:

- Аналіз. На цьому етапі проводяться дослідження та мозкові штурми щодо програмного забезпечення, щоб зрозуміти мету цього програмного забезпечення.
- Основний дизайн. На цьому етапі опрацьовується те, що виявляється під час першої фази. На цій фазі побажання замовника викладаються на папір, а думка вже приділяється формі програми. У цій фазі записується, що система повинна зробити для доставки.
- Технічний дизайн. На основі базового проекту може бути розроблена реальна програма. Цей етап визначає, як зазначена функціональність буде реалізована в базовій конструкції. Зараз

також існує підрозділ в інженерних підрозділах, таких як програми, модулі та функції.

- Реалізація. Тут пишеться вихідний код програми.
- Тестування. На цьому етапі програмне забезпечення перевіряється, чи правильно воно побудовано відповідно до конструкцій. Також на цій фазі з'являються помилки, що було допущено на попередніх етапах.
- Інтеграція. Система налаштована і протестована. Однак її потрібно інтегрувати у виробництво. Це робиться на цій фазі.
- Супровід. Щоб система продовжувала функціонувати належним

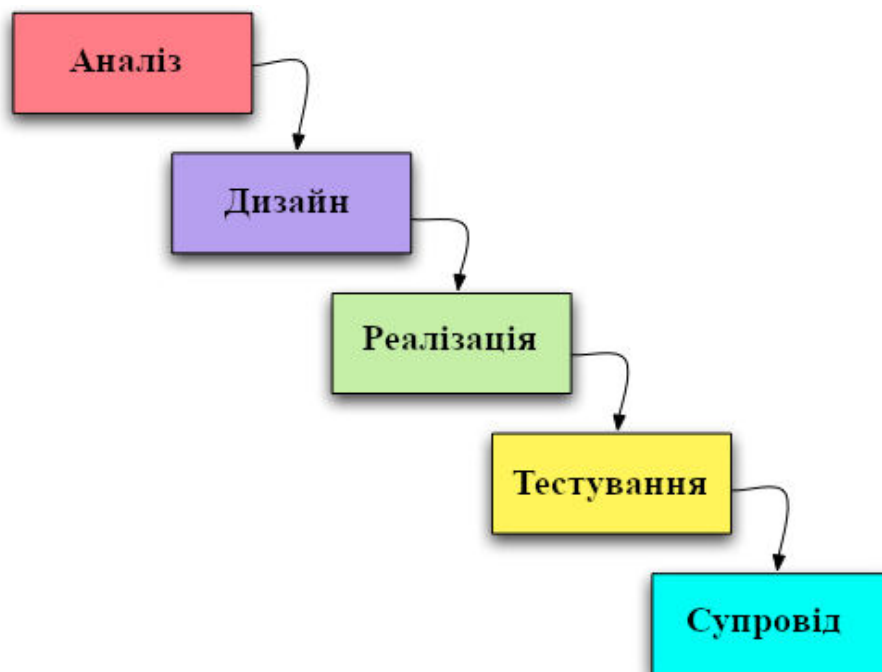


Рисунок 2.1– Етапи водоспадної моделі

чином, потрібно проводити регулярне технічне обслуговування.

Водоспадна модель складається з декількох етапів. Кожен етап має свій рівень, який також визначає послідовність. Спочатку проходиться вищий рівень, а потім нижчий. Це еквівалентно природній дії водоспаду, а звідси і назва.

2.2.1 Модель «Сашімі»

Так звана модель Сашімі була розроблена Пітером Дегресом як модифікована версія моделі водоспаду (рисунок 2.2). Ключовою особливістю моделі Сашімі є можливість перекриття фаз розробки, тобто введення зворотного зв'язку в класичну модель водоспаду. Ідея, на якій базується модель, – це виявлення помилок, допущених, поки фаза розробки ще триває. Наприклад, помилки, допущені на етапі проектування, виявляються під час реалізації, поки проектування ще триває. Ще одна важлива особливість моделі Сашімі – відмінна обробка документації. Тоді як документація в класичній моделі водоспаду обмінюється групами, відповідальними за

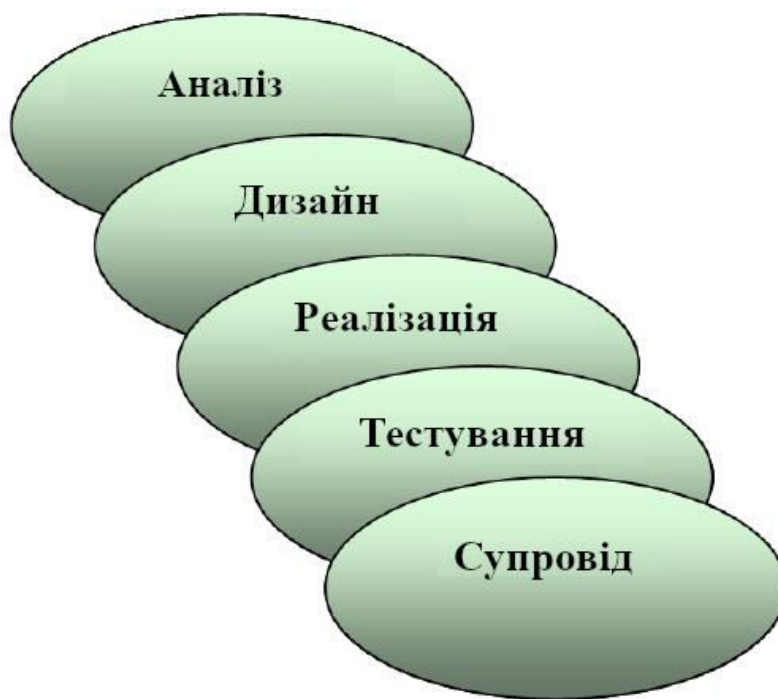


Рисунок 2.2 – Модель «Сашімі»

проходження окремих етапів, модель Сашімі розглядає документацію як єдиний документ. Такий підхід призводить до значного скорочення обсягу документації. Підхід до завершення процесу розробки, модифікований моделлю Сашімі, також має свої недоліки. Це, перш за все, незрозумілі основні віхи розвитку, складний моніторинг окремих видів діяльності та проблеми комунікації.

Так звана модель Сашімі була розроблена Пітером Дегресом як модифікована версія моделі водоспаду (рисунок 2.2). Ключовою особливістю моделі Сашімі є можливість перекриття фаз розробки, тобто введення зворотного зв'язку в класичну модель водоспаду. Ідея, на якій базується модель, – це виявлення помилок, допущених, поки фаза розробки ще триває. Наприклад, помилки, допущені на етапі проектування, виявляються під час реалізації, поки проектування ще триває. Ще одна важлива особливість моделі Сашімі – відмінна обробка документації. Тоді як документація в класичній моделі водоспаду обмінюється групами, відповідальними за

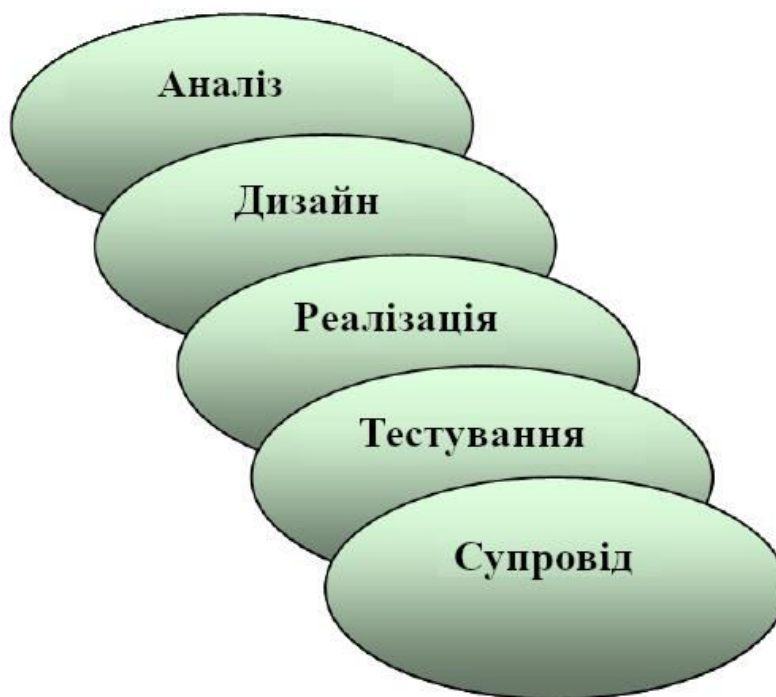


Рисунок 2.3 – Модель «Сашімі»

проходження окремих етапів, модель Сашімі розглядає документацію як єдиний документ. Такий підхід призводить до значного скорочення обсягу документації. Підхід до завершення процесу розробки, модифікований моделлю Сашімі, також має свої недоліки. Це, перш за все, незрозумілі основні віхи розвитку, складний моніторинг окремих видів діяльності та проблеми комунікації.

Оскільки така модель є більш гнучкою ніж класична водоспадна модель, а також підходить для розробки малою групою розробників, вона була обрана за основну модель в менеджменті проекту.

2.3 Вибір мови програмування та середовища розробки

2.3.1 Мова програмування Python

Python – мова комп'ютерного програмування з відкритим кодом загального призначення. Він оптимізований для якості програмного забезпечення, продуктивності розробника, портативності програми та інтеграції компонентів. Python використовується щонайменше сотнями тисяч розробників у всьому світі в таких областях, як Інтернет-сценарії, програмування систем, користувальницькі інтерфейси, налаштування продукту, чисельне програмування тощо. Зазвичай він вважається одним із перших чотирьох або п'яти найбільш широко використовуваних мов програмування у світі.

Будучи популярною мовою, орієнтованою на скорочення часу розробки, Python розгортається в широкому спектрі продуктів та ролей. Серед його поточної бази користувачів: Google, YouTube, Industrial Light & Magic, ESRI, система обміну файлами BitTorrent, Лабораторія реактивного руху NASA, гра Eve Online та Національна служба погоди. Домени додатків Python варіюються від системного адміністрування, розробки веб-сайтів, сценаріїв стільникового телефону та освіти до тестування обладнання, інвестиційного аналізу, комп'ютерних ігор та управління космічними кораблями.

Крім усього іншого, Python має надзвичайно простий, читабельний та підтримуваний синтаксис; інтеграція із зовнішніми компонентами, кодованими іншими мовами; мультипарадигмальний дизайн, що має ООП, функціональні та модульні структури; і велика колекція попередньо

закодованих інтерфейсів та утиліт. Набір інструментів робить його гнучким і гнучким мовою, ідеально підходить як для швидких тактичних завдань, так і для стратегічних зусиль з розробки додаткового плану. Хоча це мова загального призначення, Python часто називають мовою сценаріїв, оскільки це дозволяє легко використовувати та керувати іншими компонентами програмного забезпечення.

Мабуть, найкращий актив Python – це просто те, що він робить розробку програмного забезпечення більш швидкою та приємною. Є клас людей, для яких програмування – самоціль. Вони насолоджуються викликом. Вони пишуть програмне забезпечення для чистого задоволення від цього і часто розглядають комерційну або кар'єрну винагороду як другорядний наслідок. Це клас, який значною мірою винайшов Інтернет, відкритий код та Python. Це також клас, який історично був первинною аудиторією для цієї книги. Як вони часто ретранслюються, програмування на зразок Python може бути просто цікавим.

Переваги мови програмування Python:

- Якість програмного забезпечення. Для багатьох концентрація Python на читабельності, узгодженості і якості програмного забезпечення (ПО) в цілому відрізняє його від інших інструментів в світі мов написання сценаріїв. Код Python за задумом повинен бути читабельним, а тому багато разів використовуваним і супроводжується – в набагато більшому ступені, ніж традиційні мови написання сценаріїв. Узгодженість коду Python полегшує його розуміння, навіть якщо він написаний не вами. До того ж Python має розвинену підтримкою механізмів багаторазового застосування ПО, таких як об'єктно-орієнтоване і функціональне програмування.
- Продуктивність праці розробників. Python підвищує продуктивність праці розробників у багато разів в порівнянні з компільованими і статично типізованими мовами на зразок C, C++ і Java. Код Python зазвичай займає від однієї третьої до однієї п'ятої частини розміру:

еквівалентного коду C++ або Java. У підсумку доводиться менше набирати на клавіатурі, менше налагоджувати і менше згодом супроводжувати. Крім того, програми Python запускаються негайно, без тривалих кроків компіляції і зв'язування, потрібних в ряді інших інструментів, що додатково збільшує швидкість роботи програмістів.

- Переносимість програм. Більшість програм Python функціонує без змін на всіх основних комп'ютерних платформах. Наприклад, перенесення коду Python між Linux і Windows, як правило, зводиться до копіювання коду сценарію між машинами. Більш того, Python пропонує численні варіанти для написання коду графічних призначених для користувача інтерфейсів, програм доступу до баз даних, вебсистем і т.д. Навіть інтерфейси операційних систем, включаючи запуск програм і обробку каталогів, є в Python переносними наскільки це можливо.
- Підтримвані бібліотеки. Разом з Python поставляється велика колекція попередньо зібраної і переносної функціональності, яка називається стандартною бібліотекою. Стандартна бібліотека підтримує безліч рішень програмних завдань прикладного рівня, починаючи з зіставлення тексту з зразком і закінчуючи сценаріями для мереж. До того ж Python можна розширювати бібліотеками власної розробки і великим набором прикладного підтримуваного ПО, створеного сторонніми розробниками. Область стороннього ПО для Python пропонує інструменти, призначені для конструювання веб-сайтів, чисельного програмування, доступу до послідовних портів, розробки ігор і багато чого іншого.

2.3.2 Середовище розробки JetBrains PyCharm

PyCharm – це спеціальне інтегроване середовище розробки Python (IDE), що забезпечує широкий спектр необхідних інструментів для

розробників Python, тісно інтегрованих разом, щоб створити зручне середовище для продуктивної розробки Python, веб та наукових даних.

PyCharm доступний у трьох виданнях: Professional, Community та Educational (Edu). Видання Community та Edu – це проекти з відкритим кодом, і вони безкоштовні, але у них менше функцій. PyCharm Edu проводить курси та допомагає вивчити програмування за допомогою Python. Професійне видання є комерційним та забезпечує неабиякий набір інструментів та функцій.

PyCharm забезпечує інтелектуальне заповнення коду, перевірку коду, підкреслення помилок та швидке виправлення, а також автоматизовані переробки коду та багаті можливості навігації.

Величезна колекція інструментів PyCharm з коробки включає інтегрований відладчик і запускатор тестів; Профілер Python; вбудований термінал; інтеграція з основними VCS та вбудованими інструментами баз даних; можливості віддаленої розробки з віддаленими перекладачами; інтегрований ssh-термінал; та інтеграція з Docker та Vagrant.

PyCharm інтегрується з IPython Notebook, має інтерактивну консоль Python та підтримує Anaconda, а також безліч наукових пакетів, включаючи Matplotlib та NumPy.

Все це робить інтегроване середовище розробки PyCharm чудовим вибором для реалізації проекту роботи.

3 РЕАЛІЗАЦІЯ ПРОГРАМНОЇ СИСТЕМИ

3.1 Файлова структура проекту

Подібно до того, як стиль коду, розробка API та автоматизація є важливими для здорового циклу розробки, структура сховища є важливою частиною архітектури проекту. Дерево структури на кореневому рівні містить файли `tox.ini`, `setup.py`, `.travis.yml` та папку `sgp4`, що в свою чергу містить файли `__init__.py`, `earth_gravity.py`, `ext.py`, `io.py`, `model.py`, `propagation.py` та `tests.py`.

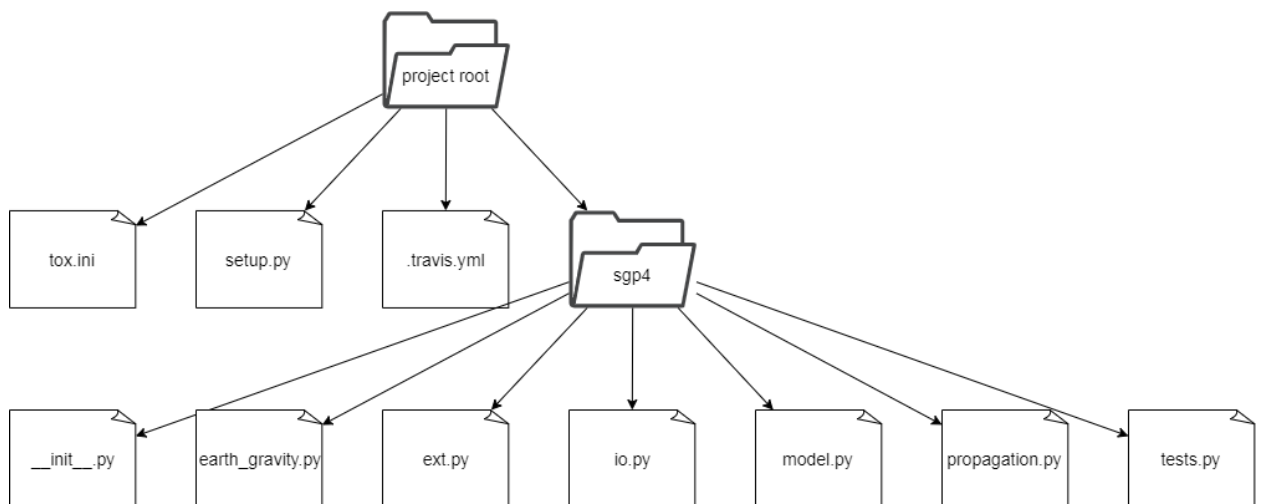


Рисунок 3.1 – Дерево структури проекту

`propagation.py` та `tests.py` зображені на рисунку 3.1.

3.2 Модулі системи

У Python є спосіб ввести визначення у файл та використовувати їх у скрипті або в інтерактивному екземплярі інтерпретатора. Такий файл називається модулем; визначення з модуля можуть бути імпортовані в інші модулі або в основний модуль.

Модуль – це файл, що містить визначення та висловлювання Python. Ім'я файлу – це ім'я модуля із доданим суфіксом .py. У модулі ім'я модуля (у вигляді рядка) доступне як значення глобальної змінної.

3.2.1 Модуль «model»

В модулі «model», що міститься в файлі «model.py» розташований головний клас програми Satellite, що відображає властивості супутника. Більшість з сотень атрибутів цього класу є проміжними значеннями, що цікавлять лише сам алгоритм поширення. Далі наведено атрибути, встановлені методом «sgp4.io.twoline2rv()», що можуть зацікавити користувача:

- satnum – унікальний номер супутника заданий в файлі TLE;
- epochyr – повний чотири-цифровий рік цього набору елементів.
- epochdays – дробове значення днів в році в цю епоху.
- jsdatepoch – Юліанська дата епохи (обчислена з epochyr, та epochdays);
- ndot – перша похідна по часу середнього руху (ігнорується sgp4).
- nndot – друга похідна по часу середнього руху (ігнорується sgp4).
- bstar – балістичний коефіцієнт опору B^* в обернених земних радіусах;
- incLo – нахил в радіанах;
- nodeo – пряме сходження висхідного вузла в радіанах;
- ecco – ексцентриситет;
- argpo – аргумент перигею в радіанах;
- mo – середня аномалія в радіанах;
- po – середній рух в радіанах на хвилину.

Клас містить єдиний метод «propagate», що повертає вектор позиції і

```
def propagate(self, year, month=1, day=1, hour=0, minute=0, second=0.0):
    """Return a position and velocity vector for a given date and time."""

    j = jday(year, month, day, hour, minute, second)
    m = (j - self.jdsatepoch) * minutes_per_day
    r, v = sgp4(self, m)
    return r, v
```

Рисунок 3.2 – Метод розрахунку положення супутника

швидкості для заданої дати та часу. Метод зображений на рисунку 3.2.

3.2.2 Модуль «propagation»

Цей файл містить процедури sgp4 для аналітичного поширення супутника. Код був спочатку опублікований у космічних документах 1980 та 1986 років. Детальний опис математичної теорії був проведений в підрозділі 2.1. Як і математична модель, модуль умовно поділений на дві частини: ініціалізацію і оновлення. Кожна з них містить внутрішні процедури та публічні функції. Послідовність виконання процедур можна побачити на рисунку 3.3.

До внутрішніх процедур ініціалізації модуля, не призначених для зовнішнього доступу належать:

- `drper` – ця процедура забезпечує довготривалі періодичні внески в середні елементи для супутників глибокого космосу. За задумом ці періодици в епоху дорівнюють нулю, тому ця функція є рекурентною.
- `dscom` – ця процедура обчислює загальні доданки для глибокого космосу, які використовуються підпрограмами, як стійких, так і періодичних збурень.

- dsinit – ця процедура забезпечує вклад ефектів глибокого космосу в середню точку руху за рахунок геопотенціального резонансу з полуденними орбітами та орбітами з періодом в один день.
- dspace – ця процедура вносить вклад глибокого космосу в середні елементи для збурювального стороннього тіла. Ці ефекти були усереднені за один оберт Сонця і Місяця. Для ефектів земного резонансу ефекти були усереднені на кількість обертів супутника (середній рух).
- initl – ця процедура ініціалізує поширювач spg4. Вся ініціалізація зосереджена тут, замість того, щоб мати по кілька циклів всередині

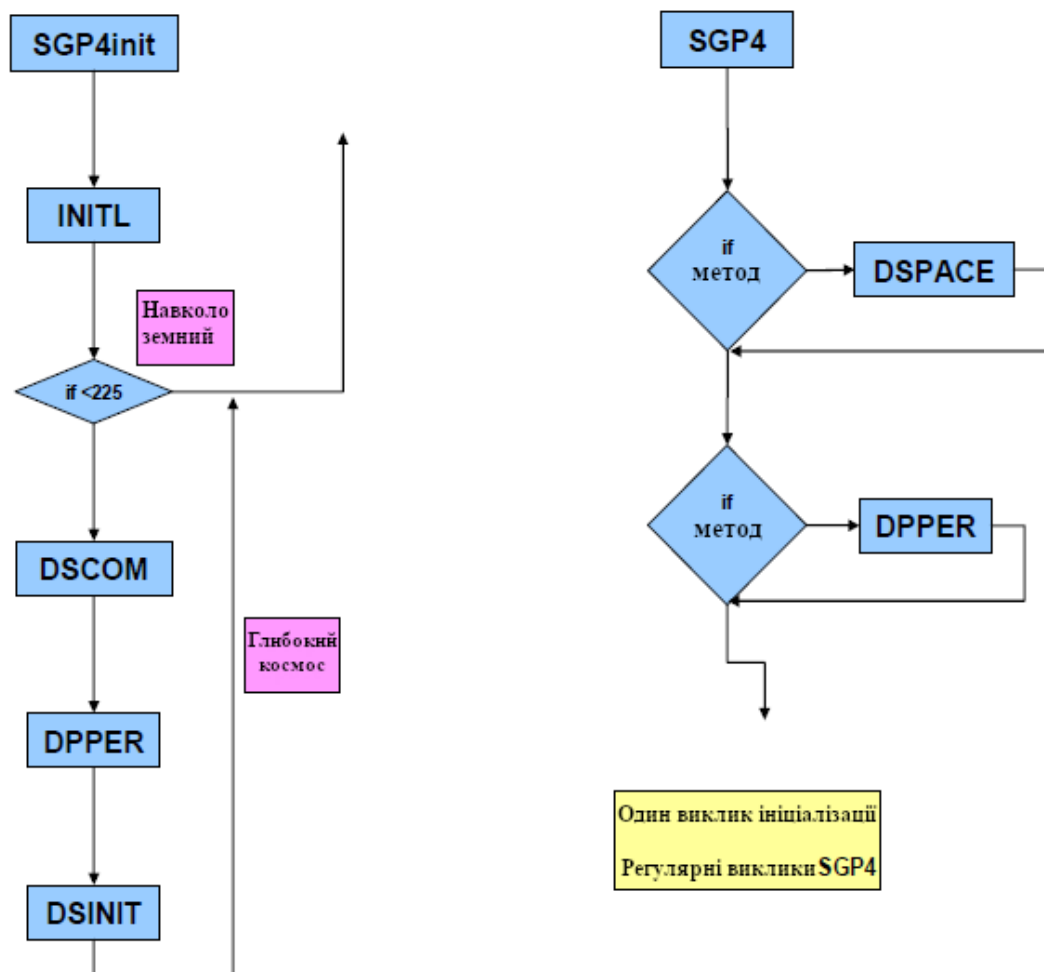


Рисунок 3.3 – Послідовність виконання алгоритму SGP4

інших процедур.

Функція «spg4init» ініціалізує змінні для поширювача sgp4 і використовує всі вище наведені внутрішні функції (позначені в модулі символом підкреслення перед іменем) в порядку зображеному на рисунку

3.3. Параметри цієї функції:

- opsmode – режим роботи (AFSPC чи покращений);
- whichconst – який набір констант використовувати (72 чи 84);
- satn – номер супутника
- bstar – коефіцієнт опору атмосфери для SGP4;
- ecco – ексцентриситет;
- epoch – час епохи в днях з 00:00, 0 січня, 1950;
- argpo – аргумент перигею;
- inclo – нахил орбіти;
- mo – середня аномалія;
- no – середній рух;
- nodeo – пряме сходження висхідного вузла.

Вихідні значення функції:

- satrec – загальні значення для наступних викликів;
- код повернення – ненульовий, якщо виникла помилка.

Функція «sgp4» є моделлю поширення SGP4. Це оновлена та комбінована версія SGP4 та SDP4, які спочатку публікувалися окремо у звіті про космос №3. Вхідними параметрами для функції є «satrec» – ініціалізована структура з виклику «spg4init» та «tsince» – час з епохи в хвилинах. На виході функція записує значення вектора позиції та швидкості, а також повертає код помилки. Можливі коди помилок:

- «1» – середні елементи, ексцентриситет ≥ 1.0 або ≤ -0.001 , чи велика піввісь ≤ 0.95 ;
- «2» – середній рух менший ніж 0.0;
- «3» – збурені елементи, ексцентриситет < 0.0 або > 1.0 ;

- «4» – половина довжини хорди через фокус < 0.0
- «5» – елементи епохи є суборбітальними;
- «6» – супутник впав.

Функція «gstime» є внутрішньою і використовується іншими для знаходження Грінвічського зоряного часу. Єдиним параметром є Юліанська дата в форматі UT1 (днів з 4713 В.С.). Час повертається в межах від 0 до 2π

```
def _gstime(jdut1):

    tut1 = (jdut1 - 2451545.0) / 36525.0;
    temp = -6.2e-6* tut1 * tut1 * tut1 + 0.093104 * tut1 * tut1 + \
        (876600.0*3600 + 8640184.812866) * tut1 + 67310.54841; # sec
    temp = (temp * deg2rad / 240.0) % twopi # 360/86400 = 1/240, to deg, to rad

    # ----- check quadrants -----
    if temp < 0.0:
        temp += twopi;

    return temp;
```

Рисунок 3.4 – Визначення функції «gstime»

радіан. Визначення функції зображено на рисунку 3.4.

Функція «getgravconst» отримує константи для поширювача. Зауважте, що *mu* визначено для полегшення порівняння з новими моделями. Часто

```
# ----- wgs-72 constants -----
elif whichconst == 'wgs72':
    mu = 398600.8; # in km3 / s2
    radiusearthkm = 6378.135; # km
    xke = 60.0 / sqrt(radiusearthkm*radiusearthkm*radiusearthkm/mu);
    tumin = 1.0 / xke;
    j2 = 0.001082616;
    j3 = -0.00000253881;
    j4 = -0.00000165597;
    j3oj2 = j3 / j2;

elif whichconst == 'wgs84':
    # ----- wgs-84 constants -----
    mu = 398600.5; # in km3 / s2
    radiusearthkm = 6378.137; # km
    xke = 60.0 / sqrt(radiusearthkm*radiusearthkm*radiusearthkm/mu);
    tumin = 1.0 / xke;
    j2 = 0.00108262998905;
    j3 = -0.00000253215306;
    j4 = -0.00000161098761;
    j3oj2 = j3 / j2;
```

Рисунок 3.5 – Тіло функції «getgravconst»

використовується модель WGS72. В функції також реалізовано набір констант WGS84. Ці два набори зображені на рисунку 3.5.

3.2.3 Модуль «earth_gravity»

Модуль є обгорткою для функції «getgravconst» згаданої в попередньому модулі і не містить власних функцій. Необхідність в ньому пояснюється тим що код модуля «propagation» було залишено якомога більш

```
from collections import namedtuple
from sgp4.propagation import getgravconst

EarthGravity = namedtuple(
    'EarthGravity',
    'tumin mu radiusearthkm xke j2 j3 j4 j3oj2',
)

wgs72old = EarthGravity(*getgravconst('wgs72old'))
wgs72 = EarthGravity(*getgravconst('wgs72'))
wgs84 = EarthGravity(*getgravconst('wgs84'))
```

Рисунок 3.6 – Тіло модуля «earth_gravity»

схожим до оригіналу. Тіло модуля зображено на рисунку 3.6.

3.2.4 Модуль «ext»

Модуль представляє собою набір допоміжних функцій для основного модуля «propagation». На початку реалізуються математичні функції такі, як: величина вектора, векторний добуток, скалярний добуток та кут між векторами.

Функція «newtonnu» вирішує рівняння Кеплера, коли відома істинна аномалія. Знаходяться також середня та ексцентрична, параболічна або гіперболічна аномалія. Межа параболіки при 168° – довільна. Гіперболічна аномалія також обмежена. Гіперболічний синус використовується тому, що він не подвійної точності.

Функція «rv2sое» знаходить класичні орбітальні елементи за даним геоцентричним екваторіальним положенням та вектором швидкості.

Функція «jday» знаходить Юліанську дату, задану роком, місяцем, днем та часом. Юліанська дата визначається кожним пройденим днем з

```
def jday(year, mon, day, hr, minute, sec):  
  
    return (367.0 * year -  
            7.0 * (year + ((mon + 9.0) // 12.0)) * 0.25 // 1.0 +  
            275.0 * mon // 9.0 +  
            day + 1721013.5 +  
            ((sec / 60.0 + minute) / 60.0 + hr) / 24.0 # ut in days  
            # - 0.5*sgn(100.0*year + mon - 190002.5) + 0.5;  
            )
```

Рисунок 3.7 – Тіло функції «jday»

полудня, 1 січня, 4713 до н.е. Функція зображена на рисунку 3.7.

Функція «days2mdhms» перетворює день року, дні, до еквівалентного місяця, дня, години, хвилини та секунди. Тіло функції зображене на рисунку 3.8.

```
def days2mdhms(year, days):  
  
    lmonth = (31, 28, 31, 30, 31, 30, 31, 31, 30, 31, 30, 31);  
  
    dayofyr = int(days // 1.0);  
    # ----- find month and day of month -----  
    if (year % 4) == 0:  
        lmonth = (31, 29, 31, 30, 31, 30, 31, 31, 30, 31, 30, 31);  
  
    i = 1;  
    inttemp = 0;  
    while dayofyr > inttemp + lmonth[i-1] and i < 12:  
  
        inttemp = inttemp + lmonth[i-1];  
        i += 1;  
  
    mon = i;  
    day = dayofyr - inttemp;  
  
    # ----- find hours minutes and seconds -----  
    temp = (days - dayofyr) * 24.0;  
    hr = int(temp // 1.0);  
    temp = (temp - hr) * 60.0;  
    minute = int(temp // 1.0);  
    sec = (temp - minute) * 60.0;  
  
    return mon, day, hr, minute, sec
```

Рисунок 3.8 – Тіло функції «days2mdhms»

Функція «invjday» знаходить рік, місяць, день, годину, хвилину та секунду використовуючи Юліанську дату. Тіло функції наведено на рисунку

```
def invjday(jd):  
  
    # ----- find year and days of the year -----  
    temp = jd - 2415019.5;  
    tu = temp / 365.25;  
    year = 1900 + int(tu // 1.0);  
    leapyrs = int(((year - 1901) * 0.25) // 1.0);  
  
    # optional nudge by 8.64x10-7 sec to get even outputs  
    days = temp - ((year - 1900) * 365.0 + leapyrs) + 0.0000000001;  
  
    # ----- check for case of beginning of a year -----  
    if (days < 1.0):  
        year = year - 1;  
        leapyrs = int(((year - 1901) * 0.25) // 1.0);  
        days = temp - ((year - 1900) * 365.0 + leapyrs);  
  
    # ----- find remaining data -----  
    mon, day, hr, minute, sec = days2mdhms(year, days);  
    sec = sec - 0.00000086400;  
    return year, mon, day, hr, minute, sec
```

Рисунок 3.9 – Тіло функції «invjday»

3.9.

3.2.5 Модуль «іо»

Модуль призначений для вводу-виводу інформації про супутник в систему (за допомогою дворядкових елементів). Містить одну функцію «twoline2rv», призначену для зчитування TLE з файлу. Ця функція перетворює дані рядкових символів набору двох рядкових елементів у змінні та ініціалізує змінні SGP4. Визначено кілька проміжних змінних і величин. Зауважте, що результат це структура, завдяки якій декілька супутників можуть оброблятися одночасно без необхідності повторної ініціалізації. режим перевірки є важливою опцією, яка дозволяє швидко перевірити будь-які зміни основної технічної теорії. Ця опція працює за допомогою модифікованого файлу TLE, в якому значення часу початку, зупинки та дельти включаються в кінці другого рядка даних. Це працює лише в режимі

перевірки. Режим каталогу просто обчислює положення від -1440 до 1440 хв з епохи і корисний при виконанні проходів по каталогу.

4 ТЕСТУВАННЯ ПРОГРАМНОЇ СИСТЕМИ

4.1 План тестування

Тестування здійснюється з використанням unit-тестів. Фреймворк для тестування модулів «unittest» спочатку був натхненний «JUnit» та має схожу з фреймворками інших мов програмування структуру. Він підтримує автоматизацію тестів, обмін кодом налаштування та відключення тестів, агрегацію тестів по колекціях та незалежність тестів від звітного фреймворка.

Щоб досягти цього, «unittest» підтримує деякі важливі концепції об'єктно-орієнтованим чином:

- Тестовий прилад – являє собою підготовку, необхідну для виконання одного або декількох тестів, та будь-яких пов'язаних з цим операцій очищення. Це може включати, наприклад, створення тимчасових або проксі-баз даних, каталогів або запуск серверного процесу.
- Тестовий випадок – це індивідуальна одиниця тестування. Він перевіряє конкретну реакцію на певний набір входів. «unittest» забезпечує базовий клас «TestCase», який може бути використаний для створення нових тестових випадків.
- Тестовий набір – це сукупність тестових випадків, тестових наборів або обох. Він використовується для об'єднання тестів, які слід виконувати разом.
- Тестовий бігун - це компонент, який оркеструє виконання тестів і надає користувачеві результат. Бігун може використовувати графічний інтерфейс, текстовий інтерфейс або повернути спеціальне значення для позначення результатів виконання тестів.

Модуль unittest пропонує багатий набір інструментів для побудови та запуску тестів.

Оскільки теорія базується на аналітичних виразах, порівняння є відносно простими, оскільки вихідні дані мають бути однаковими для кожної програми. Різні мови програмування (C++, FORTRAN, MATLAB або Pascal) та компілятори дають дуже невеликі відмінності, і вони є значно нижчими за точність набору дворядкових елементів, які зазвичай використовуються.

Для аналізу був реалізований комп'ютерний код із трьома основними вітками виконання. По-перше, існує "верифікаційний" шлях, в якому програма приймає вхідний файл TLE, що включає дати початку та зупинки та кроки часу. Механізація цього кроку була важливою для швидкого перегляду будь-яких змін щодо "відомих" результатів тесту. Другий режим обробляв весь каталог космічних об'єктів від одного дня до, до одного дня після епохи. Поширення в напрямі негативного часу було вибрано для висвітлення будь-яких проблем у частині стійкого інтегратора для коду з обробки супутників глибокого космосу – найбільш суперечливого прикладу програмування в офіційних версіях. Третій режим роботи – це стандартний режим, при якому зчитуються набори вхідних елементів, а деяка операція відбувається з даними. Драйвер та функція перетворення TLE була відокремлена від коду SGP4, щоб дозволити користувачу змінювати драйвер за необхідності, не змінюючи базовий код SGP4.

4.2 Розробка тестів

Модуль «tests» містить усі розроблені unit-тести. Головний тест що використовувався для перевірки, мав на меті перевірити розбіжності в вихідному файлі розрахунків позицій супутників зі списку верифікації для розробленої системи і такого ж файлу для системи, розробленої на іншій мові програмування. Також в модулі містяться дві допоміжні функції для головного тесту.

Функція «generate_test_output», є допоміжною і виконує ітерацію через входження супутників в файлі "SGP4-VER.TLE", які доповнюються часом початку/зупинки/кроку, протягом якого ми повинні друкувати результати.

```
def generate_test_output(whichconst, error_list):
    """Generate lines like those in the test file tcppver.out..."""
    whichconst = wgs72
    tlepath = os.path.join(thisdir, 'SGP4-VER.TLE')
    with open(tlepath) as tlefile:
        tlelines = iter(tlefile.readlines())

    for line1 in tlelines:

        if not line1.startswith('1'):
            continue

        line2 = next(tlelines)
        satrec = twoline2rv(line1, line2, whichconst)

        yield '%ld xx\n' % (satrec.satnum,)

        for line in generate_satellite_output(satrec, line2, error_list):
            yield line
```

Рисунок 4.1 – Тіло функції «generate_test_output»

Визначення функції зображене на рисунку 4.1.

Функція «generate_satellite_output» виконує вивід рядка даних у файл

```
def generate_satellite_output(satrec, line2, error_list):
    """Print a data Line for each time in Line2's start/stop/step field."""

    mu = satrec.whichconst.mu

    r, v = sgp4(satrec, 0.0)
    if isnan(r[0]) and isnan(r[1]) and isnan(r[2]):
        error_list.append((satrec.error, satrec.error_message))
        yield '(Use previous data line)'
        return
    yield format_short_line(satrec, r, v)

    tstart, tend, tstep = (float(field) for field in line2[69:].split())

    tsince = tstart
    while tsince <= tend:
        if tsince == tstart == 0.0:
            tsince += tstep
            continue # avoid duplicating the first line

        r, v = sgp4(satrec, tsince)

        if isnan(r[0]) and isnan(r[1]) and isnan(r[2]):
            error_list.append((satrec.error, satrec.error_message))
            return
        yield format_long_line(satrec, mu, r, v)

        tsince += tstep

    if tsince - tend < tstep - 1e-6: # do not miss last line!
        r, v = sgp4(satrec, tend)
        if isnan(r[0]) and isnan(r[1]) and isnan(r[2]):
            error_list.append((satrec.error, satrec.error_message))
            return
        yield format_long_line(satrec, mu, r, v)
```

Рисунок 4.2 – Тіло функції «generate_satellite_output»

для кожної часової мітки що попадає в діапазон заданий часом
старту/зупинки/кроку. Визначення функції зображене на рисунку

5 ОХОРОНА ПРАЦІ ТА БЕЗПЕКА В НАДЗВИЧАЙНИХ СИТУАЦІЯХ

5.1 Охорона праці

Тематика дипломної роботи магістра пов'язана із дослідженням технологій розробки програмних систем моніторингу положення штучних супутників Землі на основі мови Python. При цьому дотримання правил та норм охорони праці і вимог техніки безпеки при експлуатації програмної системи реалізації моделі поширення SGP4 є невід'ємною частиною при проведенні цієї роботи.

Під час проектування та експлуатації програмної системи моніторингу штучних супутників Землі були враховані вимоги нормативних документів галузі охорони праці, зокрема, вимоги до приміщень, освітлення, шуму та вібрацій, які викладено у НПАОП 0.00-7.15-18 «Вимоги щодо безпеки та захисту здоров'я працівників під час роботи з екранними пристроями» та ДСанПіН 3.3.2-007-98 «Гігієнічні вимоги до організації роботи з візуальними дисплейними терміналами електронно-обчислювальних машин». Згідно НПАОП 0.00-7.15-18 площа на одне робоче місце, обладнане ПК, повинна становити не менше ніж $6,0 \text{ м}^2$, а об'єм - не менше ніж 20 м^3 .

Приміщення, де передбачається експлуатація ПК, не повинні межувати з будівлями, у яких рівні шуму і вібрації перевищує допустимі значення за нормативними документами ДСН 3.3.6.037-99, ДСН 3.3.6. 039-99. Крім цього, необхідно передбачити звукоізоляцію огорожувальних конструкцій приміщень з ПК від шуму, що задовольняє вимогам ДСТУ 2325-93, ДСТУ 3130-95.

У приміщеннях, де планується використання системи моніторингу положення штучних супутників Землі, необхідно обладнати системи опалення, кондиціонування повітря та припливно-витяжної вентиляцією відповідно ДБН В.2.5-56:2014. При цьому нормовані параметри

мікроклімату, іонного складу повітря, вмісту шкідливих речовин повинні відповідати вимогам ДСанПіН 3.3.2.007-98.

Важливим для користувачів програмної системи моніторингу положення штучних супутників Землі, зокрема системних аналітиків та менеджерів проектів, є наявність у приміщеннях віконних прорізів, які обладнані регульованими пристроями – жалюзьями.

Для внутрішнього оздоблення приміщень з ПК дозволено використовувати дифузно-відбивні матеріали з коефіцієнтами відбиття для стелі – 0,7, для стін – 0,6, а покриття підлоги виконують з матової керамічної плитки, коефіцієнт відбиття якої становить 0,4. При цьому потрібно забезпечити антистатичні властивості підлоги.

Гігієнічні вимоги до параметрів виробничого середовища приміщень з ЕОМ включають вимоги до мікроклімату, освітленості, шуму та вібрації, неіонізуючих та іонізуючих електромагнітних випромінювань та ряду інших.

У приміщеннях з експлуатації системи моніторингу на робочих місцях потрібно забезпечити оптимальні значення параметрів мікроклімату: температури, відносної вологості й рухливості повітря, згідно з ГОСТ 12.1.005-88, ДСН 3.3.6.042-99. Рівні позитивних і негативних іонів у повітрі приміщень з ЕОМ мають відповідати санітарно-гігієнічним нормам ДБН В.2.2-28-2010. Для забезпечення безпеки ПК, периферійні пристрої та устаткування для обслуговування, ремонту і налагодження, електропроводи і кабелі за виконанням і ступенем захисту повинні відповідати класу зони за ПУЕ, мати апаратуру захисту від струму короткого замикання та інших аварійних режимів. Лінія електромережі для живлення ЕОМ, периферійних пристроїв і устаткування для обслуговування, ремонту та налагодження виконується як окрема групова трьохпровідна мережа, шляхом прокладки фазного, нульового робочого і нульового захисного провідників. Нульовий захисний провідник використовується для занулення (заземлення) електронних пристроїв. Використання нульового робочого провідника як нульового захисного провідника забороняється. Площа перетину нульового

робочого і нульового захисного провідника в груповій трьхопровідній мережі повинна бути не менше площі перетину фазного провідника.

У приміщенні, де одночасно експлуатується чи обслуговується понад п'ять персональних ПК з програмною системою для моніторингу на мові Python, на видному і доступному місці необхідно встановити аварійний резервний вимикач, що може цілком відключити електричне живлення приміщення крім освітлення. Штепсельні з'єднання та електророзетки, крім контактів фазного і нульового робочого провідників, повинні мати спеціальні контакти для підключення нульового захисного провідника. Конструкція їх повинна бути такою, щоб приєднання нульового захисного провідника відбувалося раніше, ніж приєднання фазного і нульового робочого провідників.

Особливо неприпустимим є підключення ПК, периферійних пристроїв і устаткування для обслуговування, ремонту та налагодження до звичайної двопровідної електромережі. Приміщення, де розміщені робочі місця операторів ЕОМ, крім приміщень, у яких розміщені робочі місця операторів великих ЕОМ загального призначення (сервер), мають бути оснащені вогнегасниками, кількість яких визначається згідно з вимогами ДСТУ 4297:2004. Підходи до засобів пожежогасіння повинні бути вільними.

Таким чином, визначено основні вимоги охорони праці і техніки безпеки при проектуванні та експлуатації програмної системи моніторингу положення штучних супутників Землі на основі мови Python, що дало змогу при їх дотриманні забезпечити збереження здоров'я та мінімізувати негативний вплив ПК на користувачів, зокрема експертів, системних аналітиків та менеджерів проекту.

5.2 Планування заходів цивільного захисту на об'єкті у випадку надзвичайних ситуацій

Планування заходів цивільного захисту об'єкта - це розробка сукупності документів, у яких визначені сили і засоби, порядок і послідовність дій з метою забезпечення захисту населення, виробництва, а також виконання завдань вищих органів, пов'язаних із поданням допомоги населенню інших об'єктів і міст.

Ці документи, розроблені з урахуванням реальних можливостей і умов об'єкта, є настановою для організованих дій як з метою підготовки об'єкта до захисту в надзвичайних умовах, так із метою ліквідації наслідків надзвичайних ситуацій (стихійних лих, виробничих аварій і вогнищ воєнних конфліктів).

На об'єкті мають бути розроблені два плани: на воєнний та мирний час.

План цивільного захисту на воєнний час - це документи, які визначають організацію і порядок переведення об'єкта з мирного на воєнний час і ведення цивільного захисту в початковий період війни.

План цивільного захисту на мирний час - це документи, які визначають організацію і порядок виконання заходів цивільного захисту з метою запобігання або зменшення можливих втрат від важких виробничих аварій, катастроф, і стихійних лих, а також ведення рятувальних та інших невідкладних робіт при їх виникненні.

Як вихідні документи, що будуть використані при розробці документів плану цивільного захисту об'єкта, необхідні: укази Президента, постанови Верховної Ради, Уряду України; витяг із рішення керівника цивільного захисту району про організацію і ведення цивільного захисту на території району, дані про кількість формувань, їх особовий склад, які потрібно створити на даному об'єкті; витяг із плану прийому і розміщення евакуйованого населення; витяг із наряду райвійськкомату на постачання техніки у збройні сили у зв'язку з мобілізацією; окремі розпорядження

керівника цивільного захисту району (наряд для виконання спеціальних завдань та ін.); документи, які характеризують господарство і населений пункт.

Реальність розроблених планів ЦЗ буде залежати від повноти вихідних даних, наявності сил і засобів, правильного обліку всіх можливостей об'єкта. Плани ЦЗ об'єкта розробляють його керівники, спеціалісти і орган управління ЦЗ. Розробляючи заходи служб (формувань) ЦЗ об'єкта, ряд питань необхідно узгоджувати з відповідними районними службами ЦЗ, районним відділом з питань НС та цивільного захисту населення.

Розробка плану відбувається у три етапи в певній послідовності. Перший етап - підготовчий, протягом якого визначається склад виконавців і затвердження їх, підготовка виконавців до роботи, доведення до них директив, рекомендацій та інших документів, узагальнення й аналіз вихідних даних, необхідних для розробки плану ЦЗ, визначення обсягу робіт і розподіл обов'язків між виконавцями та закріплення відповідальних за розділами плану.

Другий етап – практична розробка, оформлення документів. Заходи, які плануються в документах плану, мають бути спрямовані на виконання завдань ЦЗ в надзвичайних ситуаціях.

У документах плану визначають заходи, які потрібно виконати в мирний час, при загрозі виникнення надзвичайних ситуацій, несподіваному нападі противника, стихійних лихах, виробничих аваріях, катастрофах і при ліквідації наслідків надзвичайних ситуацій, проведенні рятувальних та інших невідкладних робіт, а також характер і порядок дій формувань, зміст і обсяг робіт, строки виконання заходів з урахуванням конкретних умов і можливостей даного об'єкта.

Третій етап – узгодження розроблених планів із відділом ЦЗ району, з районним агропромисловим управлінням, адміністрацією населеного пункту, службами ЦЗ району, після цього затвердження документів плану ЦЗ. Документи плану ЦЗ підписує керівник - ЦЗ об'єкта, деякі (план евакуації,

прийому і розміщення евакуйованого) підписує і начальник ЦЗ голова адміністрації населеного пункту. Зміст плану ЦЗ об'єкту узгоджується з вимогами плану ЦЗ району, що підтверджує начальник відділу з питань цивільного захисту населення району, після чого план ЦЗ затверджує керівник ЦЗ об'єкта.

Після затвердження плану об'єкта організується вивчення документів усім керівним складом об'єкта.

У зв'язку зі зміною вихідних даних, покладених в основу розробки плану об'єкта, таких як: розвиток господарства, технічне забезпечення, кількість і структура населення, рівень розвитку ЦЗ, установлених вимог і завдань та ін., необхідно періодично уточнювати і переробляти розроблені раніше документи плану даного об'єкта. Уточнення і коригування документів плану проводять на тренуваннях і комплексних об'єктових навчаннях ЦЗ.

Зміни і доповнення, які не мають принципозвмін, вносять у документи після узгодження з керівництвом об'єкта. Доповнення і зміни принципозвого характеру узгоджують із відділом цивільного захисту населення району.

План на воєнний час складається з текстової частини і додатків. Текстова частина складається з трьох розділів. У розділі 1 викладається оцінка обстановки, що може скластися на об'єкті в результаті дій противника. В розділі 2 подається інформація про виконання заходів на об'єкті при планомірному переведенні на особливий період, в тому числі про захист працюючих і членів їх сімей, заходи забезпечення стійкої роботи у воєнний час, заходи і ведення рятувальних та інших невідкладних робіт, організація забезпечення заходів ЦЗ, організація управління. Розділ 3 описує порядок дій в разі несподіваного нападу противника.

У розділі виділено основні фактори, що впливають на функціональний стан користувачів комп'ютерів та наведено шляхи мінімізації їх негативного впливу, а також проведення планування заходів цивільного захисту на

об'єкті у випадку надзвичайних ситуацій, з метою підготовки об'єкту до реагування на їх можливі наслідки.

Якщо на території філії або поблизу його виникла небезпека розповсюдження особливо небезпечних інфекційних захворювань усі працівники повинні суворо виконувати вимоги санітарно-епідеміологічної служби щодо проведення термінової профілактики та імунізації, ізоляції і лікуванню виявлених хворих, дотримуватися режиму, який запобігає розповсюдженню інфекції.

Усі працівники філії повинні вжити необхідних заходів щодо зберігання матеріальних цінностей при загрозі або виникненні надзвичайних ситуацій.

У період виконання заходів по захисту від надзвичайних ситуацій або при ліквідації їх наслідків необхідно вживати заходи які направлені на попередження або зменшення можливих збитків філії від надзвичайних ситуацій, на забезпечення охорони майна та обладнання.

При загрозі ураження хімічно небезпечною речовиною оповіщаються усі працівники та відвідувачі, які знаходяться на території філії.

Вентиляційні установки та кондиціонери терміново виключаються, закриваються вікна, двері, приміщення герметизується. Вихід із будівлі й вхід до неї припиняється до особливого розпорядження адміністрації.

Працівникам видаються засоби індивідуального захисту, одночасно приймаються заходи щодо забезпечення відвідувачів ватно-марлевими пов'язками.

При виявленні у приміщенні хімічно небезпечної речовини, працівники повинні вийти через головний вхід та з дозволу адміністрації залишити зону забруднення. Виходити з неї необхідно тільки у засобах індивідуального захисту і рухатися в напрямку, перпендикулярному напрямку вітру.

При виникненні пожежі у приміщеннях філії всі працівники зобов'язані суворо виконувати вимоги Інструкції з пожежної безпеки, евакуацію проводити згідно Плану евакуації при пожежі.

Відповідальність за дотриманням заходів пожежної безпеки та організацію дій персоналу при загрозі або виникненні пожежі покладається на відповідального по безпеці з надзвичайних ситуацій.

При загрозі радіоактивного забруднення території філії всі працівники повинні уважно слідкувати за мовним повідомленням управління з питань цивільного захисту (надзвичайних ситуацій) міста, яке передається по радіо і телебаченню після попереджувального сигналу “Увага всім!”, за інформацією інших засобів масової інформації про обстановку в місті і суворо виконувати рекомендації по захисту від радіоактивного забруднення.

Скорочується до мінімуму вхід у будівлю та вихід з неї. Контроль за дотриманням режиму поведінки й роботи працівників, який дозволяє максимально понизити наслідки радіоактивного опромінення покладається на відповідального по безпеці з надзвичайних ситуацій.

При загрозі або виникненні катастрофічних стихійних лих працівник філії по розпорядженню адміністрації повинен виконати необхідні протипожежні заходи, відключити від електромережі електрообладнання, підготуватися до евакуації або вивезення у безпечні місця найбільш цінних матеріальних засобів.

Контроль за обстановкою на території філії при стихійних лихах і за прийнятті заходи захисту персоналу покладається на відповідального по безпеці з надзвичайних ситуацій.

Якщо з’явилися постраждалі надається домедична допомога та приймаються заходи щодо госпіталізації постраждалих до спеціалізованих медичних закладів.

Відповідального по безпеці з надзвичайних ситуацій постійно слідкує за інформацією, яку надає управління з питань цивільного захисту (надзвичайних ситуацій), про обстановку в місті та доводить її до адміністрації й персоналу філії.

При надходженні анонімної інформації про загрозу на території філії або поблизу нього терористичного акту, працівник який прийняв її повинен

терміново доповісти керівнику філії і у правоохоронні органи та діяти згідно розпоряджень і рекомендацій.

6 ТЕХНІКО-ЕКОНОМІЧНЕ ОБҐРУНТУВАННЯ

6.1 Загальний підхід до визначення економічної ефективності розробки

Обов'язковою складовою частиною будь-якого інжинірингового проекту, в тому числі програмного, є фінансові витрати на різних етапах виконання робіт. Відповідно, важливо вірно здійснити фінансову оцінку передбачуваних витрат, продуктивність, корисність та, в результаті, економічну ефективність проекту.

Наукоємні розробки та дослідження, на відміну від корпоративних, не завжди супроводжують за мету отримання прибутку або ж іншої матеріальної вигоди. В багатьох випадках, проекти наукового спрямування не є економічно вигідними. Однак, вони є рушійною силою прогресу, дослідженням незвіданих галузей та проблем, які, у свою чергу, майже завжди впливають на майбутні різнопланові розробки. Тому дуже часто наукова діяльність стимулюється зовнішніми інвестиціями та підтримкою держаних інститутів, міжнародних грантів. В плані використання результатів досліджень та на основі отриманих моделей можна робити прогнози по впровадженню нових методик та принципів організації роботи діагностичних установ. Різноманітні медичні центри зможуть скористатися на практиці розробленою системою для покращення існуючих та отримання нових діагностичних методик.

Оцінка вартості дослідницьких розробок базується на витратному підході: використанні первісної вартості об'єктів, виходячи з фактичних витрат на розробку та доведення до комерційного використання з урахуванням амортизації. Так, як результати роботи у вигляді математичних моделей та реалізованого на їх основі ПЗ не буде використовуватися в комерційних цілях та не підлягатиме продажу, а становить наукову та інтелектуальну цінність, то доходу від продажу ПЗ та розробки як такого не передбачається. Іншими словами, всі вкладені кошти та витрати на розробку

даного рішення є не взаємоокупними, що несуть лише витрати у кількості залучених ресурсів та матеріальних засобів.

Згідно Статті 8 Закону № 3792-12 передбачено, що твори наукового характеру та комп'ютерні програми є об'єктами авторського права [28]. У разі реєстрації виконаної роботи як інтелектуальної власності та авторського права у державній службі інтелектуальної власності України необхідно буде сплатити збори за державну реєстрацію (382,5 грн.).

Для отримання відмінних результатів експериментів та доцільності розробки такого спеціалізованого ПЗ потрібні відповідні затрати на дослідження та розробку. Це і становитиме основу витрат, які будуть здійснені протягом підготовки та виконання реалізації даного рішення. Уявно модель витрат можна поділити на дві основні частини: витрати, пов'язані на дослідження предметної області, побудову математичних моделей, отримання попередніх результатів експериментів, та частину реалізації програмної системи, архітектури та тестування.

Враховуючи залежність якості кінцевого продукту від кваліфікації програмістів, потрібно сконцентрувати увагу на якості та результативності розробки. Для цього потрібно провести ґрунтовний аналіз предметної області, залучити найновіші та інноваційні технології, провести ґрунтовне тестування та оцінку результатів розробки. Для забезпечення хорошої результативності при розробці доводиться йти на додаткові заходи заохочення та стимулювання у вигляді преміювання працівників, підтримання наукового дослідження досвідом іноземних науковців, дорогоцінних лабораторних дослідів.

До створення ПЗ можуть бути залучені позаштатні програмісти як зареєстровані, так і не зареєстровані підприємцями. В обох випадках співпраця з ними здійснюється на підставі цивільно-правового договору, найчастіше – договорами підряду. Щодо оподаткування виплат за договором підряду, то все залежить від того, чи зареєстрований виконавець підприємцем. Важливим етапом розробки ПЗ є його тестування, яке

виконується тестувальником за певну винагороду. Якщо тестувальники не перебувають з підприємством у трудових відносинах, оплата виконується на основі договору підряду на виконання робіт з тестування ПЗ. Сам же результат розробки не оподатковується, адже не є комерційним проектом і не спрямований на продаж.

6.2 Розрахунок вартості процесу розробки та оцінка економічної ефективності проекту

Для оцінки нематеріальних активів використовують міжнародні стандарти оцінки розрахунку вартості об'єктів інтелектуальної власності, розроблені IIAVIS (The International Assets Valuation Standards Committee).

Виконання розробки програмного забезпечення з огляду економічної моделі можна виконувати двома способами: процедурним та об'єктно-орієнтованим. Обидва підходи потребують залучення ресурсів у вигляді програмісти-розробників, тестувальників, керівника проекту, наукового ресурсу. Різниця виникає в самій схемі розробки, тривалості періоду розробки та відповідній вартості. Процедурний підхід для розробки ПЗ в основі якого лежать процедури і функції передбачає розробку ПЗ як монолітного композиту, що в подальшому, як правило, вимагає великих витрат на супровід та модернізацію. Об'єктно-орієнтований підхід, що ґрунтується на основі об'єктів певних класів, що описують певну область, описують певну поведінку (методи) та володіють властивостями (атрибутами), орієнтовані на варіанти використання та покроковий процес розробки [22].

Для початку робіт необхідно скласти технічне завдання на розробку, яке є основним документом, що регламентує подальшу роботу, та містить докладний опис необхідних функцій програми, інтерфейс, технології, інше. Вартість складання технічного завдання переважно складає до 10% від

планованої вартості розробки. Роботу зі складання технічного завдання веде керівник проекту разом із програмістами та консультуючись із замовником.

Усі програмісти, що працюють у штаті підприємства-розробника мають встановлено певний посадовий оклад. Місячний оклад, денна заробітна плата, трудомісткість (днів) і основна заробітна плата кожного учасника техпроцесу представлено у таблиці 6.1. Всі суми наведені в національній валюті – в гривні.

Таблиця 6.1 – Розрахункова вартість технологічного процесу розробки

Посада	Місячний оклад, грн.	Денна зар. плата, грн.	Об'єктно-орієнтований підхід		Процедурний підхід	
			Днів	Сума, грн.	Дні в	Сума, грн.
Керівник	66000,00	3000,00	10	30000,00	20	60000,00
Програміст	49500,00	2250,00	10	22500,00	20	45000,00
Тестувальник	33000,00	1500,00	8	12000,00	8	12000,00
Астрофізик	49500,00	2250,00	5	11250,00	5	11250,00
Додаткова зар. плата 20%			33	15150,00	53	25650,00
Фонд оплати праці 36,77%				27853,28		47157,53
Всього витрат на зар. плату				118753,28		201057,53
Військовий збір 1,5%				1781,30		3015,86
Єдиний соціальний внесок 3.6%				4275,12		7238,07
ПДВ, 15%				17812,99		30158,63
Всього				142622,69		241470,09

Згідно вимог та прорахованої кількості необхідних ресурсів на виконання, розробку, тестування та дослідницьку роботу було отримано основні часові рамки роботи над проектом. Так для об'єктно-орієнтованого підходу загальна тривалість роботи над ПЗ становить 33 робочих дні (під робочим днем розуміється 8-ми годинний робочий день), що включає роботу програміста, який, в свою чергу, являється і керівником розробки, роботу тестувальника та наукового працівника. Сума витрат на заробітну плату становить 142622,69 гривень включаючи всі види додаткових оплат. Для процедурного підходу до розробки суми дещо більші, адже затрачається більше часу на розробку. Так, при використанні процедурного підходу сумарна тривалість часу розробки становить 53 робочі дні, та витрати у вигляді виплат заробітної плати становлять 241470,09 гривень.

Витрати на науково-дослідницьку роботу та здійснення розробки програмних продуктів і об'єктно-орієнтованим, і процедурним способом включають:

Основна заробітна плата:

$$ЗП_{\text{осн } 1} = 75750 \text{ грн}; \quad ЗП_{\text{осн } 2} = 128250 \text{ грн.}$$

Додаткова заробітна плата обчислюється як $ЗП_{\text{дод}} = 0,2 \cdot ЗП_{\text{осн}}$.

$$ЗП_{\text{дод } 1} = 0,2 \cdot 75750 = 15150 \text{ грн}; \quad ЗП_{\text{дод } 2} = 0,2 \cdot 128250 = 25650 \text{ грн.}$$

Нарахування на фонд оплати праці (ФОП):

$$\text{ФОП}_{\text{ССВ}} = 0,3677 \cdot \text{ФЗП}$$

$$\text{ФОП}_{\text{ССВ1}} = 0,3677 \cdot 75750 = 27853,28 \text{ грн};$$

$$\text{ФОП}_{\text{ССВ1}} = 0,3677 \cdot 128250 = 47157,53 \text{ грн.}$$

Всього витрат:

$$В_{\text{ЗП1}} = ЗП_1 + \text{ФОП}_{\text{ССВ1}} + ЗП_{\text{дод1}} = 118753,28 \text{ грн};$$

$$В_{\text{ЗП2}} = ЗП_2 + \text{ФОП}_{\text{ССВ2}} + ЗП_{\text{дод2}} = 201057,53 \text{ грн.}$$

З цієї суми утримуються обов'язкові відрахування на заробітну плату: єдиний соціальний внесок, який складає 3,6% від суми нарахованої заробітної плати та податок на доходи фізичних осіб, який складає 15% від суми нарахованої заробітної плати, зменшеної на суму єдиного внеску на

загальнообов'язкове соціальне страхування та податкової соціальної пільги, військовий збір у розмірі 1,5%, від суми нарахувань.

До окремих витрат також відносяться витрати на куповані вироби (матеріальне забезпечення) та спец обладнання для підтримки експерименту, накладні витрати. Витрати, що будуть супроводжувати проект розробки, порівнюватимемо в двох можливих підходах розробки.

Матеріальні витрати визначаються як добуток кількості витрачених матеріалів та їх ціни (формула 6.1).

$$M_{Bi} = q_i \cdot p_i , \quad (6.1)$$

де q_i – кількість витраченого матеріалу i -го виду;

p_i – ціна матеріалу i -го виду.

Матеріальні витрати в рамках проекту наведені в таблиці 6.2. Загальна сума матеріальних витрат становить 3353 гривень.

Таблиця 6.2 – Матеріальні витрати

Найменування ресурсу	Кількість, шт.	Ціна одиниці, грн	Загальна сума, грн
Флешки	8	309,00	2472,00
Папір для друку А4, арк	500	0,158	79,00
Тонер для принтера	2	80,00	160,00
Дошка для записів	1	450,00	450,00
Перманентний маркер	16	12,00	192,00
Всього			3353,00

Розрахунок витрат на електроенергію одиниці обладнання визначаються за формулою:

$$Z_g = W * T * S, \quad (6.2)$$

де W – необхідна потужність, кВт;

T – кількість годин роботи обладнання;

S – вартість кіловат-години електроенергії, $S = 2,50$ грн/кВт·год.

$$Z_{B1} = 4,2 * 264 * 2,50 = 2772 \text{ грн};$$

$$Z_{B2} = 4,2 * 424 * 2,50 = 4452 \text{ грн};$$

Розрахунок суми амортизаційних відрахувань. Комп'ютери та оргтехніка належать до четвертої групи основних фондів. Для цієї групи річна норма амортизації дорівнює 60 %, вартість яких перевищує 1000 грн. і визначається:

$$A = \frac{C_B \cdot N_A \cdot T_{\text{фак}}}{T_{\text{год}}} \quad (6.3)$$

де C_B – балансова вартість обладнання, грн; э

N_A – норма амортизаційних відрахувань в рік, %;

$T_{\text{фак}}$ – фактичний час роботи обладнання по написанню програми, год;

$T_{\text{год}}$ – річний робочий фонд часу, год.

У даній формулі норма відрахувань на амортизацію рівна $N_A = 0,6$. Балансова вартість обладнання вказана в таблиці 6.3 і рівна $C_B = 103491$ гривень. Річний робочий фонд часу прийемо за $T_{\text{год}} = 2300$ годин. З них реальний фактичний робочий час становить $T_{\text{фак}} = 264$ години згідно об'єктно-орієнтованого підходу та $T_{\text{фак}} = 424$ годин згідно процедурного підходу.

Згідно вищезгаданої формули витрати на амортизацію становлять 7127,38 гривень та 11447 гривень для кожного підходу відповідно.

Принтер	1	3499,00	3499,00
Середовища розробки	4	299	1196
Операційна система Windows 10	4	3499,00	13996,00
Всього більше 1000 грн.			103491,00
Всього витрат на амортизацію			7127,38
Всього			110618,38
			114938

Таблиця 6.3 – Перелік необхідного обладнання

Найменування	Кількість, шт	Ціна, грн	Сума, грн
Комп'ютер	4	21199,00	84796,00

Продовження таблиці 6.3 – Перелік необхідного обладнання

Накладні витрати пов'язані з обслуговуванням виробництва, утриманням апарату управління та створення необхідних умов праці та закупівлю ресурсів та обладнання для розробки наведені в таблиці 6.3.

Залежно від організаційно-правової форми діяльності господарюючого суб'єкта, накладні витрати можуть становити 20–60 % від суми основної та додаткової заробітної плати працівників. Нехай вона буде дорівнювати 40%, що становить 36360 грн для об'єктно-орієнтованого і 61560 грн для процедурного підходу розробки.

Проведемо розрахунок вартості створюваного програмного продукту. Вартість продукції включає у собі собівартість і планований прибуток. Найважливішим моментом для розробника, з економічної точки зору, є процес встановлення ціни.

Можна отримати загальні значення витрат на розробку та реалізацію проекту, враховуючи всі вище описані затрати та нарахування. Цей вид витрат складається з сум витрат на оплату праці (всього витрати на оплату праці), матеріальні затрати, затрати на електроенергію, накладні витрати,

витрати на обладнання, враховуючи амортизації обладнання на час виконання проекту.

Собівартість продукції – це сума грошових витрат підприємства (фірми) на виробництво і збут одиниці продукції, виконання робіт та надання послуг.[26]

Повна собівартість програмного продукту дорівнює сумі усіх витрат на його виробництво: 256594,07 грн використовуючи об'єктно-орієнтований підхід, 359761,09 грн при процедурному підході розробки.

Ефективність виробництва – це узагальнене і повне відображення кінцевих результатів використання робочої сили, засобів та предметів праці на підприємстві за певний проміжок часу.

Економічна ефективність (E) полягає у відношенні результату виробництва до затрачених ресурсів:

$$E = \frac{П}{Cв} \quad (6.4)$$

де $П$ – прибуток, $П = B - Cв$; $Cв$ – собівартість.

У випадку даної розробки, маючи некомерційний проект без економічно корисного результату, можна прогнозувати, що економічна ефективність прямує до 0 у обох випадках. Однак це не є причиною для негативного економічного висновку щодо даного проекту, адже такого плану розробки приносять користь у вигляді інтелектуальних ресурсів, і, переважно, фінансуються або виконуються на замовлення організацій, зацікавлених в отриманні результатів досліджень та розробок. Фінансування не можна вважати отриманим доходом від реалізації. Однак за надходження коштів на реалізацію ззовні можна вважати ефективність проекту рівною 1 ($E = 1$), що означає перекриття витрат на розробку у повній мірі, тобто фінансування.

Якщо ринкова вартість програмного продукту рівна прийнятій, то економічна ефективність визначається встановленим рівнем прибутку. Поряд із економічною ефективністю розраховують термін окупності капітальних вкладень ($T_{ок}$):

$$T_{ок} = \frac{1}{E} \quad (6.5)$$

У нашому випадку прямого прибутку не існує. Прибуток можна прогнозувати на підприємствах, організаціях чи відомствах, що зацікавлені в дослідженні. Окупність же для розробки даного ПЗ за ефективності рівній одиниці можна вважати теж рівній 1 згідно формули 6.4.

Виходячи із експертних оцінок і складності програми, приймемо величину витрат на супровід і модернізацію програмного забезпечення, створеного за об'єктно-орієнтованим методом 15% (38489,11 грн) від початкових витрат, а за процедурним – 20% (71952,22 грн).

Однак варто зауважити, що розробка спрямована на короткотривалу підтримку та не прогнозує модернізації. У разі ж необхідності розробки такого ж або суміжного ПЗ можна вважати за доцільно розпочинати розробку з початкових етапів, що потягне за собою нові витрати у повній мірі. Тобто у разі короткотермінової підтримки все ж за доцільніше обирати об'єктно-орієнтовану модель розробки, адже вартість короткотермінової підтримки згідно цієї моделі не вплине значно на сукупну вартість розробки.

Здана в експлуатацію система не завжди цілком завершена, її треба змінювати протягом терміну експлуатації. Внаслідок змін система стає більш складною і погано керованою. Об'єктно-орієнтоване представлення програми дозволяє навіть середньому програмісту швидко і ефективно супроводжувати і модернізувати програми, що значно скорочує подальші витрати на супровід і модернізацію [27].

Сумарні дані економічного розрахунку розробки даного проекту наведені в таблиці 6.4.

Таблиця 6.4 – Загальні витрати

Вид витрат	Об'єктно-орієнтований підхід, грн	Процедурний підхід, грн
Зарплата основна	75750,00	128250,00
Зарплата додаткова	15150,00	25650,00
Фонд заробітної плати	90900,00	153900,00

Продовження таблиці 6.4 – Загальні витрати

Відрахування на ФОП	27853,28	47157,53
Разом на оплату праці	118753,28	201057,53
Матеріальні витрати	3353,00	3353,00
Електроенергія	2772,00	4452,00
Амортизація	7127,38	11447,00
Накладні витрати	36360,00	61560,00
Разом на ін. витрати	153303,38	184303,00
Собівартість	256594,07	359761,09
Прибуток	0,00	0,00
Вартість розробленого ПЗ	272056,66	385360,53
Економічна ефективність	1	1
Термін окупності	1	1
Собівартість модернізації	64148,52	17988,06
Супровід і модернізація	102637,63	35973,11
Загальні витрати на розробку	295083,18	395734,2
Порівняльна економія витрат (для виробника)	100651,02	–
Загальні витрати (для споживача, на придбання програмного прод.)	310545,77	457312,75
Порівняльна економія витрат (для споживача)	146766,98	–
Дохідність проекту для споживача за витратною частиною	-290748,41	-428158,96
Економія	137410,56	–

Загальна вартість пропонованих робіт становить 310545,77 гривень для процедурного і 457312,75 гривень для об'єктно-орієнтованого підходів

розробки. В даному випадку реалізації проекту варто вибрати об'єктно орієнтований підхід для розробки даного ПЗ, адже фінансово це більш вигідно. Також у даній методиці розробки кращі часові рамки та перспективи підтримки і модернізації. У оцінці вартості продукту варто враховувати можливість фінансування та спонсорвання проекту, що дозволить гнучко та ефективно підійти до розробки та організації праці.

ВИСНОВКИ

В результаті виконання даної дипломної роботи було проведено детальний аналіз предметної області проекту. До предметної області належить різноманітні системи відліку, кожна з яких було детально описано. А також орбітальна механіка і моделі збурень що теж були розглянуті. Була поставлена задача на реалізацію.

На основі аналізу предметної області була обрана перспективна і популярна аналітична модель спрощених загальних збурень і детально описаний та проаналізований її математичний апарат у випадку ініціалізації та оновлення.

Було обрано методологію розробки що підходить під запланований проект, а також було обрано сучасну версію інтерпретатора мови програмування Python і відповідне інтегроване середовище розробки JetBrains PyCharm.

Відповідно була реалізована система моніторингу штучних супутників Землі з програмним інтерфейсом і всіма потрібними для неї модулями. Система розповсюджується на безоплатній основі в програмному пакеті у вигляді бібліотеки в електронному варіанті. Проведено економічне обґрунтування розробки такої системи з графічним інтерфейсом і розширеним функціоналом.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Escobal, P.R. (1965), *Methods for Orbit Determination*, Krieger Publishing Company, Malabar, Florida, USA
2. Franklin, G.F., Powell, J.D. and Workman, M. (1998), *Digital Control of Dynamic Systems - Third Edition*, Addison Wesley, Menlo Park, California, USA
3. Jacobs, M.J. (1995), *A Low Cost, High Precision Star Sensor*, M.Eng thesis, University of Stellenbosch
4. Jones, J.P. and Beckerman, M. (1999), *Analysis of Errors in a Special Perturbations Satellite Orbit Propagator*, Oak Ridge National Laboratory, Oak Ridge, Tennessee, USA, Report nr. ORNL/TM-13726
5. Jordaan, L.J. (1996), *An extended Kalman filter observer for autonomous orbit determination*, M.Eng thesis, University of Stellenbosch
6. Knowles, S.H. (1995), *a Comparison of Geocentric Propagators*, Paper AAS-95-429 presented at the AAS/ AIAA Astrodynamics Conference, Halifax, Nova Scotia, Canada
7. Meeus, J. (1991), *Astronomical Algorithms*, Willman-Bell Inc., Richmond, Virginia, USA
8. Meraim, J.L. and Kraige, L.G. (1997), *Engineering Mechanics, Dynamics-Fourth Edition*, John Wiley, New York
9. Mostert, S., Cronje, T. and Du Plessis, F. (1998), *The SUNSAT Micro Satellit Program: Technical performance and limits of imaging micro satellites* Proceedings of the fourth International Symposium for Small Satellites, Systems and Services, Antibes Juan-les-Pins, France
10. Nagarajan, N., Seetharama Bhat, M. and Kasturirangan, K. (1991), *A Novel Autonomous Orbit Determination System using Earth Sensors (Scanner)* Acta Astronautica, Vol. 25, No.2
11. Pocha, J.J. (1987), *An introduction to mission design for geostationary satellites*, D.Reidel Publishing Company, Dordrecht, The Netherlands

12. Psiaki, M.L. (1995), *Autonomous Orbit and Magnetic Field Determination Using Magnetometer and Star Sensor Data*, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 18, No.3, May-June 1995
13. Psiaki, M.L. (1999), *Autonomous Orbit and Magnetic Field Determination Using Magnetometer and Sun Sensor Data*, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 22, No.2, March-April 1999
14. Seidelmann, P.K. (1992), *Explanatory Supplement to the Astronomical Almanac*, University Science Books, Mill Valley, California, USA
15. Shum, C.K., Ries, J.C., Abusali, P.A.M., Casey, J.M. and Tapley, B.D (1995), *Application of Precision Orbit Determination Techniques to Space Object Tracking and Radar Calibration*, Paper AAS-95-386 presented at the AAS / AIAA Astrodynamics Conference, Halifax, Nova Scotia, Canada
16. Steyn, W.H. (1990), *Attitude Control Algorithms and Simulation Programs for Low Earth Orbit Spacecraft*, M.Sc. thesis, University of Surrey,
17. Hoots, Felix R. et al. 1986. "Improved General Perturbations Prediction Capability." Air Force Space Command, Astrodynamics Analysis Memorandum 86-3.
18. Hoots, Felix R., and R. G. France. 1983. "Performance of an Analytic Satellite Theory in a Real World Environment."
19. Hoots, Felix R., and R. L. Roehrich. 1980. "Spacetrack Report #3: Models for Propagation of the NORAD Element Sets." U.S. Air Force Aerospace Defense Command, Colorado Springs, CO.
20. Hoots, Felix R., P. W. Schumacher, and R. A. Glover. 2004. History of Analytical Orbit Modeling in the U. S. Space Surveillance System. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 27(2):174–185.
21. Hujsak, R. S. 1979. "Spacetrack Report #1: A Restricted Four Body Solution for Resonating Satellites Without Drag." U.S. Air Force Aerospace Defense Command, Colorado Springs, CO.

22. Hujzak, R. S., and F. R. Hoots. 1977. "Deep Space Perturbations Ephemeris Generation. Aerospace Defense Command Space Computational Center Program Documentation, DCD 8, Section 3, 82:104."
23. Jacchia, L. G. 1970. "New Static Models of the Thermosphere and Exosphere with Empirical Temperature Profiles." SAO Report 313. Cambridge, MA: Smithsonian Institution Astrophysical Observatory.
24. Kaya, Denise, et al. 2004. "AFSPC Astrodynamical Standard Software." Paper AAS 04-124 presented at the AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference. Maui, HI.
25. Lane, M. H. 1965. "The Development of an Artificial Satellite Theory Using Power-Law Atmospheric Density Representation." AIAA Paper 65-35.
26. Lane, M. H., and K. H. Cranford. 1969. "An Improved Analytical Drag Theory for the Artificial Satellite Problem." AIAA Paper No. 69-925.
27. Lane, M. H., and F. R. Hoots. 1979. "Spacetrack Report #2: General Perturbations Theories Derived from the 1965 Lane Drag Theory." Aerospace Defense Command, Peterson AFB, CO.

ДОДАТКИ

Додаток А – Технічне завдання

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
ТЕРНОПІЛЬСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ІМЕНІ ІВАНА ПУЛЮЯ
Кафедра “Програмної інженерії”

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедру
програмної інженерії
Петрик Михайло Романович
“19” червня 2019 р.

ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи магістра

“Розробка системи моніторингу положення штучних супутників Землі на
основі мови Python”

Розробники
Керівник проекту
д.т.н. проф. Пастух О.А.
19 “червня” 2019 р.

Виконавець:
студент Лещук Н.В.
19 “червня” 2019 р.

Тернопіль 2019

ЗМІСТ

Вступ

1. Підстави до розробки
2. Призначення до розробки
3. Вимоги до програмного продукту
 - 3.1 Функціональні характеристики
 - 3.2 Склад та параметри технічних засобів
 - 3.3 Інформаційна та програмна сполучність
4. Стадії розробки
5. Програмна документація
6. Порядок контролю та приймання

1 ПІДСТАВИ ДО РОЗРОБКИ

Розробка проводиться у відповідності до календарного плану виконання дипломної роботи магістра на 2019р. за спеціальністю 121 «Інженерія програмного забезпечення».

Тема роботи: «Розробка системи моніторингу положення штучних супутників Землі на основі мови Python».

2 ПРИЗНАЧЕННЯ РОЗРОБКИ

Програмний продукт призначений для надання потрібної інформації про положення супутників на орбіті Землі. Дане програмне забезпечення буде розроблене для ПК.

Метою роботи є аналіз та реалізація найновішої ревізії математичної моделі спрощених загальних збурень №4 на мові програмування Python, яка є важливою для моніторингу положення навколоземних об'єктів на їх орбітах в довільний момент часу.

Даний продукт дозволить користувачам значно економити час при пошуку необхідної програмної системи.

3 ВИМОГИ ДО ПРОГРАМНОГО ПРОДУКТУ

3.1 Функціональні характеристики

Програмний продукт має забезпечити виконання наступних дій:

- Реалізувати модель прогнозування SGP4;
- Реалізувати необхідний програмний інтерфейс для легкого вводу/виводу даних;
- Використовувати сучасне середовище та мову програмування.
- Розраховувати ефемериди для багатьох супутників.
- Конвертувати орбітальні елементи і дату.

3.2 Склад та параметри технічних засобів

Функціонування програми забезпечується: ПК, процесор з розрядністю x64/86, з 1 Гб оперативної пам'яті, встановленою системою Windows XP/7/10, та не менш 50 Мб вільного місця на жорсткому диску.

3.3 Інформаційна та програмна сполучність

Програмний продукт повинен коректно функціонувати під керуванням ОС Microsoft Windows XP/7/10. Програмний продукт має назву "Monitoring-System" і повинен бути написаний мовою програмування Python.

4. СТАДІЇ РОЗРОБКИ

- - аналіз предметної галузі;
- - ознайомлення з документацією Python;
- - розробка програмної математичної моделі;
- - тестування програмного продукту;
- - оформлення супровідної документації;
- - задача продукту.

5. ПРОГРАМНА ДОКУМЕНТАЦІЯ

Для програмного продукту повинні бути розроблені наступні документи:

- Технічне завдання;
- Пояснювальна записка;

6. ПОРЯДОК КОНТРОЛЮ ТА ПРИЙМАННЯ

Розроблений програмний продукт має виконувати всі вимоги, що складаються з перерахованих у п.3.1 характеристик.

Приймання проводиться спеціально створеною комісією в термін до

“24”

грудня

2019р.

УДК 520.88

Н.В. Лещук

Тернопільський національний технічний університет імені Івана Пулюя

МЕТОДИ МОНІТОРИНГУ ПОЛОЖЕННЯ ШТУЧНИХ СУПУТНИКІВ ЗЕМЛІ

Моделі руху в космосі використовують інформацію поточного положення супутника для прогнозування майбутнього положення супутника. Як спрощений приклад, уявіть собі автомобіль, який рухається вниз по шосе. Якщо ми знаємо місце розташування та швидкість руху машини, ми можемо зробити точний прогноз, де буде знаходитися машина через годину. Аналогічно для супутників, якщо ми знаємо положення та швидкість тепер, ми можемо обґрунтовано здогадатися, де буде супутник у майбутньому. Однак супутник на своєму шляху зустрічає зрушення чи збурення, що ускладнює його рух. Ці збурення спричинені формою Землі (сферичними гармоніками), опором атмосфери, випромінюванням та впливом інших тіл (Сонця та Місяця).

Моделі руху потрібні, оскільки телескопів просто недостатньо, щоб спостерігати за всім небом одночасно. Таким чином, знаходиться позиція та швидкість об'єкта один раз, а потім використовується модель, щоб дізнатись, де він знаходитиметься в майбутньому, якщо коли-небудь доведеться знову знайти його.

В основі архітектури системи моніторингу лежать алгоритми розрахунку положення супутників, що носять загальну назву спрощені моделі збурень (SM3/SGP) - це набір із п'яти математичних моделей (SGP, SGP4, SDP4, SGP8 та SDP8), які використовуються для обчислення орбітальних векторів стану супутників та космічного сміття відносно орієнтованої на Землю інерціальної системи координат. Цей набір моделей часто називають SGP4 через частоту використання цієї моделі, особливо для дворядкових наборів елементів, вироблених NORAD та NASA.

Ці моделі прогнозують вплив збурень, спричинених впливом форми Землі, тягання, випромінювання та гравітації інших тіл, таких як Сонце та Місяць. Спрощені моделі загальних збурень (SGP) застосовуються до навколоземних об'єктів з орбітальним періодом менше 225 хвилин. Моделі спрощених глибинних космічних збурень (СДП) застосовуються до об'єктів з орбітальним періодом, більшим за 225 хвилин, що відповідає висоті 5877,5 км, якщо вважати кругову орбіту.

Моделі SGP4 та SDP4 були опубліковані разом з зразком коду в FORTRAN IV в 1988 році з уточненнями щодо оригінальної моделі для обробки більшої кількості об'єктів на орбіті з того часу. SGP8/SDP8 вніс додаткові вдосконалення для боротьби з орбітальним занепадом.

Модель SGP4 має похибку ~ 1 км в епоху і зростає на $\sim 1-3$ км в день. Ці дані часто оновлюються в джерелах NASA та NORAD через цю помилку. Оригінальна модель SGP була розроблена Козаєм в 1959 році, доопрацьована Hilton & Kuhlman в 1966 році і спочатку використовувалася Національним центром контролю за космічним спостереженням (а пізніше Мережею космічного спостереження США) для відстеження об'єктів на орбіті. Модель SDP4 в епоху має помилку 10 км.

Моделі з глибоким простором SDP4 і SDP8 використовують лише "спрощене перетягування" рівнянь. Точність тут не викликає особливого занепокоєння, оскільки корпуси супутників із високим перетягуванням не залишаються у "глибокому космосі" дуже довго, оскільки орбіта швидко стає нижчою та близькою до кругової. SDP4 також додає місячні — сонячні сили тяжіння до всіх орбіт і терміни резонансу Землі спеціально для цілодобових геостаціонарних та 12-годинних орбіт Молній.

ДОДАТОК В – CD з програмним кодом