

Міністерство освіти і науки України
Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет систем управління літальними апаратами

Кафедра систем управління літальних апаратів

Пояснювальна записка

до дипломної роботи

магістра

(освітньо-кваліфікаційний рівень)

на тему «Дослідження ітеративного методу наведення ракети-носія космічного
призначення»

ХАІ.301.361.200.272.00153002 ПЗ

Виконав: студент 6 курсу, групи 361
спеціальності

272 “Авіаційний транспорт”

Освітньо-професійна програма

“Інтелектуальні транспортні системи”

Гуртовий О.О

(прізвище та ініціали студента)

Керівник к.т.н. Лук’янович О.Є.

(прізвище та ініціали)

Рецензент _____

(прізвище та ініціали)

м. Харків – 2020 рік

Міністерство освіти і науки України
 Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
 «Харківський авіаційний інститут»

Факультет систем управління літальними апаратами

Кафедра систем управління літальних апаратів

Ступінь вищої освіти магістр

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»
(шифр і назва)

Освітня програма «Інтелектуальні транспортні системи»
(назва)

ЗАТВЕРДЖУЮ
 Завідувач кафедри
 систем управління ЛА

к.т.н., доц. К.Ю. Дергачов

“ ” 20 року

З А В Д А Н Н Я
НА ДИПЛОМНУ РОБОТУ СТУДЕНТУ

Гуртового Олексія Олександровича

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема роботи Дослідження ітеративного методу наведення ракети-носія космічного призначення

керівник роботи к.т.н. Лук'янович О.Є.
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом вищого навчального закладу від . . 2020 року № -
 уч

2. Строк подання студентом роботи: 11 грудня 2020 року

3. Вихідні дані до роботи Ітеративний метод наведення ракети-носія космічного призначення

4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити) розробка більш точних методів управління рухом ракети - носія.

5. Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслень)

Структурна схема систем навігації і наведення; Системи управління об'єктом; Структурна схема алгоритму ітеративного методу наведення; Параметри орбіти; Зміна програмного кута тангажа; Зміна приросту координат; Зміна значень приростів швидкості; Таблиця відхилення параметрів траєкторії і елементів орбіт;

6. Консультанти розділів роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Стан проблеми	к.т.н. Лук'янович О.Є.		
Аналіз та синтез системи	к.т.н. Лук'янович О.Є.		
Конструктор. частина	к.т.н, доцент Джулгаков В.Г.		
Дослідницька частина	к.т.н. Лук'янович О.Є.		
Експериментально - практична частина	к.т.н. Лук'янович О.Є.		
Економічне обґрунтування	д.екон.н., професор Хлівна І.В.		

7. Дата видачі завдання _____

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів дипломної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1.	Початок переддипломної практики	01.09.2020	
2.	Формулювання теми роботи. Розробка технічного завдання	18.09.2020	
3.	Математичний опис системи управління. Аналіз і синтез системи управління. Проведення експериментальних досліджень	16.10.2020	Залік з переддипломної практики
4.	Конструкторська частина роботи. Дослідницька частина роботи. Експериментально-практична частина. Економічне обґрунтування розробки. Розробка питань охорони праці і безпеки в надзвичайних ситуаціях	20.11.2020	
5.	Оформлення розрахунково-пояснювальної записки і графічного матеріалу	04.12.2020	
6.	Попередній захист роботи. Рецензування роботи	11.12.2020	
7.	Захист роботи	17.12.2020	

Студент _____ Гуртовий О.О.
(підпис) (прізвище та ініціали)Керівник роботи _____ к.т.н. Лук'янович О.Є.
(підпис) (прізвище та ініціали)

Міністерство освіти і науки України
Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Кафедра 301

«ЗАТВЕРДЖУЮ»

Завідуючий кафедрою

к.т.н., с.н.с., доцент

_____ К. Ю. Дергачов

«__» _____ 2020 р.

ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ

на дипломне проектування

Гуртового Олексія Олександровича

1 Тема роботи: «Дослідження ітеративного методу наведення ракети-носія космічного призначення»

затверджена наказом по університету від «__» _____ 2020 р. № _____.

2 Строк здачі студентом закінченої роботи «11» _____ грудня _____ 2020 р.

3 Область застосування розробки: Дослідження систем наведення ракети-носія космічного призначення

4 Початкові дані для розроблювальної системи

4.1 Призначення і мета створення системи: Метою роботи є оцінка методичної погрішності ітеративного методу наведення ракети-носія. Основне призначення: вироблення команд, що управляють та гарантують досягнення деяких заздалегідь встановлених кінцевих умов навіть при неномінальних ситуаціях.

4.2 Загальні відомості Як об'єкт управління розглядається 3-х ступінчаста ракета з рідинним ракетним двигуном

5 Технічні вимоги до каналів системи управління

5.1 Питання, що підлягають розробці: розробка більш точних методів управління рухом ракети-носія.

5.2 Режим роботи системи: безперервний

5.3 Показники якості системи управління: збільшення точності виведення корисного навантаження і мінімізація витрати палива

5.4 Вимоги до приладового складу системи: система управління повинна вирішувати наступні завдання: навігація, наведення, стабілізація

5.5 Вимоги до взаємозамінності блоків: реалізація схеми управління з двома петлями зворотного зв'язку

6 Умови експлуатації системи

6.1 Кліматичні вимоги до експлуатації (температура середовища, вологість і т. ін.)

а) температура навколишнього середовища: -270°C до $+200^{\circ}\text{C}$

б) вологість навколишнього середовища: до 100%

в) змога працювати як при атмосферному тиску, так і поза його межами

6.2 Механічні вимоги (вібрація, перекося, удари): запобігання вібрації та трясці

6.3 Наявність перешкод (магнітні впливи, тощо): перепади щільності, можливі магнітні впливи, забруднення системи, вітри, бурі, тощо.

6.4 Електричні параметри системи (потужність, стабільність): +5В, +27В, +36В

7 Додаткові функції, реалізовані системою (сигналізація про несправності): немає

8 Обсяг виконуваних розроблювачем робіт

8.1 Етапи проведення роботи: аналітичний огляд літератури, розгляд систем наведення, стабілізації, навігації та систем управління польотом, опис математичної моделі, отримання графіків зміни програмного кута тангажа, економічна частина, висновок, перелік використаних джерел, додатки

8.2 Обсяг розробки по кожному етапу: титульний лист (1 сторінка), специфікація (5-6 сторінок), анотація (1 сторінка), зміст (2-3 сторінки), список символів, скорочень (1 сторінка); аналіз технічного завдання (2 сторінки); постановка задач проектування, цілі, завдання, структура і вибір рішення проблеми (10-12 сторінок); алгоритми реалізації моделей (9-10 сторінок); опис системи, проведення експериментальних

досліджень, отримання характеристик, обробка результатів (10-12 сторінок), економічна частина (9-10 сторінок), висновки (2 сторінки).

9 Параметри устаткування системи: наявність зворотнього зв'язку та трьохканальної замкнутої динамічної системи

10 Вимоги безпеки: елементи системи повинні бути пожежобезпечні, припинення роботи одних пристроїв не повинно призводити до порушення роботи інших.

11 Дослідницька частина: реалізація алгоритму ітеративного методу наведення

12 Експериментально-практична частина: містить опис математичної моделі, кінематичні параметри, опис моделі Землі та елементів орбіти

13 Економічна частина

13.1 Розробити (розрахувати, одержати): науково-технічний ефект, кошторису витрат на НДР а також економічного ефекту від впровадження НДР

13.2 Умови і вимоги: дотримання методів розрахунків та точності результатів

13.3 Очікуваний результат: Економічні показники результатів НДР

14 Перелік графічних матеріалів із зазначенням форматів: мета, тема і завдання роботи по кожному розділу (1-8), 3 плакати формату А1

Керівник роботи

к.т.н. Лук'янович О.Є.

(П.І.Б.)

« » _____ 2020 р.

Прийняв до виконання

Гуртовий О.О.

(П.І.Б. студента)

« » _____ 2020 р.

Погоджено з питань:

конструкції

к.т.н, доцент Джулгаков В.Г.

(П.І.Б.)

« » _____ 2020 р.

дослідницької частини

к.т.н. Лук'янович О.Є.

(П.І.Б.)

« » _____ 2020 р.

економіки

д.екон.н., професор Хлівна І.В.
(П.І.Б.)

« » _____ 2020 р.

РЕФЕРАТ

Сторінок 124 , рисунків 10 , таблиць 7 , джерел 35, додатків 5.

Дана робота присвячена опису оцінки методичної погрішності ітеративного методу наведення ракети-носія. В роботі представлена загальна характеристика проблеми, виконаний аналіз і синтез системи управління. За допомогою синтезу проведено регулювання закону управління, який забезпечує необхідну якість перехідних процесів. Проведено аналіз отриманих результатів.

У конструкторській частині приведений алгоритм роботи системи обчислення параметрів траєкторії виведення на орбіту РН.

В експериментальній частині містяться результати розрахунків відхилення параметрів траєкторії і елементів орбіт.

В економічній частині проведений розрахунок собівартості методу і ціни виконання наукових досліджень.

РАКЕТА-НОСІЙ, ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ, СИСТЕМА СТАБІЛІЗАЦІЇ, НАВЕДЕННЯ ТА НАВІГАЦІЇ РАКЕТИ - НОСІЯ, МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ, ФУНКЦІОНАЛЬНА СХЕМА.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

- АЦП – аналого-цифровий перетворювач.
БІНС – безплатформна інерціальна навігаційна система;
БЦОМ – бортова цифрова обчислювальна машина;
ІНС – інерціальна навігаційна система;
ККП – комплекс командних приладів;
КН – корисне навантаження;
НП – навігаційний параметр;
НС – навігаційна система;
ПЗ – польотне завдання;
РН – ракета-носій;
САУ – система автоматичного управління;
ТЗ – технічне завдання.

ЗМІСТ

Анотація	11
Вступ.....	12
1 Оцінка стану проблеми наведення ракет–носіїв.....	13
1.1 Оцінка стану проблеми.....	13
1.2 Аналіз технічного завдання	16
1.3 Огляд літератури	16
1.4 Патентний пошук	18
1.5 Висновки	18
2 Опис функціонування системи управління польотом.....	19
2.1 Опис пристрою і принципу дії системи управління польотом та збурюючих впливів.....	19
2.2 Формування функціональної схеми системи	20
2.3 Аналіз властивостей системи автоматичного управління.....	23
2.3.1 Завдання, що вирішуються навігацією	23
2.3.2 Методи навігації, фізичні принципи побудови навігаційних систем і їх класифікація	23
2.3.3 Типові структури БЦОМ.....	25
2.3.4 Система наведення.....	27
2.3.5 Функціональне наведення.....	27
2.4 Прямий (Ітеративний) метод наведення РКП. Аналіз закону управління для пристрою автоматичного управління	29
2.4.1 Оптимальна програма виведення на орбіту	29
2.4.2 Багатокрокові адаптивні алгоритми.....	29
2.4.3 Основи ітеративного наведення	31
2.4.4 Загальна постановка задачі методу	33
2.4.5 Вибір закону управління рухом РН при запуску ШСЗ	34
2.5 Висновки	36
3 Конструкторська частина	37
3.1 Побудова алгоритму ітеративного методу наведення	37
3.2 Структурна схема алгоритму ітеративного методу наведення	42
3.3 Особливості реалізації алгоритму ітеративного методу наведення	44
3.3.1 Прогноз термінальних параметрів	44
3.3.2 Визначення середнього значення програм кутів тангажу і рискання.	48
3.3.3 Визначення змінних програм тангажу і рискання.....	51
3.4 Висновки	55
4 Дослідницька частина.....	56
4.1 Опис математичної моделі РН.....	56
4.2 Кінематичні параметри	57
4.3 Модель зовнішнього середовища.....	60
4.3.1 Модель гравітаційного поля Землі.....	60
4.3.2 Модель атмосфери	60
4.4 Модель тяги РН	61

4.5 Аеродинамічні сили	64
4.6 Рівняння руху.....	64
4.7 Висновки	65
5 Експериментально – практична частина.....	66
5.1 Елементи орбіти	66
5.2 Елементи початкових орбіт.....	68
5.3 Варіації елементів орбіти	71
5.3.1 Еліптична орбіта.....	71
5.3.2 Кругова орбіта	72
5.3.3 Екваторіальна орбіта.....	73
5.4 Обробка результатів вимірювання	73
5.4.1 Метод статистичних випробувань.....	74
5.4.2 Метод граничних відхилень.....	76
5.5 Результати розрахунків.....	76
5.6 Висновки	79
6 Економічна частина	80
6.1 Мета економічного розділу	80
6.2 Опис програмного продукту	80
6.3 Сегментування ринку	81
6.4 Аналіз конкурентоспроможності.....	83
6.5 Розрахунок собівартості і ціни	84
6.6 Висновки	86
Висновки	87
Список використаних джерел	88
Додаток А.....	90
Додаток Б	115
Додаток В	120
Додаток Г	122
Додаток Д.....	123

АНОТАЦІЯ

Метою дипломної роботи є оцінка методичної погрішності ітеративного методу наведення ракети-носія.

Основне призначення системи наведення полягає у виробленні команд, що управляють, які гарантують досягнення деяких заздалегідь встановлених кінцевих умов навіть при неномінальних ситуаціях.

Як об'єкт управління розглядається 3-х ступінчаста ракета з рідинним ракетним двигуном. Виведення корисного навантаження здійснюється на перехідній до геостаціонарної орбіти.

Отримані наступні результати: графіки зміни програмного кута тангажа, зміни приросту координат, зміни значень приростів швидкості і таблиці відхилення параметрів траєкторії і елементів орбіт. З результатів видно, що методична погрішність незначна в порівнянні з інструментальною. Тому отримані результати задовольняють всім вимогам, що пред'являються до об'єктів такого класу.

Застосування ітеративного методу наведення дозволяє істотно підвищити точність виведення корисного навантаження і при цьому мінімізувати витрату палива.

ВСТУП

Тема даної дипломної роботи є актуальною в зв'язку зі значним зростанням вимог до точності виведення космічних апаратів на навколоземну орбіту.

Сучасні системи управління забезпечують досить високу точність виведення корисного навантаження на орбіту. Як правило, це досягається як завдяки розробці все більш точних навігаційних приладів і методів управління рухом ракет-носіїв, так і завдяки врахуванню всіх складових похибок на попередньому етапі проектування. Тому, перед пуском необхідно провести оцінку точності, що дозволить в подальшому зменшити похибки, що виникають при виведенні космічного апарату ракетою-носієм на навколоземну орбіту.

Необхідно відзначити, що, не дивлячись на складне економічне становище в країні, розвиток космічних проектів - важливий чинник, що впливає на прогрес нашого економічного потенціалу в цілому, завдяки чому створюються всі технологічні можливості, які застосовуються в різних галузях промисловості.

Дана робота присвячена оцінці точності виведення корисного навантаження на орбіту на підставі інформації про опорну траєкторії і методичних похибок.

1 ОЦІНКА СТАНУ ПРОБЛЕМИ НАВЕДЕННЯ РАКЕТ–НОСІЇВ

1.1 Оцінка стану проблеми

Сучасний стан технологічного розвитку людства характеризується широким використанням швидкісних транспортних засобів наземного, морського та космічного базування за умов підвищеної уваги до проблем безпеки життєдіяльності. Це висуває підвищені вимоги до точності, доступності, оперативності та економічності систем визначення місцеположення (позиціонування) окремих об'єктів та їх скерування до заданого місця призначення (управління на віддалі).[19]

Метою роботи є дослідження ітеративного методу наведення ракети космічного призначення.

Основне завдання проекту – оцінка методичної погрішності ітеративного методу наведення ракети космічного призначення.

Рух будь-якого літального апарату характеризують такі основні параметри, як: швидкість, висота, кут атаки і кут тангажа.

Введення ітеративного методу наведення дозволяють значно збільшити точність виведення КН на орбіту та оптимізувати витрату палива у реальних умовах.

В процесі розв'язання цієї задачі, потрібно чітко дотримуватися розроблених перед запуском алгоритмів наведення, стабілізації та навігації. Для того, щоб точно здійснити політ за заданою траєкторією, потрібно спрямувати політ ракети з початку її запуску. Важливо враховувати всі можливі впливи атмосфери, температуру середовища, можливі перекося та тряску, тощо. Крім цього варто враховувати ще і саме стартове положення ракети-носія, так як воно являється базою самого польоту. Якщо стартова позиція відхилена бодай на декілька градусів, тоді треба створювати алгоритми для стабілізації ракети по крену, що викликає додаткові незручності та енергозатрати[2].

Система навігації використовується для того, аби точно визначити поточні координати. Вона складається з великої кількості приборів (акселерометрів, гіроскопів, тощо), що точно вимірюють координати зв'язаної системи координат відносно абсолютної, при цьому враховуються також різні природні чинники.

Наведення та стабілізація сприяють досягненню бажаної кінцевої координати. Але слід враховувати також те, що значну роль займає ітеративний метод у цьому далеко не простому завданні[10].

Використання ітеративного методу дозволяє не просто визначити положення РН в просторі та зберігати політ в приблизній траєкторії, а точно віднаходити поточні координати в просторі через визначений час всього польоту, та стабілізувати політ таким чином, що з кожної поточної точки знаходження об'єкту будуються розрахунки відносно кінцевої точки «прибуття». Постійно наводячись та стабілізуючи курс у правильному напрямку відносно заданої кінцевої координати ракета–носії має змогу не

тільки точно дотримуватися зазначеної траєкторії польоту, а й знизити небажані витрати палива[6].

Тож виходячи з цього автоматичні засоби управління кутовим положенням ракети–носія стали прообразом сучасних систем автоматичного управління польотом. При появі неузгодженостей між поточними і необхідними значеннями кутових параметрів положення ракети, автоматичне управління кутовим положенням виконує ряд операцій та шляхом відхилення рулів, корегує неточності та дотримується правильного курсу[35].

РН обертається щодо поперечної осі, тобто зі зміною самого кута тангажу, а також і з поворотом вектора швидкості, цьому сприяє автоматичне управління кутом тангажу. Обертання ракети щодо поперечної осі може відбуватися під впливом поздовжніх моментів, тоді поворот вектора швидкості викликається зміною нормальних сил. Обертання поздовжньої осі описується рівнянням поздовжніх моментів, а обертання повороту вектора швидкості - рівнянням нормальних сил. Звідси повороти подовжньої осі та вектора швидкості взаємно пов'язані через кут атаки. Так само, як і зміна кута тангажу, зміна кута нахилу траєкторії змінюють кут атаки, яким визначається, з одного боку, величина поздовжнього моменту власної стійкості, а з іншого - величина підйомної сили.

Так само як і автоматизація літальних апаратів, автоматизація ракет–носіїв має бути комплексною, тобто такою, коли автоматизується вся послідовність функцій зі збору інформації про режими польоту і про обстановку в повітрі, по переробці інформації, виробленні законів управління, з управління, наведення і контролю[1].

Основне призначення РН – це виведення найбільшої можливої маси КН на бажану орбіту при цьому з мінімальною витратою палива та чітким дотриманням необхідної траєкторії. При цьому варто враховувати те, що безперервне утримання центру ваги РН з наміченої траєкторії ще недостатньо для здійснення польоту за заданим маршрутом. Успішним польотом вважається той, за якого забезпечується збереження певного положення РН відносно заданої траєкторії у кожній її точці.

Складність виконання зазначених умов заключається в тому, що рух РН супроводжується неминучими його відхиленнями від заданої траєкторії і необхідного положення в просторі. Подібні відхилення обумовлюються неоднорідністю навколишнього середовища, змінами положення центра ваги РН. Стабілізацію тангажу, беручи до уваги інформацію про нього і кутову швидкість забезпечує система керування поздовжнім каналом.

Політ ракети здійснюється під впливом сил і моментів, що діють на нього. Для прямолінійного і рівномірного польоту необхідно, щоб всі сили і моменти були врівноважені. Обов'язково необхідно дотримувати рівновагу моментів, бо інакше ракета починає обертатися. Рівновага також може бути порушена впливом якогось збурюючого фактору, наприклад, турбулентністю атмосфери або поривами вітру.

Таким чином, навігація, наведення та стабілізація польоту ракет–носіїв на даний момент у всьому світі є найбільш актуальною проблемою, так як саме через нестачу інформації та відповідних розробок трапляється величезна

кількість помилок при розробленні та виконанні алгоритмів польотів відносно бажаної траєкторії[2].

Як об'єкт управління розглядається 3-х ступінчаста ракета з рідинним ракетним двигуном. Виведення корисного навантаження здійснюється на перехідну до геостаціонарної орбіту.

Використовуються наступні величини, що обчислюються для навігаційних цілей:

1) координати положення центра мас у початковій стартовій геоцентричній системі координат x, y, z ;

2) компоненти швидкості V_x, V_y, V_z ;

3) величина радіусу-вектора R в системі координат x, y, z ;

4) величина вектора швидкості V в системі координат x, y, z ;

5) величина вектора інерційного прискорення F/m ;

6) величини складових гравітаційного прискорення g_x, g_y, g_z ;

Необхідні вхідні константи:

1) час циклу Δt між послідовними обчисленнями рівнянь ітеративної схеми;

2) час роботи кожної ступені T_i ($i = 1, n-1$);

3) наближений час роботи T'_n n -ї ступені;

4) час пасивного польоту кожної ступені T_c ($i = 1, n-1$);

5) швидкість скінчення $V_{ex_i} = g_0 I_{sp_i}$ для двигунів кожного ступеня ($i = 1, n-1$);

6) $\tau_i = m_i / \dot{m}_i$ (константи до початку роботи відповідного ступеня $i = 1, n$);

7) кінцевий радіус R_T , де $R_T = (x_T^2 + y_T^2 + z_T^2)^{1/2}$;

8) кінцева швидкість V_T , де $V_T = (\dot{x}_T^2 + \dot{y}_T^2 + \dot{z}_T^2)^{1/2}$;

9) нахил площини заданої орбіти i ;

10) $\dot{\xi}_T = V_T \cos \theta_T$

11) $\dot{\eta}_T = V_T \sin \theta_T$;

12) кінцеве прискорення сили тяжіння g_{n_T} ;

13) азимут прицілювання A_z ;

14) геодезична широта точки старту ψ_L ;

15) довгота низхідного вузла площини орбіти, вимірювана від стартового меридіану (позитивна і направлена на схід) θ_N .

1.2 Аналіз технічного завдання

Головним завданням даного дипломного проекту є оцінка методичної погрішності ітеративного методу наведення ракети-носія. У технічному завданні описані первинні характеристики об'єкта управління, які описують умови експлуатації заданого об'єкта.

Вимоги до якості процесу управління наведені у технічному завданні, за допомогою яких можливо однозначно визначити структуру і параметри законів управління контурів системи, що забезпечують стійкість та якість процесів управління.

Основне призначення системи наведення полягає у формуванні команд, що управляють, які гарантують досягнення деяких заздалегідь встановлених кінцевих умов навіть при неномінальних ситуаціях.

Як об'єкт управління розглядається 3-х ступінчаста ракета з рідинним ракетним двигуном. Виведення корисного навантаження здійснюється на перехідну до геостационарної орбіти.

Застосування ітеративного методу наведення дозволяє істотно підвищити точність виведення корисного навантаження і при цьому мінімізувати витрату палива.

Керування польотом ракети-носія має зводитися до управління параметрами польоту: кутовими і лінійними координатами, швидкостями і прискореннями. У процесі управління повинні досягатися висока якість перехідного процесу, виконання алгоритмів кожної з систем, самоконтроль вимірювачів параметрів руху, забезпечуватися зазначені в ТЗ запаси стійкості[8].

Крім цього, завдання, вирішувані системою наведення ракети (управління рухом центру мас) зводяться до управління трьома складовими швидкості центру мас (подовжньою, нормальною і бічною) і формування циклограми базових подій (включення і виключення двигунів, команди на відділення ступенів і корисного навантаження) так, щоб параметри руху центру мас ракети у момент відділення корисного навантаження забезпечували необхідну точність виведення.

1.3 Огляд літератури

Для дослідження ітеративного методу наведення ракети-носія космічного призначення були взяті книги, методички, конспекти лекцій, веб-сайти, та інші джерела інформації.

У [1] розглядаються класичні та нові актуальні завдання теорії польоту літальних апаратів, включаючи ракети-носії і космічні апарати, спусковий апарат, балістичні ракети і їх головні частини, міжпланетні апарати, багаторазові космічні транспортні системи, авіаційно-ракетні комплекси повітряного старту і ін. Показано зв'язок оптимальних законів управління в модельних задачах балістики з реальними алгоритмами наведення в системах управління літальних апаратів. Докладно розглядаються термінальні алгоритми наведення для різних фаз траєкторії, від активної ділянки до спуску в атмосфері і посадки. Обговорюються також принципи побудови робастних алгоритмів наведення, здатних адаптуватися до фактичних умов польоту.

В [2] представлені систематизовані відомості про основні техніко-економічні характеристики українських, російських і зарубіжних ракет-носіїв. Наведено класифікацію ракет-носіїв по підгрупам. Представлені технічні

характеристики двигунів і розгінних блоків, використовуваних при створенні ракет-носіїв. Викладено основні тенденції в створенні ракет-носіїв. Представлений огляд використання ракет-носіїв.

Опис і характеристики ракет-носіїв наведено [3], перспективи їх подальшого розвитку, відомості про існуючі і створювані космодроми. У книзі подано інформацію про існуючі і розроблені нові вітчизняні і зарубіжні ракети-носії, та пояснення до кожної з них. У ній також містяться відомості про космодроми і стартові установки.

Розробки в сфері космічної техніки вимагають значних фінансових витрат, доступних обмежених кількості країн. Відомо, що дослідження космічного простору для вирішення поставлених перед людством багатьох глобальних проблем залежить від досконалості космічних транспортних засобів і, в першу чергу, таких його показників, як надійність і вартість доставки на орбіту одного кілограма корисного вантажу, яка становить у даний час 10-25 тисяч дол. / кг для зарубіжних ракет-носіїв.

Не виключено, що розробляються нові зразки дозволять знизити вартість в 5-10 разів, і тоді ракети-носії, як і вся ракетно-космічна техніка, стануть джерелом прогресу, що сприяє поліпшенню життя на Землі. Безсумнівно, в доступному для огляду майбутньому з'являться багаторазові космічні літальні апарати, здатні доставити пасажера в будь-яку частину Земної кулі протягом 1-1,5 години.

В [2] викладено матеріали, представлені багатьма конструкторськими бюро і науковими центрами, а також опубліковані статті, написані провідними фахівцями.

Питання теорії, принципи побудови, схеми, особливості пристрою, застосування і проектування систем автоматичного управління літальними апаратами викладає [35].

Загальні відомості про ракетно-космічний комплекс та основи теорії реактивного руху, класифікація і пристрій ракет-носіїв, їх склад, конструктивні і компоновальні схеми, відомості про системи управління і поділ ступенів, а також зв'язки ракет-носіїв з наземними системами, і крім цього розгляд процесу створення ракет-носіїв представлено в [4].

Також слід додати, що при виконанні дипломної роботи був приведений матеріал з [28]. Тут міститься послідовність теорії систем автоматичного управління польотом, а також методів аналізу динамічних і статичних властивостей цих систем, функціонуючих в умовах діяльності різного роду перешкод. Тут послідовно розглядаються літальні апарати літакової компоновки, як об'єкт управління, способи часткової автоматизації контурів штурвального управління, методи синтезу та аналізу контурів управління кутовим та траєкторним рухом. Викладається теорія автоматичного управління основними режимами на різних етапах польоту. Приділяється значна увага питанням взаємодії штурвального, напіваавтоматичного та автоматичного управління.

1.4 Патентний пошук.

Система управління ракетою-носієм космічного призначення включає в себе системи наведення, стабілізації та навігації, що є важливими компонентами у вирішенні задач космічного значення. Задля досягнення більш високої точності виведення ракети-носія на орбіту використовується ітеративний метод наведення.

Для того, щоб досягнути бажаних умов поставленого завдання, слід також враховувати розміри об'єкта управління, його масу, а також безліч різних аспектів, які при створенні алгоритмів роботи, розрахунків параметрів та інше.

Досліджуючи існуючі патенти за заданою темою, можна зробити висновок, що збільшення точності наведення ракети-носія можна використовувати ітеративний метод. Також слід враховувати пристрої, які враховує в себе система управління, бо саме на них базуються всі подальші розрахунки. В першому патенті ракета-носій складається з двох ступенів та базується на збільшенні маси корисного навантаження та при цьому збереженні поперечного діаметру РН. В доповнення першого, другий патент більш акцентує увагу на маршових та кермових двигунах, при цьому зменшуючи масу конструкції та підвищуючи її надійність та зниження вартості створення РН. Третій патент включає в себе данні щодо розробки засобів виведення корисних вантажів на навколосемну орбіту, при цьому зберігається простота модифікації схеми ракети-носія та підвищення енергомасової досконалості. Важливим компонентом в системі РН також являється з'єднувальний пристрій для управління коливаннями корисного навантаження, так як слід враховувати всі можливі перекоси, збурення та парирувати їх. Цей орган системи РН розглянуто в четвертому патенті. В п'ятому патенті описана конструкція та використання багатоступеневої ракети-носія, що дозволяє розширити сферу застосування багатоступеневої КРН шляхом збільшення маси корисного вантажу за рахунок розміщення апогейної ступені під обтічником, а останньою розгінного ступеня - під з'єднувальним відсіком.

У якості джерел інформації щодо досліджуваного питання розглянуті патенти, представлені в додатку Б.

1.5 Висновки

Даний розділ роботи включає в себе оцінку стану проблеми систем наведення, стабілізації та навігації. Проведено аналіз технічного завдання, пошук літератури та патентів за заданої темою дипломного проекту.

2 ОПИС ФУНКЦІОНУВАННЯ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ПОЛЬОТОМ

2.1 Опис пристрою і принципу дії системи управління польотом та збурюючих впливів

Система управління польотом ракети управляє її рухом, забезпечуючи політ в достатньо близькому значенні необхідної траєкторії, і відділенням в потрібні моменти часу ступенів і корисного навантаження. Це найзагальніше формулювання завдання системи управління польотом може бути декілька конкретизоване розділенням загального завдання на завдання систем навігації, наведення і стабілізації.

Завдання, вирішувані системою наведення ракети (управління рухом центру мас) зводяться до управління трьома складовими швидкості центру мас (подовжньою, нормальною і бічною) і формування циклограми базових подій (включення і виключення двигунів, команди на відділення ступенів і корисного навантаження) так, щоб параметри руху центру мас ракети у момент відділення корисного навантаження забезпечували необхідну точність виведення.

У загальному випадку система наведення складається з трьох каналів для управління бічною, нормальною і подовжньою складовими швидкості, які працюють з використанням зворотного зв'язку і утворюють разом з ракетною трьохканальну замкнуту динамічну систему. Оскільки управляючі сили, створюються шляхом зміни кутового положення ракети щодо її вектора швидкості, то для управління цими силами використовуються три канали системи кутової стабілізації — канали тангажа, рискання і крену.

Вхідною інформацією для системи наведення є вихідна інформація що поступає від системи навігації.

На підставі інформації про параметри руху ракети система наведення формує:

1) функціональні команди і маркери, що визначають циклограму польоту РН;

2) кутові програми (програма кутів тангажа, рискання і крену) і програмний кватерніон, що визначає необхідну орієнтацію РН щодо початкової стартової СК.

3) сигнали, що управляють, які включають в свій склад кутові розузгодження в кожному каналі і сигнали регулювання руху центру мас в каналах.

На ділянці функціонального наведення (атмосферна ділянка польоту) кутові програми розраховуються через коефіцієнти, що задаються ПЗ. На позаатмосферній ділянці кутові програми тангажа і рискання обчислюються з використанням поточних координат і швидкості РН, а також параметрів необхідної орбіти, що задаються ПЗ.

Розраховані сигнали, що управляють, є вихідною інформацією системи наведення.

Завдання, які вирішуються системою навігації, зводяться до вимірювання параметрів руху РН і обчислення координат, швидкості та іншої навігаційної

інформації, необхідної для управління РН. Система навігації спільно з системами наведення і стабілізації повинна забезпечувати виведення на різні типи орбіт як одного, так і декількох космічних апаратів різного призначення.

Система навігації зазвичай будується на базі інерціальної навігаційної системи (ІНС) або безплатформної інерціальної навігаційної системи (БІНС). Точність системи навігації в основному визначається інструментальними погрішностями комплексу командних приладів (ККП). Для підвищення точності розрахунку навігаційних параметрів можуть бути використані додаткові засоби корекції такі як, наприклад, супутникова навігаційна система (СНС) або система астрокорекції.

Вхідною інформацією для системи навігації є навігаційні параметри БІНС, а вихідною – результати рішення навігаційної задачі, що характеризують рух РН в опорній СК. Наприклад, координати і складові вектора швидкості в опорній СК, кути орієнтації пов'язаної з корпусом РН СК щодо опорної. Перелік параметрів вихідної інформації істотним чином залежить від типу БІНС і визначається для кожного об'єкту окремо.

Завдання системи стабілізації ракети, а точніше, управління рухом навколо центру мас, зводиться до управління орієнтацією осей ракети в просторі і витримки необхідної орієнтації. Завдяки зворотним зв'язкам ракета і система стабілізації утворюють єдину замкнуту динамічну систему, в якій ракета є однією з ланок. Зазвичай ракета стабілізується (орієнтується) щодо всіх трьох (пов'язаних з нею) осей координат. Відповідно система стабілізації складається з трьох каналів: тангажа, рискання і крену.

Вхідною інформацією для системи стабілізації є вихідна інформація що поступає від систем навігації і наведення.

У загальному випадку система стабілізації повинна забезпечувати:

- 1) стійкий політ РН при дії обурень з урахуванням заданих обмежень;
- 2) обмежувати величину, що розраховується як добуток швидкісного натиску та просторового кута атаки при русі РН в зоні максимальних швидкісних натисків;
- 3) обмежувати амплітуди вигинистих коливань ступенів;
- 4) обмежувати кут атаки (ковзання) при розділенні;
- 5) формування сигналів, що управляють, на виконавські органи відповідно до прийнятих законів управління.

Вихідною інформацією системи стабілізації є сигнали, що управляють, на виконавські органи.

2.2 Формування функціональної схеми системи

Функціональна схема систем навігації і наведення приведена на рисунку 2.1.

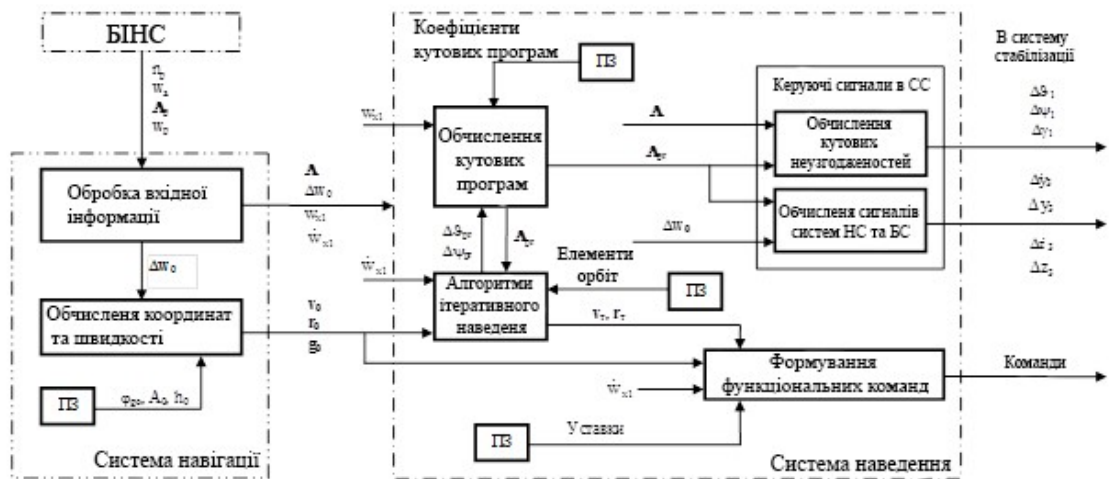


Рисунок 2.1 – Структурна схема систем навігації і наведення

Алгоритмічне забезпечення СУ РН відповідно розділенню на системи, можна розбити на алгоритми системи навігації, наведення і стабілізації.

Алгоритми системи навігації в загальному випадку можуть включати в свій склад:

- 1) підготовчий блок алгоритмів;
- 2) алгоритм обробки кутової інформації;
- 3) алгоритм обробки швидкісної інформації;
- 4) алгоритм обчислення координат і швидкості;
- 5) алгоритм обчислення подовжньої складової позірної швидкості і прискорення.

Підготовчий блок алгоритмів призначений для визначення постійних величин, необхідних для роботи алгоритмів обробки вхідної інформації, початкових значень параметрів і постійних величин, необхідних для роботи алгоритмів системи навігації. Підготовчий блок є алгоритмом разових обчислень. Обчислення виконуються в початковий момент часу, тобто у момент переходу БНС/ІНС в режим «польоту».

Алгоритм обробки кутової інформації призначений для перетворення вихідної кутової інформації БНС/ІНС до вигляду, необхідного для алгоритмів системи навігації і системи наведення.

Алгоритм обробки швидкісної інформації призначений для перетворення вихідної швидкісної інформації БНС/ІНС до вигляду, необхідного для алгоритмів системи навігації, системи наведення і стабілізації.

Алгоритм обчислення координат і швидкості РН функціонує в двох режимах. Активний режим (рухова установка включена) – кінематичні параметри траєкторії визначаються в результаті інтегрування поступаючих з БНС/ІНС даних. У пасивному режимі, з метою зменшення впливу погрешностей БНС/ІНС на точність навігації, значення координат і швидкості визначаються в результаті інтегрування рівнянь вільного руху РН в гравітаційному полі Землі.

Алгоритм обчислення подовжньої складової позірної швидкості і прискорення призначений для обчислення проєкцій векторів позірної швидкості і прискорення РН на подовжню вісь x_L геометричної СК РН.

Такт рахунку алгоритмів системи наведення визначається тактом рахунку БЦОМ.

Алгоритми системи наведення включають в свій склад:

- 1) блок алгоритмів обчислення кутових програм;
- 2) блок алгоритмів обчислення сигналів в СС;
- 3) блок алгоритмів формування функціональних команд і міток;
- 4) блок алгоритмів ітеративного наведення.

У блоці «Обчислення кутових програм» розраховуються кутові програми, і на виході формується програмний кватерніон A_{pr} , що визначає необхідну орієнтацію РН щодо початкової стартової СК. Цей блок функціонує впродовж всього польоту. На ділянці функціонального наведення (ділянки польоту першого і другого ступенів) кутові програми розраховуються через коефіцієнти, що задаються ПЗ, у функції позірної швидкості w_x . На ділянках польоту третього і четвертого ступенів реалізується ітеративний метод наведення.

У блоці «Алгоритми ітеративного наведення» кутові програми тангажа і рискання обчислюються з використанням поточних координат і швидкості РН, а також параметрів необхідної орбіти, що задаються ПЗ. В результаті роботи блоку алгоритмів ітеративного наведення визначаються необхідні прирости програм тангажа $\Delta\theta_{pr}$ і рискання $\Delta\psi_{pr}$, які використовуються в блоці обчислення кутових програм.

На виході системи наведення, в блоці «Управляючі сигнали в систему стабілізації» з використанням програмного кватерніона A_{pr} , кватерніона Λ , що реалізувався, і приросту позірної швидкості Δw_0 , формуються:

- 1) кутові розузгодження:
 - а) $\delta\theta_1$ – у каналі тангажа;
 - б) $\delta\psi_1$ – у каналі рискання;
 - в) $\delta\gamma_1$ – у каналі обертання;
- 2) сигнали регулювання руху центру мас:
 - а) $\Delta\dot{y}_3 \Delta y_3$ – у каналі НС;
 - б) $\Delta\dot{z}_3 \Delta z_3$ – у каналі БС.

У блоці «Формування функціональних команд і міток» з використанням подовжнього прискорення \dot{w}_{xL} поточних координат r_0 , і швидкості v_0 РН, а також інформації про необхідні параметри руху, формуються функціональні команди на відділення відпрацьованих ступенів, запуск і виключення двигунів, початок і закінчення маневрів, відділення корисного навантаження. Ці команди видаються у вигляді тимчасових міток в алгоритми тимчасових команд.

Крім того, в блоці «Формування функціональних команд і міток» розраховуються мітки функціонування систем навігації, наведення,

стабілізації, які визначають тимчасові інтервали роботи різних блоків алгоритмів.

2.3 Аналіз властивостей системи автоматичного управління

2.3.1 Завдання, що вирішуються навігаційною системою

Навігація РН є складовою частиною ширшого поняття, що визначає процес «управління рухом», а навігаційна система – входить до складу системи управління РН.

Навігаційна система (НС) є комплексом технічних засобів, що забезпечують рішення навігаційної задачі за цикл навігації, тобто за час безперервної роботи системи в режимі визначення навігаційних координат РН. Рішення навігаційної задачі припускає наявність навігаційної інформації, що складається з первинної, початкової та вихідної.

Первинна навігаційна інформація – це поточна інформація про поступальну ходу центру мас РН і обертальному русі базисних напрямів, в якості джерела якої можуть виступати різні фізичні поля.

Початкова навігаційна інформація є первинною навігаційною інформацією, віднесеною до моменту початку циклу навігації.

Вихідна навігаційна (балістична) інформація – це необхідна для забезпечення навігації балістична інформація безпосередньо не пов'язана з рухом конкретного РН і що не змінюється в межах одного циклу навігації. До неї відносяться відомості про фізичні поля, використовувані як джерела первинної інформації, апіорна модель процесу руху, алгоритми перерахунку узагальнених координат РН в його навігаційні координати і так далі. Початкова навігаційна інформація служить основним елементом балістичного забезпечення польоту [1].

Балістичне забезпечення польоту в сукупності з процесом отримання первинної з початкової навігаційної інформації складає навігаційне забезпечення польоту. Термін «навігаційне забезпечення польоту» найчастіше використовується по відношенню до неавтономної навігації, тобто до процесу навігації, що реалізовується за допомогою засобів наземного комплексу. При забезпеченні навігації тільки бортовими засобами РН, що працюють незалежно від наземних систем і засобів зв'язку, зазвичай використовують поняття «автономна навігація».

2.3.2 Методи навігації, фізичні принципи побудови навігаційних систем і їх класифікація

Метою будь-якого методу навігації є отримання даних про поточні координати і швидкість РН щодо вибраної системи відліку. У основу класифікації методів, на відміну від способів навігації, що враховують фізичні принципи побудови навігаційних систем, покладена схема визначення

координат місця РН. В даний час всі методи навігації, укрупнено можна підрозділити на три групи:

1) позиційний метод, що безпосередньо реалізовує лінії і поверхні положень;

2) метод числення шляху, заснований на визначенні ліній положення шляхом безперервної або дискретної інтеграції за часом вимірюваних прискорень або швидкості РН;

3) оглядово-порівняльний метод, що дозволяє визначити поточне місцеположення РН в результаті зіставлення фактично спостережуваних орієнтирів з їх заздалегідь запам'ятованим відносним розташуванням.

Поняття про поверхні і лінії положення використовуються в теорії навігації для завдання місцеположення рухомого об'єкту в просторі. При цьому під поверхнею положення розуміють геометричне місце точок місцеположення РН в просторі, що характеризується постійним значенням вимірюваного навігаційного параметра (НП). Як НП можуть виступати кути місця і азимути, дальність, сума або різниця дальностей і так далі. Перетин двох поверхонь положення визначає лінію положення. Відповідно перетин двох ліній положення дає положення точки в просторі.

У позиційному методі навігації визначення координат РН здійснюється щодо небесних тіл, наземних орієнтирів або інших РН, а також на підставі апріорної інформації про параметри фізичних полів Землі, її атмосфери і вимірювань їх параметрів в процесі польоту. Як наземні орієнтири можуть розглядатися радіонавігаційні наземні станції, що забезпечують визначення координат радіотехнічними методами, станції наведення та ін. При навігаційних вимірюваннях, що проводяться в рамках позиційного методу, можуть використовуватися як природні, так і штучні джерела випромінювання або віддзеркалення випромінювань від інших об'єктів. У всіх випадках визначення координат РН тут зводиться до вимірювання відстаней, кутів або комбінації кутів і відстаней у вибраній системі координат відносно одного або декількох джерел випромінювання. Облік пройденої відстані РН в даному методі необов'язковий. Позиційний метод є основним методом навігації, що реалізовується в системах телекерування.

У методі числення шляху для визначення поточного положення РН проводяться вимірювання його переміщень щодо відомого початкового положення. Здійснення числення вимагає наявності даних про напрям руху РН (його курсі), прискорення або швидкість щодо Землі. При вимірюванні прискорення координати визначаються двократним інтегруванням, при вимірюванні швидкості – одноразовим інтегруванням. До методу числення шляху відносяться способи повітряного, радіолокаційного, доплеровського і інерціального числень. Він є основним методом, що реалізовується в автономних системах.

У оглядово-порівняльному методі навігації поточні координати ЛА визначаються шляхом зіставлення фактично спостережуваної карти місцевості або неба з географічною або зоряною картою. Даний метод знайшов

застосування в так званих екстремальних і кореляційно-екстремальних навігаційних системах управління рухом РН по заданому курсу.

На відміну від методу, що визначає теоретичну основу або шлях математичного рішення (дослідження) задачі, спосіб навігації характеризує конкретне технічне рішення поставленої задачі. Природно, що один і той же метод може мати безліч різних технічних рішень, тобто може бути реалізований за допомогою різних способів. Поняття способу, таким чином, нерозривно пов'язаного з визначенням конкретного типу систем, використовуваних для забезпечення навігації РН по вибраному методу.

Навігаційні системи, що реалізують названі методи, конструктивно відрізняються один від одного залежно від того, які фізичні принципи покладені в основу їх роботи.

2.3.3 Типові структури БЦОМ

БЦОМ є складовою частиною системи управління об'єктом. Системи управління об'єктом можуть бути представлені у вигляді структурної схеми (рисунок 3.1).

На рисунку прийняті такі скорочення:

1) ВО – виконавські органи, елемент, який використовується для перетворення вигляду або форми управляючих сигналів;

2) ОЧ – обчислювальний пристрій, ланка, що служить для реалізації алгоритмів управління;

3) ВПС – вимірник параметрів стану, сукупність пристроїв, використовуваних для визначення стану об'єкту управління і формування інформації про його стан в необхідній формі;

4) ОУ – органи управління, елементи системи, за допомогою яких формується дії, на які реагує об'єкт управління.

Все вище перераховані частини можна назвати одним терміном – регулятор або система управління.

Об'єкт управління – елемент або сукупність елементів системи для необхідного функціонування, для якого і служить система управління.

У загальному випадку на елементи системи діють збурення зовнішнього середовища. Найбільш схильний до обурень об'єкт управління. У системі можуть бути виділені глобальні і локальні об'єкти управління.

На рис. 2.2 представлено систему управління об'єктом.

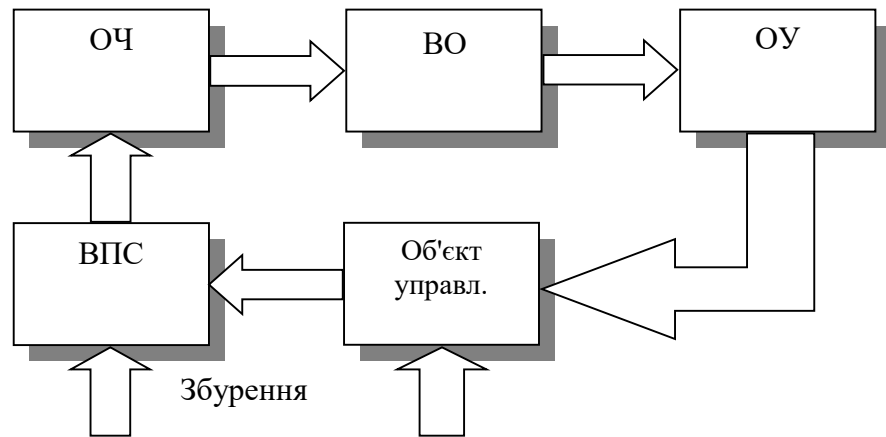


Рисунок 2.2 – Системи управління об'єктом

Для реалізації завдання управління об'єкту, система управління повинна вирішувати наступні завдання: навігація, наведення, стабілізація, аналіз (діагностика стану елементів системи і прогнозування їх технічного стану, життєзабезпечення агрегатів системи, управління підсистемами СУ або устаткування і так далі).

В процесі проектування систем автоматичного управління (САУ), в цілому вирішують два завдання:

1) завдання синтезу полягає у визначенні (розробці) структури САУ, алгоритмів, які реалізують всі завдання управління і параметри окремих підсистем. Завдання синтезу вирішується з урахуванням сформульованих допущень, вимог і передумов;

2) завдання аналізу – визначення всіх або деяких параметрів САУ в процесі його проектування і використання результатів синтезу САУ. Завдання аналізу вирішується з використанням точних і повних моделей системи і повної інформації про зовнішні збурення.

В процесі вирішення завдань синтезу і аналізу використовуються математичні моделі.

2.3.4 Система наведення

Система наведення призначена для обчислення програм управління, що забезпечують виведення на необхідну орбіту, а також, для формування послідовності функціональних команд.

Наведення РН включає три ділянки:

- 1) функціональне наведення;
- 2) пряме (ітеративне) наведення;
- 3) орбітальні маневри.

Ділянка функціонального наведення включається при старті РН і працює на атмосферній ділянці польоту.

На цій ділянці програма кута тангажа обчислюється у функції позірної швидкості РН. Коефіцієнти апроксимуючого полінома задаються ПЗ.

Ділянка прямого (ітеративного) наведення включається при переході з атмосферної ділянки в безатмосферну ділянку польоту, виводить РН на орбіту.

На цій ділянці програми кутів тангажа і рискання обчислюються на борту РН з умови забезпечення необхідних параметрів орбіти.

Орбітальні маневри. Ця ділянка наведення включає маневри: орієнтації КН, відділення КН, маневр уникнення зіткнення, зміни орбіти (якщо потрібно); маневр відведення останнього ступеня, що відокремився, з орбіти.

Параметри кутових програм на цих ділянках задаються ПЗ.

2.3.5 Функціональне наведення

Оскільки ми спочатку не можемо прогнозувати ті збурення, які можуть впливати на РН в щільних шарах атмосфери, то доцільно використовувати метод заснований на відстежуванні опорної траєкторії. Це дозволило нам найточніше реалізувати програмну траєкторію польоту РН задану в початкових даних. На цьому і заснований метод функціонального наведення, який застосовується на атмосферній ділянці польоту РН.

У класичному випадку, коли число управляючих впливів відповідає числу мір свободи, опорна траєкторія задається у вигляді програми позірної швидкості $\omega_{pr}(t)$, програми кута тангажа $\mathcal{G}_{pr}(t)$ і програми кута рискання $\psi_{pr}(t)$ у функції часу. При цьому рух умовно розбивається на три складові: подовжню, нормальну, бічну.

Такий випадок реалізується, наприклад, коли на РН встановлений рідинний реактивний двигун з регульованою тягою. Програми $\mathcal{G}_{pr}(t)$ і $\omega_{pr}(t)$ визначають опорну траєкторію польоту у вертикальній площині.

Для завдання бічної складової руху спеціальним чином вибирається навігаційна, початкова стартова система координат. Вона задається так, щоб бічна складова руху на опорній траєкторії дорівнювала нулю. При цьому програма кута рискання $\psi_{pr}(t) = 0$ визначає опорну бічну складову руху.

У польоті в кожен момент часу система управління забезпечує відстежування опорної траєкторії. У сучасних ракетах звичайне регулювання тяги двигуна здійснюється не для управління траєкторією, а для підвищення економічності двигуна. При цьому канал управління подовжнім рухом виявляється розімкненим, а регулюється тільки нормальна і бічна складові.

Для відстежування опорної траєкторії система наведення формує кутові програми, тобто необхідні кути орієнтації вектора тяги і сигнали управління рухом ЦМ $\dot{y}_3, y_3, \dot{z}_3, z$. Сигнали регулювання швидкості визначаються шляхом інтегрування проекції позірного прискорення на площину перпендикулярну опорному вектору швидкості:

$$\dot{y}_3(t) = \int_0^t \dot{W}_{y_3}(t) dt;$$

$$\dot{z}_3(t) = \int_0^t \dot{W}_{z3}(t) dt,$$

де $\dot{W}_{y3}(t)$, $\dot{W}_{z3}(t)$ – нормальна і бічна складові позірного прискорення.

Враховуючи, що на великій частині опорної траєкторії РН кут атаки рівний нулю і програмний кут тангажа відповідає опорному куту нахилу вектора швидкості, прискорення $\dot{W}_{y3}(t)$, $\dot{W}_{z3}(t)$ можуть бути визначені по формулах:

$$\dot{W}_{y3}(t) = -\dot{W}_{x0}(t) \sin \mathcal{G}_{pr}(t) + \dot{W}_{y0}(t) \cos \mathcal{G}_{pr}(t);$$

$$\dot{W}_{z3}(t) = \dot{W}_{x0}(t) \cos \mathcal{G}_{pr}(t) \sin \psi_{pr}(t) + \dot{W}_{y0}(t) \sin \mathcal{G}_{pr}(t) \sin \psi_{pr}(t) + \dot{W}_{z0}(t) \sin \psi_{pr}(t)$$

Сигнали по координаті визначаються інтегруванням сигналів за швидкістю:

$$y_3(t) = \int_0^t \dot{y}_3(t) dt; \quad z_3(t) = \int_0^t \dot{z}_3(t) dt.$$

На РН, які оснащені твердопаливним ракетним двигуном, тимчасова програма тангажа проводить до великих розкидів траєкторних параметрів. Для зменшення розкиду траєкторії у такому разі використовується параметрична програма тангажа у функції позірної швидкості $\mathcal{G}_{pr}(\omega)$, що мінімізує розкиди траєкторних параметрів до кінця атмосферної ділянки.

Недоліком такої програми є те, що на ділянках спаду тяги двигуна і розділення, де прирости швидкості незначні, $\mathcal{G}_{pr}(\omega)$ стає постійною, а не змінюється услід за кутом нахилу траєкторії під дією сили тяжіння. Для виключення цього недоліку вводяться спеціальні ділянки розділення з програмою тангажа у функції часу $\mathcal{G}_{pr}(t)$, що лінійно змінюється.

$$\dot{\mathcal{G}}_{pr} = \frac{g \cdot \cos \theta}{V},$$

де θ – кут нахилу траєкторії до місцевого горизонту;

V – модуль вектора швидкості.

Цей метод реалізується на атмосферній ділянці польоту. Коли РН виходить з щільних шарів атмосфери, необхідний точніший метод, що дозволяє управляти РН. Таким методом наведення є ітеративний.

2.4 Прямий (Ітеративний) метод наведення РКП. Аналіз закону управління для пристрою автоматичного управління

2.4.1 Оптимальна програма виведення на орбіту

При відомих характеристиках РН оптимальною програмою виведення на орбіту (або оптимальним управлінням) називають таку програму, яка забезпечує найбільшу масу КН, що виводиться. Одночасно повинні враховуватися всі задані обмеження на параметри траєкторії і режим польоту РН (наприклад, по швидкісному натиску, перевантаженню і тому подібне).

Для визначення оптимального управління необхідно вирішити варіаційну задачу. Рішення задачі в точній постановці, як правило, можна знайти тільки в чисельному вигляді за допомогою ЕОМ. В деяких випадках, коли допустиме істотне спрощення завдання (тобто перехід від точного завдання до модельного), вдається встановити структуру оптимального управління і звести задачу до вибору параметрів цього управління з умови отримання заданої орбіти.

Побудову оптимального управління для модельної задачі можна розглядати в якості квазіоптимального для точної задачі та використовувати його при проведенні масових розрахунків, наприклад, пов'язаних з вибором основних параметрів РН. Квазіоптимальне управління може використовуватися також при побудові багатокрокових (ітеративних) алгоритмів для БЦОМ. В процесі польоту параметри управління періодично уточнюються з урахуванням траєкторії, що реалізувалася, і заданих термінальних умов. Такий підхід дозволяє істотно спростити алгоритм управління ціною КН. Зазвичай втрати маси КН не перевищують долі відсотка.

2.4.2 Багатокрокові адаптивні алгоритми

За наявності БЦОМ можна будувати алгоритми управління, що найповніше враховують не тільки апріорну, але і поточну інформацію про рух, що отримується автономними засобами або за допомогою зовнішньотраєкторних вимірювань. Зазвичай в процесі розробки алгоритмів до них пред'являється ряд вимог.

1. Точність приведення. Сукупність термінальних параметрів руху, що реалізуються при даному способі управління і дії збурюючих чинників, називають областю приведення. Чим ближче вказана область до заданих термінальних умов, тим вище точність приведення, а значить тим досконаліше алгоритм управління.

2. Допустимий розкид початкових умов – безліч відхилень початкових параметрів траєкторії і характер апарату, в межах якого алгоритм забезпечує необхідну точність задоволення термінальних умов.

3. Гнучкість управління визначається можливістю оперативного перенастроювання параметрів алгоритму при зміні термінальних умов.

4. Задані обмеження на параметри руху (наприклад, по перевантаженню, температурі на поверхні конструкції та ін.) повинні враховуватися алгоритмом при виборі управління.

5. Якість процесу регулювання пов'язана з простою реалізації формованої алгоритмом командної управляючої функції і малими витратами енергетики РН на її реалізацію. Для цього командна управляюча функція повинна бути достатньо плавною та без різких змін.

6. Швидкодія БОВМ.

Одним з перспективних напрямів є багатокроковий адаптивний алгоритм термінального управління. При побудові багатокрокового адаптивного алгоритму термінального управління час польоту розбивається на тимчасові інтервали (кроки) постійної або змінної тривалості так, щоб всі розрахунки по вибору управління для траєкторії, що залишилася, уклалися в межах одного кроку. Рішення про вибір управління для майбутнього кроку ухвалюється в кінці поточного на основі апріорної інформації, що є в розпорядженні, вимірювальної інформації, отриманої на початок поточного кроку, і прогнозу руху на частині траєкторії, що залишилася.

Прогнозування може здійснюватися чисельним інтегруванням рівнянь руху з деяким опорним управлінням, структура якого повинна встановлюватися раціональним чином на етапі попередніх досліджень. Окремі завдання допускають прогнозування по кінцевих формулах, що зазвичай скорочує час обчислень, хоча і погіршує гнучкість алгоритму.

Потім визначаються частні похідні термінальних параметрів руху по варійованих параметрах управління. Для цього загальна кількість прогнозованих траєкторій повинна бути на одиницю більше числа уточнюваних параметрів управління. За допомогою знайдених частних похідних обчислюються відповідні поправки до управління, що дозволяють задовольнити заданим термінальним умовам за відсутності обурень.

Фактично на РН завжди діють різні збурення; крім того, мають місце методичні погрішності алгоритму і інструментальні помилки. Тому знайдене управління використовується тільки в межах одного кроку, а потім управління знову уточнюється. Чим ближче до кінця траєкторії польоту, тим менше впливають збурення на вибір управління.

Побудова багатокрокових алгоритмів управління з прогнозуванням руху вимагає вирішення ряду складних завдань. Зокрема, необхідно розробити спосіб стійкого рішення крайової задачі по вибору управління. При цьому необхідно встановити зв'язок термінальних параметрів руху з варіацією параметрів управління. По можливості бажано так підібрати структуру опорного управління, щоб варіація одного параметра управління в основному викликала зміну одного параметра траєкторії. Тоді рішення крайової задачі по вибору параметрів управління спрощується.

Інше завдання пов'язане з вибором управління для прогнозування руху. Порядок системи рівнянь визначається розмірністю крайової задачі, а праві частини повинні бути по можливості простіше і зважати на специфіку використання БЦОМ.

Нарешті, для скорочення часу рахунку, що витрачається на вибір управління, необхідно правильно вибрати метод інтегрування. Порядок методу визначається вимогами за витратами часу на обчислення і по точності прогнозу.

Адаптація до фактичних умов руху здійснюється на основі вимірювальної інформації і додаткових розрахунків, за допомогою яких вдається уточнювати чинники, що найбільшою мірою впливають на траєкторію польоту. Уточнені величини цих чинників потім використовуються при прогнозуванні руху і виборі управління. Обурюючі чинники, що погано уточнюються за наслідками вимірювань, зазвичай мало впливають на траєкторію, тобто «не проявляють» себе. Тому з відхиленнями від номінальних значень можна нехтувати.

Однією з перших реалізацій багатокрокових методів управління є алгоритм ітеративного управління (наведення). Оскільки цей алгоритм застосовується на безатмосферній ділянці польоту, то виявилось можливим не тільки прогнозувати рух по кінцевих формулах, але і вирішити задачу синтезу управління в спрощеній модельній постановці. Методичні погрішності, що породжуються прийнятою моделлю плоскопаралельного однорідного поля тяжіння, усуваються за допомогою деяких прийомів і поправок, що вводяться, а також завдяки багатокроковому процесу управління. Важливо, що точність методу зростає в процесі наближення до кінця траєкторії, а алгоритм володіє здатністю адаптації до фактичних умов польоту. Це забезпечує задоволення термінальних умов з прийнятною точністю, і сама траєкторія виявляється вельми близькою до оптимальної згідно критерію навантаження, що виводиться. Універсальність ітеративного методу наведення дозволяє в процесі польоту при необхідності перенастроювати алгоритм на аварійні і запасні завдання, тобто реалізувати достатньо «гнучке» управління.

2.4.3 Основи ітеративного наведення

Вимоги, які пред'являються до прямого (ітеративному) методу наведення:

- 1) мала методична помилка;
- 2) визначення програмної траєкторії, близької до оптимальної з енергетики;
- 3) формування програм управління у функції кінематичних параметрів (V,r) , що реалізувалися у польоті, і заданих граничних умов;
- 4) реалізація за допомогою бортового комп'ютера (БК).

Точне визначення оптимального управління досить складне і проводиться методами варіаційного аналізу. Розрахунки виконуються в наземних умовах при підготовці польотного завдання. Рішення подібної задачі в БК безпосередньо у польоті в режимі реального часу неможливо. У зв'язку з цим використовується спеціальна схема побудови математичної моделі ітеративного методу наведення.

На початку вводиться таке спрощуюче припущення, при якому можна отримати аналітичне рішення варіаційної задачі. Це дозволяє встановити структуру управління, близького до оптимального, тобто отримати вид формульної залежності, чисельні параметри якої потрібно визначити. Основним є припущення про однорідність гравітаційного поля, тобто $g = \text{const}$. При цьому припущення для забезпечення заданого вектора швидкості, висоти і

бічної координати оптимальної програми тангажа ϑ і рискання ψ мають вигляд:

$$\begin{aligned} \operatorname{tg} \vartheta &= a_{\vartheta} + b_{\vartheta} \cdot t; \\ \operatorname{tg} \psi &= a_{\psi} + b_{\psi} \cdot t, \end{aligned}$$

Якщо необхідно забезпечити тільки необхідний вектор швидкості, то співвідношення прийме вигляд кути $\vartheta = \operatorname{const}$, $\psi = \operatorname{const}$.

При формуванні конкретної обчислювальної процедури може бути потрібне введення додаткових спрощуючих припущень.

Спрощуючі припущення, що вводяться, неминуче вносять погрішності до визначення параметрів управляючих функцій, що відбивається на точності виконання краєвих умов.

Очевидно, що точність виконання краєвих умов тим вище, чим коротше ділянка, на якій діє розрахована таким чином програма управління.

Якщо в процесі управління польотом РН періодично з вибраним тактом повторювати розрахунок параметрів програми управління (ітеративна схема), то точність виконання краєвих умов всякий раз підвищуватиметься. При цьому фактично на точність виконання краєвих умов впливатимуть тільки погрішності завдання програми при останньому циклі її уточнення. На попередніх циклах допустима збільшена погрішність завдання програми. Важливо тільки, щоб ітераційний процес розрахунку програми управління був таким, що сходиться. У цьому полягає принципова відмінність ітеративного методу наведення від функціонального, де високі вимоги по точності виконаної програми повинні виконуватися на всій активній ділянці польоту.

2.4.4 Загальна постановка задачі методу

Математично завдання вибору програмної траєкторії формулюється таким чином [3]:

Визначити вектор-функцію $\bar{x}(t) \in X$, $\bar{u}(t) \in U$ при $t \in [t_0, \dots, T]$, що доставляє мінімум (максимум) функціоналу:

$$J = J(\bar{x}, \bar{u}),$$

при диференціальних зв'язках:

$$\dot{\bar{x}} = f(t, \bar{x}, \bar{u}, \bar{\xi}),$$

обмеженнях уздовж траєкторії:

$$(\bar{x}, \bar{u}, t) \in G,$$

і краєвих умовах:

$$(\bar{x}, t_0) \in X_0,$$

$$(\bar{x}, T) \in X_k,$$

де $\bar{x}=(x_1, x_2, \dots, x_n)^T$ – вектор фазових координат, що визначають стан об'єкту;

$\bar{u}=(u_1, u_2, \dots, u_n)^T$ – вектор управляючих впливів на об'єкт управління;

f – вектор-функція, компоненти, якої визначаються законами фізики і конструкцією керованої системи (РН);

$\bar{\xi}=(\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n)^T$ – вектор обурень що діють на систему.

Існують два підходи до рішення поставленої задачі. Перший заснований на виборі виду закону управління, параметри якого визначаються за наслідками прогнозу руху. Другий підхід заснований на завданні вихідної функції фазової траєкторії з урахуванням фазових обмежень і граничних умов з послідовним її диференціюванням і отриманням функції управління. Цей метод базується на прямих методах математичної теорії оптимальних процесів типу Рітца-Гальоркіна, які зводять завдання до оптимізації функції декількох змінних. Рішення задачі вибору програми управління рухом тісно пов'язано з розробкою математичної моделі руху об'єкту. Математична модель (система диференціальних рівнянь) повинна бути вибрана з тим мінімально необхідним з інженерної точки зору ступенем наближення, при якому відбиваються основні якісні і кількісні характеристики об'єкту і його взаємодія із зовнішнім середовищем. При цьому важливо розуміти фізичну суть досліджуваного процесу.

Зазвичай при проектуванні системи управління тип керованого об'єкту, його конструкція і динамічні характеристики у загальних рисах вибрані, тому вибір математичної моделі починається з опису моделі, основних характеристик зовнішнього середовища та його дії на об'єкт.

2.4.5 Вибір закону управління рухом РН при запуску ШСЗ

Приймемо наступні допущення:

- 1) носій можна розглядати як матеріальну точку масою m ;
- 2) у польоті на нього діє сила тяги $P = u \dot{m}$ і сила тяжіння Землі;
- 3) поле тяжіння Землі плоско-паралельне;
- 4) атмосфера відсутня.

Введемо систему координат $O\xi\eta\zeta$, початок якої співпадає з центром Землі, вісь $O\eta$ проходить через задану точку виходу на орбіту, вісь $O\xi$ розташована в площині орбіти по напрямку руху, вісь $O\zeta$ нормальна площині орбіти. Розглядати будемо рух в площині $O\xi\eta$. Кут напрямку тяги $\mathcal{A}(t)$ з віссю $O\xi$ є

управляючою функцією (див. рисунок 2.3). Ось $O\xi$ нормальна площини орбіти доповнює СК до правої.

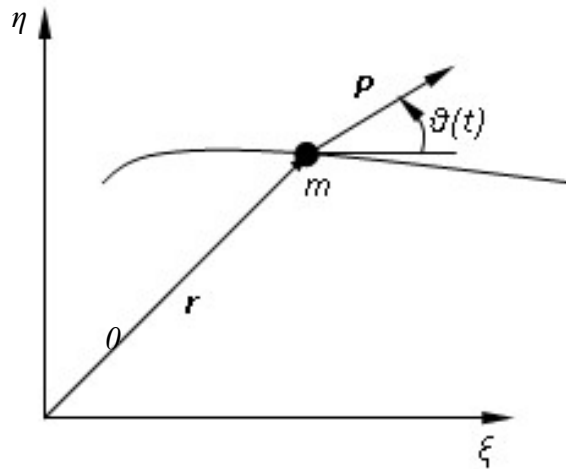


Рисунок 2.3– Система координат $O\xi\eta$

Тоді система диференціальних рівнянь матиме вигляд:

$$\begin{aligned}\ddot{\xi} &= \frac{P}{m} \cos \vartheta + g_{\xi}, \\ \ddot{\eta} &= \frac{P}{m} \sin \vartheta + g_{\eta},\end{aligned}$$

де $\dot{m} = \text{const}$.

Краєві умови:

$$1) \text{ при } t = t_0 \quad \xi = \xi_0 \quad \eta = \eta_0 \quad \dot{\xi} = \dot{\xi}_0 \quad \dot{\eta} = \dot{\eta}_0;$$

$$2) \text{ при } t = t_k \quad \xi = 0 \quad \eta = r_T \quad \dot{\xi} = V_T \quad \dot{\eta} = 0.$$

Критерій оптимальності: $V_T = \text{max}$.

Для вирішення задачі з використанням непрямих методів математичної теорії оптимальних процесів, вводяться сполучені змінні $\lambda_{\xi}, \lambda_{\eta}, \lambda_{\dot{\xi}}, \lambda_{\dot{\eta}}$ і складається гамільтоніан:

$$H = \lambda_{\xi} \left(\frac{P}{m} \cos \vartheta + g_{\xi} \right) + \lambda_{\eta} \left(\frac{P}{m} \sin \vartheta + g_{\eta} \right) + \lambda_{\dot{\xi}} \dot{\xi} + \lambda_{\dot{\eta}} \dot{\eta}.$$

Зв'язані змінні визначаються рівняннями:

$$\dot{\lambda}_{\xi} = -\lambda_{\dot{\xi}}, \quad \dot{\lambda}_{\eta} = -\lambda_{\dot{\eta}}, \quad \dot{\lambda}_{\xi} = 0, \quad \dot{\lambda}_{\eta} = 0,$$

які легко інтегруються:

$$\begin{aligned}\lambda_{\xi} &= C_3 + C_1 t, & \lambda_{\eta} &= C_4 + C_2 t, \\ \lambda_{\xi} &= -C_1, & \lambda_{\eta} &= -C_2.\end{aligned}$$

Умова оптимальності:

$$\frac{\partial H}{\partial \vartheta} = -\lambda_{\xi} \sin \vartheta + \lambda_{\eta} \cos \vartheta = 0.$$

Таким чином, оптимальне управління напрямом сили тяги визначається співвідношенням:

$$\operatorname{tg} \vartheta = \frac{\lambda_{\eta}}{\lambda_{\xi}} = \frac{C_4 + C_2 t}{C_3 + C_1 t}.$$

Якщо передбачається, що кінцеве значення координат ξ та η не представляють інтересу, тобто $\xi(T)$ и $\eta(T)$ вільні, то:

$$\begin{aligned}\lambda_{\xi} &= -C_1 = 0, \\ \lambda_{\eta} &= -C_2 = 0.\end{aligned}$$

І закон управління має вигляд:

$$\operatorname{tg} \vartheta = \frac{C_4}{C_3} = \operatorname{const}.$$

Якщо ж вільна тільки координата $\xi(T)$, то $\lambda_{\xi} = -C_1 = 0$ і закон управління приймає вигляд:

$$\operatorname{tg} \vartheta = a + bt.$$

Таким чином, для досягнення найбільшої швидкості розгону в однорідному плоскопаралельному полі тяжіння за відсутності атмосфери вектор тяги повинен мати постійну орієнтацію. Якщо ж найбільша швидкість повинна бути досягнута на заданій висоті в кінці розгону, то орієнтація вектора тяги повинна підкорятися закону лінійного тангенса.

2.5 Висновки

У даному розділі дипломної роботи була побудована функціональна схема систем навігації і наведення. Розглянуто типові структури БЦОМ, систем наведення, а також основи ітеративного наведення. Крім цього проведено вибір закону управління рухом РН при запуску ШСЗ.

3 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА

У конструкторській частині приведено алгоритм, що реалізує закон управління досліджуваної системи.

3.1. Побудова алгоритму ітеративного методу наведення

Побудова алгоритму ітеративного методу наведення [10] ґрунтується на результатах попереднього розділу і інтегрування наступних диференціальних рівнянь:

$$\begin{aligned}\ddot{\xi} &= \dot{W} \cos \vartheta_{np} \cos \psi_{np} + g_{\xi}, \\ \ddot{\eta} &= \dot{W} \sin \vartheta_{np} \cos \psi_{np} + g_{\eta}, \\ \ddot{\zeta} &= -\dot{W} \sin \psi_{np} + g_{\zeta},\end{aligned}\quad (3.1)$$

де $g_{\xi}, g_{\eta}, g_{\zeta}$ – складові гравітаційного прискорення;
 $\vartheta_{np}, \psi_{np}$ – програмні кути тангажа і рискання, що характеризують необхідну орієнтацію прискорення \dot{W} у системі координат $0\xi\eta\zeta$;

$$\dot{W} \text{ – прискорення ц.м. РН під дією тяги } \dot{W} = \frac{P}{m},$$

де P – тяга ДУ, $P = u \dot{m}$, $u = P_{уд} g_0$;
 $P_{уд}$ – питома тяга ДУ;
 m – поточна маса $m = m_0 - \dot{m}t$;
 \dot{m} – секундна витрата маси.

Вважаючи орієнтацію вектора тяги незмінною в системі координат $0\xi\eta\zeta$, що забезпечує оптимальний розгін в однорідному плоскопаралельному полі тяжіння, проінтегруємо рівняння руху (2.1) від моменту початку ітеративного наведення ($t = 0$) до моменту його закінчення ($t = T$):

$$\dot{\xi}_k - \dot{\xi} = W \cos \tilde{\vartheta}_{np} \cos \tilde{\psi}_{np} + g_{\xi} T,$$

$$\dot{\eta}_k - \dot{\eta} = W \sin \tilde{\vartheta}_{np} \cos \tilde{\psi}_{np} + g_{\eta} T,$$

$$\dot{\zeta}_k - \dot{\zeta} = -W \sin \tilde{\psi}_{np} + g_{\zeta} T,$$

$$W = \int_0^T \dot{W} dt,$$

$$\Delta \dot{\xi} = \dot{\xi}_k - \dot{\xi} - g_{\xi} T = W \cos \tilde{\vartheta}_{np} \cos \tilde{\psi}_{np},$$

$$\Delta \dot{\eta} = \dot{\eta}_k - \dot{\eta} - g_{\eta} T = W \sin \tilde{\vartheta}_{np} \cos \tilde{\psi}_{np},$$

$$\Delta \dot{\zeta} = \dot{\zeta}_k - \dot{\zeta} - g_{\zeta} T = -W \sin \tilde{\psi}_{np}.$$

Тоді програмні значення кутів тангажа і рискання, що забезпечують необхідне значення швидкості в кінці розгону визначаються наступними співвідношеннями:

$$\begin{aligned}\operatorname{tg} \tilde{\mathcal{G}}_{\text{пр}} &= \frac{\Delta \dot{\eta}}{\Delta \dot{\xi}}, \\ \sin \tilde{\Psi}_{\text{пр}} &= -\frac{\Delta \dot{\zeta}}{W}, \\ \operatorname{tg} \tilde{\Psi}_{\text{пр}} &= \frac{\Delta \dot{\zeta}}{\sqrt{\Delta \dot{\xi}^2 + \Delta \dot{\eta}^2}}.\end{aligned}$$

Потрібний приріст швидкості за рахунок роботи рухової установки визначається формулою:

$$\Delta \dot{\xi}^2 + \Delta \dot{\eta}^2 + \Delta \dot{\zeta}^2 = W^2.$$

Отримана формула дозволяє визначити час роботи ДУ до моменту закінчення розгону наступним чином.

Задаємося значенням T_n і обчислюємо функцію:

$$F(T_n) = \Delta \dot{\xi}(T_n)^2 + \Delta \dot{\eta}(T_n)^2 + \Delta \dot{\zeta}(T_n)^2 - W(T_n)^2,$$

та її похідну:

$$\frac{\partial F(T_n)}{\partial T_n} \approx -2W(T_n) \cdot \dot{W}(T_n).$$

Обчислюємо поправку ΔT :

$$\Delta T = \frac{1}{2\dot{W}(T_n)} \left[\frac{\Delta \dot{\xi}(T_n)^2 + \Delta \dot{\eta}(T_n)^2 + \Delta \dot{\zeta}(T_n)^2}{W(T_n)} - W(T_n) \right].$$

Після обчислення поправки ΔT , обчислюються уточнені значення потрібних кутів орієнтації тяги.

Якщо максимальна швидкість повинна бути досягнута на заданій висоті, то необхідна зміна кута тангажа повинна відповідати закону:

$$\begin{aligned}\operatorname{tg} \mathcal{G} &= A + Bt, \\ \mathcal{G} &= \tilde{\mathcal{G}} + K_1 + K_2 t.\end{aligned}$$

У першому наближенні, зміна кута рискання теж повинна відбуватися згідно із законом:

$$\begin{aligned} \operatorname{tg}\psi &= A + Bt, \\ \psi &= \tilde{\psi} + K_3 + K_4t. \end{aligned}$$

Коефіцієнти K_1, K_2, K_3, K_4 повинні вибиратися так, щоб збереглися вирази для обчислення $\operatorname{tg}\tilde{\vartheta}$ і $\operatorname{tg}\tilde{\psi}$ і була забезпечена необхідна висота виведення.

Для визначення коефіцієнтів K_1, K_2, K_3, K_4 необхідно проінтегрувати рівняння руху (3.1) з рівняннями вигляду:

$$\begin{aligned} \vartheta &= \tilde{\vartheta} + K_1 + K_2t, \\ \psi &= \tilde{\psi} + K_3 + K_4t, \end{aligned}$$

а потім, враховуючи задані кінцеві умови по координатах і швидкості, що становлять, обчислити шукані коефіцієнти K_3 і K_4 , а потім з їх допомогою коефіцієнти K_1, K_2 .

Враховуючи той факт, що доданок $K_3 + K_4t$ малий в порівнянні з $\tilde{\psi}$ запишемо:

$$\begin{aligned} \sin(K_3 + K_4t) &\approx K_3 + K_4t, \\ \cos(K_3 + K_4t) &\approx 1. \end{aligned}$$

Тоді останнє рівняння системи (2.1) прийме вигляд:

$$\ddot{\zeta}(t) = \dot{W}[\sin\tilde{\psi} + (K_3 + K_4t)\cos\tilde{\psi}] + g_\zeta.$$

Проінтегруємо і після нескладних перетворень отримаємо:

$$\Delta\dot{\zeta}(t) = W(\sin\tilde{\psi} + K_3 \cos\tilde{\psi}) + K_4J \cos\tilde{\psi}.$$

Прирости складових швидкості, при польоті з постійною і з змінюваною орієнтацією вектора тяги, як вже наголошувалося, повинні бути однакові, то:

$$K_3W + K_4J = 0 \quad (3.2)$$

З допомогою управління необхідно усунути розузгодження між величинами заданої координати ζ_T у кінцевий момент часу і поточної координати ζ :

$$\Delta\zeta = \zeta - \zeta_T - g_\zeta \frac{T^2}{2}.$$

Звідси маємо:

$$\Delta\zeta = \int_0^T \int_0^t \dot{W} [\sin \tilde{\psi} + (K_3 + K_4 t) \cos \tilde{\psi}] dt dt$$

$$\Delta\zeta = S_\psi \sin \tilde{\psi} + (K_3 S_\psi + K_4 Q_\psi) \cos \tilde{\psi}. \quad (3.3)$$

Тепер значення коефіцієнтів K_3 і K_4 можна визначити з сумісного вирішення рівнянь (3.2) і (3.3):

$$K_3 = \frac{\Delta\zeta - S_\psi \sin \tilde{\psi}}{\left(S_\psi - Q_\psi \frac{W}{J} \right) \cos \tilde{\psi}},$$

$$K_4 = K_3 \frac{W}{J}.$$

Аналогічно обчислюються параметри K_1 і K_2 :

$$K_1 = \frac{\Delta\eta - S_g \sin \tilde{\mathcal{G}}}{\left(S_g - Q_g \frac{W}{J} \right) \cos \tilde{\mathcal{G}}},$$

$$K_2 = K_1 \frac{W}{J}.$$

Отже, на основі рішення спрощеної задачі оптимального розгону в плоскопаралельному, однорідному полі тяжіння, вдалося виразити в явному вигляді управління як функцію поточних параметрів руху і заданих умов руху.

Величини кутів орієнтації вектора тяги визначаються в БЦОМ, на кожному секундному такті обчислень. Кінцеві умови $\dot{\zeta}(T)$, $\zeta(T)$ використовуються для обчислення коефіцієнтів K_3 і K_4 , а $\dot{\eta}(T)$, $\eta(T)$ використовуються для обчислення K_1 і K_2 . Кінцева умова $\dot{\xi}(T)$ у поєднанні з $\dot{\zeta}(T)$, $\dot{\eta}(T)$ дозволяє оцінити тривалість ділянки роботи другого ступеня ракети-носія. Оскільки ракета виводить ШСЗ на кругову орбіту, то ніяких обмежень на координату $\xi(T)$ не накладалося. Тим часом із-за відхилення $\xi(T)$ від номінального значення рівного нулю система координат $0\xi\eta\zeta$ буде обернена щодо номінального положення. В результаті задані умови виходу на орбіту можуть бути порушені. Для уникнення цього величина кутової дальності $\Phi_{\text{пр}}$ до точки виходу на орбіту кожного разу уточнюється по формулі:

$$\Phi_{\text{пр}} = \arctg \frac{x}{y} + \frac{1}{r_r} \left[S + VT - C_g \frac{W}{\dot{W}} (W + V - V_r) \right],$$

де x, y – поточні координати в системі координат $OXYZ$;
 v – поточна швидкість;

C_g – емпіричний коефіцієнт, що враховує гравітаційні втрати;

T – оцінка часу, що залишається до виходу на орбіту.

Даний алгоритм може бути розглянутий для формування управління в БОВМ. Тому при вирішенні задач наведення літальних апаратів прямий метод застосовується частіше.

3.2 Схема алгоритму ітеративного методу наведення

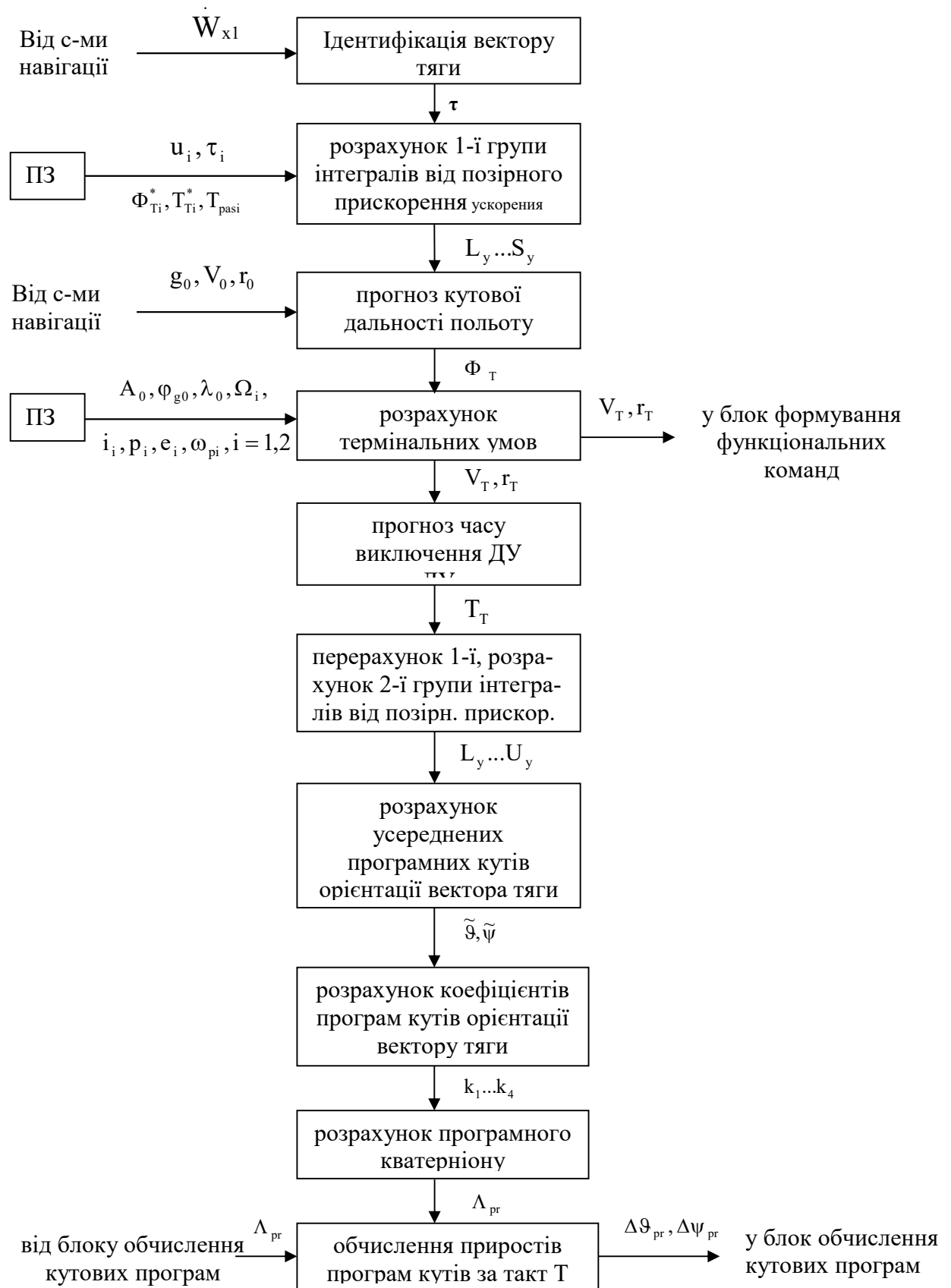


Рисунок 3.1 – Схема алгоритму ітеративного методу наведення

1. На початку проводиться ідентифікація вектору тяги на ділянках з постійною тягою, проводиться оцінка фактичного значення часу повного вигорання поточної маси:

$$\tau_i = \frac{u_i}{\dot{W}_{x1}},$$

де \dot{W}_{x1} – оцінка модуля позірного прискорення за даними навігаційної задачі, яка може проводитися одноразово або з періодичним уточненням;

u_i – номінальне (розрахункове) значення швидкості закінчення продуктів згорання палива.

На ділянці із змінною тягою здійснюється оцінка параметра k_m що характеризує прийняту модель розкиду секундної витрати і часу повного вигорання запасів палива.

2. З використанням набутих в попередньому циклі обчислень значень кінцевого часу і кінцевих умов здійснюється прогноз кінцевої кутової дальності і обчислення необхідних кінцевих умов по компонентах швидкості V_{ξ_T}, V_{η_T} і модуль радіус-вектору η_T у орбітальній системі координат.

3. Використовуючи спрогнозоване значення кінцевої кутової дальності, поточні параметри руху РН переводяться в орбітальну систему координат.

4. Визначається уточнений час, що залишився до моменту виходу на проміжну (кінцеву) орбіту і середні значення кутових програм з умови забезпечення необхідної кінцевої швидкості.

5. Обчислюються змінні складові кутових програм з умови забезпечення необхідних кінцевих значень і координат.

6. Знайдені кутові програми переводяться в початкову стартову систему координат і використовуються в систему кутової стабілізації.

Для подальших обчислень введемо поняття деяких стандартних інтегралів від позірного прискорення на кожній з характерних ділянок його зміни (тяга постійна):

$$\begin{aligned}
L_i &= \int_0^{T_i} \frac{u_i}{\tau_i - t_i^*} dt_i^* = u_i \cdot \ln \frac{\tau_i}{\tau_i - T_i}; \\
I_i &= \int_0^{T_i} \frac{u_i}{\tau_i - t_i^*} t_i^* dt_i^* = u_i L_i \cdot \ln \frac{\tau_i}{\tau_i - T_i} = \tau_i L_i - u_i T_i; \\
P_i &= \int_0^{T_i} \frac{u_i}{\tau_i - t_i^*} (t_i^*)^2 dt_i^* = \tau_i I_i - u_i \frac{T_i^2}{2}; \\
S_i &= \int_0^{T_i} \int_0^{t_i^*} \frac{u_i}{\tau_i - t_i^*} (dt_i^*)^2 = L_i T_i - I_i; \\
Q_i &= \int_0^{T_i} \int_0^{t_i^*} \frac{u_i}{\tau_i - t_i^*} t_i^* (dt_i^*)^2 = \tau_i S_i - u_i \frac{T_i^2}{2}; \\
U_i &= \int_0^{T_i} \int_0^{t_i^*} \frac{u_i}{\tau_i - t_i^*} (t_i^*)^2 (dt_i^*)^2 = \tau_i Q_i - u_i \frac{T_i^3}{6};
\end{aligned}$$

де T_i – тривалість і-го ділянки;
 L_i – спрогнозований приріст позірної швидкості;
 S_i – спрогнозований приріст позірного шляху.

Для ділянок із змінною тягою вказані інтеграли знаходяться чисельними методами інтегрування.

При наведенні РН на ділянці роботи 2-го ступеня постійно уточнюється час виключення маршевого двигуна 3-го ступеня, а момент розділення 2-го і 3-го ступенів приймається розрахунковим або визначається за спрогнозованим моментом повного вигорання палива 2-го ступеня.

Розглянемо детальніше виведення основних залежностей і необхідну послідовність обчислень.

3.3 Особливості реалізації алгоритму ітеративного методу наведення

3.3.1 Прогноз термінальних параметрів

Спочатку визначимо значення повної кутової дальності прогнозованої точки виходу РН на проміжну орбіту Φ_T .

Похідна кутової дальності за часом рівна:

$$\frac{d\Phi}{dt} = \frac{V \cdot \cos\theta}{r},$$

де V – модуль абсолютної швидкості;
 θ – кут нахилу вектору абсолютної швидкості до площини місцевого горизонту;

r – відстань від центру Землі до ЦМ РН.

Зробимо допущення про постійність величин θ і r і задамо їх рівними кінцевим значенням: $\theta[t] = \theta_T$, $r[t] = \eta_T$.

В цьому випадку прогнозовану кутову дальність від поточної точки до точки виходу РН на задану орбіту $\Delta\Phi_V$ можна приблизно знайти так:

$$\Delta\Phi_V \approx \frac{\cos \theta_T}{\eta_T} \int_0^{T'_T} V[t^*] dt^*$$

де $T'_T = T_2 + T_{pas} + T_{31}'$ – наближений кінцевий час, отриманий на основі попереднього циклу обчислень;

T_{31}' – перше наближення для потрібного часу роботи маршевого двигуна 3-го ступеня.

$$T_{31}' = \begin{cases} T_3[t - \Delta t] & \text{при } t \leq t_{st} + T_2^* + T_{pas1}, \\ T_3[t - \Delta t] - \Delta t & \text{при } t > t_{st} + T_2^* + T_{pas1}, \end{cases}$$

де $T_3[t - \Delta t]$ – значення величини T_3 , визначене на попередньому циклі обчислень алгоритмів прямого наведення;

Δt – крок ітераційного циклу обчислень.

У момент початку, прямого наведення на 2-му ступені величина T_T' приймається рівній сумі розрахункових значень тривалості ділянок виходу на проміжну орбіту: $T_T' = T_2^* + T_{pas1} + T_{31}'$.

Модуль швидкості $V[t^*]$ визначимо інтегруванням наближеного рівняння:

$$\dot{V} = w_{x1} \cos \alpha - g \sin \theta,$$

де α – кут атаки;

$$w_{x1} = \begin{cases} \frac{u_2}{\tau_2 - t_2^*} & \text{при } t_{st} < t \leq t_{st} + T_2^*, \\ 0 & \text{при } t_{st} + T_2^* < t \leq t_{st} + T_2^* + T_{pas}, \\ \frac{u_3}{\tau_3 - t_3^*} & \text{при } t_{st} + T_2^* + T_{pas} < t \leq t_{st} + T_2^* + T_{31}' + T_{pas}, \end{cases}$$

τ_i – час повного вигорання поточної маси РН на i -й ділянці зміни позірнього прискорення;

t_i^* – відносний час, відлічуваний від моменту розрахунку кутових програм на поточній ділянці або від розрахункового часу початку подальших ділянок наведення.

Необхідно відзначити, що на поточній ділянці наведення величина τ_i безперервно зменшується, а на подальших ділянках τ_i постійно і рівно величині, що задається в польотному завданні.

При виведенні РН на орбіту, близьку до кругової, еліптичної (зокрема перехідної), оскільки виведення здійснюється в її перигеї, можна допустити, що $\cos \alpha \approx 1$, $g \cdot \sin \theta \approx 0$:

$$V[t^*] \approx V[0] + \int_0^{t^*} w_{x1} dt^* = V_0 + L[t^*]$$

де V_0 – модуль вектора абсолютної швидкості у нинішній момент розрахунку кутових програм t ;

$L = L_2 + L_3$ – сумарна позірна швидкість, що набирається на інтервалі часу від t до $t+t^*$.

Після закінчення i -ї ділянки $L_i=0$.

Визначимо значення сумарного позірного шляху S :

$$\begin{aligned} S &= \int_0^{T_T} L dt^* = \int_0^{T_T} \int_0^{t^*} w_{x1} (dt^*)^2 = \int_0^{T_2} \int_0^{t_2^*} \frac{u_2}{\tau_2 - t_2^*} dt_2^* + (T_{pas} + T_3) \int_0^{T_2} \frac{u_2}{\tau_2 - t_2^*} dt_2^* + \int_0^{T_3} \int_0^{t_3^*} \frac{u_3}{\tau_3 - t_3^*} dt_3^* = \\ &= S_2 + S_3 + (T_{pas} + T_3) L_2 \end{aligned}$$

де T_i – тривалість i -го ділянки в інтегралі часу від $t^*=0$ до прогнозованого моменту виходу РН на задану орбіту $t^*=T_T$;

T_{pas} – тривалість пасивної ділянки польоту в тому ж інтервалі часів.

Після закінчення i -ї ділянки приймемо $T_i=0$, $L_i=0$, $S_i=0$.

Прогнозована кутова дальність до точки виходу РН на задану орбіту:

$$\Delta \Phi_V \approx \frac{\cos \theta_T}{\eta_T} (V_0 T_T + S),$$

$$\begin{aligned} T_T &= T_2 + T_{pas} + T_3, \\ S &= S_2 + S_3 + (T_{pas} + T_3) L_3, \end{aligned}$$

Запишемо тотожність:

$$\begin{aligned} \int_0^{T_T} V[t^*] dt^* &= V_0 T_T + S + \int_0^{T_T} (V[t^*] - V_0 - w_{x1}[t^*]) dt^* \\ w_{x1}[t] \Big|_{t^*=T_T} &= L_2 + L_3 = L \end{aligned}$$

k_g – емпіричний коефіцієнт залежний від номінальної траєкторії виведення. Вибирається згідно номінальної траєкторії для моменту початку прямого наведення і зберігається до моменту виходу на проміжну орбіту.

Підберемо k_g так, що:

$$\int_0^{T_T} (V[t^*] - V_0 - w_{x1}[t^*]) dt^* \approx k_g T_T (V_0 + L - V_T).$$

Прогнозована кутова дальність до кінцевої точки:

$$\Delta\Phi_v = \frac{\cos\theta_T}{\eta_T} (V_0 T_T + S - k_g T_T (V_0 + L - V_T)).$$

У момент початку прямого наведення $\cos\theta_T$, η_T , v_T визначаються по параметрах розрахункової орбіти, приведеної в ПЗ:

$$v_T = \Phi_T^* - \omega_p; \quad k_v = \sqrt{1 + e(2\cos v_T + e)};$$

$$V_T = k_v \sqrt{\frac{\mu}{p}}; \quad \eta_T = \frac{p}{1 + e\cos v_T}; \quad \cos\theta_T = \frac{1 + e\cos v_T}{k_v},$$

де Φ_T^* – розрахункове значення повної кутової дальності точки виходу РН на орбіту, відлічуваної від висхідного вузла необхідної орбіти;

v_T – розрахункове значення дійсної аномалії точки виходу РН на задану орбіту.

Далі $\cos\theta_T$, η_T , v_T беруться з попереднього циклу обчислень.

Повна кутова дальність: $\Phi_T = \Phi_0 + \Delta\Phi_v$,

де Φ_0 – поточна кутова дальність;

$\Delta\Phi_v$ – прогнозована кутова дальність.

Φ_0 визначається по параметрах руху РН, які переводяться з початкової стартової в опорну систему координат:

$$\begin{pmatrix} \xi_0 \\ \eta_0 \\ \zeta_0 \end{pmatrix} = G \begin{pmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{pmatrix}; \quad r_0 = \sqrt{\xi_0^2 + \eta_0^2};$$

$$\sin\Phi_0 = \frac{\xi_0}{r_0}; \quad \cos\Phi_0 = \frac{\eta_0}{r_0}; \quad (0 \leq \Phi_0 \leq 2\pi).$$

Отримане Φ_T використовується для обчислення v_T і K_0 .

Визначення необхідних к.у. за швидкістю і координатам в орбітальній системі координат:

$$v_T = \Phi_T - \omega_p; \quad k_v = \sqrt{1 + e(2\cos v_T + e)}; \quad V_T = k_v \sqrt{\frac{\mu}{p}};$$

$$\eta_T = \frac{p}{1 + e \cos v_T}; \quad \cos \theta_T = \frac{1 + e \cos v_T}{k_V}; \quad g_{\eta T} = \frac{\mu}{\eta_T^2};$$

$$\sin \theta_T = \frac{e \sin v_T}{k_V}; \quad V_{\xi T} = V_T \cos \theta_T; \quad V_{\eta T} = V_T \sin \theta_T; \quad V_{\zeta T} = 0,$$

де v_T – дійсна аномалія прогнозованої точки виходу РН на задану орбіту;
 V_T – модуль вектору кінцевої швидкості;
 θ_T – кут нахилу вектору кінцевої швидкості до площини місцевого горизонту (кут між \vec{V}_T і $O\xi$ орбітальної системи координат);
 K – матриця переходу від початкової стартової до опорної системи координат.

3.3.2 Визначення середнього значення програм кутів тангажу і рискання.

Знайдемо середні значення з умови забезпечення необхідного вектору кінцевої швидкості.

Диференціальне рівняння ЦМ РН в орбітальній системі координат:

$$\dot{V}_\xi = \dot{W}_{x1} \cos \tilde{\mathcal{G}} \cos \tilde{\psi} - g_{\xi c}; \quad \dot{V}_\eta = \dot{W}_{x1} \sin \tilde{\mathcal{G}} \cos \tilde{\psi} - g_{\eta c}; \quad \dot{V}_\zeta = -\dot{W}_{x1} \sin \tilde{\psi} - g_{\zeta c};$$

$$g_{\xi c} = \frac{1}{2} g_\xi; \quad g_{\eta c} = \frac{1}{2} (g_\eta + g_{\eta T}); \quad g_{\zeta c} = \frac{1}{2} g_\zeta.$$

Проінтегруємо ці рівняння від 0 до T , отримаємо рівняння для визначення невідомих $\tilde{\mathcal{G}}$, $\tilde{\psi}$, T_T :

$$V_{\xi T} - V_\xi + g_{\xi c} T_T = L \cos \tilde{\mathcal{G}} \cos \tilde{\psi},$$

$$V_{\eta T} - V_\eta + g_{\eta c} T_T = L \sin \tilde{\mathcal{G}} \cos \tilde{\psi},$$

$$-V_\zeta + g_{\zeta c} T_T = -L \sin \tilde{\psi},$$

де

$$L = L_2 + L_3;$$

$$T_T = T_2 + T_{pas} + T_{31};$$

$$L_i = u_i \ln \frac{\tau_i}{\tau_i - T_i}. \quad (i = 2, 3)$$

$$T_2 = \begin{cases} t_{st} + T_2^* - t, & \text{при } t \leq t_{st} + T_2^* \\ 0, & \text{при } t > t_{st} + T_2^* \end{cases};$$

$$T_{pas} = \begin{cases} T_{pas1}, & \text{при } t \leq t_{st} + T_2^* \\ t_{st} + T_2^* + T_{pas1} - t, & \text{при } t_{st} + T_2^* < t \leq t_{st} + T_2^* + T_{pas1} \\ 0, & \text{при } t > t_{st} + T_2^* + T_{pas1} \end{cases}$$

Після інтегрування рівнянь, отримані рівняння зведемо в квадрат, склавши праві і ліві частини їх, отримаємо рівняння з 1-м невідомим T_T :

$$(V_{\xi T} - V_{\xi} + g_{\xi c} T_T)^2 + (V_{\eta T} - V_{\eta} + g_{\eta c} T_T)^2 + (-V_{\zeta} + g_{\zeta c} T_T)^2 = L^2.$$

Це рівняння не має рішення в явному вигляді і може бути вирішено шляхом ітерацій. Але ітерації на борту РН небажані, тому рішення шукається у вигляді: $T_T = T_T' + \Delta T_3$, ΔT_3 – мала поправка.

Вважаючи, що проекція кінцевої швидкості в орбітальній системі координат не залежить від величини T_T :

$$\begin{aligned} (V_{\xi T} - V_{\xi} + g_{\xi c} (T_T' + \Delta T_3))^2 &= (V_{\xi T} - V_{\xi} + g_{\xi c} T_T')^2 + 2(V_{\xi T} - V_{\xi} + g_{\xi c} T_T') \left(-\frac{\partial V_{\xi}}{\partial T_T} + g_{\xi c} + \frac{\partial g_{\xi c}}{\partial T_T} T_T' \right) \Delta T_3, \\ (V_{\eta T} - V_{\eta} + g_{\eta c} (T_T' + \Delta T_3))^2 &= (V_{\eta T} - V_{\eta} + g_{\eta c} T_T')^2 + 2(V_{\eta T} - V_{\eta} + g_{\eta c} T_T') \left(-\frac{\partial V_{\eta}}{\partial T_T} + g_{\eta c} + \frac{\partial g_{\eta c}}{\partial T_T} T_T' \right) \Delta T_3, \\ (-V_{\zeta} + g_{\zeta c} (T_T' + \Delta T_3))^2 &= (-V_{\zeta} + g_{\zeta c} T_T')^2 + 2(-V_{\zeta} + g_{\zeta c} T_T') \left(-\frac{\partial V_{\zeta}}{\partial T_T} + g_{\zeta c} + \frac{\partial g_{\zeta c}}{\partial T_T} T_T' \right) \Delta T_3. \end{aligned}$$

$$L^2 = (L')^2 + \frac{2u_3 L'}{\tau_3 - T_3} \Delta T_3; \quad L' = L_2 + L_3. \quad (3.4)$$

Це припущення справедливе для виведення на кругові орбіти і в перигей еліптичної орбіти, також можна використовувати при виведенні на будь-яку точку орбіти близької до кругової, оскільки помилка, яка визначає T_T незначна.

Знайдемо похідні компоненти поточного вектору швидкості і середнє значення прискорення сили тяжіння по T_T .

Зміна T_T змінює тільки матриці переходу Φ :

$$\begin{pmatrix} \frac{\partial V_{\xi}}{\partial T_T} \\ \frac{\partial V_{\eta}}{\partial T_T} \\ \frac{\partial V_{\zeta}}{\partial T_T} \end{pmatrix} = \frac{\partial \Phi_T}{\partial T_T} \underbrace{\begin{pmatrix} -\sin \Phi_T & -\cos \Phi_T & 0 \\ -\cos \Phi_T & -\sin \Phi_T & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}}_M G \begin{pmatrix} V_{x0} \\ V_{y0} \\ V_{z0} \end{pmatrix}$$

$$M \cdot G = \begin{pmatrix} -K_{21} & -K_{22} & -K_{23} \\ K_{11} & K_{12} & K_{13} \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix},$$

$$\frac{\partial V_\xi}{\partial T_T} = -V_\eta \frac{\partial \Phi_T}{\partial T_T}; \quad \frac{\partial V_\eta}{\partial T_T} = V_\xi \frac{\partial \Phi_T}{\partial T_T}; \quad \frac{\partial V_\zeta}{\partial T_T} = 0,$$

$$\text{зде} \quad \frac{\partial \Phi_T}{\partial T_T} = \frac{\partial \Delta \Phi_T}{\partial T_T} \approx \frac{\cos \theta_T}{\eta_T} (V_0 + L)$$

$$\frac{\partial g_{\xi c}}{\partial T_T} = \frac{1}{2} \frac{\partial g_\xi}{\partial T_T} = -\frac{1}{2} g_\eta \frac{\partial \Phi_T}{\partial T_T};$$

$$\frac{\partial g_{\eta c}}{\partial T_T} = \frac{1}{2} \frac{\partial g_\eta}{\partial T_T} = \frac{1}{2} g_\xi \frac{\partial \Phi_T}{\partial T_T};$$

$$\frac{\partial g_{\zeta c}}{\partial T_T} = 0.$$

Позначимо:

$$\Delta W_\xi^* = V_{\xi T} - V_\xi + g_{\xi c} T_T';$$

$$\Delta W_\eta^* = V_{\eta T} - V_\eta + g_{\eta c} T_T';$$

$$\Delta W_\zeta^* = -V_\zeta + g_{\zeta c} T_T'.$$

де $\Delta W_{\xi\eta\zeta}^*$ – початкове наближення потрібної позірної швидкості.

Підставимо всі допущення в (3.4) і вирішуючи рівняння щодо поправки до наближеного значення часу, що залишився до моменту виходу РН на проміжну орбіту:

$$\Delta T_3 = \frac{(\tau_3 - T_3')((\Delta W_\xi^*)^2 + (\Delta W_\eta^*)^2 + (\Delta W_\zeta^*)^2 - (L')^2)}{2(u_3 L' - (\tau_3 - T_3')(\Delta W_\xi^* g_\xi^* + \Delta W_\eta^* g_\eta^* + \Delta W_\zeta^* g_\zeta^*))}$$

$$T_T = T_T' + \Delta T_3 \quad T_{31} = T_3' + \Delta T_3$$

Зазвичай, максимальне значення поправки ΔT_3 виходить у момент початку прямого наведення на 2-му ступені. На подальших тактах рахунку алгоритмів прямого наведення величина поправки зменшується, тобто процес обчислення кінцевого часу T_T є таким, що сходиться.

При малому значенні позірної позірної прискорення, яке реалізовується на 3-му ступені $\sim (0.1 \div 0.2)g$, отримаємо співвідношення:

$$\frac{(\tau_3 - T_3')(\Delta W_\xi^* g_\xi^* + \Delta W_\eta^* g_\eta^* + \Delta W_\zeta^* g_\zeta^*)}{u_3 L'} = \frac{|g^*| \cos(\Delta W^* \hat{g}^*)}{\dot{W}_{x1}(t = T_T')},$$

$$\begin{aligned}
|g^* &= \sqrt{g_\xi^{*2} + g_\eta^{*2} + g_\zeta^{*2}}, \\
\frac{\partial}{\partial T_T}(V_T - V + g_c T_T) &= g^*. \\
\Delta W_\xi &= L \cos \tilde{\mathcal{G}} \cos \tilde{\psi}; \\
\Delta W_\eta &= L \sin \tilde{\mathcal{G}} \cos \tilde{\psi}; \\
\Delta W_\zeta &= -L \sin \tilde{\psi}, \\
\text{де } L &= \sqrt{\Delta W_\xi^2 + \Delta W_\eta^2 + \Delta W_\zeta^2}.
\end{aligned}$$

Набудемо середнього значення програми кута рискання та тангажа:

$$\begin{aligned}
\tilde{\psi} &= -\arcsin\left(\frac{\Delta W_\zeta}{L}\right) = -\arcsin\left(\frac{\Delta W_\zeta}{\sqrt{\Delta W_\xi^2 + \Delta W_\eta^2 + \Delta W_\zeta^2}}\right); -\frac{\pi}{2} < \tilde{\psi} < \frac{\pi}{2}. \\
\tilde{\mathcal{G}} &= \arcsin\left(\frac{\Delta W_\eta}{\sqrt{\Delta W_\xi^2 + \Delta W_\eta^2}}\right); -\frac{\pi}{2} < \tilde{\mathcal{G}} < \frac{\pi}{2}.
\end{aligned}$$

3.3.3 Визначення змінних програм тангажа і рискання

Спочатку визначимо змінну складову програму рискання з умови забезпечення заданих кінцевих умов по проєкціях вектора кінцевої швидкості і радіус-вектора на вісь О ζ в раніше визначений час T_T :

$$\begin{aligned}
V_\zeta(T_T) &= 0; \\
\zeta(T_T) &= 0.
\end{aligned}$$

Інтеграл від рівняння аналогічне (Q):

$$\begin{aligned}
V_\zeta &= -\dot{W}_{x1} \underbrace{(\sin \tilde{\psi} + (-k_3 + k_4 t^*) \cos \tilde{\psi})}_{\sin \tilde{\psi} 0} - g_{\zeta c}, \quad (3.5) \\
\int_0^{T_T} \dot{W}_{x1} (\sin \tilde{\psi} + (-k_3 + k_4 t^*) \cos \tilde{\psi}) dt^* &= \int_0^{T_2} \frac{u_2}{\tau_2 - t_2^*} (\sin \tilde{\psi} + (-k_3 + k_4 t_2^*) \cos \tilde{\psi}) dt_2^* + \\
&+ \int_0^{T_3} \frac{u_3}{\tau_3 - t_3^*} (\sin \tilde{\psi} + (-k_3 + k_4 (T_2 + T_{pas}) + k_4 t_3^*) \cos \tilde{\psi}) dt_3^*,
\end{aligned}$$

враховуючи 3-є рівняння (P) отримаємо 1-є рівняння для визначення k_3 і k_4 :

$$\begin{aligned}
& k_3 L - k_4 I; \\
& L = \int_0^{T_T} \dot{W}_{x1} dt^* = L_2 + L_3; \\
& I = \int_0^{T_T} \dot{W}_{x1} t^* dt^* = L_2 + L_3 + (T_2 + T_{pas}).
\end{aligned}$$

Друге рівняння для визначення k_3 та k_4 проінтегрувавши рівняння (3.5) двічі, ввівши позначення $\Delta S_\zeta = \zeta + V_\zeta T_T - \frac{1}{2} g_{\zeta c} T_T^2 - S \sin \tilde{\psi}$:

$$\begin{aligned}
& \Delta S_\zeta + (k_3 S - k_4 Q) \cos \tilde{\psi} = 0, \text{ где} \\
& S = \int_0^{T_T} \int_0^{t^*} \dot{W}_{x1} (dt^*)^2 = S_2 + S_3 + (T_{pas} + T_3) L_3 \\
& Q = \int_0^{T_T} \int_0^{t^*} \dot{W}_{x1} t^* (dt^*)^2 = \int_0^{T_2} \int_0^{t_2^*} \frac{u_2}{\tau_2 - t_2^*} t_2^* (dt_2^*)^2 + (T_{pas} + T_3) \int_0^{T_2} \frac{u_2}{\tau_2 - t_2^*} t_2^* dt_2^* + \\
& + \int_0^{T_3} \int_0^{t_3^*} \frac{u_3}{\tau_3 - t_3^*} (T_{pas} + T_2 + t_3^*) (dt_3^*)^2 = Q_2 + Q_3 + (T_{pas} + T_3) I_2 + (T_{pas} + T_2) S_3
\end{aligned}$$

вирішивши 1-е і 2-е рівняння, як систему, отримаємо:

$$\begin{aligned}
k_3 &= - \frac{\Delta S_\zeta I}{(I \cdot S - L \cdot Q) \cos \tilde{\psi}}; \\
k_4 &= \frac{k_3 L}{I}.
\end{aligned}$$

Змінну складову програми тангажа визначимо інтегруванням диференціального рівняння руху ЦМ РН в проекції на вісь $O\eta$:

$$\ddot{\eta} = \dot{W}_{x1} \sin \mathcal{G}'_{pr} \cos \psi'_{pr} - g_{\eta c}.$$

Використовуючи співвідношення:

$$\begin{aligned}
\sin \mathcal{G}'_{pr} &\approx \sin \tilde{\mathcal{G}} + (-k_1 + k_2 t^*) \cos \tilde{\mathcal{G}}, \\
\cos \psi'_{pr} &\approx \cos \tilde{\psi} - (-k_3 + k_4 t^*) \sin \tilde{\psi},
\end{aligned}$$

і вважаючи k_3 та k_4 відомими, отримаємо:

$$\begin{aligned}
\ddot{\eta} &= \dot{W}_{x1} (\sin \tilde{\mathcal{G}} \cos \tilde{\psi} - (\sin \tilde{\mathcal{G}} - k_1 \cos \tilde{\mathcal{G}}) \sin \tilde{\psi} (-k_3 + k_4 t^*) - k_1 \cos \tilde{\mathcal{G}} \cos \tilde{\psi} + \\
&+ \cos \tilde{\mathcal{G}} ((\cos \tilde{\psi} + k_3 \sin \tilde{\psi}) t^* - k_4 (t^*)^2 \sin \tilde{\psi}) k_2 - g_{\eta c},
\end{aligned} \tag{3.6}$$

$$\begin{aligned}
P &= \int_0^{T_T} \dot{W}_{x1}(t^*)^2 dt^* = \int_0^{T_2} \frac{u_2}{\tau_2 - t_2^*} (t_2^*)^2 dt_2^* + \int_0^{T_3} \frac{u_3}{\tau_3 - t_3^*} (T_{pas} + T_2 + t_3^*)^2 dt_3^* = \\
&= P_2 + P_3 + 2(T_{pas} + T_2)I_3 + (T_{pas} + T_2)^2 L_3.
\end{aligned}$$

Проінтегрувавши двічі отримане 1-е рівняння для визначення k_1 та k_2 :

$$\begin{aligned}
V_{\eta T} &= \underbrace{V_\eta - g_{\eta c} T_T + L \sin \tilde{\mathcal{G}} \cos \tilde{\psi}}_{V_{\eta T}} + (\sin \tilde{\mathcal{G}} - k_1 \cos \tilde{\mathcal{G}}) \sin \tilde{\psi} \underbrace{(k_3 L - k_4 I)}_0 - L \cdot k_1 \cos \tilde{\mathcal{G}} \cos \tilde{\psi} + \\
&+ \cos \tilde{\mathcal{G}} ((\cos \tilde{\psi} + k_3 \sin \tilde{\psi}) I - k_4 P \sin \tilde{\psi}) k_2 \\
&\quad - L \cdot k_1 \cos \tilde{\psi} + ((\cos \tilde{\psi} + k_3 \sin \tilde{\psi}) I - P \cdot k_4 \sin \tilde{\psi}) k_2 = 0.
\end{aligned}$$

Друге рівняння отримаємо, двічі проінтегрувавши (3.6) і ввівши спрощення:

$$\begin{aligned}
L_p &= L \cos \tilde{\psi}; \\
I_p &= (\cos \tilde{\psi} + k_3 \sin \tilde{\psi}) I - k_4 P \cdot \sin \tilde{\psi}; \\
S_p &= (\cos \tilde{\psi} + k_3 \sin \tilde{\psi}) S - k_4 Q \cdot \sin \tilde{\psi}; \\
Q_p &= (\cos \tilde{\psi} + k_3 \sin \tilde{\psi}) Q - k_4 U \cdot \sin \tilde{\psi}. \\
\Delta S_\eta &= \eta_T - \eta - V_\eta T_T + g_{\eta c} \frac{T_T^2}{2} - S_p \sin \tilde{\mathcal{G}}, \\
U &= \int_0^{T_T} \int_0^{t^*} \dot{W}_{x1}(t^*)^2 (dt^*)^2 = \int_0^{T_2} \int_0^{t_2^*} \frac{u_2}{\tau_2 - t_2^*} (t_2^*)^2 (dt_2^*)^2 + (T_{pas} + T_3) \int_0^{T_3} \frac{u_2}{\tau_2 - t_2^*} (t_2^*)^2 dt_2^* + \\
&+ \int_0^{T_3} \int_0^{t_3^*} \frac{u_3}{\tau_3 - t_3^*} (T_{pas} + T_2 + t_3^*)^2 (dt_3^*)^2 = U_2 + U_3 + (T_{pas} + T_3) P_2 + (T_{pas} + T_2)^2 S_3.
\end{aligned}$$

Тоді отримаємо систему рівнянь:

$$\begin{cases} -L_p k_1 + I_p k_2 = 0 \\ (-S_p k_1 + Q_p k_2) \cos \tilde{\mathcal{G}} = \Delta S_\eta \end{cases}, \\
k_1 = -\frac{\Delta S_\eta I_p}{(I_p S_p - L_p Q_p) \cos \tilde{\mathcal{G}}}, \\
k_2 = \frac{k_1 L_p}{I_p}.$$

У необхідних випадках для компенсації наслідків припущення про малість змінної складової програм тангажа, можна ввести емпіричний коефіцієнт k_g залежно від параметра k_1 :

$$k_1' = -\frac{\Delta S_\eta I_p}{(S_p I_p - L_p Q_p) \cos \tilde{\mathcal{G}}};$$

$$k_1 = k_1' (1 - k_g k_1'^2);$$

$$k_2 = \frac{k_1 L_p}{I_p}.$$

У міру наближення до кінцевої точки величина k_1' стає близькою до нуля і коректуючий член наближається до нуля, що не вносить додаткової методичної помилки.

Коефіцієнт k_g можна визначити, побудувавши залежність часу роботи маршевого двигуна третього ступеня для ряду значень величини k_g . Вибір значення коефіцієнта k_g , при якому досягається мінімальний час роботи двигуна, дозволяє забезпечити максимальну масу ПН, що виводиться на орбіту. Прогнозовані на час ітераційного циклу Δt значення програмних кутів тангажа і рискання, що забезпечують вихід РН на задану орбіту:

$$\mathcal{G}'_{pr}[t + \Delta t] = \tilde{\mathcal{G}} - k_1 + k_2 \Delta t;$$

$$\psi'_{pr}[t + \Delta t] = \tilde{\psi} - k_1 + k_2 \Delta t.$$

Відповідний цим кутам кватерніон:

$$\Lambda'_{pr}[t + \Delta t] = \Lambda_g[t + \Delta t] \circ \Lambda_\psi[t + \Delta t] = \begin{pmatrix} \cos \frac{\mathcal{G}'_{pr}[t + \Delta t]}{2} \\ 0 \\ 0 \\ \sin \frac{\mathcal{G}'_{pr}[t + \Delta t]}{2} \end{pmatrix} \circ \begin{pmatrix} \cos \frac{\psi'_{pr}[t + \Delta t]}{2} \\ 0 \\ 0 \sin \frac{\psi'_{pr}[t + \Delta t]}{2} \\ 0 \end{pmatrix}.$$

Кватерніон, що визначає орієнтацію орбітальної системи координат щодо початкової стартової:

$$\Lambda_K[t] = \Lambda_G + \Lambda_\Phi[t].$$

Кватерніон, що визначає потрібну на момент $(t + \Delta t)$ орієнтацію вектора тяги в початковій стартовій системі координат:

$$\Lambda_{pr}[t + \Delta t] = \Lambda_K[t] \circ \Lambda'_{pr}[t + \Delta t].$$

Розрахунок кватерніону і величин необхідних приростів програмних кутів за час ітераційного циклу здійснюється з використанням співвідношень:

$$\Lambda_{\delta pr}[t] = \tilde{\Lambda}_{pr}[t] \circ \Lambda_{\delta pr}[t + \Delta t] = \begin{pmatrix} \delta_0[t] \\ \delta_1[t] \\ \delta_2[t] \\ \delta_3[t] \end{pmatrix};$$

$$\Delta \mathcal{G}_{pr}[\Delta t] = 2\delta_0[t]\delta_3[t];$$

$$\Delta \psi_{pr}[\Delta t] = 2\delta_0[t]\delta_2[t].$$

Ітеративний метод дозволив значно мінімізувати витрату палива і дозволив збільшити точність виведення РН на навколосемну орбіту.

3.4 Висновки

У даній частині дипломної роботи приведено алгоритм, що реалізує закон управління досліджуваної системи. Побудовано сам алгоритм та приведена його схема. Визначено змінні програм тангажу та рискання.

4 ДОСЛІДНИЦЬКА ЧАСТИНА

4.1 Опис математичної моделі РН

Початкові умови визначаються перед початком інтегрування рівнянь руху при $t = 0$.

Геоцентрична широта точки старту:

$$\begin{aligned} \operatorname{tg} \varphi_{c0} &= \operatorname{tg} \varphi_{g0} (1 - e_E^2), \\ \varphi_{c0} &= \operatorname{arctg}(\operatorname{tg} \varphi_{c0}) \quad -\pi/2 \leq \varphi_{c0} \leq \pi/2, \end{aligned}$$

де φ_{g0} – геодезична широта точки старту;

e_E^2 – квадрат першого ексцентриситету еліпсоїда Красовського.

Радіус еліпсоїда Красовського в точці старту:

$$r_{E0} = a_E \frac{\sqrt{1 - e_E^2}}{\sqrt{1 - e_E^2 \cos^2 \varphi_{c0}}}.$$

Ухилення нормалі до еліпсоїда Красовського від напрямку точки старту:

$$\gamma_0 = \varphi_{g0} - \varphi_{c0}.$$

Початкові координати РН в початковій стартовій СК:

$$\begin{aligned} x_0(0) &= -\sin \gamma_0 \cos A_0 (r_{E0} + h_0), \\ y_0(0) &= \cos \gamma_0 (r_{E0} + h_0), \\ z_0(0) &= \sin \gamma_0 \sin A_0 (r_{E0} + h_0), \end{aligned}$$

де A_0 – азимут пуску;

h_0 – висота центру мас щодо еліпсоїда Красовського в точці старту.

Проекції вектора кутової швидкості обертання Землі на осі початкової стартової СК:

$$\begin{aligned} \omega_{Ex}(0) &= \omega_E \cos A_0 \cos \varphi_{g0}, \\ \omega_{Ey}(0) &= \omega_E \sin \varphi_{g0}, \\ \omega_{Ez}(0) &= -\omega_E \sin A_0 \cos \varphi_{g0}, \end{aligned}$$

де ω_E – кутова швидкість обертання Землі.

Проекції вектора початкової абсолютної швидкості на осі початкової стартової СК:

$$\begin{aligned}v_{x0}(0) &= \omega_{Ez}(0)y_0(0) - \omega_{Ey}(0)z_0(0), \\v_{y0}(0) &= -\omega_{Ez}(0)x_0(0) + \omega_{Ex}(0)z_0(0), \\v_{z0}(0) &= \omega_{Ey}(0)x_0(0) - \omega_{Ex}(0)y_0(0).\end{aligned}$$

Відцентрове прискорення в точці старту:

$$g_c(0) = \omega_E^2 (r_{E0} + h_0) \cos \varphi_{c0}.$$

Матриця переходу від початкової стартвої СК до екваторіальної:

$$\begin{aligned}A_{Eq} &= A_x(\lambda_0) \cdot A_z(\varphi_{g0}) \cdot A_y(-A_0), \\A_x(\lambda_0) &= \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \lambda_0 & \sin \lambda_0 \\ 0 & -\sin \lambda_0 & \cos \lambda_0 \end{pmatrix}, \\A_z(\varphi_{g0}) &= \begin{pmatrix} \cos \varphi_{g0} & \sin \varphi_{g0} & 0 \\ -\sin \varphi_{g0} & \cos \varphi_{g0} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \\A_y(-A_0) &= \begin{pmatrix} \cos A_0 & 0 & \sin A_0 \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin A_0 & 0 & \cos A_0 \end{pmatrix}.\end{aligned}$$

Матриця переходу від початкової стартвої СК до опорної:

$$G = A_y(i) \cdot A_x(\Omega) \cdot A_z(\varphi_{g0}) \cdot A_y(-A_0).$$

4.2 Кінематичні параметри

Проекції вектора відносної швидкості РН на осі початкової стартвої системи координат:

$$\begin{aligned}v_{rx0} &= v_{x0} - (\omega_{Ez0}y_0 - \omega_{Ey0}z_0), \\v_{ry0} &= v_{y0} - (-\omega_{Ez0}x_0 - \omega_{Ex0}z_0), \\v_{rz0} &= v_{z0} - (\omega_{Ey0}x_0 - \omega_{Ex0}y_0).\end{aligned}$$

Модуль радіус-вектора:

$$r = \sqrt{x_0^2 + y_0^2 + z_0^2}.$$

Модуль абсолютної швидкості:

$$v = \sqrt{v_{x0}^2 + v_{y0}^2 + v_{z0}^2}.$$

Модуль відносної швидкості:

$$v_{rl} = \sqrt{(v_{rlx0})^2 + (v_{rly0})^2 + (v_{rlz0})^2}.$$

Кут нахилу абсолютної швидкості до горизонту:

$$\sin\theta = \frac{1}{r \cdot v} (x_0 v_{x0} + y_0 v_{y0} + z_0 v_{z0}),$$

$$\theta = \arcsin(\sin\theta) \quad -\pi/2 \leq \theta \leq \pi/2.$$

Координати РН в екваторіальній СК:

$$x_{Eq} = a_{Eq11} x_0 + a_{Eq12} y_0 + a_{Eq13} z_0,$$

$$y_{Eq} = a_{Eq21} x_0 + a_{Eq22} y_0 + a_{Eq23} z_0,$$

$$z_{Eq} = a_{Eq31} x_0 + a_{Eq32} y_0 + a_{Eq33} z_0.$$

Координати РН в опорній СК:

$$\xi_0 = g_{11} x_0 + g_{12} y_0 + g_{13} z_0,$$

$$\eta_0 = g_{21} x_0 + g_{22} y_0 + g_{23} z_0,$$

$$\zeta_0 = g_{31} x_0 + g_{32} y_0 + g_{33} z_0.$$

Проекції вектора абсолютної швидкості на осі опорної СК:

$$v_{\xi 0} = g_{11} v_{x0} + g_{12} v_{y0} + g_{13} v_{z0},$$

$$v_{\eta 0} = g_{21} v_{x0} + g_{22} v_{y0} + g_{23} v_{z0},$$

$$v_{\zeta 0} = g_{31} v_{x0} + g_{32} v_{y0} + g_{33} v_{z0}.$$

Кутова дальність польоту РН щодо висхідного вузла орбіти:

$$\sin f = \xi_0 / r$$

$$\cos f = \eta_0 / r \quad 0 \leq f \leq 2.$$

Геоцентрична широта:

$$\sin \varphi_c = z_{Eq} / r,$$

$$\cos \varphi_c = x_{Eq} / r \quad -\pi/2 \leq \varphi_c \leq \pi/2.$$

Довгота:

$$\sin \lambda = y_{Eq} / (r \cdot \cos \varphi_c),$$

$$\cos \lambda = x_{Eq}/r \cdot \cos \varphi_c \quad -\pi \leq \lambda \leq \pi.$$

Радіус Землі:

$$r_E = a_E \frac{\sqrt{1 - e_E^2}}{\sqrt{1 - e_E^2 \cos^2 \varphi_c}}.$$

Висота: $h = r - r_E$.

Проекції вектора відносної швидкості на осі зв'язаної СК:

$$v_{rlx1} = a_{11} v_{rlx0} + a_{12} v_{rly0} + a_{13} v_{rlz0},$$

$$v_{rly1} = a_{21} v_{rlx0} + a_{22} v_{rly0} + a_{23} v_{rlz0},$$

$$v_{rlz1} = a_{31} v_{rlx0} + a_{32} v_{rly0} + a_{33} v_{rlz0},$$

де A – матриця переходу від початкової стартовою СК до зв'язаної.

$$A = A_y(\psi) \cdot A_z(\vartheta).$$

Просторовий кут атаки:

1) при $V_{rl} > 0.1$ та $V_{rl} > V_{x1}$:

$$\cos \alpha = \frac{V_{x1}}{V_{rl}},$$

$$\alpha = \arccos(\cos \alpha) - \pi/2 \leq \alpha \leq /2;$$

2) при $V_{rl} \leq 0.1$ або $V_{rl} = V_{x1}$: $\alpha = 0$.

Кут орієнтації площини просторового кута атаки:

1) при $\alpha > 1.0 \cdot 10^{-5}$:

$$v_g = \sqrt{v_{y1}^2 + v_{z1}^2},$$

$$\sin \gamma = -\frac{v_{z1}}{v_g},$$

$$\cos \gamma = -\frac{v_{y1}}{v_g},$$

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{v_{z1}}{v_{y1}} \quad -\pi/2 < \gamma < \pi/2;$$

2) при $\alpha \leq 1.0 \cdot 10^{-5}$: $\sin \gamma = 0$, $\cos \gamma = 1$.

Швидкісний натиск: $q = \frac{\rho v^2}{2}$.

Число Маха: $M = \frac{V_{rl}}{a_{snd}}$, де a_{snd} – швидкість звуку.

4.3 Модель зовнішнього середовища

4.3.1 Модель гравітаційного поля Землі

Як модель фігури Землі і її гравітаційного поля прийнятий еліпсоїд Красовського з потенціалом [6]:

$$U = \frac{b_0}{r} - \frac{b_{20}}{r^3} \left(\frac{1}{2} - \frac{3}{2} \sin^2 \varphi_c \right),$$

де b_0 і b_{20} – гравітаційні постійні.

Вектор гравітаційного прискорення визначається формулами:

$$\begin{aligned} \bar{g} &= g_r \bar{r}^0 + g_\omega \bar{\omega}^0, \\ g_r &= \frac{b_0}{r^2} - \frac{3 \cdot b_{20}}{2 \cdot r^4} (1 - 5 \sin^2 \varphi_c), \\ g_\omega &= 3 \frac{b_{20}}{r^4} \sin \varphi_c, \end{aligned}$$

де \bar{r}^0 – орт радіус-вектору центру мас РН;

$\bar{\omega}^0$ – орт осі обертання еліпсоїда Красовського.

4.3.2 Модель атмосфери

Аеродинамічні сили в першому наближенні пропорційні щільності атмосфери, тому як модель атмосфери використовується модель стандартної атмосфери, в якій щільність задається функцією тільки висоти [7]:

$$h = r - r_c,$$

де r_c – умовний радіус Землі.

Повітряний простір землі (від рівня моря до висоти 94000 км.) розділяється на сім геоцентричних шарів, в кожному з яких градієнт температури по геопотенціальній висоті постійний:

$$\begin{aligned} \beta &= \frac{dT}{dH}, \\ H &= \frac{rh}{r+h}, \end{aligned}$$

де H – геопотенціальна висота.

Газ, що заповнює повітряний простір Землі, задовольняє наступним рівнянням:

$$\frac{dp}{dh} = -\rho g \quad \text{– рівняння гідростатики}$$

$$p = \rho RT \quad \text{– рівняння газового стану}$$

$$g = g_c \left(\frac{rh}{r+h} \right),$$

де

p – тиск;

ρ – щільність;

T – температура;

R – газова постійна;

g_c – стандартне прискорення вільного падіння.

4.4 Модель тяги РН

На першому ступені РН встановлений маршевий двигун, який складається з трьох двокамерних блоків, і рульовий чотирикамерний двигун. На другому ступені встановлений двокамерний маршевий двигун і рульовий чотирикамерний двигун. Рухова установка третього ступеня включає маршевий двигун з керованим соплом, що коливається.

У справжній моделі РН камери згорання двигунів пронумеровані в наступному порядку:

- 1) m_1, \dots, m_6 – камери згорання маршевого двигуна першого ступеня;
- 2) m_7, m_8 – камери згорання маршевого двигуна другого ступеня;
- 3) m_9 – камера згорання маршевого двигуна третього ступеня;
- 4) c_1, \dots, c_4 – камери згорання рульового двигуна першого ступеня;
- 5) c_5, \dots, c_8 – камери згорання рульового двигуна другого ступеня.

Тяга і секундна витрата камер згорання маршевих двигунів 1-го ступеня:

$$P_{1m} = \begin{cases} f_{1bm}(t - t_{m1ign}), & \text{if } t < t_{m1sht} \\ f_{1cm}(t - t_{m1sht}), & \text{if } t \geq t_{m1sht} \end{cases},$$

$$K_{1m} = \frac{P_{1m}}{P_{1mn}},$$

$$j = 1, 2, 3$$

$$i = 1, 2, \dots, 6,$$

$$P_{1mi} = 0.5P_{1m}(1 + K_{p1mj}) + \frac{dP_{1mj}}{2} K_{1m} \quad \text{при } i = 2j - 1$$

$$P_{1mi} = 0.5P_{1m}(1 + K_{p1mj}) - \frac{dP_{1mj}}{2} K_{1m} \quad \text{при } i = 2j$$

$$\dot{G}_{mi} = \frac{P_{1mi}}{P_{1msp} \cdot (1 + K_{sp1mj})},$$

$$P_{mi} = P_{1mi} - S_{1m} \cdot p(h).$$

Тяга і секундна витрата камер згорання рульового двигуна 1-го ступеня:

$$P_{1c} = \begin{cases} f_{1bc}(t - t_{c1ign}), & \text{if } t < t_{c1sht} \\ f_{1ec}(t - t_{c1sht}), & \text{if } t \geq t_{c1sht} \end{cases},$$

$$K_{1c} = \frac{P_{1c}}{P_{1cn}},$$

$$\Delta P_{\Sigma} = \sum_{i=1}^4 \frac{dP_{1ci}}{2} \cdot K_{1c},$$

$$P_{1ci} = 0.25[(1 + K_{p1c}) \cdot P_{1c} - \Delta P_{\Sigma}] + \frac{dP_{1ci}}{2} \cdot K_{1c},$$

$$i = 1, 2, 3, 4,$$

$$\dot{G}_{ci} = \frac{P_{1ci}}{P_{1csp} \cdot (1 + K_{sp1c})},$$

$$P_{ci} = P_{1ci} - S_{1c} \cdot p(h).$$

Тяга і секундна витрата камер згорання маршевого двигуна 2-го ступеня:

$$P_{2m} = \begin{cases} f_{2bm}(t - t_{m2ign}), & \text{if } t < t_{m2sht} \\ f_{2em}(t - t_{m2sht}), & \text{if } t \geq t_{m2sht} \end{cases},$$

$$K_{2m} = \frac{P_{2m}}{P_{2mn}},$$

$$P_{2m7} = 0.5P_{2m}(1 + K_{p2m}) + \frac{dP_{2m}}{2} K_{2m},$$

$$P_{2m8} = 0.5P_{2m}(1 + K_{p2m}) - \frac{dP_{2m}}{2} K_{2m},$$

$$i = 7, 8$$

$$\dot{G}_{mi} = \frac{P_{2mi}}{P_{2msp} \cdot (1 + K_{sp2m})},$$

$$P_{mi} = P_{2mi} - S_{2m} \cdot p(h).$$

Тяга і секундна витрата камер згорання рульового двигуна 2-го ступеня:

$$P_{2c} = \begin{cases} f_{2bc}(t - t_{c2\text{ ign}}), & \text{if } t < t_{c2\text{ sht}} \\ f_{2ec}(t - t_{c2\text{ sht}}), & \text{if } t \geq t_{c2\text{ sht}} \end{cases},$$

$$K_{2c} = \frac{P_{2c}}{P_{2cn}},$$

$$\Delta P_{\Sigma} = \sum_{i=5}^8 \frac{dP_{2ci}}{2} \cdot K_{2c},$$

$$P_{2ci} = 0.25[(1 + K_{p2c}) \cdot P_{2c} - \Delta P_{\Sigma}] + \frac{dP_{2ci}}{2} \cdot K_{2c},$$

$$i = 5, 6, 7, 8$$

$$\dot{G}_{ci} = \frac{P_{2ci}}{P_{2csp} \cdot (1 + K_{sp2c})}.$$

Тяга і секундна витрата камер згорання маршевого двигуна 3-го ступеня:

$$P_{3m} = \begin{cases} f_{3bm}(t - t_{m3\text{ ign}}), & \text{if } t < t_{m3\text{ sht}} \\ f_{3em}(t - t_{m3\text{ sht}}), & \text{if } t \geq t_{m3\text{ sht}} \end{cases},$$

$$P_{m9} = P_{3m}(1 + K_{p3m}),$$

$$\dot{G}_{m9} = \frac{P_{m9}}{P_{3msp} \cdot (1 + K_{sp3m})}.$$

Сумарний вектор тяги і сумарна секундна витрата:

1) для 1-го ступеня:

$$P_I = \sum_{i=1}^6 P_{mi} + \sum_{i=1}^4 P_{ci},$$

$$\dot{G}_I = \sum_{i=1}^6 \dot{G}_{mi} + \sum_{i=1}^4 \dot{G}_{ci},$$

2) для 2-го ступеня:

$$P_{II} = \sum_{i=7}^8 P_{mi} + \sum_{i=5}^8 P_{ci},$$

$$\dot{G}_{II} = \sum_{i=7}^8 \dot{G}_{mi} + \sum_{i=5}^8 \dot{G}_{ci},$$

3) для 3-го ступеня:

$$P_{III} = P_{m9},$$

$$\dot{G}_{III} = \dot{G}_{m9}.$$

4.5 Аеродинамічні сили

Проекції складових вектора аеродинамічної сили на осі зв'язаної СК:

$$R_{x1} = -c_\tau \cdot q \cdot S_{mid},$$

$$R_y = c_n \cdot q \cdot S_{mid},$$

$$R_{y1} = R_y \cdot \cos\gamma_a,$$

$$R_{z1} = R_y \cdot \sin\gamma_a.$$

Коефіцієнти осьової і нормальної сили:

$$c_\tau = c_\tau(M) + \Delta c_\tau(H, M),$$

$$c_n = c_n(M, \alpha).$$

4.6 Рівняння руху

Проекції вектора сумарної сили \bar{F}_1 на осі зв'язаної СК:

$$F_{x1} = P_{x1} + R_{x1} + F_{sx1},$$

$$F_{y1} = P_{y1} + R_{y1} + F_{sy1},$$

$$F_{z1} = P_{z1} + R_{z1} + F_{sz1}.$$

Проекції вектора позірного прискорення $\dot{\bar{W}}_1$ на осі зв'язаної СК:

$$\dot{w}_{x1} = (1/m)F_{x1},$$

$$\dot{w}_{y1} = (1/m)F_{y1},$$

$$\dot{w}_{z1} = (1/m)F_{z1}.$$

Вектор прискорення, що здається $\dot{\bar{W}}_0$ у початковій стартовою СК:

$$\dot{\bar{W}}_0 = A \cdot \dot{\bar{W}}_1.$$

Проекції вектора прискорення РН на осі початкової стартовою СК:

$$\dot{v}_{x0} = \dot{w}_{x0} + g_{x0},$$

$$\dot{v}_{y0} = \dot{w}_{y0} + g_{y0},$$

$$\dot{v}_{z0} = \dot{w}_{z0} + g_{z0}.$$

Проекції вектора швидкості РН на осі початкової стартовою СК:

$$\dot{x}_0 = v_{x0},$$

$$\dot{y}_0 = v_{y0},$$

$$\dot{z}_0 = v_{z0}.$$

4.7 Висновки

Даний розділ представляє собою опис математичної моделі РН, її початкові умови та координати і включає матриці переходу від початкової стартової СК до екваторіальної та опорної, кінематичні параметри та моделі зовнішнього середовища, а саме гравітаційного поля Землі, модель атмосфери, модель тяги РН, аеродинамічні сили та рівняння руху.

5 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА

5.1 Елементи орбіти

Рух матеріальної точки в заданому полі сил описується системою звичайних диференціальних рівнянь шостого порядку. Звідси витікає, що орбіта ІСЗ повністю характеризується шістьма незалежними змінними, зокрема вектором кінематичного моменту \vec{h} вектором Лапласа \vec{f} і моментом проходження перигею τ . В якості таких величин можуть бути узяті і початкові умови руху \vec{v}_0 , \vec{r}_0 відповідні моменту t_0 . Між системою \vec{h} , \vec{f} , \vec{v}_0 , \vec{r}_0 існує однозначна відповідність. Очевидно, що система будь-яких шести незалежних величин, зв'язана взаємно однозначною відповідністю з початковими умовами, може бути використана як характеристика орбіти. Таку систему параметрів називають системою елементів орбіти. Характерною ознакою є те, що вона дозволяє знайти значення координат і швидкості у будь-який момент часу. Отже, рух ІСЗ в центральному полі тяжіння відбувається в постійній площині, нормаллю до якої є вектор кінетичного моменту $\vec{h} = \vec{r} \times \vec{v} = \text{const}$. Орієнтація орбіти в площині визначається вектором Лапласа \vec{f} :

$$\vec{f} = \vec{v} \times \vec{h} - b_0 \frac{\vec{r}}{r},$$

де b_0 – гравітаційна постійна.

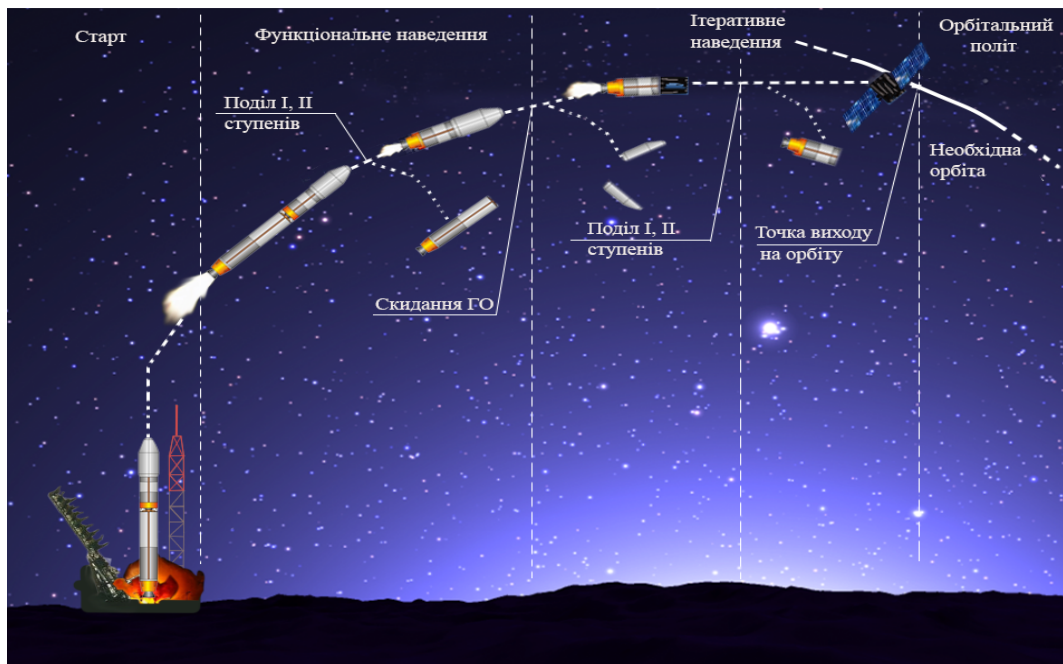


Рисунок 5.1– Схема виведення ракети – носія на орбіту

Вектор \bar{f} ортогональний вектору \bar{h} і направлений в перигей орбіти ШСЗ. Вектора \bar{f} , \bar{h} або $\bar{e} = \frac{1}{b_0} \bar{f}$ повністю визначають лінійні розміри, форму і орієнтацію орбіти ШСЗ щодо прийнятої системи відліку.

Положення ШСЗ на орбіті від часу визначається рівнянням Кеплера (див. рисунок 5.2):

$$\sqrt{\frac{b_0}{a^3}}(t - t_0) = (E - E_0) - e(\sin E - \sin E_0),$$

де $a = \frac{p}{1 - e^2}$ – велика піввісь еліпса;

E – ексцентрична аномалія;

v – дійсна аномалія;

e – ексцентриситет еліпса;

p – напівфокальний параметр.

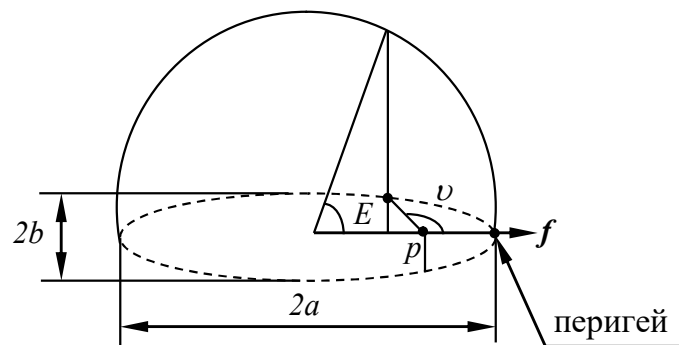


Рисунок 5.2 – Положення ШСЗ на орбіті

Лінія перетину площини орбіти з площиною екватора називається лінією вузлів, а точки перетину вузлів з орбітою називаються вузлами орбіти, через який ШСЗ проходить, переходячи з області від'ємних значень ζ (див. рисунок 5.3) в область додатних, називається висхідним вузлом, протилежний вузол – низхідним [8].

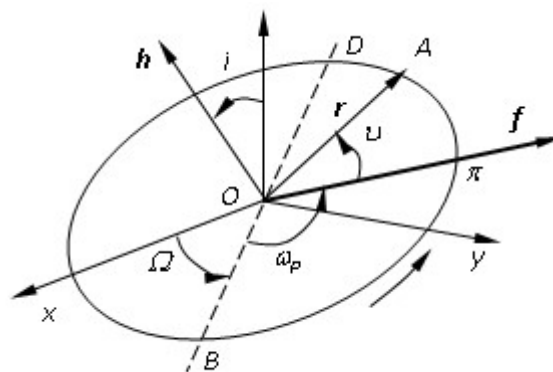


Рисунок 5.3 – Параметри орбіти

Напрямок на висхідний вузол визначається наступним співвідношенням:

$$i\Omega = \frac{\bar{z}^0 \times \bar{h}^0}{|\bar{z}^0 \times \bar{h}^0|}.$$

Кут між напрямком на висхідний вузол і віссю Ox називається довготою висхідного вузла і позначається Ω .

5.2 Елементи початкових орбіт

Початковий момент часу руху по орбіті:

1) при $t = t_{\text{down}0}$: $t_{01} = t$;

2) при $t = t_{\text{down}i}$: $t_{02} = t$.

Проекції вектора інтегралу площ на осі екваторіальної СК:

$$c_1 = y_{\text{Eq}} v_{z\text{Eq}} - z_{\text{Eq}} v_{y\text{Eq}},$$

$$c_2 = z_{\text{Eq}} v_{x\text{Eq}} - x_{\text{Eq}} v_{z\text{Eq}},$$

$$c_3 = x_{\text{Eq}} v_{y\text{Eq}} - y_{\text{Eq}} v_{x\text{Eq}}.$$

Модуль вектора інтегралу площ: $c = r_0 \cdot v_0 \cdot \sin\theta_0$.

Гравітаційна постійна Землі: $\mu = f \cdot M_E$.

Коефіцієнт, що характеризує відношення швидкості РН до місцевого круга:

$$k_0 = \frac{r_0 v_0^2}{\mu}.$$

Постійна енергії:

$$h_{\text{En}} = v_0^2 - \frac{2\mu}{r_0}.$$

Модуль вектору інтеграла Лапласа і його проекції на осі екваторіальної СК:

$$f_L = \sqrt{\mu^2 + h_{\text{En}} c^2},$$

$$f_{L1} = -\mu \frac{x_{\text{Eq}}}{r} + v_{y\text{Eq}} c_3 - v_{z\text{Eq}} c_2,$$

$$f_{L2} = -\mu \frac{y_{\text{Eq}}}{r} + v_{z\text{Eq}} c_1 - v_{x\text{Eq}} c_3,$$

$$f_{L3} = -\mu \frac{z_{Eq}}{r} + v_{xEq} c_2 - v_{yEq} c_1.$$

Велика піввісь:

$$a = -\mu/h_{En} = \frac{\mu r_0}{2\mu - r_0 v_0^2} = \frac{r_0}{2 - k_0}.$$

Ексцентриситет:

$$e = f_L/\mu = \sqrt{1 + h_{En} p/\mu} = \sqrt{(1 - k_0^2) + k_0(2 - k_0)\sin^2\theta_0}.$$

Дійсна аномалія:

$$\sin v_0 = \frac{k_0 \sin\theta_0 \cos\theta_0}{e},$$

$$\cos v_0 = \frac{k_0 \cos^2\theta_0 - 1}{e},$$

$$\operatorname{tg} v_0 = \frac{k_0 \sin\theta_0 \cos\theta_0}{k_0 \cos^2\theta_0 - 1},$$

$$v_0 = \operatorname{arctg}(\operatorname{tg} v_0) \quad 0 \leq v_0 \leq \pi.$$

Аргумент широти:

$$\sin u_0 = z_{Eq}/r_0 \sin i = \sin \varphi_c / \sin i,$$

$$\cos u_0 = \frac{x_{Eq} \cos \Omega + y_{Eq} \sin \Omega}{r} = \cos \varphi_c \cos(\lambda - \Omega),$$

$$\operatorname{tg} u_0 = \frac{\cos(\lambda - \Omega)}{\sin i} \cdot \operatorname{tg} \varphi_c,$$

$$u_0 = \operatorname{arctg}(\operatorname{tg} u_0) \quad 0 \leq u_0 \leq 2\pi.$$

Нахил:

$$\cos i = c_3/c,$$

$$i = \arccos(\cos i).$$

Довгота висхідного вузла:

$$\sin \Omega = c_1/c,$$

$$\cos \Omega = -c_2/c,$$

$$\operatorname{tg} \Omega = -c_1/c_2,$$

$$\Omega = \arctg(\tg\Omega) \quad -\pi \leq \Omega \leq \pi \quad \Omega = \Omega' + \lambda.$$

Ексцентрична аномалія:

$$\begin{aligned} \tg(E_0/2) &= \sqrt{(1-e)/(1+e)} \cdot \tg(v_0/2), \\ E_0 &= 2\arctg(\tg(E_0/2)) \quad 0 \leq E_0 \leq 2\pi. \end{aligned}$$

Середня аномалія:

$$M_0 = E_0 - e \cdot \sin E_0.$$

Аргумент широти перигею:

$$\begin{aligned} \omega_p &= u_0 - v_0, \\ \sin\omega_p &= \frac{f_{L3} \cdot c}{\sqrt{c_1^2 + c_2^2} \cdot f_L}, \\ \cos\omega_p &= \frac{f_{L2} \cdot c_1 - f_{L1} \cdot c_2}{\sqrt{c_1^2 + c_2^2} \cdot f_L}, \\ \omega_p &= \arctg\left(\frac{\sin\omega_p}{\cos\omega_p}\right). \end{aligned}$$

Момент проходження перигею:

$$\begin{aligned} \lambda &= 2\pi/T = \sqrt{\mu/a^3}, \\ \tau_p &= t_0 - M_0/\lambda. \end{aligned}$$

Фокальний параметр:

$$p = c^2/\mu = a(1 - e^2).$$

Період:

$$T = 2\sqrt{a^3/\mu}.$$

Радіус апогею:

$$r_a = p/(1 - e) = a(1 + e).$$

Радіус перигею:

$$r_p = p/(1 + e) = a(1 - e).$$

5.3 Варіації елементів орбіти

5.3.1 Еліптична орбіта

Розглянемо елементи еліптичної орбіти.

Початковий момент часу руху по орбіті:

1) при $t = t_{\text{down}0}$: $t_{01} = t$;

2) при $t = t_{\text{down}i}$: $t_{02} = t$.

При $e > \varepsilon_e$, $r_a - r_p > \varepsilon_r$.

Відхилення більшої піввісі:

$$\delta a = \frac{2 \cdot a}{2 - k_0} \left(k_0 \cdot \frac{\delta v_0}{v_0} + \frac{\delta r_0}{r_0} \right).$$

Відхилення ексцентриситету:

$$\delta e = \frac{k_0(k_0 - 1)}{e} \cos 2\theta_0 (2(\delta v_0/v_0) + (\delta r_0/r_0)) + \frac{k_0(2 - k_0)}{2e} \sin 2\theta_0 \cdot \delta\theta_0.$$

Відхилення кута дійсної аномалії:

$$\delta u_0 = -\frac{k_0 \sin 2\theta_0}{2e^2} (\delta v_0/v_0) + \frac{k_0^2 - (2 - k_0) \cdot k_0 \cos \theta_0}{2e^2} \delta\theta_0 - \frac{k_0 \sin 2\theta_0}{2e^2} (\delta r_0/r_0).$$

Відхилення кута аргументу широти:

$$\delta u_0 = -\frac{\sin u_0}{\cos \theta_0 \cdot \text{tgi}} \cdot \frac{\delta v_{\zeta 0}}{v_0} + \frac{\cos(u_0 - \theta_0)}{\cos \theta_0 \cdot \text{tgi}} \cdot (\delta \zeta_0/r_0) = u_0 - u_T.$$

Відхилення нахилу:

$$\delta i = \frac{\cos u_0}{\cos \theta_0} \cdot \frac{\delta v_{\zeta 0}}{v_0} + \frac{\sin(u_0 - \theta_0)}{\cos \theta_0 \cdot \text{sini}_0} \cdot (\delta \zeta_0/r_0).$$

Відхилення довготи висхідного вузла:

$$\delta \Omega = \frac{\sin u_0}{\cos \theta_0 \cdot \text{sini}} \cdot \frac{\delta v_{\zeta 0}}{v_0} - \frac{\cos(u_0 - \theta_0)}{\cos \theta_0 \cdot \text{sini}} \cdot (\delta \zeta_0/r_0).$$

Відхилення кута аргументу широти перигею:

$$\Delta\omega_p = \Delta u_0 - \Delta\theta_0 = \omega_p - \omega_{pT}.$$

Відхилення фокального параметра:

$$\Delta p = ((\Delta a/a) - (2e/(1-e^2)) \cdot \Delta e)p.$$

Відхилення періоду:

$$\delta T = \frac{3}{2} \cdot \frac{\delta a}{a} \cdot T.$$

Відхилення радіусу апогею:

$$\Delta r_a = ((\Delta a/a) + \Delta e/(1+e))r_a.$$

Відхилення радіусу перигею:

$$\Delta r_p = ((\Delta a/a) - \Delta e/(1+e))r_p.$$

5.3.2 Кругова орбіта

Розглянемо елементи кругової орбіти.

Початковий момент часу руху по орбіті:

1) при $t = t_{dwn0}$: $t_{01} = t$;

2) при $t = t_{dwn1}$: $t_{02} = t$.

При $e < \varepsilon_e$, $r_a - r_p < \varepsilon_r$.

Відхилення більшої піввісі:

$$\Delta a = ((\Delta v_0/v_0) + 2(\Delta r_0/r_0))a.$$

Відхилення ексцентриситету:

$$\begin{aligned} \Delta e_1 &= 2(\Delta v_0/v_0) + (\Delta r_0/r_0), \\ \Delta e_2 &= \Delta \Delta_0. \end{aligned}$$

Відхилення кута аргументу широти:

$$\delta u_0 = -\frac{\sin u_0}{\operatorname{tgi}} \cdot \frac{\delta v_{s0}}{v_0} + \frac{\cos u_0}{\operatorname{tgi}} \cdot \frac{\delta \zeta_0}{r_0} = u_0 - u_T.$$

Відхилення нахилу:

$$\delta i = \cos u_0 \cdot \frac{\delta v_{\zeta 0}}{v_0} + \sin u_0 \cdot \frac{\delta \zeta_0}{r_0}.$$

Відхилення довготи висхідного вузла:

$$\delta \Omega = \frac{\sin u_0}{\sin i} \cdot \frac{\delta v_{\zeta 0}}{v_0} - \frac{\cos u_0}{\sin i} \cdot \frac{\delta \zeta_0}{r_0}.$$

Відхилення періоду:

$$\delta T = \frac{3}{2} \cdot \frac{T}{a} \delta a.$$

Відхилення радіусу орбіти:

$$\phi_i = i \cdot 300 \quad i = 1, 2, \dots, 12,$$

$$\delta r_i = \left\{ 2 \cdot (1 - \cos \phi_i) \frac{\delta v_0}{v_0} + \sin \phi_i \cdot \delta \theta_0 + (2 - \cos \phi_i) \frac{\delta r_0}{r_0} \right\} \cdot r_0.$$

5.3.3 Екваторіальна орбіта

Розглянемо елементи екваторіальної орбіти.

Відхилення нахилу:

$$\delta i_1 = \delta v_{\zeta 0} / v_0,$$

$$\delta i_2 = \delta \zeta_0 / r_0.$$

5.4 Обробка результатів вимірювання

Апріорна оцінка методичної погрішності здійснювалася методом статистичних випробувань (метод Монте-Карло).

Суть методу полягає в побудові імовірнісної моделі процесу управління, багатократному моделюванні на ЕОМ і обробка результатів випробувань методами теорії математичної статистики і включає наступні етапи:

- 1) формування алгоритму випадкових впливів;
- 2) складання системи рівнянь обуреного функціонування системи;
- 3) програмування і відладку програми;
- 4) вибір і обґрунтування потрібної кількості реалізацій, що забезпечують потрібну точність оцінки;
- 5) аналіз результатів моделювання точностних характеристик.

Як правило, для інженерної оцінки точності достатнє знання математичного очікування і дисперсії оцінюваного параметра

$$M[x_i] = \int_{-\infty}^{\infty} x f(x) dx = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i,$$

$$D[x_i] = \int_{-\infty}^{\infty} (x - M)^2 f(x) dx = \frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N [x_i - M[x_i]]^2,$$

$$\sigma = \sqrt{D}.$$

Точність методу визначається числом N реалізацій на ЕОМ. Чим більше реалізацій, тим точніше оцінка процесу і тим більше використовується машинного часу. Тому і виникає потреба у виборі оптимального числа реалізацій. Зазвичай обмежуються числом $N = 50 \dots 100$.

У роботі було прийнято $N = 50$.

5.4.1 Метод статистичних випробувань

Вектор відхилень параметрів в i -му випробуванні:

При $i = 1, 2, \dots, n$:

$$t = t_j, \quad j = 1, 2,$$

$$t_1 = t_{\text{down}0},$$

$$t_2 = t_{\text{down}i},$$

$$\delta q_{lij} = \delta q_{li}(t_j),$$

$$\delta q_{lij} = \begin{bmatrix} \delta q_{1ij} \\ \delta q_{2ij} \end{bmatrix},$$

$$\delta q_{11j} = \delta v_{\xi j}, \quad \delta q_{12j} = \delta v_{\eta j},$$

$$\delta q_{13j} = \delta v_{\zeta j}, \quad \delta q_{14j} = \delta \xi_j,$$

$$\delta q_{15j} = \delta \eta_j, \quad \delta q_{16j} = \delta \zeta_j,$$

$$\delta q_{21j} = \delta v_j, \quad \delta q_{22j} = \delta \vartheta_j,$$

$$\delta q_{23j} = \delta r_j, \quad \delta q_{24j} = \delta$$

$$\delta q_{25j} = \delta v_{\zeta j}, \quad \delta q_{26j} = \delta \zeta_j,$$

$$\delta q_{2j} = C_0 \delta q_{1j},$$

$$\delta p_{lij} = \delta p_{li}(t_j),$$

$$\delta p_{lij} = \begin{bmatrix} \delta p_{1ij} \\ \delta p_{2ij} \end{bmatrix},$$

$$\delta p_{11j} = \delta a_j, \quad \delta p_{12j} = \delta e_j,$$

$$\delta p_{13j} = \delta v_{0j}, \quad \delta p_{14j} = \delta \omega_{pj},$$

$$\delta p_{15j} = \delta p_j, \quad \delta p_{16j} = \delta T_j,$$

$$\delta p_{17j} = \delta r_{aj}, \quad \delta p_{18j} = \delta r_{pj},$$

$$\delta p_{19j} = \delta u_{0j},$$

$$\begin{aligned}
\delta p_{110j} &= \delta i_j, & \delta p_{111j} &= \delta \Omega_j, \\
\delta p_{21j} &= \delta a_j, & \delta p_{22j} &= \delta e_{1j}, \\
\delta p_{23j} &= \delta e_{2j}, & \delta p_{24j} &= \delta T_j, \\
\delta p_{25j} &= \delta r_{1j}, & \delta p_{26j} &= \delta r_{2j}, \\
\delta p_{27j} &= \delta r_{3j}, & \delta p_{28j} &= \delta r_{4j}, \\
& & \delta p_{29j} &= \delta r_{5j}, \\
\delta p_{210j} &= \delta r_{6j}, & \delta p_{211j} &= \delta r_{7j}, \\
\delta p_{212j} &= \delta r_{8j}, & \delta p_{213j} &= \delta r_{9j}, \\
\delta p_{214j} &= \delta r_{10j}, & \delta p_{215j} &= \delta r_{11j}, \\
\delta p_{216j} &= \delta r_{12j}, & \delta p_{217j} &= \delta u_{0j}, \\
\delta p_{218j} &= \delta i_j, & \delta p_{219j} &= \delta \Omega_j, \\
& & \delta p_{1j} &= C_{El} \cdot \delta q_{4j}, \\
& & \delta p_{2j} &= C_{Er} \cdot \delta q_{4j}.
\end{aligned}$$

Математичне очікування:

$$\begin{aligned}\mu_{qn} &= \mu_q (n-1) + \frac{1}{n} \delta q_i, \\ \mu_{pn} &= \mu_p (n-1) + \frac{1}{n} \delta p_i, \\ \mu_{q2} &= C_0 \cdot \mu_{q1}, \\ \mu_{p1} &= C_{El} \cdot \mu_{q4}, \\ \mu_{p2} &= C_{Cr} \cdot \mu_{q4}.\end{aligned}$$

Коваріаційна матриця:

$$\begin{aligned}\sum_{qn} &= \frac{n-1}{n} \sum_q (n-1) + \frac{1}{n} \delta q_i \cdot \delta q_i, \\ \sum_{pn} &= \frac{n-1}{n} \sum_p (n-1) + \frac{1}{n} \delta p_i \cdot \delta p_i, \\ \sum_{q2} &= C_0 \cdot \sum_{q1} \cdot C_0^T, \\ \sum_{p1} &= C_{El} \cdot \sum_{q4} \cdot C_{El}^T, \\ \sum_{p2} &= C_{Cr} \cdot \sum_{q4} \cdot C_{Cr}^T.\end{aligned}$$

Середнє квадратичне відхилення:

$$\begin{aligned}\sigma_{qkj} &= \sqrt{\sigma_{qkkj}}, \\ \sigma_{pkj} &= \sqrt{\sigma_{pkkj}}.\end{aligned}$$

Граничне відхилення:

$$\begin{aligned}\delta q_j &= 3.0 \cdot \sigma_{qj}, \\ \delta p_j &= 3.0 \cdot \sigma_{pj}.\end{aligned}$$

5.4.2 Метод граничних відхилень

Математичне очікування:

$$\begin{aligned}\mu_{qj} &= 0, \\ \mu_{pj} &= 0.\end{aligned}$$

Коваріаційна матриця:

$$\sum_{qn} = \sum_{q(n-1)} + \frac{1}{n} \delta q_i \cdot \delta q_i ,$$

$$\sum_{pn} = \sum_{p(n-1)} + \frac{1}{n} \delta p_i \cdot \delta p_i .$$

5.5 Результати розрахунків

Приведені нижче розрахунки, були проведені за допомогою програми моделювання систем управління ракети-носія. Програма написана на мові C++. Результати представлені у вигляді таблиці (таблиця 5.1) і графіків (рисунки 5.3, 5.4, 5.5). У додатку А приведена таблиця результатів траєкторії виведення польоту. Траєкторія польоту має три ділянки:

- 1) активна;
- 2) пасивна перед включенням ДУ 3-го ступеня ракети-носія;
- 3) активна.

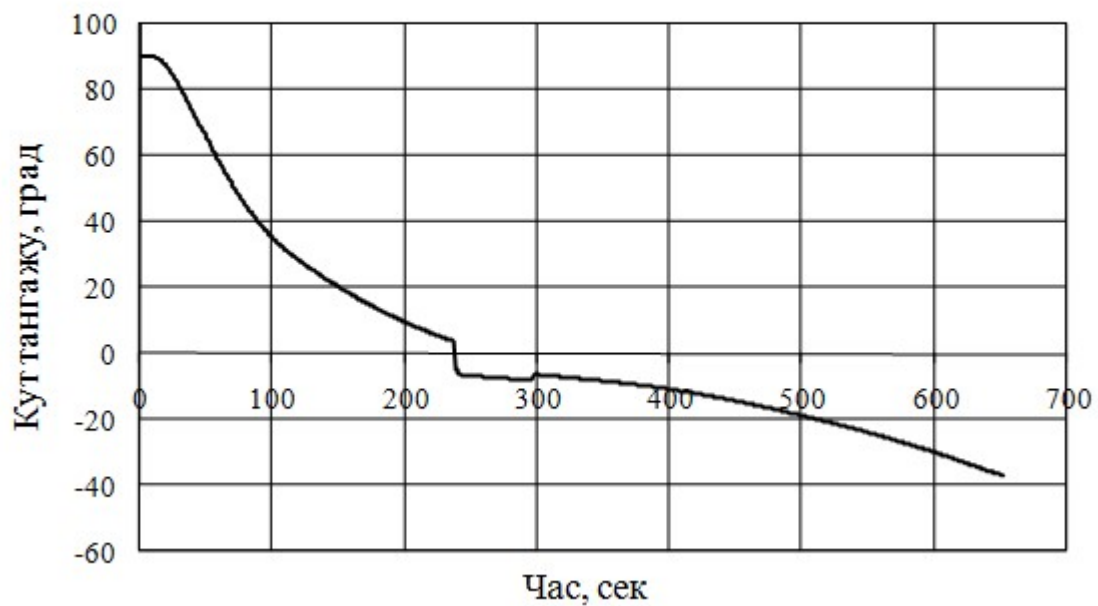


Рисунок 5.4 – Зміна програмного кута тангажа

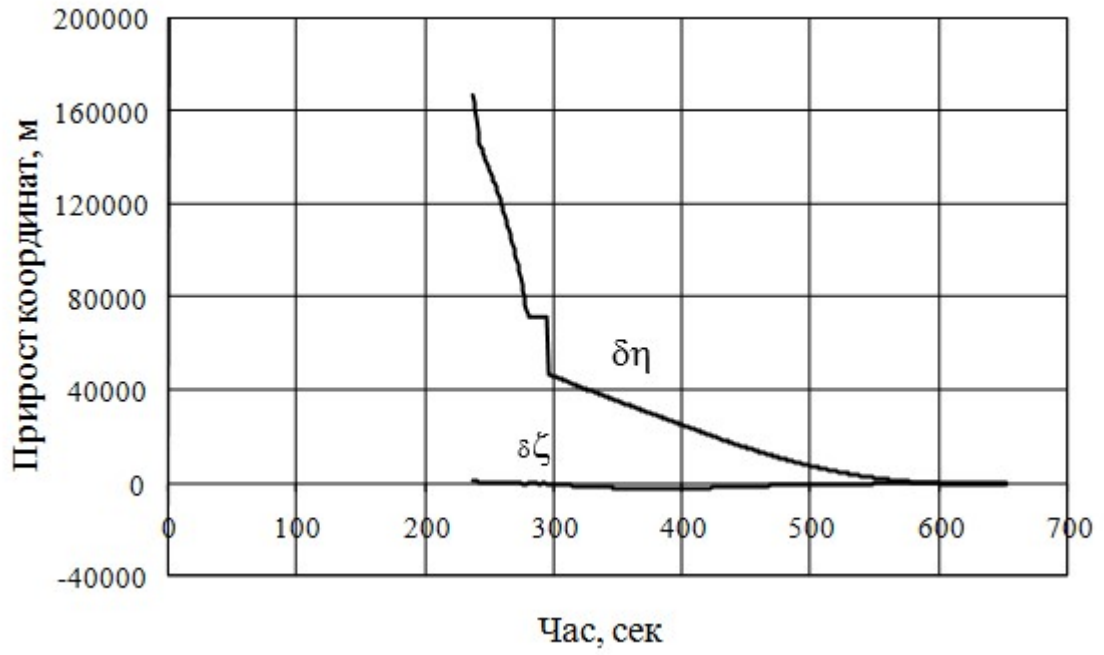


Рисунок 5.5 – Зміна приросту координат

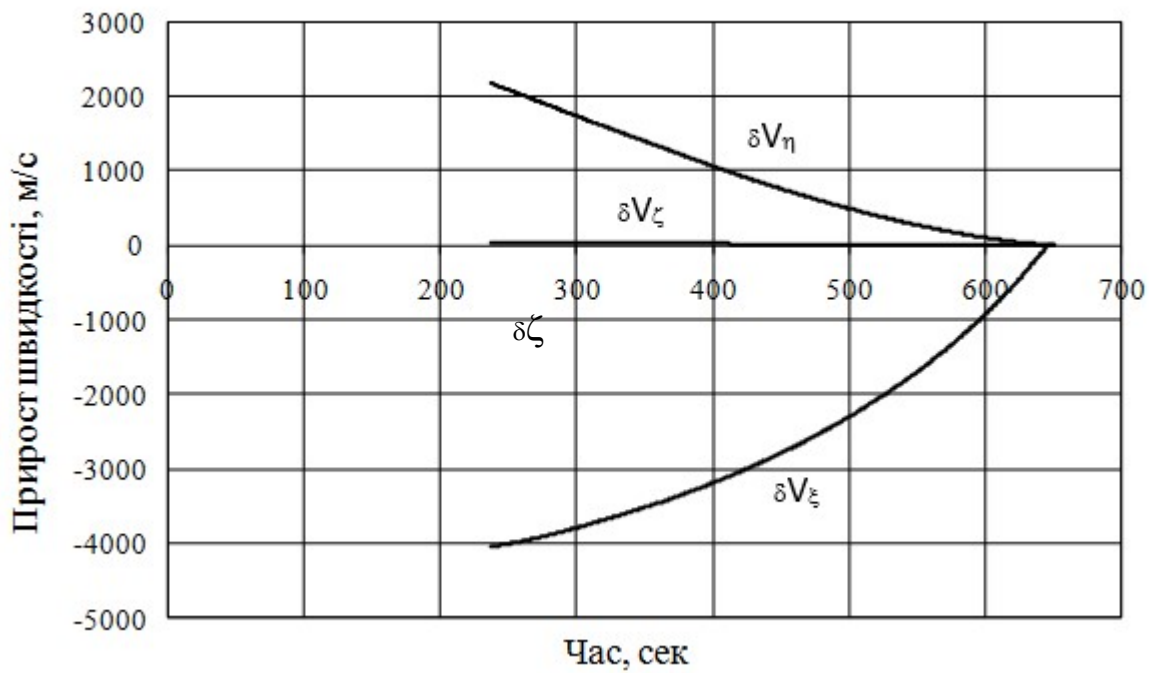


Рисунок 5.6 – Зміна значень приростів швидкості

Таблиця 5.1 – Відхилення параметрів траєкторії і елементів орбіт

Параметр	Розмірність	Методична погрішність	Сумарна погрішність
δV_{ξ}	м/с	0.006	0.018
δV_{η}	м/с	0.027	0.094
δV_{ζ}	м/с	0.027	0.094
$\delta \eta$	м	7	220
$\delta \zeta$	м	1.5	853
δi	угл. хв.	0.266	10.657
$\delta \Omega$	угл. хв.	0.233	1.077
δa	м	112	593
δe	б/р	0.0000013	0.000084
δT	з	0.24	4.310
δr_a	м	220	1178
δr_p	м	2	171

5.6 Висновки

Експериментально-практична частина дипломної роботи включає в себе аналіз елементів орбіти, їх варіації та положення ШСЗ на орбіті. Крім цього, приведений метод статистичних випробувань та обробка результатів вимірювання, а саме зміну програмного кута тангажу, зміну приросту координат, зміну значень приростів швидкості і побудовано таблицю відхилення параметрів траєкторії і елементів орбіт.

6 ЕКОНОМІЧНА ЧАСТИНА

6.1 Актуальність теми

На даному етапі розвитку економіки України дуже важливим може стати скорочення термінів здійснення розробок та виготовлення нових виробів. Економічного ефекту можна домогтись за допомогою використання ЕОМ, що допомагає скоротити процес з моменту постановки технічного завдання до моменту отримання кінцевого результату.

Ітеративний метод широко використовується при вирішенні завдань наведення літальних апаратів. Тому вибрана тема дипломної роботи: «Дослідження ітеративного методу наведення ракет космічного призначення» актуальна.

В процесі польоту параметри управління періодично уточнюються з урахуванням траєкторії, що реалізувалася, і заданих термінальних умов. Такий підхід дозволяє істотно спростити алгоритм управління ціною корисного навантаження. Зазвичай втрати маси корисного навантаження не перевищують доль відсотка.

6.2 Огляд існуючих методів вирішення задачі

Розвиток космічних проектів – важливий чинник, що впливає на розвиток нашого економічного потенціалу в цілому. Справа не тільки в унікальності проблеми, а в тому, що при проектуванні і конструюванні космічних об'єктів і апаратури, створюються самі передові технології, які застосовуються в різних галузях промисловості.

Одним з напрямів розвитку космічної техніки є автоматизація процесів управління.

Сучасні системи управління, дозволяють вирішувати будь-які завдання навігації і наведення літальних апаратів. Вибір методу вирішення поставленої задачі, обумовлений особливостями характерними для конкретного застосування даного класу літальних апаратів.

Система управління польотом ракети управляє її рухом, забезпечуючи політ в достатньо близькому значенні від необхідної траєкторії, і відділенням в потрібні моменти часу ступенів і корисного навантаження.

Оскільки цей алгоритм застосовується на безатмосферній ділянці польоту, то виявилось можливим не тільки прогнозувати рух по кінцевих формулах, але і вирішити задачу синтезу управління в спрощеній модельній постановці. Методичні погрішності, що породжуються прийнятою моделлю плоскопаралельного однорідного поля тяжіння, усуваються за допомогою деяких прийомів і поправок, що вводяться, а також завдяки багатокроковому процесу управління. Важливо, що точність методу зростає в процесі наближення до кінця траєкторії, а алгоритм володіє здатністю адаптації до фактичних умов польоту. Це забезпечує задоволення термінальних умов з прийнятною точністю, і сама траєкторія виявляється вельми близькою до

оптимальної згідно критерію навантаження, що виводиться. Універсальність ітеративного методу наведення дозволяє в процесі польоту при необхідності перенастроювати алгоритм на аварійні і запасні завдання, тобто реалізувати достатньо «гнучке» управління.

Для скорочення часу рахунку, що витрачається на вибір управління, необхідно правильно вибрати метод інтегрування. Порядок методу визначається вимогами за витратами часу на обчислення і по точності прогнозу.

Суть методу полягає в побудові імовірнісної моделі процесу управління, багатократному моделюванні на ЕОМ і обробки результатів випробувань методами теорії математичної статистики і включає наступні етапи:

- 1) формування алгоритму випадкових впливів;
- 2) складання системи рівнянь обуреного функціонування системи;
- 3) програмування і відладку програми;
- 4) вибір і обґрунтування потрібної кількості реалізацій, що забезпечують потрібну точність оцінки;
- 5) аналіз результатів моделювання точностних характеристик.

Основні напрямки економії в даній роботі:

- 1) значне скорочення часу розробки математичного забезпечення;
- 2) зменшення витрати палива.

6.3 Розрахунок кошторису витрат на проведення НДР

Виконання наукових досліджень вимагає визначених витрат, які необхідно розглядати як додаткові капіталовкладення.

Плановий кошторис витрат складається по укрупнених статтях витрат.

1 Заробітна плата персоналу, що бере участь у виконанні науково – дослідницької роботи, визначається на основі штатно-окладної форми оплати праці. Витрати на заробітну плату приведені в таблиці 6.1.

Таблиця 6.1 – Витрати на заробітну плату

Посада	Оклад в місяць, грн.	Кількість виконавців	Кількість робочих місяців	Основна з/п, грн
Керівник Провідний науковий співробітник	2600	1	1	2600
Молодший науковий співробітник	1500	1	5	7500
Всього				10100

2 Витрати на канцелярсько-письмові приналежності розраховуються по кількості і їхніх преїскурантних цінах. Ці витрати представлені в таблиці 6.2.

Таблиця 6.2 – Витрати на канцелярсько-письмові приналежності

Найменування	Ціна за одиницю, грн.	Кількість. шт.	Сума, грн.
ЛистА4(пачка паперу)	25,00	1	25,00
Ручка шарикова	1,50	2	3,00
Друк на принтері А4	0,35	300	105
Диски CD-RW	5,00	1	5,00
Ватман А1	1,00	7	7,00
Всього			145,00

3 Розрахунок кошторису витрат на НДР приведений у табл. 6.3, там же зазначені і формули, по яких розраховуються основні показники.

Таблиця 6.3 – Розрахунок кошторису витрат на НДР

Найменування статей витрат	Методика розрахунку	Велич.
Заробітна плата наукових співробітників	Штатний розклад(Таблиця 1)	10100
Відрахування на соціальні і інші види страхування	37% заробітної плати	3737
Вартість матеріалів	Таблиця 2	145
Амортизаційні відрахування обчислювальної техніки	$A = \frac{a \cdot S \cdot 5}{12 \cdot 100}$; норма амортизації – а-25%; Вартість ПК – 6000 грн.	625
Вартість електроенергії для процесу	$S_e = M \cdot T_{мар} \cdot T$; Споживана потужність – 200Вт; Тариф: 1 кВт – 0.24 грн; Кількість годин роботи – 350 г.	17
Вартість електроенергії освітлювальної	$S_o = M \cdot T_{мар} \cdot T$ Споживана потужність – 250Вт; Тариф: 1 кВт – 0.24грн; Кількість годин роботи при штучному освітленні – 125г.	8
Амортизаційні відрахування робочого місця	$A = \frac{a \cdot S \cdot 5}{12 \cdot 100}$ Норма амортизації приміщення а-5%; Первинна вартість приміщення –4000грн	83
Вартість комунальних послуг	$S_{ку} = (S_{зв} + S_{хв} + S_{кан}) \cdot 4 + S_{от} \cdot S_6 \cdot 2$	150,00
Разом витрат	70%	14865
Прибуток накопичень	30%	6371
Всього кошторису витрат на НДР		21236

Таким чином, кошторис витрат на НДР дорівнює 21236 грн.

6.4 Розрахунок науково-технічного ефекту

Для розрахунку науково-технічного ефекту існує кілька методик. Розглянемо найбільш розповсюджену. У даному методі пропонується використання деякого числа факторів науково-технічного рівня НДР, їхніх характеристик, максимально можливий бал і бал експерта по конкретній НДР.

$$K_{TY} = \frac{\sum Q_{Ink} \cdot L_{Ink}}{\sum Q_{In} \cdot L_{In}}, \quad (6.2)$$

де i – кількість факторів науково-технічного ефекту,
 Q_{Ink} , Q_{In} - відповідно бальна оцінка i -го фактору планової НДР,
 установлювана самим розроблювачем, і нормативного.

L_i – вага даного фактора для науково-технічного ефекту НДР.

У таблиці 6.4 показані фактори науково-технічного рівня НДР.

Таблиця 6.4 - Фактори науково-технічного рівня НДР

Найменування фактора	Максимальний бал	Експертна оцінка
Науково-технічний рівень	10	9
Перспективність	10	10
Можливість реалізації	10	10

Вагомість факторів науково-технічного рівня приведена в таблиці 6.5.

Таблиця 6.5 - Вагомість факторів науково-технічного рівня досліджень

Фактор	Вагомість, %
Науково-технічний рівень	23
Перспективність	44
Можливість реалізації	33

На підставі приведених даних і формули для обчислення K_{TY} , обчислюємо показник оцінки науково-технічного рівня даної роботи:

$$K_{TY} = \frac{23 \cdot 9 + 44 \cdot 10 + 33 \cdot 10}{10 \cdot 23 + 10 \cdot 44 + 10 \cdot 33} = \frac{977}{1000} = 0,977, \quad (6.3)$$

Чим ближче K_{TY} до 1, тим вище він по науково-технічному рівню. Отримане значення свідчить про те, що науково-технічний рівень перевищує середнє значення.

6.5 Розрахунок економічного ефекту від впровадження НДР

Ефективність НДР оцінюється на основі групи показників, що характеризують ступінь впливу наукового результату на різні сторони громадського життя. Науково-технічний ефект НДР виражається в збільшенні наукових знань, наукової інформації, підвищенні наукової кваліфікації.

Економічний ефект від пропонованого методу можна оцінити тільки якісно, тому що він знаходиться в стадії розробки. Якісний характер економічного ефекту визначається у впливі надійності системи на ефективність її функціонування.

Економічний ефект – це вигода, яку одержують по результатам дослідження, виміряється у грошовому еквіваленті. Економічний ефект показує відношення вкладеного капіталу до затрат:

$$EE = \left(\sum_{i=1}^n E_i \cdot N - E_n \cdot (k + k') \right), \quad (6.4)$$

де EE - економічний ефект;
 E_i - економія;
 N - річна програма;
 E_n - нормативний коефіцієнт капіталовкладення ($E_n = 0,25$);
 k - вкладений капітал;
 k' - супутні капіталовкладення.

Розглянемо усі економії, які ми одержуємо при впровадженні результатів НДР:

1) економія часу при розробці математичного забезпечення припускає впровадження нових технологій комп'ютерного моделювання:

$$E_1 = \Delta t \cdot S_r, \quad (6.5)$$

де Δt - різниця часу розробки без використання програмного засобу і з використанням нових технологій, оцінюється експертом;
 S_r - вартість 1 часу роботи проектувальника.

$$E_1 = 24 \cdot \frac{2500}{22 \cdot 8} = 340,8;$$

2) економія матеріальних ресурсів:

$$E_2 = C_{\text{м}} \cdot (P_1 - P_2) = 122000.$$

Таким чином, економічний ефект, розрахований за формулою (6.4), дорівнює:

$$EE = 340,8 + 122000 - 0,25 \cdot 21236 = 117035.$$

Таблиця 6.6 – Економічні показники результатів НДР

Показники	Методика розрахунку	Велич., грн
Кошторис витрат на НДР	$k = \sum$ статей витрат	21236
Науково-технічний ефект	$HTE = \sum_{i=1}^3 r_i \cdot q_i$	0,977
Економічний ефект	$EE = (\sum_{i=1}^n E_i \cdot N - E_n \cdot (k + k'))$	117035
Строк окупності	$\tau = \frac{1}{E_n}$,	3

Таким чином із таблиці 6.6 видно, що розглянута науково-дослідна робота економічно виправдана та вносить значний розвиток у вітчизняну науку і техніку.

6.6 Висновки

Економічна частина проекту включає в себе аналіз актуальності теми дипломного проекту, результати розрахунків кошторису, витрат на заробітну плату, економічного ефекту від впровадження НДР та приведено економічні показники результатів НДР.

ВИСНОВКИ

Під час проведених досліджень були проведені наступні розрахунки: зміна програмного кута тангажа, зміна приросту координат, зміна значень приростів швидкості і відхилення параметрів траєкторії і елементів орбіт. З результатів видно, що методична погрішність незначна в порівнянні з інструментальною. Тому отримані результати задовольняють всім вимогам, що пред'являються до об'єктів такого класу.

На підставі викладеного можна укласти, що застосування ітеративного методу наведення дозволяє істотно підвищити точність виведення корисного навантаження і при цьому мінімізувати витрату палива.

Розглянута науково-дослідна робота економічно виправдана та вносить значний розвиток у вітчизняну науку і техніку.

Значення сумарних погрішностей визначення проекцій сумарних скоростей не перевищує 0.1 м/с^2 .

Значення сумарних погрішностей по координатам не перевищує 1 км, що задовольняє вимогам сучасних систем керування ракет-носіїв.

СПИСОК ДЖЕРЕЛ ІНФОРМАЦІЇ

1. Баллистика и наведение летательных аппаратов / Сихарулидзе Ю.Г. Изд-во: М.:Бином. Лаборатория знаний, 2013, 407с.
2. Ракеты – носители, Проекты и реальность / Книга 1, Блинов В.Н., Иванов Н.Н., Сеченов Ю.Н., Шалай В.В., Омск: Из-во ОмГТУ: 2011, 382.
3. Ракети–носії. Космодроми / С.П. Уманський, Изд-во: М.: Рестарт, 2001, 216с.
4. Введение в теорию космической навигации / Шебшаевич В. С. – М.: Изд-во “Советское радио”, 1971, 296 с.
5. Вариационные принципы механики / Ланцош К. – М.: Мир, 1965.
6. Итеративное наведение ракет. "Вопросы ракетной техники" / Чандлер Смит, 1967, № 12.
7. Математическая теория оптимальных процессов / Понтрягин Л.С. – М.: Наука, 1969.
8. Динамика полета и управления / Летов А.М. – М.: Наука, 1969.
9. Баллистика ракет / Лебедев А. А., Герасюта Н. Ф.– М.: Машиностроение, 1970, 244 с.
10. Баллистика летательных аппаратов / Сихарулидзе Ю. Г. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1982, 352 с.
11. Механика космического полета: Учебник для вузов / Под ред. В. П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1989, 408 с.
12. ГОСТ 12.1.005-88 ССБТ. Общие санитарно-гигиенические требования к воздуху рабочей зоны. Введ. 01.01.1989.
13. СНиП 2.04.05-91. Нормы проектирования. Отопление, вентиляция и кондиционирование. - М.: Стройиздат, 1992.
14. Шум. Общие требования безопасности / ГОСТ 12.1.003-83 * ССБТ.- Введ. 01.01.1984.
15. Вибрационная безопасность. Общие требования / ГОСТ 12.1.012-90 ССБТ. - Введ. 01.07.1991.
16. Правила охорони праці користувачів під час експлуатації ЕОМ. / НПАОП 0.00-1.31 -99.- Київ, 1999.
17. Электростатические поля. Допустимые уровни на рабочих местах и требования к проведению контроля / ГОСТ 12.1.045-84. - Введ. 01.01.1985.
18. AIAA/JACC Guidance and Control Conf., August 15-17, 1966; Chandler D.C., Smith I.E., pp. 688-696.
19. Навігація. Основи визначення місцеположення та скерування / Б. Гофманн-Велленгоф, К. Легат, М. Візер; Пер. з англ. за ред. Я.С. Яцківа. – Львів: Львівський національний університет імені Івана Франка, 2006. – 443с.
20. Аппараты электрические напряжением до 1000 В. Оболочки. Степени защиты / ГОСТ 14255 - 69. - Введ. 01.01.1970.
21. Изделия электротехнические. Оболочки. Степени защиты. Обозначения. Методы испытания / ГОСТ 14254-96. - Введ. 01.01.1997
22. Пожарная безопасность. Общие требования / ГОСТ 12.1.004-91* СББТ. - Введ. 01.01.1992.

23. Захист від пожежі. Пожежна безпека об'єктів будівництва / ДБН В.1.1.7-20 02. - К., 2003.
24. Инструкция по проектированию и устройству молниезащиты зданий и сооружений / СН 305-77. - М.: Стройиздат, 1978.
25. Закон України про охорону навколишнього середовища від 25.06.91.
26. Цивільна оборона / Стеблюк М.І. – К.: Знання, 2006. – 487 с.
27. Цивільна оборона / Кулаков М.А.: Навч. посіб. для студ. вищ. навч. закл. /За ред. проф. В.В. Березуцького. – Х.: Факт, 2008. – 312 с.
28. Системы автоматического управления полетом летательных аппаратов / Асланян А.Э. - часть 1, Киевское высшее военное авиационное инженерное училище, издание училища -1984 - 437с.
29. Теорія автоматичного управління / А.С. Кулик, С.Н. Пасічник – Лекційний курс з дисципліни «Теорія автоматичного управління». – Харків: Нац. Аерокосм. ун-т «ХАІ», 2016 – 258 с.
30. Системи управління літальними апаратами / Ю.О. Немшилов, – Лекційний курс з дисципліни «СУЛА». – Харків: Нац. Аерокосм. ун-т «ХАІ», 2016.
31. Проектування систем управління / А.Б. Жукевич,– Лекційний курс з дисципліни «Проектування систем управління». – Харків: Нац. Аерокосм. ун-т «ХАІ», 2017.
32. Вступ в МАТЛАВ / Мироновський Л.А., Петрова К.Ю. - Учбовий посібник. СПбГУАП. СПб., 2005 – 342 с.
33. Системы автоматического управления ЛА / Красовский А.А. Вавилов Ю.А., Сучков А.І.- М.:ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1971 – 476 с.
34. Основи статичної теорії автоматичних систем / Пугачев В.С., Казаков И.Е., Евланов Л.Г. – М.: Машиностроение, 1974 – 400 с.
35. Системы управления летательными аппаратами / Боднер В. А. - М. : Машиностроение, 1973. - 404 с.

Параметри траєкторії виведення

Таблиця А.1 – Траєкторія виведення

t	V_w	H	ϑ_{pr}	P	m	M	q	α
1	2	3	4	5	6	7	8	9
0	0.00	42	90.00	0.0	188950	0.000	0.00	0.00
1	0.00	42	90.00	0.0	188843.9	0.000	0.00	0.00
2	0.00	42	90.00	0.0	188723.2	0.000	0.00	0.00
3	0.00	42	90.00	50000.0	188543.8	0.000	0.00	0.00
4	4.11	44	90.00	90000.0	187548.1	0.012	1.05	0.02
5	8.65	50	90.00	90000.0	186527.4	0.025	4.65	0.06
6	13.27	61	90.00	90000.0	185506.7	0.039	10.93	0.11
7	17.96	77	90.00	90000.0	184486	0.053	20.01	0.16
8	22.74	97	90.00	90000.0	183465.3	0.067	32.01	0.20
9	27.60	122	89.99	90000.0	182444.6	0.081	47.04	0.23
10	32.55	152	89.93	90000.0	181423.9	0.096	65.20	0.25
11	37.57	187	89.83	90000.0	180403.2	0.111	86.60	0.30
12	42.68	227	89.67	90000.0	179382.5	0.126	111.33	0.38
13	47.88	273	89.48	90000.0	178361.9	0.141	139.46	0.49
14	53.16	323	89.24	90000.0	177341.2	0.157	171.08	0.62
15	58.52	379	88.96	90000.0	176320.5	0.173	206.25	0.74
16	63.98	440	88.63	90000.0	175299.8	0.189	245.03	0.86
17	69.52	507	88.27	90000.0	174279.1	0.205	287.44	0.98
18	75.15	579	87.87	90000.0	173258.4	0.222	333.55	1.09
19	80.87	657	87.44	90000.0	172237.7	0.239	383.36	1.19
20	86.69	741	86.97	90000.0	171217	0.257	436.90	1.29

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
21	92.60	831	86.46	90000.0	170196.3	0.275	494.17	1.37
22	98.61	926	85.93	90000.0	169175.6	0.293	555.16	1.44
23	104.72	1028	85.36	90000.0	168155	0.311	619.85	1.50
24	110.93	1135	84.76	90000.0	167134.3	0.330	688.24	1.53
25	117.24	1249	84.14	90000.0	166113.6	0.349	760.27	1.55
26	123.67	1369	83.48	90000.0	165092.9	0.369	835.88	1.55
27	130.20	1495	82.81	90000.0	164072.2	0.389	915.02	1.54
28	136.85	1628	82.11	90000.0	163051.5	0.410	997.61	1.52
29	143.62	1767	81.38	90000.0	162030.8	0.431	1083.55	1.49
30	150.51	1913	80.64	90000.0	161010.1	0.452	1172.75	1.45
31	157.52	2066	79.88	90000.0	159989.4	0.474	1265.07	1.42
32	164.66	2225	79.09	90000.0	158968.8	0.496	1360.38	1.39
33	171.94	2391	78.29	90000.0	157948.1	0.519	1458.52	1.38
34	179.35	2564	77.48	90000.0	156927.4	0.543	1559.33	1.38
35	186.90	2744	76.65	90000.0	155906.7	0.567	1662.62	1.40
36	194.59	2931	75.84	90000.0	154886	0.592	1768.17	1.45
37	202.43	3124	75.03	90000.0	153865.3	0.617	1875.69	1.48
38	210.41	3325	74.23	90000.0	152844.6	0.643	1984.64	1.50
39	218.51	3534	73.44	90000.0	151823.9	0.669	2094.65	1.51
40	226.75	3749	72.66	90000.0	150803.2	0.696	2205.39	1.49
41	235.12	3971	71.89	90000.0	149782.5	0.724	2316.50	1.45
42	243.63	4201	71.13	90000.0	148761.9	0.752	2427.62	1.37
43	252.28	4438	70.40	90000.0	147741.2	0.781	2538.38	1.27
44	261.07	4682	69.68	90000.0	146720.5	0.811	2648.33	1.15
45	269.98	4934	68.98	90000.0	145699.8	0.841	2756.63	1.00
46	279.00	5192	68.30	90000.0	144679.1	0.873	2862.66	0.84
47	288.13	5458	67.64	90000.0	143658.4	0.904	2965.93	0.67

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
48	297.37	5732	67.02	90000.0	142637.7	0.936	3065.88	0.52
49	306.71	6012	66.29	90000.0	141617	0.969	3162.00	0.42
50	316.15	6300	65.53	90000.0	140596.3	1.003	3253.78	0.49
51	325.72	6595	64.77	90000.0	139575.6	1.037	3341.42	0.71
52	335.45	6897	64.01	90000.0	138555	1.072	3425.04	0.93
53	345.34	7206	63.26	90000.0	137534.3	1.108	3504.35	1.04
54	355.40	7522	62.50	90000.0	136513.6	1.145	3579.14	1.03
55	365.64	7846	61.75	90000.0	135492.9	1.183	3649.14	0.94
56	376.07	8176	61.01	90000.0	134472.2	1.224	3714.24	0.84
57	386.75	8513	60.26	90000.0	133451.5	1.264	3774.94	0.78
58	397.68	8858	59.52	90000.0	132430.8	1.306	3830.99	0.75
59	408.88	9210	58.79	90000.0	131410.1	1.349	3882.05	0.74
60	420.34	9569	58.06	90000.0	130389.4	1.394	3927.82	0.74
61	432.09	9935	57.33	90000.0	129368.8	1.440	3968.01	0.74
62	444.12	10309	56.61	90000.0	128348.1	1.488	4002.31	0.74
63	456.44	10690	55.90	90000.0	127327.4	1.538	4030.26	0.75
64	469.04	11079	55.19	90000.0	126306.7	1.590	4043.95	0.77
65	481.93	11475	54.48	90000.0	125286	1.633	4011.60	0.78
66	495.13	11879	53.78	90000.0	124265.3	1.678	3974.07	0.78
67	508.64	12290	53.09	90000.0	123244.6	1.724	3931.50	0.79
68	522.48	12710	52.41	90000.0	122223.9	1.771	3884.03	0.80
69	536.64	13136	51.74	90000.0	121203.2	1.819	3831.87	0.81
70	551.14	13571	51.07	90000.0	120182.5	1.868	3775.28	0.82
71	565.97	14014	50.41	90000.0	119161.9	1.918	3714.60	0.84
72	581.14	14464	49.76	90000.0	118141.2	1.970	3648.08	0.85
73	596.67	14922	49.12	90000.0	117120.5	2.022	3578.61	0.86
74	612.54	15389	48.48	90000.0	116099.8	2.076	3505.33	0.87

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
75	628.76	15863	47.86	90000.0	115079.1	2.131	3428.50	0.89
76	645.33	16346	47.25	90000.0	114058.4	2.187	3348.47	0.90
77	662.26	16836	46.64	90000.0	113037.7	2.244	3265.67	0.91
78	679.56	17335	46.05	90000.0	112017	2.303	3179.08	0.91
79	697.24	17843	45.46	90000.0	110996.3	2.363	3090.72	0.91
80	715.28	18358	44.88	90000.0	109975.6	2.424	3000.25	0.92
81	733.71	18882	44.31	90000.0	108955	2.487	2908.00	0.93
82	752.53	19414	43.75	90000.0	107934.3	2.550	2814.37	0.94
83	771.73	19955	43.20	90000.0	106913.6	2.615	2719.80	0.95
84	791.33	20504	42.65	90000.0	105892.9	2.679	2618.16	0.96
85	811.33	21062	42.12	90000.0	104872.2	2.743	2516.20	0.97
86	831.75	21628	41.59	90000.0	103851.5	2.809	2414.92	0.98
87	852.57	22203	41.07	90000.0	102830.8	2.875	2314.62	0.98
88	873.81	22787	40.56	90000.0	101810.1	2.943	2215.72	0.99
89	895.47	23380	40.06	90000.0	100789.4	3.012	2117.19	1.00
90	917.55	23982	39.57	90000.0	99768.75	3.082	2020.76	1.01
91	940.07	24592	39.08	90000.0	98748.06	3.153	1926.08	1.02
92	963.02	25212	38.61	90000.0	97727.37	3.226	1833.38	1.03
93	986.41	25841	38.14	90000.0	96706.68	3.299	1742.97	1.04
94	1010.24	26478	37.68	90000.0	95685.99	3.374	1654.02	1.04
95	1034.52	27126	37.23	90000.0	94665.3	3.451	1567.83	1.05
96	1059.25	27782	36.78	90000.0	93644.61	3.528	1484.11	1.06
97	1084.45	28447	36.35	90000.0	92623.92	3.607	1403.02	1.07
98	1110.10	29123	35.92	90000.0	91603.23	3.686	1324.80	1.08
99	1136.23	29807	35.50	90000.0	90582.54	3.768	1248.41	1.08
100	1162.83	30501	35.09	90000.0	89561.85	3.850	1175.26	1.09
101	1189.91	31205	34.68	90000.0	88541.16	3.934	1104.92	1.10

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
102	1217.48	31919	34.28	90000.0	87520.47	4.018	1037.52	1.11
103	1245.56	32642	33.89	90000.0	86499.78	4.097	969.04	1.11
104	1274.14	33375	33.51	90000.0	85479.09	4.173	902.87	1.12
105	1303.25	34118	33.14	90000.0	84458.41	4.249	840.65	1.13
106	1332.88	34872	32.77	90000.0	83437.72	4.326	782.32	1.14
107	1363.05	35635	32.40	90000.0	82417.03	4.405	727.07	1.14
108	1393.75	36409	32.04	90000.0	81396.34	4.484	675.48	1.15
109	1425.00	37193	31.69	90000.0	80375.65	4.563	627.14	1.16
110	1456.81	37988	31.35	90000.0	79354.96	4.644	582.00	1.16
111	1489.17	38793	31.01	90000.0	78334.27	4.725	540.13	1.16
112	1522.12	39609	30.68	90000.0	77313.58	4.809	499.81	1.16
113	1555.64	40436	30.36	90000.0	76292.89	4.893	462.80	1.15
114	1589.76	41274	30.05	90000.0	75272.2	4.977	428.27	1.14
115	1624.49	42122	29.74	90000.0	74251.51	5.062	396.15	1.13
116	1659.84	42983	29.43	90000.0	73230.82	5.147	366.47	1.13
117	1695.81	43854	29.13	90000.0	72210.13	5.236	338.07	1.12
118	1721.25	44736	28.84	3400.0	71460.58	5.290	308.09	1.13
119	1721.90	45616	28.55	133.3	71318.76	5.267	273.15	1.15
120	1721.73	46490	28.26	0.0	71198.06	5.242	242.50	1.16
121	1721.62	47357	27.98	0.0	71077.37	5.220	215.59	1.15
122	1721.56	48217	27.70	0.0	70956.68	5.220	193.71	1.14
123	1721.56	49070	27.42	0.0	70835.99	5.220	174.22	1.11
124	1720.97	49916	27.14	0.0	64447.05	5.218	156.72	1.08
125	1717.00	50755	26.86	0.0	64428.77	5.206	140.58	1.74
126	1715.66	51585	26.58	87200.0	64357.91	5.207	126.82	2.18
127	1726.37	52410	26.31	96000.0	64042.4	5.261	116.81	2.08
128	1737.28	53233	26.03	96000.0	63725.74	5.317	107.55	1.76

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
129	1748.32	54054	25.75	96000.0	63409.57	5.373	98.98	1.47
130	1759.50	54873	25.47	96000.0	63093.85	5.430	91.05	1.27
131	1770.80	55689	25.19	96000.0	62778.56	5.488	83.72	1.10
132	1782.22	56504	24.91	96000.0	62463.68	5.550	76.92	0.93
133	1793.78	57317	24.62	96000.0	62149.18	5.610	70.65	0.79
134	1805.46	58128	24.33	96000.0	61835.05	5.671	64.85	0.69
135	1817.27	58937	24.06	96000.0	61521.27	5.733	59.50	0.64
136	1829.20	59744	23.79	96000.0	61207.82	5.796	54.56	0.62
137	1841.26	60549	23.53	96000.0	60894.68	5.860	50.00	0.62
138	1853.45	61351	23.26	96000.0	60581.84	5.924	45.80	0.65
139	1865.76	62152	23.00	96000.0	60269.29	5.994	41.91	0.70
140	1878.21	62951	22.74	96000.0	59957.02	6.061	38.34	0.76
141	1890.78	63748	22.48	96000.0	59645.01	6.129	35.05	0.83
142	1903.47	64543	22.23	96000.0	59333.25	6.199	32.02	0.86
143	1916.30	65336	21.97	96000.0	59021.74	6.269	29.24	0.87
144	1929.26	66126	21.72	96000.0	58710.45	6.340	26.69	0.88
145	1942.35	66915	21.46	96000.0	58399.39	6.416	24.33	0.90
146	1955.57	67701	21.21	96000.0	58088.55	6.490	22.17	0.92
147	1968.92	68485	20.96	96000.0	57777.91	6.566	20.20	0.95
148	1982.40	69267	20.71	96000.0	57467.46	6.642	18.38	0.97
149	1996.01	70046	20.46	96000.0	57157.21	6.719	16.72	0.99
150	2009.76	70823	20.22	96000.0	56847.15	6.797	15.20	1.00
151	2023.64	71598	19.97	96000.0	56537.26	6.876	13.81	1.02
152	2037.66	72371	19.73	96000.0	56227.54	6.956	12.51	1.03
153	2051.81	73141	19.49	96000.0	55917.99	7.029	11.32	1.04
154	2066.10	73909	19.25	96000.0	55608.6	7.103	10.24	1.04
155	2080.53	74675	19.01	96000.0	55299.36	7.177	9.26	1.04

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
156	2095.09	75438	18.77	96000.0	54990.27	7.253	8.37	1.04
157	2109.79	76199	18.53	96000.0	54681.33	7.329	7.56	1.03
158	2124.63	76957	18.30	96000.0	54372.53	7.410	6.82	1.02
159	2139.62	77713	18.07	96000.0	54063.87	7.489	6.16	1.00
160	2154.74	78466	17.83	96000.0	53755.33	7.569	5.56	0.99
161	2170.01	79217	17.60	96000.0	53446.93	7.650	5.01	0.97
162	2185.42	79966	17.37	96000.0	53138.65	7.732	4.52	0.95
163	2200.97	80712	17.14	96000.0	52830.49	7.815	4.08	0.93
164	2216.67	81455	16.92	96000.0	52522.45	7.899	3.67	0.90
165	2232.51	82196	16.69	96000.0	52214.52	7.988	3.30	0.88
166	2248.50	82935	16.47	96000.0	51906.7	8.075	2.97	0.85
167	2264.64	83671	16.25	96000.0	51598.99	8.163	2.68	0.83
168	2280.93	84404	16.02	96000.0	51291.38	8.252	2.41	0.80
169	2297.37	85135	15.80	96000.0	50983.88	8.343	2.16	0.78
170	2313.96	85864	15.59	96000.0	50676.47	8.434	1.94	0.76
171	2330.70	86590	15.37	96000.0	50369.17	8.510	1.74	0.74
172	2347.59	87313	15.15	96000.0	50061.95	8.572	1.55	0.72
173	2364.64	88034	14.94	96000.0	49754.83	8.634	1.38	0.70
174	2381.85	88752	14.72	96000.0	49447.8	8.697	1.24	0.69
175	2399.21	89468	14.51	96000.0	49140.85	8.760	1.10	0.67
176	2416.73	90181	14.30	96000.0	48833.99	8.824	0.99	0.66
177	2434.41	90891	14.09	96000.0	48527.21	8.889	0.88	0.65
178	2452.25	91599	13.88	96000.0	48220.52	8.954	0.79	0.65
179	2470.25	92304	13.68	96000.0	47913.9	9.019	0.71	0.64
180	2488.42	93007	13.47	96000.0	47607.36	9.086	0.63	0.64
181	2506.75	93707	13.27	96000.0	47300.9	9.153	0.57	0.64
182	2525.24	94405	13.07	96000.0	46994.51	9.220	0.51	0.64

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
183	2543.91	95100	12.86	96000.0	46688.19	9.288	0.46	0.64
184	2562.74	95792	12.66	96000.0	46381.94	9.329	0.41	0.64
185	2581.75	96481	12.46	96000.0	46075.76	9.348	0.36	0.64
186	2600.93	97168	12.27	96000.0	45769.65	9.368	0.32	0.65
187	2620.28	97853	12.07	96000.0	45463.6	9.388	0.29	0.65
188	2639.81	98534	11.88	96000.0	45157.62	9.408	0.26	0.65
189	2659.52	99213	11.68	96000.0	44851.7	9.429	0.23	0.65
190	2679.41	99889	11.49	96000.0	44545.85	9.459	0.21	0.65
191	2699.47	100563	11.30	96000.0	44240.05	9.522	0.21	0.65
192	2719.72	101234	11.11	96000.0	43934.32	9.593	0.21	0.65
193	2740.16	101902	10.92	96000.0	43628.64	9.665	0.21	0.64
194	2760.78	102567	10.73	96000.0	43323.02	9.738	0.22	0.64
195	2781.60	103230	10.54	96000.0	43017.45	9.812	0.22	0.64
196	2802.60	103890	10.36	96000.0	42711.94	9.886	0.22	0.63
197	2823.80	104547	10.18	96000.0	42406.49	9.960	0.23	0.62
198	2845.19	105202	9.99	96000.0	42101.08	10.036	0.23	0.62
199	2866.78	105854	9.81	96000.0	41795.73	10.112	0.23	0.61
200	2888.57	106503	9.63	96000.0	41490.43	10.189	0.24	0.60
201	2910.56	107150	9.45	96000.0	41185.18	10.266	0.24	0.59
202	2932.76	107793	9.27	96000.0	40879.97	10.345	0.24	0.58
203	2955.16	108434	9.10	96000.0	40574.82	10.424	0.25	0.57
204	2977.77	109073	8.92	96000.0	40269.71	10.503	0.25	0.57
205	3000.60	109709	8.75	96000.0	39964.65	10.584	0.26	0.56
206	3023.64	110342	8.58	96000.0	39659.63	10.665	0.00	0.55
207	3046.89	110972	8.40	96000.0	39354.66	10.747	0.00	0.54
208	3070.37	111600	8.23	96000.0	39049.73	10.830	0.00	0.54
209	3094.07	112225	8.06	96000.0	38744.85	10.914	0.00	0.53

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
210	3117.99	112847	7.90	96000.0	38440	10.998	0.00	0.53
211	3142.14	113467	7.73	96000.0	38135.2	11.083	0.00	0.53
212	3166.53	114084	7.56	96000.0	37830.44	11.169	0.00	0.52
213	3191.14	114698	7.40	96000.0	37525.72	11.256	0.00	0.52
214	3216.00	115310	7.24	96000.0	37221.04	11.344	0.00	0.52
215	3241.10	115919	7.07	96000.0	36916.4	11.432	0.00	0.52
216	3266.44	116526	6.91	96000.0	36611.79	11.522	0.00	0.53
217	3292.03	117130	6.75	96000.0	36307.23	11.612	0.00	0.53
218	3317.87	117731	6.60	96000.0	36002.7	11.703	0.00	0.53
219	3343.96	118330	6.44	96000.0	35698.2	11.795	0.00	0.53
220	3370.32	118927	6.28	96000.0	35393.75	11.888	0.00	0.53
221	3396.93	119520	6.13	96000.0	35089.32	11.982	0.00	0.53
222	3423.82	120111	5.97	96000.0	34784.94	12.077	0.00	0.52
223	3450.97	120700	5.82	96000.0	34480.58	12.173	0.00	0.52
224	3478.40	121286	5.67	96000.0	34176.26	12.269	0.00	0.52
225	3506.11	121870	5.52	96000.0	33871.98	12.367	0.00	0.52
226	3534.10	122451	5.37	96000.0	33567.72	12.466	0.00	0.51
227	3562.38	123030	5.22	96000.0	33263.5	12.566	0.00	0.51
228	3590.95	123607	5.07	96000.0	32959.31	12.666	0.00	0.51
229	3619.83	124180	4.93	96000.0	32655.15	12.768	0.00	0.50
230	3649.00	124752	4.78	96000.0	32351.02	12.871	0.00	0.50
231	3678.48	125321	4.64	96000.0	32046.92	12.975	0.00	0.49
232	3708.27	125888	4.50	96000.0	31742.85	13.080	0.00	0.49
233	3738.38	126453	4.36	96000.0	31438.81	13.186	0.00	0.49
234	3769.87	127015	4.22	96000.0	30133.79	13.297	0.00	0.46
235	3801.71	127576	4.08	96000.0	29829.81	13.410	0.00	0.44
236	3833.91	128134	3.94	96000.0	29525.85	13.523	0.00	0.43

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
237	3866.47	128690	3.76	96000.0	29221.93	13.638	0.00	0.44
238	3899.37	129245	-4.76	96000.0	28918.03	13.754	0.00	1.80
239	3932.58	129796	-4.98	96000.0	28614.16	13.871	0.00	6.32
240	3965.92	130343	-5.64	96000.0	28310.31	13.989	0.00	9.13
241	3999.51	130882	-6.15	96000.0	28006.49	14.107	0.00	9.94
242	4033.49	131413	-6.39	96000.0	27702.7	14.227	0.00	9.95
243	4067.90	131936	-6.48	96000.0	27398.93	14.349	0.00	9.80
244	4102.76	132451	-6.52	96000.0	27095.19	14.472	0.00	9.63
245	4138.06	132959	-6.55	96000.0	26791.47	14.596	0.00	9.46
246	4173.84	133458	-6.57	96000.0	26487.78	14.722	0.00	9.28
247	4210.08	133950	-6.59	96000.0	26184.11	14.850	0.00	9.10
248	4246.80	134435	-6.62	96000.0	25880.46	14.980	0.00	8.91
249	4284.02	134911	-6.64	96000.0	25576.84	15.111	0.00	8.73
250	4321.74	135380	-6.66	96000.0	25273.24	15.244	0.00	8.55
251	4359.97	135841	-6.68	96000.0	24969.67	15.379	0.00	8.37
252	4398.72	136295	-6.70	96000.0	24666.11	15.516	0.00	8.20
253	4438.01	136741	-6.72	96000.0	24362.58	15.654	0.00	8.02
254	4477.85	137180	-6.73	96000.0	24059.08	15.795	0.00	7.85
255	4518.24	137612	-6.75	96000.0	23755.59	15.937	0.00	7.68
256	4559.20	138036	-6.77	96000.0	23452.12	16.082	0.00	7.51
257	4600.75	138454	-6.79	96000.0	23148.68	16.228	0.00	7.34
258	4642.89	138864	-6.81	96000.0	22845.26	16.377	0.00	7.18
259	4685.65	139267	-6.82	96000.0	22541.86	16.528	0.00	7.02
260	4729.03	139662	-6.84	96000.0	22238.48	16.681	0.00	6.86
261	4773.06	140052	-6.86	96000.0	21935.12	16.836	0.00	6.70
262	4817.75	140434	-6.88	96000.0	21631.77	16.994	0.00	6.55
263	4863.11	140809	-6.90	96000.0	21328.45	17.154	0.00	6.39

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
264	4909.16	141178	-6.91	96000.0	21025.15	17.316	0.00	6.24
265	4955.93	141540	-6.93	96000.0	20721.87	17.481	0.00	6.10
266	5003.43	141895	-6.95	96000.0	20418.61	17.649	0.00	5.95
267	5051.68	142244	-6.97	96000.0	20115.36	17.819	0.00	5.81
268	5100.71	142587	-7.00	96000.0	19812.14	17.992	0.00	5.67
269	5150.53	142923	-7.02	96000.0	19508.93	18.167	0.00	5.53
270	5201.17	143254	-7.04	96000.0	19205.74	18.346	0.00	5.40
271	5252.65	143578	-7.07	96000.0	18902.57	18.528	0.00	5.27
272	5305.00	143896	-7.10	96000.0	18599.42	18.712	0.00	5.15
273	5358.25	144208	-7.13	96000.0	18296.29	18.900	0.00	5.03
274	5412.42	144514	-7.17	96000.0	17993.17	19.091	0.00	4.91
275	5467.55	144814	-7.20	96000.0	17690.07	19.286	0.00	4.80
276	5523.66	145109	-7.25	96000.0	17386.98	19.484	0.00	4.70
277	5580.80	145399	-7.30	96000.0	17083.92	19.685	0.00	4.60
278	5638.98	145682	-7.35	96000.0	16780.87	19.890	0.00	4.51
279	5698.25	145961	-7.42	96000.0	16477.84	20.099	0.00	4.43
280	5758.66	146234	-7.50	96000.0	16174.82	20.312	0.00	4.36
281	5784.65	146502	-7.50	3500.0	16053.22	20.404	0.00	4.24
282	5788.49	146767	-7.50	0.0	16045.86	20.418	0.00	4.09
283	5791.49	147028	-7.50	0.0	16042.9	20.428	0.00	4.01
284	5794.49	147285	-7.50	0.0	16039.94	20.439	0.00	3.92
285	5797.49	147539	-7.50	0.0	16037.01	20.449	0.00	3.83
286	5800.51	147790	-7.50	0.0	16034.08	20.460	0.00	3.74
287	5803.53	148037	-7.50	0.0	16031.18	20.471	0.00	3.65
288	5805.05	148281	-7.50	0.0	11950	20.476	0.00	3.56
289	5804.67	148522	-7.50	0.0	11950	20.475	0.00	3.47
290	5804.29	148759	-7.50	0.0	11950	20.473	0.00	3.38

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
291	5808.70	148993	-7.50	7800.0	11932.03	20.489	0.00	3.41
292	5814.73	149223	-7.50	7800.0	11908.03	20.510	0.00	3.77
293	5820.78	149450	-7.50	7800.0	11884.03	20.532	0.00	4.27
294	5826.84	149673	-7.50	7800.0	11860.03	20.553	0.00	4.68
295	5832.91	149892	-7.50	7800.0	11836.03	20.574	0.00	4.86
296	5839.00	150108	-7.45	7800.0	11812.03	20.596	0.00	4.81
297	5845.12	150321	-6.37	7800.0	11788.03	20.617	0.00	4.51
298	5851.26	150529	-6.14	7800.0	11764.03	20.639	0.00	3.90
299	5857.42	150735	-6.16	7800.0	11740.03	20.661	0.00	3.13
300	5863.61	150937	-6.19	7800.0	11716.03	20.683	0.00	2.47
301	5869.82	151135	-6.23	7800.0	11692.03	20.705	0.00	2.06
302	5876.06	151330	-6.27	7800.0	11668.03	20.727	0.00	1.92
303	5882.31	151523	-6.31	7800.0	11644.03	20.749	0.00	1.99
304	5888.58	151712	-6.36	7800.0	11620.03	20.771	0.00	2.16
305	5894.87	151897	-6.40	7800.0	11596.03	20.793	0.00	2.34
306	5901.17	152080	-6.44	7800.0	11572.03	20.815	0.00	2.44
307	5907.50	152259	-6.47	7800.0	11548.03	20.837	0.00	2.46
308	5913.84	152435	-6.51	7800.0	11524.03	20.860	0.00	2.39
309	5920.20	152608	-6.54	7800.0	11500.03	20.882	0.00	2.27
310	5926.59	152777	-6.58	7800.0	11476.03	20.905	0.00	2.13
311	5932.99	152943	-6.61	7800.0	11452.03	20.927	0.00	2.02
312	5939.41	153106	-6.65	7800.0	11428.03	20.950	0.00	1.93
313	5945.86	153267	-6.69	7800.0	11404.03	20.973	0.00	1.87
314	5952.32	153423	-6.73	7800.0	11380.03	20.996	0.00	1.83
315	5958.80	153577	-6.77	7800.0	11356.03	21.018	0.00	1.81
316	5965.30	153728	-6.81	7800.0	11332.03	21.041	0.00	1.78
317	5971.83	153876	-6.84	7800.0	11308.03	21.064	0.00	1.75

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
318	5978.37	154020	-6.88	7800.0	11284.03	21.087	0.00	1.70
319	5984.93	154162	-6.92	7800.0	11260.03	21.111	0.00	1.65
320	5991.51	154300	-6.96	7800.0	11236.03	21.134	0.00	1.59
321	5998.11	154435	-6.99	7800.0	11212.03	21.157	0.00	1.53
322	6004.73	154568	-7.03	7800.0	11188.03	21.180	0.00	1.47
323	6011.36	154697	-7.07	7800.0	11164.03	21.204	0.00	1.42
324	6018.02	154824	-7.11	7800.0	11140.03	21.227	0.00	1.37
325	6024.70	154947	-7.15	7800.0	11116.03	21.251	0.00	1.32
326	6031.40	155068	-7.19	7800.0	11092.03	21.274	0.00	1.28
327	6038.12	155185	-7.23	7800.0	11068.03	21.298	0.00	1.23
328	6044.86	155300	-7.26	7800.0	11044.03	21.322	0.00	1.18
329	6051.62	155412	-7.30	7800.0	11020.03	21.346	0.00	1.14
330	6058.39	155521	-7.34	7800.0	10996.03	21.370	0.00	1.09
331	6065.19	155627	-7.38	7800.0	10972.03	21.394	0.00	1.04
332	6072.01	155730	-7.42	7800.0	10948.03	21.418	0.00	0.99
333	6078.85	155830	-7.46	7800.0	10924.03	21.442	0.00	0.94
334	6085.71	155928	-7.50	7800.0	10900.03	21.466	0.00	0.90
335	6092.58	156022	-7.54	7800.0	10876.03	21.490	0.00	0.85
336	6099.48	156114	-7.58	7800.0	10852.03	21.515	0.00	0.80
337	6106.40	156204	-7.62	7800.0	10828.03	21.539	0.00	0.76
338	6113.34	156290	-7.65	7800.0	10804.03	21.564	0.00	0.71
339	6120.30	156374	-7.69	7800.0	10780.03	21.588	0.00	0.67
340	6127.28	156455	-7.73	7800.0	10756.03	21.613	0.00	0.62
341	6134.28	156533	-7.77	7800.0	10732.03	21.637	0.00	0.58
342	6141.29	156608	-7.81	7800.0	10708.03	21.662	0.00	0.53
343	6148.33	156681	-7.85	7800.0	10684.03	21.687	0.00	0.48
344	6155.39	156752	-7.89	7800.0	10660.03	21.712	0.00	0.43

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
345	6162.47	156819	-7.93	7800.0	10636.03	21.737	0.00	0.39
346	6169.58	156884	-7.97	7800.0	10612.03	21.762	0.00	0.34
347	6176.70	156946	-8.01	7800.0	10588.03	21.787	0.00	0.29
348	6183.84	157006	-8.06	7800.0	10564.03	21.812	0.00	0.24
349	6191.00	157063	-8.10	7800.0	10540.03	21.837	0.00	0.20
350	6198.18	157118	-8.14	7800.0	10516.03	21.863	0.00	0.16
351	6205.39	157170	-8.18	7800.0	10492.03	21.888	0.00	0.13
352	6212.61	157220	-8.22	7800.0	10468.03	21.914	0.00	0.12
353	6219.85	157267	-8.26	7800.0	10444.03	21.939	0.00	0.14
354	6227.12	157312	-8.30	7800.0	10420.03	21.965	0.00	0.17
355	6234.41	157354	-8.35	7800.0	10396.03	21.991	0.00	0.22
356	6241.71	157394	-8.39	7800.0	10372.03	22.016	0.00	0.27
357	6249.04	157431	-8.43	7800.0	10348.03	22.042	0.00	0.32
358	6256.39	157466	-8.47	7800.0	10324.03	22.068	0.00	0.37
359	6263.76	157498	-8.52	7800.0	10300.03	22.094	0.00	0.43
360	6271.15	157529	-8.56	7800.0	10276.03	22.120	0.00	0.49
361	6278.56	157556	-8.60	7800.0	10252.03	22.146	0.00	0.54
362	6285.99	157582	-8.65	7800.0	10228.03	22.173	0.00	0.60
363	6293.44	157605	-8.69	7800.0	10204.03	22.199	0.00	0.66
364	6300.92	157626	-8.74	7800.0	10180.03	22.225	0.00	0.72
365	6308.41	157645	-8.78	7800.0	10156.03	22.252	0.00	0.78
366	6315.93	157661	-8.83	7800.0	10132.03	22.278	0.00	0.84
367	6323.47	157675	-8.87	7800.0	10108.03	22.305	0.00	0.90
368	6331.03	157687	-8.92	7800.0	10084.03	22.331	0.00	0.96
369	6338.60	157697	-8.96	7800.0	10060.03	22.358	0.00	1.02
370	6346.21	157705	-9.01	7800.0	10036.03	22.385	0.00	1.08
371	6353.83	157710	-9.06	7800.0	10012.03	22.412	0.00	1.14

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
372	6361.47	157714	-9.10	7800.0	9988.028	22.439	0.00	1.20
373	6369.14	157715	-9.15	7800.0	9964.028	22.466	0.00	1.26
374	6376.82	157714	-9.20	7800.0	9940.028	22.493	0.00	1.32
375	6384.53	157711	-9.25	7800.0	9916.028	22.520	0.00	1.38
376	6392.26	157706	-9.30	7800.0	9892.028	22.547	0.00	1.44
377	6400.01	157699	-9.35	7800.0	9868.028	22.575	0.00	1.50
378	6407.79	157690	-9.40	7800.0	9844.028	22.602	0.00	1.56
379	6415.58	157680	-9.45	7800.0	9820.028	22.630	0.00	1.62
380	6423.40	157667	-9.50	7800.0	9796.028	22.657	0.00	1.67
381	6431.23	157652	-9.55	7800.0	9772.028	22.685	0.00	1.73
382	6439.09	157635	-9.60	7800.0	9748.028	22.713	0.00	1.79
383	6446.98	157617	-9.65	7800.0	9724.028	22.740	0.00	1.85
384	6454.88	157596	-9.70	7800.0	9700.028	22.768	0.00	1.90
385	6462.80	157574	-9.76	7800.0	9676.028	22.796	0.00	1.96
386	6470.75	157550	-9.81	7800.0	9652.028	22.824	0.00	2.01
387	6478.72	157524	-9.86	7800.0	9628.028	22.852	0.00	2.07
388	6486.71	157496	-9.92	7800.0	9604.028	22.881	0.00	2.12
389	6494.73	157466	-9.97	7800.0	9580.028	22.909	0.00	2.18
390	6502.76	157435	-10.03	7800.0	9556.028	22.937	0.00	2.23
391	6510.82	157402	-10.08	7800.0	9532.028	22.966	0.00	2.28
392	6518.90	157367	-10.14	7800.0	9508.028	22.994	0.00	2.34
393	6527.01	157331	-10.19	7800.0	9484.028	23.023	0.00	2.39
394	6535.13	157293	-10.25	7800.0	9460.028	23.051	0.00	2.44
395	6543.28	157253	-10.31	7800.0	9436.028	23.080	0.00	2.49
396	6551.45	157212	-10.37	7800.0	9412.028	23.109	0.00	2.54
397	6559.64	157169	-10.42	7800.0	9388.028	23.138	0.00	2.59
398	6567.86	157125	-10.48	7800.0	9364.028	23.167	0.00	2.64

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
399	6576.10	157079	-10.54	7800.0	9340.028	23.196	0.00	2.69
400	6584.36	157032	-10.60	7800.0	9316.028	23.225	0.00	2.73
401	6592.64	156983	-10.66	7800.0	9292.028	23.254	0.00	2.78
402	6600.95	156932	-10.72	7800.0	9268.028	23.283	0.00	2.82
403	6609.28	156880	-10.78	7800.0	9244.028	23.313	0.00	2.86
404	6617.64	156827	-10.85	7800.0	9220.028	23.342	0.00	2.90
405	6626.01	156772	-10.91	7800.0	9196.028	23.372	0.00	2.94
406	6634.41	156716	-10.97	7800.0	9172.028	23.401	0.00	2.98
407	6642.84	156659	-11.03	7800.0	9148.028	23.431	0.00	3.02
408	6651.28	156600	-11.10	7800.0	9124.028	23.461	0.00	3.06
409	6659.75	156540	-11.16	7800.0	9100.028	23.491	0.00	3.09
410	6668.25	156478	-11.23	7800.0	9076.028	23.521	0.00	3.12
411	6676.77	156415	-11.29	7800.0	9052.028	23.551	0.00	3.16
412	6685.31	156351	-11.36	7800.0	9028.028	23.581	0.00	3.19
413	6693.87	156286	-11.42	7800.0	9004.028	23.611	0.00	3.22
414	6702.46	156220	-11.49	7800.0	8980.028	23.642	0.00	3.25
415	6711.08	156152	-11.56	7800.0	8956.028	23.672	0.00	3.27
416	6719.72	156083	-11.63	7800.0	8932.028	23.702	0.00	3.30
417	6728.38	156013	-11.69	7800.0	8908.028	23.733	0.00	3.33
418	6737.07	155942	-11.76	7800.0	8884.028	23.764	0.00	3.35
419	6745.78	155870	-11.83	7800.0	8860.028	23.794	0.00	3.37
420	6754.51	155797	-11.90	7800.0	8836.028	23.825	0.00	3.39
421	6763.27	155722	-11.97	7800.0	8812.028	23.856	0.00	3.41
422	6772.06	155647	-12.04	7800.0	8788.028	23.887	0.00	3.43
423	6780.87	155571	-12.11	7800.0	8764.028	23.918	0.00	3.45
424	6789.70	155493	-12.18	7800.0	8740.028	23.949	0.00	3.46
425	6798.56	155415	-12.25	7800.0	8716.028	23.980	0.00	3.48

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
426	6807.45	155335	-12.33	7800.0	8692.028	24.012	0.00	3.49
427	6816.36	155255	-12.40	7800.0	8668.028	24.043	0.00	3.51
428	6825.29	155174	-12.47	7800.0	8644.028	24.075	0.00	3.52
429	6834.26	155092	-12.55	7800.0	8620.028	24.106	0.00	3.53
430	6843.24	155009	-12.62	7800.0	8596.028	24.138	0.00	3.54
431	6852.26	154925	-12.69	7800.0	8572.028	24.170	0.00	3.54
432	6861.29	154841	-12.77	7800.0	8548.028	24.202	0.00	3.55
433	6870.36	154755	-12.84	7800.0	8524.028	24.234	0.00	3.55
434	6879.45	154669	-12.92	7800.0	8500.028	24.266	0.00	3.56
435	6888.57	154582	-12.99	7800.0	8476.028	24.298	0.00	3.56
436	6897.71	154494	-13.07	7800.0	8452.028	24.330	0.00	3.56
437	6906.88	154406	-13.15	7800.0	8428.028	24.363	0.00	3.56
438	6916.08	154317	-13.22	7800.0	8404.028	24.395	0.00	3.56
439	6925.30	154227	-13.30	7800.0	8380.028	24.428	0.00	3.56
440	6934.55	154137	-13.38	7800.0	8356.028	24.460	0.00	3.56
441	6943.83	154045	-13.46	7800.0	8332.028	24.493	0.00	3.56
442	6953.13	153954	-13.54	7800.0	8308.028	24.526	0.00	3.56
443	6962.46	153861	-13.61	7800.0	8284.028	24.559	0.00	3.55
444	6971.82	153768	-13.69	7800.0	8260.028	24.592	0.00	3.55
445	6981.20	153675	-13.77	7800.0	8236.028	24.625	0.00	3.55
446	6990.62	153581	-13.85	7800.0	8212.028	24.658	0.00	3.54
447	7000.06	153487	-13.93	7800.0	8188.028	24.691	0.00	3.53
448	7009.53	153392	-14.01	7800.0	8164.028	24.725	0.00	3.52
449	7019.03	153296	-14.10	7800.0	8140.028	24.758	0.00	3.51
450	7028.55	153200	-14.18	7800.0	8116.028	24.792	0.00	3.50
451	7038.11	153104	-14.26	7800.0	8092.028	24.825	0.00	3.49
452	7047.69	153007	-14.34	7800.0	8068.028	24.859	0.00	3.48

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
453	7057.30	152910	-14.42	7800.0	8044.028	24.893	0.00	3.46
454	7066.94	152813	-14.51	7800.0	8020.028	24.927	0.00	3.45
455	7076.61	152715	-14.59	7800.0	7996.028	24.961	0.00	3.43
456	7086.30	152617	-14.67	7800.0	7972.028	24.995	0.00	3.41
457	7096.03	152518	-14.76	7800.0	7948.028	25.030	0.00	3.40
458	7105.79	152419	-14.84	7800.0	7924.028	25.064	0.00	3.38
459	7115.57	152320	-14.93	7800.0	7900.028	25.099	0.00	3.36
460	7125.39	152221	-15.01	7800.0	7876.028	25.133	0.00	3.34
461	7135.23	152122	-15.09	7800.0	7852.028	25.168	0.00	3.32
462	7145.11	152022	-15.18	7800.0	7828.028	25.203	0.00	3.30
463	7155.01	151922	-15.27	7800.0	7804.028	25.238	0.00	3.28
464	7164.95	151822	-15.35	7800.0	7780.028	25.273	0.00	3.25
465	7174.91	151722	-15.44	7800.0	7756.028	25.308	0.00	3.23
466	7184.91	151622	-15.52	7800.0	7732.028	25.343	0.00	3.20
467	7194.94	151522	-15.61	7800.0	7708.028	25.379	0.00	3.18
468	7205.00	151421	-15.70	7800.0	7684.028	25.414	0.00	3.15
469	7215.09	151321	-15.79	7800.0	7660.028	25.450	0.00	3.13
470	7225.21	151221	-15.87	7800.0	7636.028	25.485	0.00	3.10
471	7235.36	151120	-15.96	7800.0	7612.028	25.521	0.00	3.07
472	7245.54	151020	-16.05	7800.0	7588.028	25.557	0.00	3.05
473	7255.76	150919	-16.14	7800.0	7564.028	25.593	0.00	3.02
474	7266.01	150819	-16.23	7800.0	7540.028	25.629	0.00	2.99
475	7276.29	150719	-16.32	7800.0	7516.028	25.666	0.00	2.96
476	7286.60	150618	-16.40	7800.0	7492.028	25.702	0.00	2.93
477	7296.94	150518	-16.49	7800.0	7468.028	25.738	0.00	2.90
478	7307.32	150418	-16.58	7800.0	7444.028	25.775	0.00	2.87
479	7317.73	150319	-16.67	7800.0	7420.028	25.812	0.00	2.84

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
480	7328.18	150219	-16.76	7800.0	7396.028	25.849	0.00	2.80
481	7338.65	150120	-16.85	7800.0	7372.028	25.886	0.00	2.77
482	7349.16	150020	-16.94	7800.0	7348.028	25.923	0.00	2.74
483	7359.71	149921	-17.04	7800.0	7324.028	25.960	0.00	2.71
484	7370.29	149823	-17.13	7800.0	7300.028	25.997	0.00	2.67
485	7380.90	149724	-17.22	7800.0	7276.028	26.035	0.00	2.64
486	7391.54	149626	-17.31	7800.0	7252.028	26.072	0.00	2.61
487	7402.23	149529	-17.40	7800.0	7228.028	26.110	0.00	2.57
488	7412.94	149431	-17.49	7800.0	7204.028	26.148	0.00	2.54
489	7423.69	149334	-17.59	7800.0	7180.028	26.186	0.00	2.50
490	7434.48	149238	-17.68	7800.0	7156.028	26.224	0.00	2.47
491	7445.30	149142	-17.77	7800.0	7132.028	26.262	0.00	2.43
492	7456.16	149046	-17.86	7800.0	7108.028	26.300	0.00	2.40
493	7467.05	148950	-17.96	7800.0	7084.028	26.338	0.00	2.36
494	7477.98	148856	-18.05	7800.0	7060.028	26.377	0.00	2.33
495	7488.94	148761	-18.14	7800.0	7036.028	26.416	0.00	2.29
496	7499.94	148668	-18.24	7800.0	7012.028	26.454	0.00	2.26
497	7510.98	148574	-18.33	7800.0	6988.028	26.493	0.00	2.23
498	7522.06	148482	-18.43	7800.0	6964.028	26.532	0.00	2.19
499	7533.17	148390	-18.52	7800.0	6940.028	26.572	0.00	2.16
500	7544.32	148298	-18.62	7800.0	6916.028	26.611	0.00	2.12
501	7555.51	148207	-18.71	7800.0	6892.028	26.650	0.00	2.09
502	7566.73	148117	-18.81	7800.0	6868.028	26.690	0.00	2.05
503	7577.99	148028	-18.90	7800.0	6844.028	26.730	0.00	2.01
504	7589.29	147939	-19.00	7800.0	6820.028	26.770	0.00	1.97
505	7600.63	147851	-19.10	7800.0	6796.028	26.810	0.00	1.94
506	7612.01	147764	-19.19	7800.0	6772.028	26.850	0.00	1.90

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
507	7623.43	147678	-19.29	7800.0	6748.028	26.890	0.00	1.86
508	7634.89	147592	-19.39	7800.0	6724.028	26.930	0.00	1.82
509	7646.38	147507	-19.49	7800.0	6700.028	26.971	0.00	1.78
510	7657.92	147423	-19.59	7800.0	6676.028	27.012	0.00	1.74
511	7669.50	147340	-19.68	7800.0	6652.028	27.053	0.00	1.70
512	7681.11	147258	-19.78	7800.0	6628.028	27.094	0.00	1.66
513	7692.77	147177	-19.88	7800.0	6604.028	27.135	0.00	1.62
514	7704.47	147096	-19.98	7800.0	6580.028	27.176	0.00	1.58
515	7716.21	147017	-20.08	7800.0	6556.028	27.217	0.00	1.54
516	7727.99	146939	-20.18	7800.0	6532.028	27.259	0.00	1.50
517	7739.82	146861	-20.28	7800.0	6508.028	27.301	0.00	1.46
518	7751.68	146785	-20.38	7800.0	6484.028	27.342	0.00	1.42
519	7763.59	146710	-20.48	7800.0	6460.028	27.384	0.00	1.37
520	7775.54	146636	-20.58	7800.0	6436.028	27.427	0.00	1.33
521	7787.53	146562	-20.68	7800.0	6412.028	27.469	0.00	1.29
522	7799.57	146491	-20.78	7800.0	6388.028	27.511	0.00	1.25
523	7811.65	146420	-20.89	7800.0	6364.028	27.554	0.00	1.21
524	7823.77	146350	-20.99	7800.0	6340.028	27.597	0.00	1.16
525	7835.94	146282	-21.09	7800.0	6316.028	27.640	0.00	1.12
526	7848.15	146215	-21.19	7800.0	6292.028	27.683	0.00	1.08
527	7860.41	146149	-21.29	7800.0	6268.028	27.726	0.00	1.04
528	7872.72	146084	-21.40	7800.0	6244.028	27.769	0.00	0.99
529	7885.06	146021	-21.50	7800.0	6220.028	27.813	0.00	0.95
530	7897.46	145959	-21.60	7800.0	6196.028	27.857	0.00	0.91
531	7909.90	145898	-21.71	7800.0	6172.028	27.901	0.00	0.87
532	7922.39	145839	-21.81	7800.0	6148.028	27.945	0.00	0.83
533	7934.92	145781	-21.92	7800.0	6124.028	27.989	0.00	0.78

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
534	7947.50	145725	-22.02	7800.0	6100.028	28.033	0.00	0.74
535	7960.13	145670	-22.13	7800.0	6076.028	28.078	0.00	0.70
536	7972.81	145617	-22.23	7800.0	6052.028	28.122	0.00	0.67
537	7985.53	145565	-22.34	7800.0	6028.028	28.167	0.00	0.63
538	7998.30	145514	-22.44	7800.0	6004.028	28.212	0.00	0.59
539	8011.13	145465	-22.55	7800.0	5980.028	28.258	0.00	0.56
540	8024.00	145418	-22.66	7800.0	5956.028	28.303	0.00	0.53
541	8036.92	145372	-22.76	7800.0	5932.028	28.349	0.00	0.50
542	8049.89	145328	-22.87	7800.0	5908.028	28.394	0.00	0.48
543	8062.91	145286	-22.98	7800.0	5884.028	28.440	0.00	0.46
544	8075.99	145245	-23.08	7800.0	5860.028	28.486	0.00	0.44
545	8089.11	145206	-23.19	7800.0	5836.028	28.533	0.00	0.43
546	8102.29	145169	-23.30	7800.0	5812.028	28.579	0.00	0.42
547	8115.52	145133	-23.41	7800.0	5788.028	28.626	0.00	0.41
548	8128.80	145100	-23.52	7800.0	5764.028	28.673	0.00	0.42
549	8142.13	145068	-23.63	7800.0	5740.028	28.720	0.00	0.43
550	8155.52	145038	-23.74	7800.0	5716.028	28.767	0.00	0.44
551	8168.96	145010	-23.85	7800.0	5692.028	28.814	0.00	0.46
552	8182.46	144983	-23.96	7800.0	5668.028	28.862	0.00	0.49
553	8196.01	144959	-24.07	7800.0	5644.028	28.910	0.00	0.52
554	8209.62	144937	-24.18	7800.0	5620.028	28.958	0.00	0.55
555	8223.28	144916	-24.30	7800.0	5596.028	29.006	0.00	0.59
556	8237.00	144898	-24.41	7800.0	5572.028	29.054	0.00	0.63
557	8250.77	144882	-24.52	7800.0	5548.028	29.103	0.00	0.67
558	8264.60	144867	-24.63	7800.0	5524.028	29.152	0.00	0.71
559	8278.49	144855	-24.75	7800.0	5500.028	29.201	0.00	0.76
560	8292.44	144845	-24.86	7800.0	5476.028	29.250	0.00	0.80

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
561	8306.45	144837	-24.97	7800.0	5452.028	29.299	0.00	0.85
562	8320.51	144831	-25.09	7800.0	5428.028	29.349	0.00	0.90
563	8334.64	144828	-25.20	7800.0	5404.028	29.399	0.00	0.95
564	8348.82	144826	-25.32	7800.0	5380.028	29.449	0.00	1.00
565	8363.07	144827	-25.43	7800.0	5356.028	29.499	0.00	1.05
566	8377.37	144830	-25.55	7800.0	5332.028	29.549	0.00	1.11
567	8391.74	144836	-25.67	7800.0	5308.028	29.600	0.00	1.16
568	8406.17	144844	-25.78	7800.0	5284.028	29.651	0.00	1.22
569	8420.66	144854	-25.90	7800.0	5260.028	29.702	0.00	1.27
570	8435.22	144866	-26.02	7800.0	5236.028	29.753	0.00	1.33
571	8449.84	144881	-26.13	7800.0	5212.028	29.805	0.00	1.38
572	8464.53	144899	-26.25	7800.0	5188.028	29.857	0.00	1.44
573	8479.28	144919	-26.37	7800.0	5164.028	29.909	0.00	1.50
574	8494.09	144941	-26.49	7800.0	5140.028	29.961	0.00	1.55
575	8508.97	144966	-26.61	7800.0	5116.028	30.014	0.00	1.61
576	8523.92	144993	-26.73	7800.0	5092.028	30.066	0.00	1.67
577	8538.94	145023	-26.85	7800.0	5068.028	30.119	0.00	1.73
578	8554.02	145056	-26.97	7800.0	5044.028	30.173	0.00	1.79
579	8569.17	145091	-27.09	7800.0	5020.028	30.226	0.00	1.85
580	8584.40	145129	-27.21	7800.0	4996.028	30.280	0.00	1.91
581	8599.69	145170	-27.33	7800.0	4972.028	30.334	0.00	1.97
582	8615.05	145213	-27.45	7800.0	4948.028	30.388	0.00	2.03
583	8630.49	145260	-27.57	7800.0	4924.028	30.442	0.00	2.09
584	8645.99	145309	-27.69	7800.0	4900.028	30.497	0.00	2.15
585	8661.57	145360	-27.82	7800.0	4876.028	30.552	0.00	2.22
586	8677.23	145415	-27.94	7800.0	4852.028	30.607	0.00	2.28
587	8692.95	145473	-28.06	7800.0	4828.028	30.663	0.00	2.34

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
588	8708.75	145533	-28.19	7800.0	4804.028	30.718	0.00	2.40
589	8724.63	145596	-28.31	7800.0	4780.028	30.774	0.00	2.47
590	8740.59	145663	-28.43	7800.0	4756.028	30.831	0.00	2.53
591	8756.62	145732	-28.56	7800.0	4732.028	30.887	0.00	2.60
592	8772.72	145804	-28.68	7800.0	4708.028	30.944	0.00	2.66
593	8788.91	145880	-28.81	7800.0	4684.028	31.001	0.00	2.73
594	8805.18	145958	-28.94	7800.0	4660.028	31.058	0.00	2.79
595	8821.53	146040	-29.06	7800.0	4636.028	31.116	0.00	2.85
596	8837.96	146124	-29.19	7800.0	4612.028	31.174	0.00	2.92
597	8854.47	146212	-29.32	7800.0	4588.028	31.232	0.00	2.98
598	8871.06	146303	-29.45	7800.0	4564.028	31.291	0.00	3.05
599	8887.74	146398	-29.58	7800.0	4540.028	31.350	0.00	3.11
600	8904.50	146495	-29.71	7800.0	4516.028	31.409	0.00	3.18
601	8921.35	146596	-29.84	7800.0	4492.028	31.468	0.00	3.25
602	8938.28	146700	-29.97	7800.0	4468.028	31.528	0.00	3.32
603	8955.30	146808	-30.10	7800.0	4444.028	31.588	0.00	3.39
604	8972.41	146919	-30.23	7800.0	4420.028	31.648	0.00	3.46
605	8989.61	147033	-30.37	7800.0	4396.028	31.709	0.00	3.53
606	9006.90	147151	-30.50	7800.0	4372.028	31.770	0.00	3.60
607	9024.28	147272	-30.63	7800.0	4348.028	31.831	0.00	3.67
608	9041.75	147397	-30.77	7800.0	4324.028	31.893	0.00	3.75
609	9059.31	147525	-30.90	7800.0	4300.028	31.955	0.00	3.82
610	9076.97	147657	-31.04	7800.0	4276.028	32.017	0.00	3.89
611	9094.72	147793	-31.17	7800.0	4252.028	32.080	0.00	3.96
612	9112.57	147932	-31.31	7800.0	4228.028	32.143	0.00	4.03
613	9130.52	148075	-31.45	7800.0	4204.028	32.206	0.00	4.09
614	9148.57	148221	-31.59	7800.0	4180.028	32.270	0.00	4.16

Продовження таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
615	9166.71	148371	-31.73	7800.0	4156.028	32.334	0.00	4.24
616	9184.96	148525	-31.88	7800.0	4132.028	32.398	0.00	4.31
617	9203.31	148683	-32.02	7800.0	4108.028	32.463	0.00	4.39
618	9221.76	148845	-32.17	7800.0	4084.028	32.528	0.00	4.47
619	9240.31	149010	-32.31	7800.0	4060.028	32.593	0.00	4.56
620	9258.97	149179	-32.46	7800.0	4036.028	32.659	0.00	4.64
621	9277.74	149353	-32.61	7800.0	4012.028	32.725	0.00	4.73
622	9296.61	149530	-32.76	7800.0	3988.028	32.792	0.00	4.81
623	9315.60	149711	-32.91	7800.0	3964.028	32.859	0.00	4.90
624	9334.69	149896	-33.05	7800.0	3940.028	32.926	0.00	4.99
625	9353.90	150085	-33.20	7800.0	3916.028	32.994	0.00	5.08
626	9373.21	150278	-33.35	7800.0	3892.028	33.062	0.00	5.17
627	9392.64	150476	-33.50	7800.0	3868.028	33.131	0.00	5.26
628	9412.19	150677	-33.65	7800.0	3844.028	33.200	0.00	5.35
629	9431.86	150882	-33.80	7800.0	3820.028	33.269	0.00	5.44
630	9451.64	151092	-33.94	7800.0	3796.028	33.339	0.00	5.53
631	9471.54	151306	-34.09	7800.0	3772.028	33.409	0.00	5.62
632	9491.57	151524	-34.23	7800.0	3748.028	33.479	0.00	5.70
633	9511.71	151746	-34.38	7800.0	3724.028	33.551	0.00	5.79
634	9531.99	151973	-34.52	7800.0	3700.028	33.622	0.00	5.87
635	9552.39	152203	-34.66	7800.0	3676.028	33.694	0.00	5.95
636	9572.91	152439	-34.80	7800.0	3652.028	33.766	0.00	6.03
637	9593.57	152678	-34.94	7800.0	3628.028	33.839	0.00	6.11
638	9614.36	152922	-35.06	7800.0	3604.028	33.913	0.00	6.19
639	9635.28	153170	-35.18	7800.0	3580.028	33.986	0.00	6.25
640	9656.34	153423	-35.30	7800.0	3556.028	34.061	0.00	6.30
641	9677.54	153680	-35.43	7800.0	3532.028	34.135	0.00	6.36

Закінчення таблиці А.1

1	2	3	4	5	6	7	8	9
642	9698.88	153942	-35.55	7800.0	3508.028	34.211	0.00	6.41
643	9720.36	154209	-35.67	7800.0	3484.028	34.287	0.00	6.47
642	9698.88	153942	-35.55	7800.0	3508.028	34.211	0.00	6.41
644	9741.98	154480	-35.79	7800.0	3460.028	34.363	0.00	6.53
645	9763.75	154756	-35.92	7800.0	3436.028	34.440	0.00	6.59
646	9785.67	155036	-36.04	7800.0	3412.028	34.517	0.00	6.65
647	9806.89	155322	-36.17	683.5	3388.935	34.592	0.00	6.71
648	9806.95	155613	-36.29	0.0	3388.57	34.592	0.00	6.79
649	9806.67	155911	-36.42	0.0	3388.57	34.591	0.00	6.86
650	9806.38	156215	-36.54	0.0	3388.57	34.590	0.00	6.94
651	9806.09	156527	-36.67	0.0	3388.57	34.589	0.00	7.02

Результати пошуку патентів за заданою темою:

1) Винахід відноситься до транспортних космічних систем. Пропонована ракета-носій (РН) містить пакет з двох ступенів у вигляді центрального блоку другого ступеня і чотирьох бічних блоків першого ступеня кінчної конфігурації. Бічні блоки встановлені в площинах стабілізації РН під кутом до осі центрального блоку. Послідовно з першої і другої ступенями розташовані третій ступінь і корисний вантаж. У блоках передбачені баки компонентів палива, маршові і кермові рідинні ракетні двигуни, а також силові вузли з кульовими опорами у верхній частині бічних блоків першого ступеня, верхній силовий пояс на центральному блоці другого ступеня і силові зв'язку хвостовій частині пакета. Центральний блок в зоні розташування бака окислювача виконаний циліндричним, а в зоні розташування бака пального має форму усіченого конуса, що переходить в циліндр. Поверхня центрального блоку має виїмки під бічні кінчні поверхні бічних блоків першого ступеня, причому зазначені бічні поверхні бічних блоків розташовані з зазором щодо даних виїмок. Технічним результатом винаходу є збільшення маси корисного вантажу при збереженні поперечного діаметра РН, що визначається розташуванням бічних блоків щодо поздовжньої осі центрального блоку, таким же, як і у існуючих РН аналогічної схеми (типу Р-7А), і зниження зважаючи на це витрат на доопрацювання стартового комплексу.

2) Винахід відноситься до галузі ракетобудування та може бути використано при створенні (модернізації) ракети-носія (РН), що містить рідинні ракетні рухові установки трьох ступенів. Ракета-носій містить на I і II ступенях маршові однокамерні двигуни, тяга кожного з яких дорівнює тязі рульового двигуна I ступені, а на III ступені - маршовий чотирикамерний двигун тягою, яка дорівнює тязі рульового двигуна I ступені, при цьому камери маршового чотирьохкамерного двигуна III ступеня забезпечені висотними сопловими насадками, що утворюють злам контуру сопла. Ракета-носій містить на I і II ступенях маршові однокамерні двигуни, тяга кожного з яких дорівнює тязі рульового двигуна I ступені, а на III ступені - маршовий чотирикамерний двигун тягою, яка дорівнює тязі рульового двигуна I ступені, при цьому камери маршових двигунів I і II ступені, виконані з укороченими соплами, і камери маршового двигуна III ступеня забезпечені загальними сопловими насадками. Застосування запропонованого винаходу дозволяє ефективно уніфікувати маршові і кермові двигуни трьох ступенів РН, зменшити масу конструкції, підвищити її надійність, знизити вартість створення РН.

3) Винахід відноситься до ракетно-космічної техніки і може застосовуватися при розробці засобів виведення корисних вантажів на навколосемну орбіту. Ракета-носій містить нижній поліблочні пакет, що включає центральний і бічні ракетні блоки, перехідний відсік для кріплення вищезазначеного ступеня ракети і систему кріплення бічних блоків до центрального. Дана система включає в себе перший пояс вузлів кріплення, що

з'єднують верхні частини бічних блоків з центральним блоком, і другий пояс вузлів кріплення, що з'єднують нижні частини бічних ракетних блоків з центральним блоком. Передбачена система швидкого відділення і відведення бічних блоків від центрального. Бічні ракетні блоки виконані ідентично центральному, а зазначена система кріплення забезпечена третім поясом вузлів кріплення, що сприймають поперечні навантаження. При цьому утворюється триколісна схема кріплення бічних блоків до центрального. При цьому вузли кріплення третього пояса розміщені на верхніх силових кільцях бічних і центрального ракетних блоків. Винахід забезпечує зниження витрат на виведення корисних вантажів шляхом підвищення енергомасової досконалості, уніфікації і простоти модифікацій ракети-носія поліблочної схеми.

4) З'єднувальний пристрій для управління коливанням корисного вантажу, розташованого в ракеті-носії корисного вантажу, і передбачене між корисним вантажем і ракетної частиною, що містить: циліндричний елемент з подвійною структурою, що включає в себе зовнішній циліндр і внутрішній циліндр; перший пружний елемент, з'єднаний із зовнішнім циліндром і внутрішнім циліндром на одному кінці циліндричного елемента; і другий пружний елемент, з'єднаний із зовнішнім циліндром і внутрішнім циліндром на іншому кінці циліндричного елемента, при цьому сполучна пристрій приєднано до корисного вантажу з боку внутрішнього циліндра або сторони зовнішнього циліндра на одному кінці циліндричного елемента, і сполучна пристрій приєднано до переднього кінця ракетної частини зі боку зовнішнього циліндра або сторони внутрішнього циліндра з боку іншого кінця циліндричного елемента. 2. З'єднувальне пристрій по п.1, в якому перший пружний елемент або другий пружний елемент мають жорсткість в напрямку, перпендикулярному осьового напрямку ракети, більш високу, ніж в осьовому напрямку ракети. 3. З'єднувальне пристрій по п.1 або 2, в якому перший демпфуючий елемент передбачений уздовж першого пружного елемента або другого пружного елемента. 4. З'єднувальне пристрій по п.1 або 2, в якому другий демпфуючий елемент передбачений між зовнішнім циліндром і внутрішнім циліндром. 5. З'єднувальне пристрій по п.1 або 2, при цьому перший пружний елемент або другий пружний елемент є пластинчастої пружиною. 6. Ракета-носій корисного вантажу, що містить сполучне пристрій по п.1 або 2.

5) Винахід відноситься до космічної техніки. Космічна ракета-носій (КРН) містить розгінні ступені, пов'язані послідовно за допомогою сполучних відсіків і забезпечені руховими установками на твердому паливі з сопловими блоками. До складу КРН входять також доводочний двигун, газореактивна система орієнтації, хвостовий обтічник і головний обтічник, що має двигун відділення і відведення на твердому паливі. Передбачена площину поперечного роз'єму з одного із ступенів ракети-носія. На даній площині розміщені вузли кріплення і відділення головного обтічника. Передня частина складовою оболонки має замкнутий в вершині торець і вміщує корисний вантаж і адаптер для його кріплення. Між передньою частиною і незамкненою з торців задньою частиною оболонки розташована додаткова поперечна площина роз'єму з розпадаються вузлами кріплення. У КРН введена розташована під головним обтічником

апогейная шабель, виконана з послідовно встановленими автономним головним блоком, який утворюють передня частина головного обтічника, адаптер і корисний вантаж, приладовим відсіком, руховою установкою на твердому паливі і хвостовим відсіком. Автономний головний блок апогейної ступені скріплений з її допомогою приладів відсіком згаданими розпадаються вузлами кріплення. Між апогейної і передостанньої розгінної ступенями виконаний подовжений циліндричний відсік, з яким з'єднана поперечна площина роз'єму головного обтічника. Рухова установка останньої розгінного ступеня розташована всередині подовженого циліндричного з'єднувального відсіку. Винахід дозволяє розширити сферу застосування багатоступеневої КРН шляхом збільшення маси корисного вантажу за рахунок розміщення апогейної ступені під обтічником, а останньою розгінного ступеня - під з'єднувальним відсіком.

Таблиця А.1 – Патенти згідно заданої теми

Патент №	Автори	Патентовласники	Опис
RU 2306242С1	Аншаков Геннадій Петрович, Аншаков Геннадій Федорович, Кирилін Олександр Миколайович, Новіков Валентин Миколайович, Семененко Євген Петрович, Чечин Олександр Васильович	Федеральне державне унітарне підприємство Державний науково- виробничий ракетно- космічний центр (ФДУП ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогрес")	Результатом цього винаходу є технічне рішення, що дозволяє збільшити масу КН без істотних витрат на доопрацювання наземного пускового стартового комплексу.
RU 02175398	Худиковский В.Л. Титков Н.Е.	Федеральне державне унітарне підприємство Конструкторське бюро хімавтоматики	Винахід дозволяє ефективно уніфікувати маршові і кермові двигуни трьох ступенів РН, зменшити масу конструкції, підвищити її надійність, знизити вартість створення РН.
RU 02166463	Киселев А.И. Медведев А.А. Карраск В.К. Дермичев Г.Д. Петроковский С.А. ФилипповС.Н	Державний космічний науково-виробничий центр ім. М.В. Хрунічева	Забезпечення зниження витрат на виведення корисних вантажів шляхом підвищення енергомасового досконалості, уніфікації і простоти модифікацій ракети-носія поліблочної схеми.

Продовження таблиці А.1 – патенти згідно заданої теми

Патент №	Автори	Патентовласники	Опис
RU 2013127581	ТОМБЕ Тосихиро	МИЦУБИСИ ХЭВИ ИНДАСТРИЗ, ЛТД.	Результатом цього винаходу є технічне рішення, що дозволяє створити правильний з'єднанувальний пристрій для корисного навантаження ракети – носія космічного призначення.
RU 2265560С1	Соломонов Ю.С., Дорофеев А. А., Суходольский А.П., Гребенкин В.И., Охотников Н.Н., Полунин В. Д., Андрюшин В.И., Французов В. А.	Конструкторське бюро Виробничого об'єднання "Політ"	Даний винахід допомагає отримати оптимальні характеристики при керуванні та вирішенні багатоступеневою ракетою цільових завдань.

Параметри та коефіцієнти розраховані в процесі створення програми, з допомогою яких отримані результати розрахунків:

1. Перевод кутів в градусы

$$\alpha_{sp}^* = \frac{\alpha_{sp}}{\pi} \cdot 180$$

2. Аеродинамічні коефіцієнти

2.1 При $STAGE \leq N_{Stages_ard}$

2.1.1 При $STAGE = 1$

2.1.1.1 Коефіцієнт повздовжньої сили

$$C_{x_w} = C_{x_w_1st}(M, \alpha_{sp}^*)$$

$$C_{xs} = C_{xs_1st}(M, \alpha_{sp}^*, h)$$

$$C_{xb} = C_{xb_1st}(M, \alpha_{sp}^*)$$

$$C_x = (C_{x_w} + C_{xs} + C_{xb}) \cdot (1 + K_{Cx(STAGE-1)} \cdot \Delta C_{x(STAGE-1)})$$

2.1.1.2 Коефіцієнт нормальної сили

$$C_z = C_{z_1st}(M, \alpha_{sp}^*)$$

$$C_z = C_z \cdot (1 + K_{Cz(STAGE-1)} \cdot \Delta C_{z(STAGE-1)})$$

2.1.2 При $STAGE = 2$

2.1.2.1 Коефіцієнт повздовжньої сили

$$C_{x_w} = C_{x_w_2st}(M, \alpha_{sp}^*)$$

$$C_{xs} = C_{xs_2st}(M, \alpha_{sp}^*, h)$$

$$C_{xb} = C_{xb_2st}(M, \alpha_{sp}^*)$$

$$C_x = (C_{x_w} + C_{xs} + C_{xb}) \cdot (1 + K_{Cx(STAGE-1)} \cdot \Delta C_{x(STAGE-1)})$$

2.1.2.2 Коефіцієнт нормальної сили

$$C_z = C_{z_2st}(M, \alpha_{sp}^*)$$

$$C_z = C_z \cdot (1 + K_{Cz(STAGE - 1)} \cdot \Delta C_{z(STAGE - 1)})$$

2.2 При $STAGE > N_{Stages_ard}$

$$C_x = 0$$

$$C_z = 0$$

3. Вектор аеродинамічних сил в зв'язаній СК

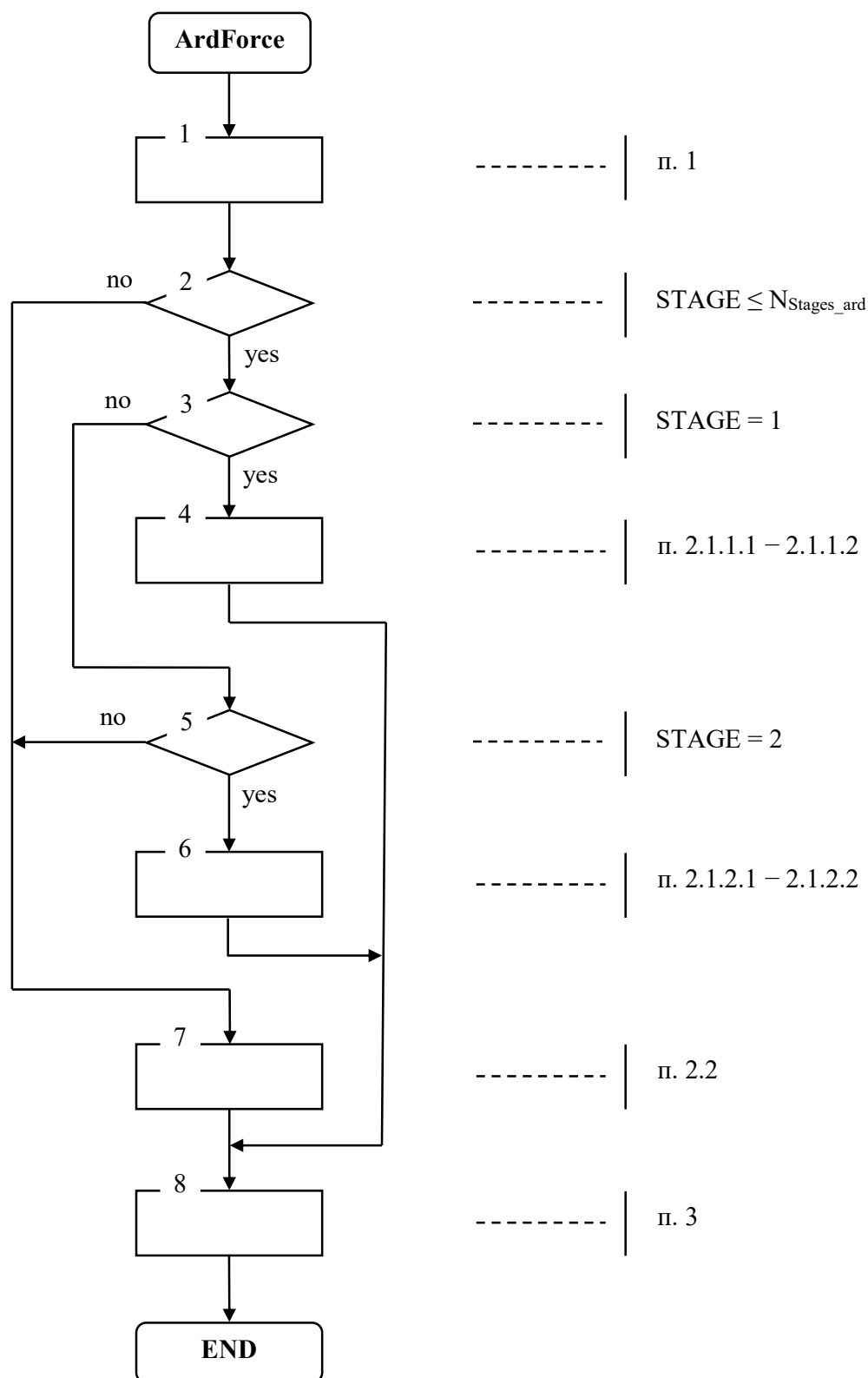
$$F_{ardx1} = -q \cdot S_{mid} \cdot C_x$$

$$F_{ardy1} = q \cdot S_{mid} \cdot C_z \cdot \cos(\gamma_a)$$

$$F_{ardz1} = q \cdot S_{mid} \cdot C_z \cdot \sin(\gamma_a)$$

Алгоритм роботи, з допомогою якого отримані результати розрахунків:

Блок-схема модуля



Лістинг програми, з допомогою якого отримані результати розрахунків:

```

void ArdForce( void )
{
    double alpha_Sp;
    double Temp[5000],Temp3[5000];
    int    i,j,k,l;

// 1. Conversion alpha to degree

    alpha_Sp = LV.alpha_Sp * 180.0 / M_PI;

    if (LV.STAGE <= LV_ID.N_stages_ard) {

        if (LV.STAGE == 1) {

// Drag coefficient

            for (i = 0; i < LV_ID.N_M_Cx_1st; i++) {
                for (j = 0; j < LV_ID.N_alpha_Cx_1st; j++) {
                    k = i * LV_ID.N_alpha_Cx_1st + j;
                    Temp[k] = LV_ID.Cx_w_Table_1st[i][j];
                }
            }

            LV.Cx_w = TblD2Interp(LV_ID.Cx_Table_M_1st, LV_ID.Cx_Table_alpha_1st,
Temp, LV.M, alpha_Sp, LV_ID.N_M_Cx_1st, LV_ID.N_alpha_Cx_1st);

            for (i = 0; i < LV_ID.N_M_Cx_1st; i++) {
                for (j = 0; j < LV_ID.N_alpha_Cx_1st; j++) {
                    k = i * LV_ID.N_alpha_Cx_1st + j;
                    Temp[k] = LV_ID.Cxb_Table_1st[i][j];
                }
            }

            LV.Cxb = TblD2Interp(LV_ID.Cx_Table_M_1st, LV_ID.Cx_Table_alpha_1st,
Temp, LV.M, alpha_Sp, LV_ID.N_M_Cx_1st, LV_ID.N_alpha_Cx_1st);

            for (l = 0; l < LV_ID.N_h_Cxs_1st; l++) {
                for (i = 0; i < LV_ID.N_M_Cx_1st; i++) {
                    for (j = 0; j < LV_ID.N_alpha_Cx_1st; j++){
                        k = l * LV_ID.N_M_Cx_1st * LV_ID.N_alpha_Cx_1st + i *
LV_ID.N_alpha_Cx_1st + j;
                        Temp[k] = LV_ID.Cxs_Table_1st[l][i][j];
                    }
                }
            }

            LV.Cxs =
TblD3Interp(LV_ID.Cx_Table_M_1st,LV_ID.Cx_Table_alpha_1st,LV_ID.Cxs_Table_h_1st,Temp,LV
.M, alpha_Sp,LV.h,LV_ID.N_M_Cx_1st,LV_ID.N_alpha_Cx_1st,LV_ID.N

            LV.Cx = LV.Cxb + LV.Cx_w + LV.Cxs;

            LV.Cx = LV.Cx * (1.0 + LV_Dist.KCx[LV.STAGE - 1] * LV_ID.DCx[LV.STAGE -
1]);

// Lift coefficient

```

```

for (i = 0; i < LV_ID.N_M_Cz_1st; i++) {
    for (j = 0; j < LV_ID.N_alpha_Cz_1st; j++) {
        k = i * LV_ID.N_alpha_Cz_1st + j;
        Temp[k] = LV_ID.Cz_Table_1st[i][j];
    }
}

LV.Cz = TblD2Interp(LV_ID.Cz_Table_M_1st, LV_ID.Cz_Table_alpha_1st,
Temp, LV.M, alpha_Sp, LV_ID.N_M_Cz_1st, LV_ID.N_alpha_Cz_1st);

LV.Cz = LV.Cz * (1.0 + LV_Dist.KCz[LV.STAGE - 1] * LV_ID.DCz[LV.STAGE -
1]);

}

if (LV.STAGE == 2) {

// Drag coefficient

for (i = 0; i < LV_ID.N_M_Cx_2st; i++) {
    for (j = 0; j < LV_ID.N_alpha_Cx_2st; j++) {
        k = i * LV_ID.N_alpha_Cx_2st + j;
        Temp[k] = LV_ID.Cx_w_Table_2st[i][j];
    }
}

LV.Cx_w = TblD2Interp(LV_ID.Cx_Table_M_2st, LV_ID.Cx_Table_alpha_2st,
Temp, LV.M, alpha_Sp, LV_ID.N_M_Cx_2st, LV_ID.N_alpha_Cx_2st);

for (i = 0; i < LV_ID.N_M_Cx_2st; i++) {
    for (j = 0; j < LV_ID.N_alpha_Cx_2st; j++) {
        k = i * LV_ID.N_alpha_Cx_2st + j;
        Temp[k] = LV_ID.Cxb_Table_2st[i][j];
    }
}

LV.Cxb = TblD2Interp(LV_ID.Cx_Table_M_2st, LV_ID.Cx_Table_alpha_2st,
Temp, LV.M, alpha_Sp, LV_ID.N_M_Cx_2st, LV_ID.N_alpha_Cx_2st);

for (l = 0; l < LV_ID.N_h_Cxs_2st; l++) {
    for (i = 0; i < LV_ID.N_M_Cx_2st; i++) {
        for (j = 0; j < LV_ID.N_alpha_Cx_2st; j++) {
            k = l * LV_ID.N_M_Cx_2st * LV_ID.N_alpha_Cx_2st + i *
LV_ID.N_alpha_Cx_2st + j;
            Temp[k] = LV_ID.Cxs_Table_2st[l][i][j];
        }
    }
}

LV.Cxs = TblD3Interp(LV_ID.Cx_Table_M_2st, LV_ID.Cx_Table_alpha_2st,
LV_ID.Cxs_Table_h_2st, Temp, LV.M, alpha_Sp, LV.h, LV_ID.N_M_Cx_2st,
LV_ID.N_alpha_Cx_2st,

LV.Cx = LV.Cxb + LV.Cx_w + LV.Cxs;

LV.Cx = LV.Cx * (1.0 + LV_Dist.KCx[LV.STAGE - 1] * LV_ID.DCx[LV.STAGE -
1]);

// Lift coefficient

for (i = 0; i < LV_ID.N_M_Cz_2st; i++) {
    for (j = 0; j < LV_ID.N_alpha_Cz_2st; j++) {

```

```

        k = i * LV_ID.N_alpha_Cz_2st + j;
        Temp[k] = LV_ID.Cz_Table_2st[i][j];
    }
}

LV.Cz = TblD2Interp(LV_ID.Cz_Table_M_2st, LV_ID.Cz_Table_alpha_2st,
Temp, LV.M, alpha_Sp, LV_ID.N_M_Cz_2st, LV_ID.N_alpha_Cz_2st);

LV.Cz = LV.Cz * (1.0 + LV_Dist.KCz[LV.STAGE - 1] * LV_ID.DCz[LV.STAGE -
1]);

}

}

else{
    LV.Cx = 0.0;
    LV.Cz = 0.0;
}

// 3. Aerodynamic force wrt the Body-Fixed RF

LV.Fard1[0] = -LV.q * LV.Cx * LV_ID.Sq_mid;
LV.Fard1[1] = LV.q * LV.Cz * LV_ID.Sq_mid * cos(LV.gamma_air);
LV.Fard1[2] = LV.q * LV.Cz * LV_ID.Sq_mid * sin(LV.gamma_air);
}

```