

Національний авіаційний університет
Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова праця
на правах рукопису

ОЛЕВІНСЬКА Тетяна Ігорівна

УДК 629.3.072:629.052.9:629.7.087(043.5)

ДИСЕРТАЦІЯ

**ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ НАВІГАЦІЇ ЗА СИГНАЛАМИ
СУПУТНИКОВИХ СИСТЕМ НА ЕТАПІ ПОСАДКИ ПОВІТРЯНОГО
СУДНА**

05.22.13 – Навігація та управління рухом

Технічні науки

Подається на здобуття вченого ступеню кандидата технічних наук
Дисертація містить результати власних досліджень. Використання
ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання на
відповідне джерело

_____ Т. І. Олевінська
(підпис, ініціали та прізвище здобувача)

Науковий керівник: КОНІН Валерій Вікторович, доктор технічних наук,
професор

Київ – 2018

АНОТАЦІЯ

Олевінська Т. І. Підвищення ефективності навігації за сигналами супутникових систем на етапі посадки повітряного судна. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.22.13 «Навігація та управління рухом». – Національний авіаційний університет, Київ, 2018.

Дисертаційне дослідження присвячене комплексному вирішенню задачі розробки моделі процесу посадки на аеродроми та посадкові майданчики, що не обладнані стаціонарними радіотехнічними засобами, за сигналами глобальної навігаційної супутникової системи. Основними науковими результатами дисертаційної роботи є: розроблена модель обчислення відхилень літального апарату від лінії посадкового курсу, в якій опорними поверхнями виступають віртуальні площини курсу та глісади, рівняння кожної з яких задане за координатами трьох точок на злітно-посадковій смузі; удосконалена модель автономного контролю цілісності навігаційного поля в зоні посадки, яка дозволяє здійснювати навігацію за наявності в зоні видимості бортового приймача чотирьох навігаційних супутників; модель автономного обчислення приладової швидкості літального апарату за даними від глобальної навігаційної супутникової системи та прогностичними метеорологічними даними.

Перша модель дозволяє спростити формування блоку даних кінцевої ділянки посадки та розрахунок відхилень літального апарату від глісади у порівнянні з сучасними методами заходу на посадку за супутниковими навігаційними системами. Проведене експериментальне дослідження показало незначну розбіжність результатів розрахунку відхилень за запропонованим алгоритмом та за алгоритмами, що наразі використовуються.

Друга модель дозволяє забезпечувати продовження супутникової навігації в зоні посадки за умови зменшення кількості видимих супутників до

чотирьох при збереженні їх сприятливого геометричного розташування. Це зменшує кількість перерваних заходів на посадку при використанні посадкових майданчиків, розташованих поруч з об'єктами, що можуть зумовити великий кут маски.

Третя модель дозволяє виконувати автономне обчислення приладової швидкості літака у разі відмови системи повітряних сигналів. На відміну від чинного алгоритму дій забезпечує кількісне визначення поточної приладової швидкості, точність якого збільшується зі зменшенням висоти польоту.

Підвищення ефективності навігації за сигналами супутникових систем на етапі посадки повітряного судна сприятиме зниженню кількості нельотних за метеоумовами днів для повітряних суден малої та безпілотної авіації, що, в свою чергу, дозволить збільшити погодинну ефективність повітряного флоту та регулярність авіаперевезень та авіаційних робіт.

Ключові слова: глобальна навігаційна супутникова система, ефективність, приладова швидкість, точний захід на посадку, цілісність навігаційного поля.

ABSTRACT

Olevinska T. I. Satellite system navigation efficiency increasing during aircraft landing. – Qualification scientific work as a manuscript.

Thesis for the degree of candidate of technical sciences in specialty 05.22.13 «Navigation and traffic management» – National Aviation University, Kyiv, 2018.

The thesis is devoted to the complex solving of the task of developing the model of small aircraft landing by the Global Navigation Satellite System on the regional aerodrome which is not equipped with radio beacon system for precise landing.

The main scientific results of the thesis are: the model of calculation of aircraft deviation from the glide slope which uses virtual course and glide slope planes built in space by coordinates of three dots on the runway as reference

surfaces; improved model of autonomous integrity monitoring which allows to navigate the aircraft in case of visibility of only four satellites; the model of indicated air speed autonomous calculation using data from global navigation satellite system and meteorological forecast.

The first model allows to simplify the Final Approach Segment data block formation and aircraft deviations calculation compared with available methods of landing by Global Navigation Satellite System signals. The conducted experimental study showed a slight difference in the results of the calculation of deviations by the proposed algorithm and the algorithms that are currently being used.

The second model allows continuing satellite navigation in the landing area in a case when the number of visible satellites is reduced to four while maintaining their favorable geometric location. This reduces the number of interrupted landing operations when using landing sites located next to objects that can cause a large mask angle.

The third model allows to carry out the aircraft indicated air speed calculation in a case of the Air Data System failure. Unlike the current algorithm of action this model provides a quantitative determination of the current speed and its accuracy increases with the decrease of flight attitude.

The satellite navigation efficiency increasing during landing will contribute in reducing the number of non-flying by meteorological conditions days for small and unmanned aircrafts. This in turn will increase an air fleet hourly performance and the regularity of different kinds of aviation work.

Key words: efficiency, Global Navigation Satellite System, indicated air speed, integrity, precise landing.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ	7
ВСТУП.....	9
1. АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ СУЧАСНИХ ПІДХОДІВ ДО НАВІГАЦІЇ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН МАЛОЇ АВІАЦІЇ НА ЕТАПІ ПОСАДКИ. ВИЗНАЧЕННЯ ЗАДАЧ ДОСЛІДЖЕННЯ.....	15
1.1. Вплив метеорологічних умов на посадку повітряних суден транспортної авіації. ...	15
1.2. Особливості навігації повітряних суден малої авіації на етапі посадки та оцінка їхньої метеозалежності	17
1.2.1. Класифікація повітряних суден малої авіації.....	17
1.2.2. Сертифікаційні вимоги до злітно-посадкових майданчиків	18
1.2.3. Сертифікаційні вимоги до аеродромів	19
1.2.4. Вплив метеорологічних факторів на навігацію повітряних суден малої авіації на етапі посадки.....	20
1.3. Аналіз наявних способів підвищення ефективності навігації на етапі посадки	26
1.3.1. Радіомаячні курсо-глісадні системи.....	26
1.3.2. Супутникові системи посадки.....	29
1.4. Визначення мети та задач дослідження	32
Висновки за розділом 1:.....	33
2. РОЗРОБКА ТА ВДОСКОНАЛЕННЯ МОДЕЛІ ПРОЦЕСУ ПОСАДКИ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН ЗА СИГНАЛАМИ ГНСС	35
2.1. Основні складові моделі процесу посадки.....	35
2.2. Модель синтетичної глісади, утворюваної перетином площин курсу та глісади, та оцінки відхилення літального апарату від заданої траєкторії.....	36
2.3. Модель автономного контролю цілісності навігаційного поля за умов динамічної зміни кількості видимих супутників	45
2.4. Вирівнювання літального апарату на фінальній ділянці посадки	59
2.5. Модель розрахунку приладової швидкості літального апарату без даних від системи повітряних сигналів.....	66
Висновки за розділом 2:.....	71
1. Розроблено модель процесу посадки повітряних суден за сигналами ГНСС, що включає модель синтетичної глісади, модель обчислення відхилень літаків від заданої траєкторії, модель оцінки цілісності навігаційного поля за умов динамічної зміни кількості видимих супутників та можливої відсутності надлишкових вимірювань та модель автономного аварійного обчислення приладової швидкості літака.....	71
3. ВЕРИФІКАЦІЯ РОЗРОБЛЕНИХ МОДЕЛЕЙ ШЛЯХОМ КОМП'ЮТЕРНОГО МОДЕЛЮВАННЯ.....	74
3.1. Верифікація моделі обчислення відхилення літального апарату від глісади.....	74
3.2. Комп'ютерне моделювання процесу вирівнювання літального апарату.....	81
3.3. Верифікація моделі автономного контролю цілісності навігаційного поля.....	83
Висновки за розділом 3	88
4. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ РОЗРОБЛЕНИХ МОДЕЛЕЙ.....	89
4.1. Експериментальне дослідження моделі розрахунку відхилень ЛА від площин курсу та глісади	89
4.1.1. Постановка експерименту	89
4.1.2. Обробка результатів експерименту за допомогою моделі, розробленої в дисертаційній роботі	94
4.1.3. Обробка результатів експерименту методом The Boeing Company	95
4.1.4. Обробка результатів експерименту методом Rockwell Collins.....	98
4.2. Експериментальне дослідження моделі розрахунку приладової швидкості за відсутності даних від системи повітряних сигналів	100
4.2.1. Постановка експерименту	100

4.2.2. Оцінка результатів експерименту	101
4.3. Експериментальне дослідження методів підвищення точності супутникової навігації	103
4.3.1. Постановка експерименту	103
4.3.2. Результати експериментальної оцінки точності нерухомого об'єкту при зміні кута маски	106
4.3.3. Результати експериментальної оцінки точності рухомого об'єкту	114
Висновки за розділом 4	117
5. ОБҐРУНТУВАННЯ ЕКОНОМІЧНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ ВПРОВАДЖЕННЯ РОЗРОБЛЕНИХ МОДЕЛЕЙ	118
5.1. Обґрунтування потенційного підвищення ефективності навігації внаслідок впровадження моделі розрахунку відхилень повітряного судна	118
5.2. Обґрунтування потенційного підвищення ефективності навігації внаслідок впровадження моделі контролю цілісності навігаційного поля за відсутності надлишкових вимірювань	126
Висновки за розділом 5	130
ВИСНОВКИ	132
Перелік літературних джерел	134
Додаток А – Програми для визначення лінійного та кутового відхилень літального апарату від опорних площин	141
Додаток Б – Лістинг програми для визначення відхилень від площини та лінії глісади за множинними вимірюваннями в рамках напівнатурного експерименту	145
Додаток В – Результати визначення геометричного фактору для 714 комбінацій з 13 супутників по 4	148
Додаток Г – Результати вимірювання координат в ході проведення натурного експерименту	150
Додаток Д – Список опублікованих праць за темою дисертації	151
Додаток Е – Акт впровадження	152

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

AL – Alert Limit

DOP – Dilution of precision

ECEF – Earth-centered, Earth-fixed

ENU – East-North-Up

FAS – Final Approach Segment

GBAS – Ground Based Augmentation System

GLS – GNSS Landing System

GNSS – Global Navigation Satellite System

GPS – Global Positioning System

GS – Ground Speed

ICAO – International Civil Aviation Organization

ILS – Instrument Landing System

METAR – Meteorological Aerodrome Report

MMR – Multi-mode receiver

PAPI – Precision Approach Path Indication

PE – Position Error

PFD – Primary Flight Display

PL – Protection Level

PPP – Precise Point Positioning

RAIM – Receiver Autonomous Integrity Monitoring

RTK – Real Time Kinematic

SA – Selective Availability

SBAS – Satellite Based Augmentation System

WGS-84 – World Geodetic System 1984

БПЛА – безпілотний літальний апарат
ГЛОНАСС – глобальна навігаційна супутникова система
ГНСС – глобальна навігаційна супутникова система
ГРМ – глісадний радіомаяк
ДПЛА – дистанційно пілотований літальний апарат
ЗПМ – злітно-посадковий майданчик
ЗПС – злітно-посадкова смуга
КРМ – курсовий радіомаяк
ЛА – літальний апарат
ОрПР – організація повітряного руху
ПВП – правила візуальних польотів
ППП – правила польотів за приладами
ППТ – приймач повітряного тиску
ПС – повітряне судно
РГМ – різниця глибин модуляції
СКВ – середньоквадратичне відхилення
СМУ – складні метеорологічні умови
СПС – система повітряних сигналів
СРНС – супутникова радіонавігаційна система

ВСТУП

Актуальність роботи. В наш час повітряні судна (ПС) малої авіації, до яких відносять пілотовані та безпілотні літальні апарати (ЛА), що мають максимальну злітну масу до 21 т, вирішують широкий спектр задач. Вони використовуються для початкової льотної підготовки пілотів, а також для виконання ряду авіаційних робіт: патрулювання лісових та водних об'єктів, проведення аерофотозйомки, обробки полів, моніторингу нафтогазових об'єктів тощо. Для зльоту та посадки ПС малої авіації, як правило, використовують аеродроми, що не обладнані радіотехнічними засобами, а також посадкові майданчики (наприклад, ПС Ан-2 може використовувати для зльоту та посадки довільно вибраний ґрунтовий майданчик довжиною 200 м). Сам політ при цьому відбувається за правилами візуальних польотів (ПВП) в неконтрольованому повітряному просторі класу G [1].

Посадка на необладнаний майданчик дозволяє суттєво розширити географію польотів ПС малої авіації, спростити бюрократичні процедури та здешевити експлуатацію. Однак посадка за ПВП пов'язана з суттєвими метеорологічними обмеженнями. Так, мінімальна горизонтальна видимість в зоні зльоту та посадки повинна складати 2000 м для рівнинної місцевості та 5000 м – для гірської. В той же час, для інструментального заходу на посадку за I категорією ІСАО достатньо горизонтальної видимості 800 м, а візуальний захід на посадку згідно з правилами польотів за приладами (ППП) не має суворо визначених мінімумів та виконується на розсуд екіпажу ПС [2]. Таким чином, задача підвищення ефективності навігації шляхом збільшення кількості льотних періодів за рахунок розробки моделі горизонтального та вертикального наведення літального апарату на глісаду без встановлення коштовного стаціонарного наземного обладнання, є актуальною та своєчасною.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Робота виконана в рамках теми 781-ДБ12 (2012-2013) «Комплексна робота зі створення дослідного зразка безпілотної авіаційної системи «Україна» на базі

двомоторного безпілотного повітряного судна». Номер державної реєстрації: 0112U002050.

Мета роботи та задачі дослідження. Метою дисертації є дослідження можливості підвищення ефективності навігації ЛА на етапі заходу на посадку за рахунок розробки системи забезпечення вертикального та горизонтального наведення ПС на синтетичну глісаду за сигналами глобальної навігаційної супутникової системи (ГНСС) з наземним контролем цілісності навігаційного поля.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити наступні задачі:

- Дослідити наявні методи навігації ПС малої авіації на етапі посадки, проаналізувати основні проблеми сучасних підходів до посадки. Виконати аналіз наявних методів організації інструментального заходу на посадку з горизонтальним та вертикальним наведенням ПС транспортної авіації.
- Розробити модель оцінки лінійного та кутового відхилення ЛА від синтетичної глісади в горизонтальній та вертикальній площинах, провести її експериментальне дослідження. Порівняти кутові відхилення по курсу та глісаді, отримані за допомогою розробленого алгоритму, з відхиленнями, що отримані наявними методами. Зробити висновки щодо взаємозамінності вищезгаданих способів формування параметрів наведення. Запропонувати спосіб вирівнювання ЛА на кінцевій ділянці посадки.
- Виконати аналіз наявних методів забезпечення навігаційних характеристик. Розробити модель оцінки цілісності навігаційного поля за наявності в зоні видимості приймача чотирьох навігаційних супутників.
- Розробити модель визначення приладової швидкості ЛА на випадок відмови системи повітряних сигналів (СПС), виконати її експериментальне дослідження.

- Експериментально дослідити можливість використання технології підвищення точності супутникової системи Precise Point Positioning для посадки ПС малої авіації.
- Обґрунтувати потенціальний економічний ефект від запровадження вищезгаданих моделей.

Об'єктом досліджень є процес посадки літального апарата за сигналами глобальної навігаційної супутникової системи.

Предметом досліджень є моделі, процедури та алгоритми формування параметрів наведення, інформації щодо цілісності навігаційного поля та інформації щодо приладової швидкості ЛА.

Методи досліджень.

Теоретичні методи базуються на методі аналізу та узагальнення результатів досліджень, присвячених моделі наведення ЛА, моделі контролю цілісності навігаційного поля та моделі визначення приладової швидкості.

Під час проведення експериментальних досліджень застосовувались методи планування експерименту, методи математичної статистики, матричного аналізу, лінійної алгебри, аналітичної геометрії.

Наукова новизна отриманих результатів:

1. Вперше для посадки повітряних суден малої авіації розроблено модель розрахунку параметрів наведення (лінійних та кутових відхилень) за сигналами ГНСС із застосуванням в якості опорних поверхонь віртуальних площин, кожна з яких побудована у просторі за координатами трьох точок на злітно-посадковій смугі (ЗПС) - на відміну від наявних методів GLS (GNSS Landing System), в яких опорними поверхнями виступають перегорнутий конус або гіперболоїд. Запропонована модель дозволяє спростити розрахункові операції та зменшити кількість параметрів, що визначають положення ЗПС, на яку виконується посадка, у просторі.
2. Удосконалено модель контролю цілісності навігаційного поля під час посадки повітряного судна малої авіації на необладнаний аеродром. На

відміну від наявних способів контролю цілісності, запропонована модель дозволяє контролювати цілісність навігаційного поля за наявності у полі зору приймача чотирьох навігаційних супутників, що підвищує ефективність навігації за ГНСС за рахунок можливості вибору супутників, що забезпечують необхідні цілісність та точність.

3. Вперше розроблено модель розрахунку приладової швидкості літального апарату на основі даних про шляхову швидкість, отриманих від ГНСС, та прогностичних метеорологічних даних. Запропонована модель може використовуватись у разі відмови системи повітряних сигналів на всіх етапах польоту ЛА, в тому числі на етапі заходу на посадку. На відміну від наявних способів витримування безпечної приладової швидкості за рахунок витримування експериментально визначених значень кута тангажу та тяги у разі відмови системи повітряних сигналів, запропонована модель дозволяє більш точно кількісно визначити приладову швидкість, що забезпечує можливість маневрування для виконання заходу на посадку.

Практичне значення отриманих результатів полягає в комплексному вирішенні задачі підвищення ефективності навігації ПС малої авіації під час посадки на регіональний аеродром або посадковий майданчик за сигналами ГНСС.

Розроблені моделі, алгоритми, процедури та правила дозволяють:

- суттєво скоротити кількість нелітних за метеоумовами днів для ПС малої авіації;
- забезпечити курсантам льотних навчальних закладів можливість відпрацьовувати захід на посадку та посадку за приладами, орієнтуючись на директорні планки, на аеродромах, які наразі не обладнані засобами горизонтального та вертикального наведення;
- виконувати автоматичне вирівнювання ЛА, в тому числі безпілотних, на кінцевому етапі посадки;

- зменшити мінімально необхідну для визначення місцеположення з цілісністю кількість навігаційних супутників до 4-х, а отже, знизити частоту відмов ГНСС через недостатню кількість видимих супутників;
- забезпечити розрахунок приладової швидкості ЛА у випадку відмови СВС та зменшити таким чином ризик авіакатастрофи при обмерзанні та інших дефектах приймача повітряного тиску (ППТ).

Особистий внесок здобувача. Всі результати наукових та практичних дисертаційних досліджень отримані здобувачем самостійно. В роботах, що опубліковані із співавторами, особистий внесок здобувача полягає в наступному: в роботі [3] розроблено принцип обчислення відхилень ЛА від похилої площини; в роботі [4] запропоновано принцип вирівнювання ЛА з урахуванням зміни кута тангажу та кута нахилу траєкторії; в роботі [5] розроблено спосіб обчислення приладової швидкості ЛА за даними від ГНСС та прогностичними метеорологічними даними, проведено експеримент та обробку його результатів; в роботі [6] проведено оцінку точності вимірювання координат ПС при використанні високоточних технологій; в роботі [7] дана оцінка підвищення ефективності навігації внаслідок запровадження нових принципів формування параметрів наведення.

Апробація роботи. Основні результати дисертаційної роботи доповідались та обговорювались на:

- V Всесвітньому конгресі «Авіація у XXI столітті», м. Київ, 2-29.09.2012. – тема доповіді: «GNSS technology landing system option for flying machine».
- Науково-технічній конференції «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху», м. Київ, 17-19.11.2014.
- VII Всесвітньому конгресі «Авіація у XXI столітті», м. Київ, 19-21.09.2016, тема доповіді – «Determination of the indicated air speed without data from pitot tubes».

- Науково-технічній конференції «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху», м. Київ, 21-23.11.2016.

Публікації. За темою дисертації опубліковано 10 друкованих робіт [3-12]. Основний зміст та результати досліджень викладені у 6 друкованих роботах в наукових виданнях, що рекомендовані МОН України, з них 1 – без співавторів. 4 друкованих роботи були надруковані у збірниках матеріалів конференцій.

Структура та обсяг роботи. Дисертаційна робота складається з вступу, п'яти розділів, висновку та списку літератури з ____ найменувань. Робота викладена на ____ сторінках друкованого тексту, містить ____ таблиць, ____ рисунків та ____ додатків.

1. АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ СУЧАСНИХ ПІДХОДІВ ДО НАВИГАЦІЇ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН МАЛОЇ АВІАЦІЇ НА ЕТАПІ ПОСАДКИ. ВИЗНАЧЕННЯ ЗАДАЧ ДОСЛІДЖЕННЯ

1.1. Вплив метеорологічних умов на посадку повітряних суден транспортної авіації.

Посадка літального апарату – один з найбільш складних, відповідальних та потенційно небезпечних етапів польоту. Відповідно до результатів дослідження, що були проведені компанією The Boeing company [13], 24% авіаційних пригод за період з 1959 по 2010 роки відбулись на етапі зниження вздовж глісади та посадки. Більша частина авіаційних пригод, відповідно до даних Міжнародної організації цивільної авіації ІСАО [14], є наслідком помилки екіпажу ПС (49%) та впливу складних метеоумов, або СМУ (24%). З усіх метеорологічних факторів, за даними СіБНДІАМ, найбільш небезпечними є вітер (на долю складного вітрового режиму випало 49% всіх авіаційних пригод в СМУ), туман та інші фактори, що призводять до погіршення видимості (39% авіаційних пригод, з них 27% – при польоті на малих висотах, під час зльоту та посадки) та турбулентність (12% пригод).

Високий ризик авіаційної пригоди змушує авіакомпанії переносити або скасовувати рейси в умовах, що близькі до метеомінімуму. В свою чергу, це негативно впливає на регулярність польотів. За даними ІСАО, порушення розкладу польотів через погодні умови, в залежності від пори року та клімату, складають від 1 до 5% від всіх запланованих рейсів.

У 2012 році ФДБУ «Авіаметтелеком Росгідромета» провів масштабне анкетування трьох категорій спеціалістів: експлуатантів ПС та членів льотних екіпажем, співробітників органів організації повітряного руху (ОрПР) та співробітників служб з експлуатації аеродрому. Всього були опитані 2900 респондентів [15].

89% членів льотних екіпажей та експлуатантів, 94% спеціалістів ОрПР та 95% співробітників служб з експлуатації аеродрому оцінили ступінь

метеозалежності авіації як високий та відносно високий. При цьому найбільш складним періодом року експерти назвали інтервал з жовтня по березень.

Крім того, респондентів просили визначити, які метеорологічні умови впливають на регулярність польотів повітряних суден на аеродромі (за п'ятибальною шкалою: 5 – дуже сильно, 4 – сильно, 3 – помірно, 2 – слабо, 1 – не впливає). Члени льотних екіпажів та експлуатанти оцінили негативний вплив метеорологічних умов таким чином: туман – 4,4, гроза та опади, що замерзають, – 4,0, шквал – 3,8, обмерзання (утворення льоду) – 3,7. Оцінки співробітників аеродромних органів ОрПР: гроза – 4,6, туман – 4,4, зсув вітру – 4,3, обмерзання та опади, що замерзають, – 4,1. Співробітники районних центрів ОрПР дали наступну оцінку: шквал – 4,6, гроза – 4,4, туман, опади, що замерзають, зсув вітру – 4,3. Служби з експлуатації аеродрому назвали найбільш впливовими явищами: опади, що замерзають, – 4,9, сніг – 4,5, хурделицю – 4,3, сильний вітер – 3,6.

Порушення регулярності виконання рейсів призводить до зниження економічної ефективності як авіакомпаній, так і аеропортів. Загальна величина фінансових втрат, що викликані порушенням регулярності, визначається за формулою [16]:

$$E = M + S_n \times P_{ПК} + S_n \times P_c. \quad (1.1)$$

У формулі (1.1) M – величина втрати прибутку внаслідок невиконаних перевезень (різниця між втраченими прибутками та витратами, що не відбулися), S_n – підвищення собівартості льотних витрат, $P_{ПК}$ – кількість пасажирів, що повернули квитки, S_n – підвищення собівартості наземних витрат (різниця між фактичною собівартістю та собівартістю, яка могла б бути при виконанні перевезень в повному обсязі), P_c – загальна кількість відправок, що не відбулися.

1.2. Особливості навігації повітряних суден малої авіації на етапі посадки та оцінка їхньої метеозалежності

1.2.1. Класифікація повітряних суден малої авіації

Мала авіація є самостійною галуззю авіації, що призначена для забезпечення потреб фізичних та юридичних осіб в авіаційних роботах, а також для початкової підготовки авіаційного персоналу. До ЛА малої авіації відносять ЛА з максимальною злітною масою, що не перевищує 21т. Окремою підкатегорією, згідно з європейськими авіаційними правилами [17], вважаються ПС надлегкої авіації (НЛА) – мікролітаки, що розраховані на 1-2 осіб, з каліброваною швидкістю звалювання до 65 км/год і злітною масою до 450 кг для наземних літаків та 495 кг для літаків на поплавках. Крім того, до малої авіації відносять дельтаплани, планери та мотопланери, повітряні кулі, аеростати, дирижаблі, безпілотні та дистанційно пілотовані літальні апарати (БПЛА та ДПЛА), в тому числі моделі.

БПЛА, в свою чергу, класифікують за рядом ознак: за типом двигуна, за правилами польотів, за класом повітряного простору тощо. Найбільш вичерпною є класифікація безпілотних літальних апаратів в залежності від категорій (з урахуванням маси та максимальної дальності) відповідно до STANAG [18] або відповідно до UVS INTERNATIONAL [19].

Наразі ЛА малої авіації використовуються у ряді галузей господарства: в лісовому та сільському господарстві, у землеустрої, в нафтогазовому секторі тощо. Крім того, ПС малої авіації, зокрема БПЛА, стоять на озброєнні провідних армій світу, де виконують як розвідувальні, так і бойові задачі. Провідну роль відіграє мала авіація і в початковій підготовці льотних екіпажів.

Для зльоту та посадки ВС малої авіації найчастіше використовують необладнані посадкові майданчики та аеродроми категорій Д та Е. Такий підхід разом з використанням неконтрольованого повітряного простору класу G, що передбачає можливість відмови від диспетчерського та аеронавігаційного обслуговування, дозволяє суттєво розширити географію

польотів, вдосконалити логістику та здешевити послуги. Класифікація аеродромів та посадкових майданчиків наведена в пунктах 1.2.2 – 1.2.3.

1.2.2. Сертифікаційні вимоги до злітно-посадкових майданчиків

Відповідно до [20], злітно-посадкові майданчики (ЗПМ) – ділянки води, суші або льоду, що призначені для зльоту та посадки легких ПС з максимальною злітною масою не більш як 5700 кг. ЗПМ поділяються на постійні та тимчасові. Обидва види ЗПМ не підлягають обов'язковій сертифікації та реєстрації у Державному реєстрі аеродромів цивільної авіації України.

Постійний ЗПМ – земельна (водна, льодова) ділянка або спеціально підготований майданчик припустимих розмірів, що придатні та використовуються для базування легких ПС та виконання ними польотів, має необхідні будівлі та обладнання. Допуск до експлуатації постійних ЗПМ полягає в подачі власником або експлуатантом заявки, інспектуванні з метою визначення відповідності нормативам та внесенні даних про майданчик до Журналу обліку та допуску до експлуатації постійних ЗПМ.

Тимчасовий ЗПМ – майданчик, який використовується протягом деяких пір року для польотів легких ПС та не має стаціонарних споруд та відведеного повітряного простору. Для допуску до експлуатації тимчасових майданчиків необхідна лише наявність інструкції з виконання польотів для тимчасових ЗПМ та акту технічного огляду, що затверджені експлуатантом. Вибір та огляд тимчасового ЗПМ для виконання авіаційно-хімічних робіт, а також затвердження інструкції з виконання польотів, на основі якої видається дозвіл на експлуатацію, покладається на командно-льотний склад експлуатанта. Дозвіл є дійсним протягом 3 місяців.

Довжина та ширина злітно-посадкових смуг (ЗПС) ЗПМ визначаються льотно-технічними характеристиками та керівництвом з льотної експлуатації ПС, що базуються на даних ЗПМ. При цьому для навчальних польотів геометричні розміри мають бути збільшені вдвічі. Дистанція від будь-якого кінця ЗПС ЗПМ до межі населеного пункту має складати не менш як 500 м.

1.2.3. Сертифікаційні вимоги до аеродромів

Відповідно до [21, 22], аеродром – ділянка суші або водної поверхні (включно з розташованими на ній спорудами та обладнанням), призначена повністю або частково для прибуття, відправлення та руху ПС. Клас аеродрому (табл. 1.1) визначається класом його ЗПС (для аеродромів з кількома ЗПС – класом ЗПС зі штучним покриттям, а за відсутності такої – класом найдовшої з ґрунтових ЗПС).

Табл. 1.1. Класифікація аеродромів

Показник	Клас ЗПС					
	А	Б	В	Г	Д	Е
Мінімальна довжина ЗПС в стандартних умовах, м	3200	2600	1800	1300	1000	500
Мінімальна ширина підготовленої для польотів частини ЗПС, м	60	45	42	35	28	21
Ширина ЗПС у місці розширення для розвороту ПС	75	75	75	45	45	Немає вимог
Приклади з числа аеродромів України	Київ (Бориспіль)	Львів, Антонов-2	Київ (Жуляни), Одеса, Сікорський	Тернопіль, Антонов-1, Ужгород	Бородянка, Заводське, Кіровоград	-

Аеродроми, що мають ЗПС довжиною менше 500 м, вважаються некласифікованими. До таких аеродромів відноситься, наприклад, Бузова (Київ).

Для аеродромів є обов'язковими заходи з орнітологічного та метеорологічного забезпечення безпеки польотів. Територія аеродрому огорожується по периметру з метою забезпечення авіаційної безпеки. В інструкцію з виконання польотів також включається порядок руху ПС по

аеродрому, схема стоянок ПС, схема розташування транспорту та руху людей і транспорту по аеродрому, схема критичних зон радіомаячних систем (РМС). Крім того, для аеродромів існують вимоги, що стосуються обліку та усунення перешкод на ЗПС, льотних смугах та руліжних доріжках, визначення мінімальних безпечних висот прольоту перешкод, наявності засобів візуального забезпечення польотів. З 1.01.2010 року для всіх аеродромів є обов'язковою наявність системи візуальної індикації глісади. Для цього ЗПС класів А, Б, В, Г обладнуються системою РАРІ (Precision Approach Path Indicator), ЗПС класів Д, Е – системою АРАРІ. Глісада вогнів РАРІ/АРАРІ повинна якнайточніше збігатися з глісадою радіотехнічних систем посадки за наявності таких.

1.2.4. Вплив метеорологічних факторів на навігацію повітряних суден малої авіації на етапі посадки

Внаслідок використання для зльоту та посадки аеродромів класів Г, Д, Е, некласифікованих аеродромів та посадкових майданчиків ПС малої авіації зазнають більшого впливу метеорологічних чинників, ніж ПС транспортної авіації. Відсутність радіотехнічних засобів посадки призводить до необхідності виконувати візуальну посадку за ПВП, що пов'язано зі значними обмеженнями за метеоумовами, зокрема за горизонтальною видимістю (табл. 1.2) [23].

Табл. 1.2.- Мінімальні умови для польоту за ПВП в зоні зльоту та посадки

Місцевість	Істинна швидкість польоту (км,год)	Висота нижньої межі хмар над найвищою точкою рель'єфу, м.	Видимість, м	Вертикальна відстань від ПС до нижньої межі хмар
Рівнинна	300 та менше	150	2000	50
	301-550	300	5000	100
Гірська	550 та менше	300	5000	100

Як випливає з табл. 1.2, виконувати посадку за ПВП на рівнинній місцевості можна за умови видимості не менш як 2000 м, на гірський аеродром – при видимості не менш як 5000 м. Разом з тим, інструментальний захід на посадку за I категорією ІСАО можна виконувати при видимості 800 м, а для візуального заходу за ППП мінімуми не визначені, а рішення приймається екіпажем в кожному випадку індивідуально.

Аналіз метеорологічних зведень METAR для аеропорту Бориспіль за період з 1 січня по 31 грудня 2016 року, проведений в рамках даного дослідження, показав наступні результати вимірювань горизонтальної видимості по місяцях (рис. 1.1 – 1.6) [24]:

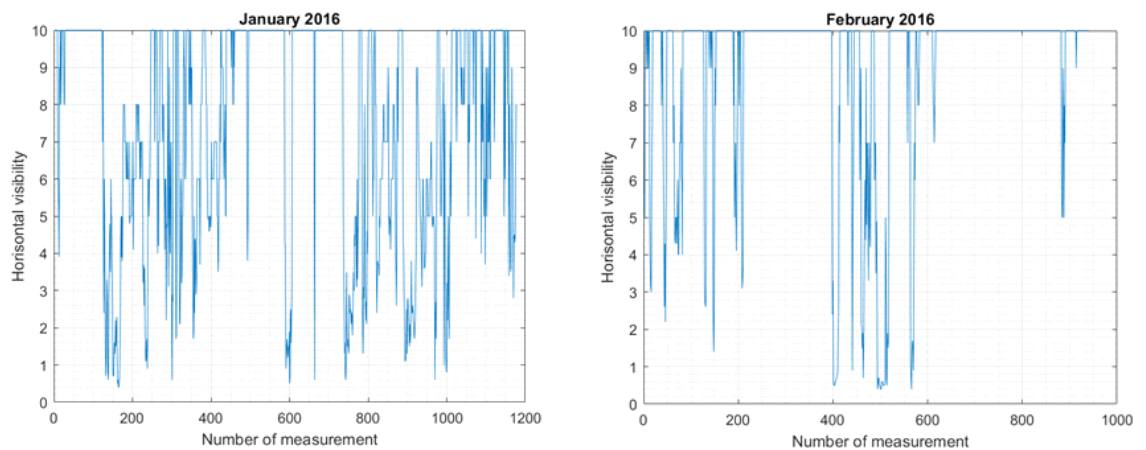


Рис. 1.1 – Горизонтальна видимість в аеропорту Бориспіль в січні-лютому 2016 року

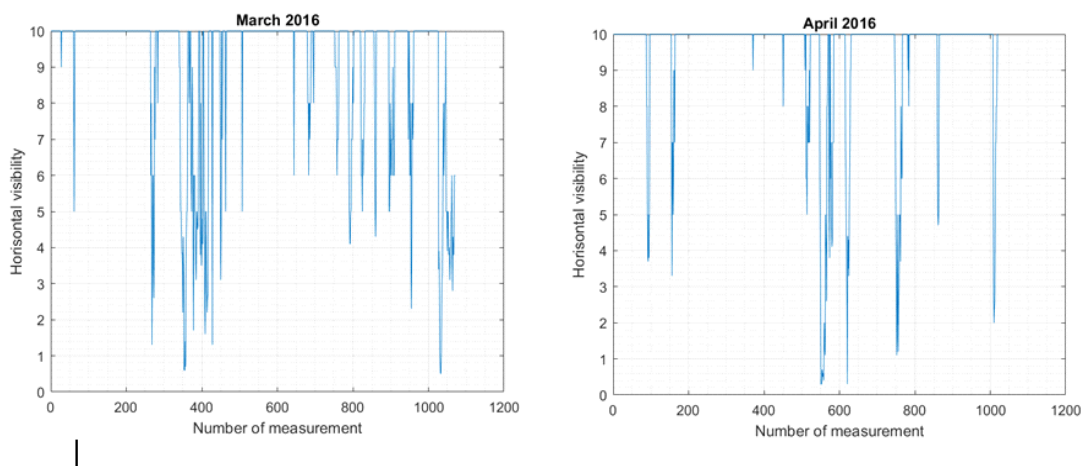


Рис. 1.2 – Горизонтальна видимість в аеропорту Бориспіль в березні-квітні 2016 року

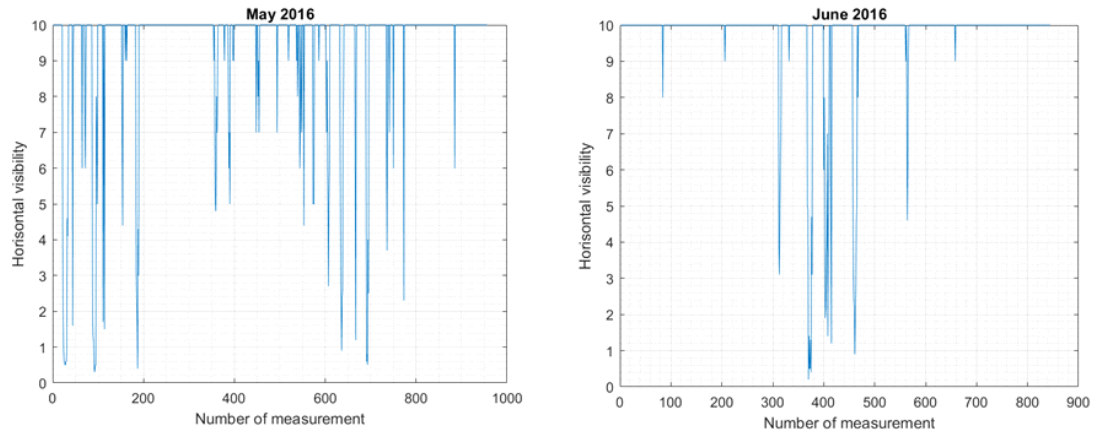


Рис. 1.3 – Горизонтальна видимість в аеропорту Бориспіль в травні-червні 2016 року

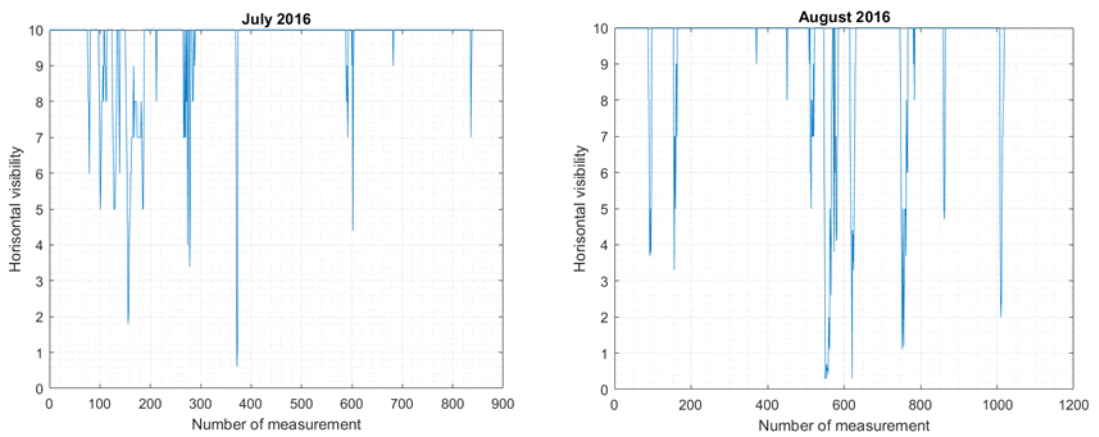


Рис. 1.4 – Горизонтальна видимість в аеропорту Бориспіль в липні-серпні 2016 року

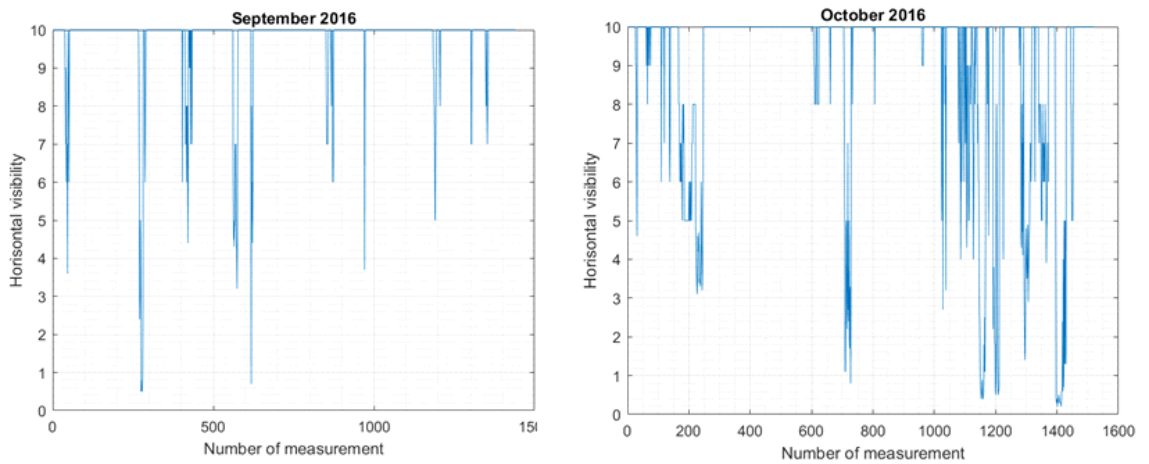


Рис. 1.5 – Горизонтальна видимість в аеропорту Бориспіль у вересні-жовтні 2016 року

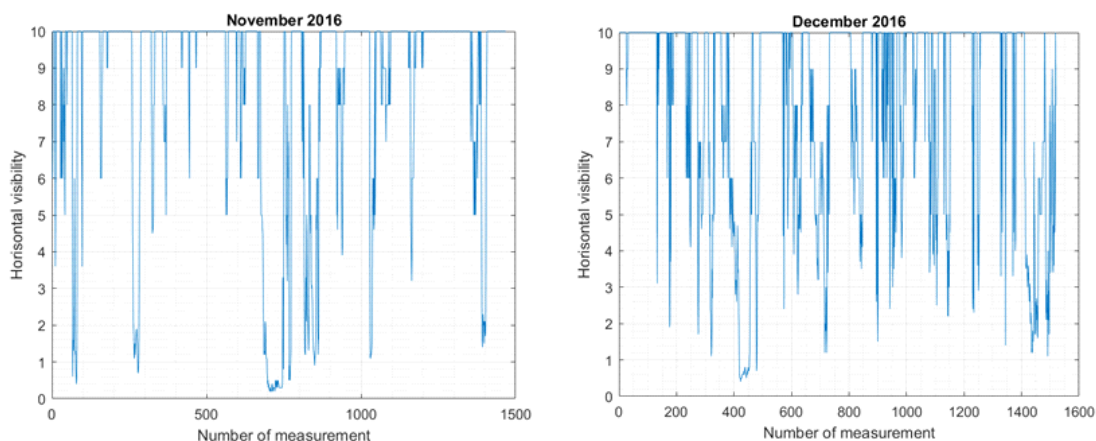


Рис. 1.6 – Горизонтальна видимість в аеропорту Бориспіль в листопаді-грудні 2016 року

Вимірювання видимості проводились кожні 30 хв. На рис. 1.7 зображено кількість періодів з видимістю менше 800 м, менше 2000 м та менше 5000 м для кожного місяця окремо. На рис. 1.8 зображено відсоткове відношення таких періодів до загальної кількості періодів по 30 хв. Як випливає з рис. 1.7 та 1.8, найбільш вразливими з точки зору імовірності погіршення видимості є січень, листопад і грудень.

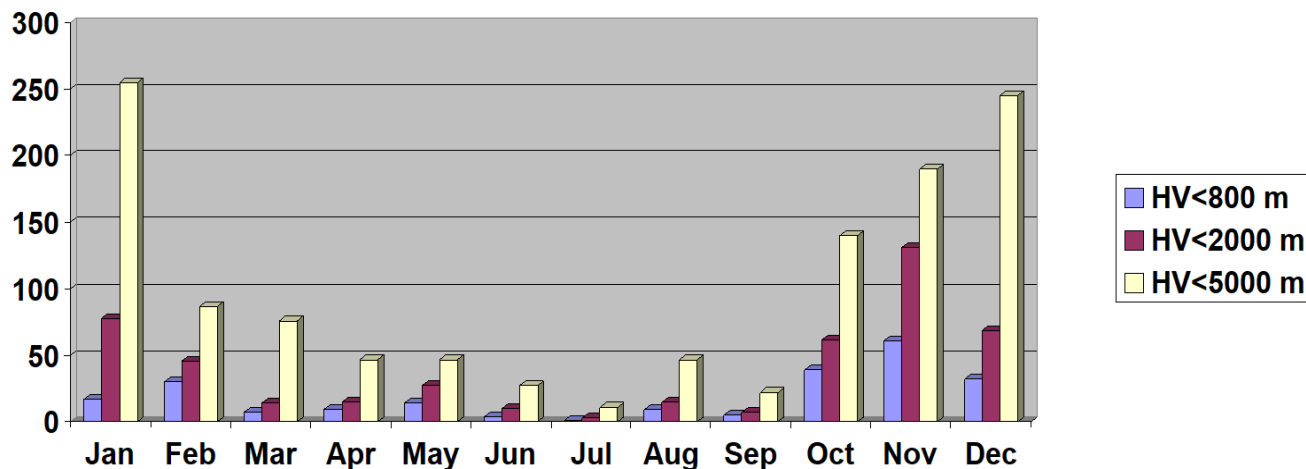


Рис. 1.7 – Кількість періодів по 30 хв. з видимістю менше 800 м, менше 2000 м, менше 5000 м для кожного місяця окремо.

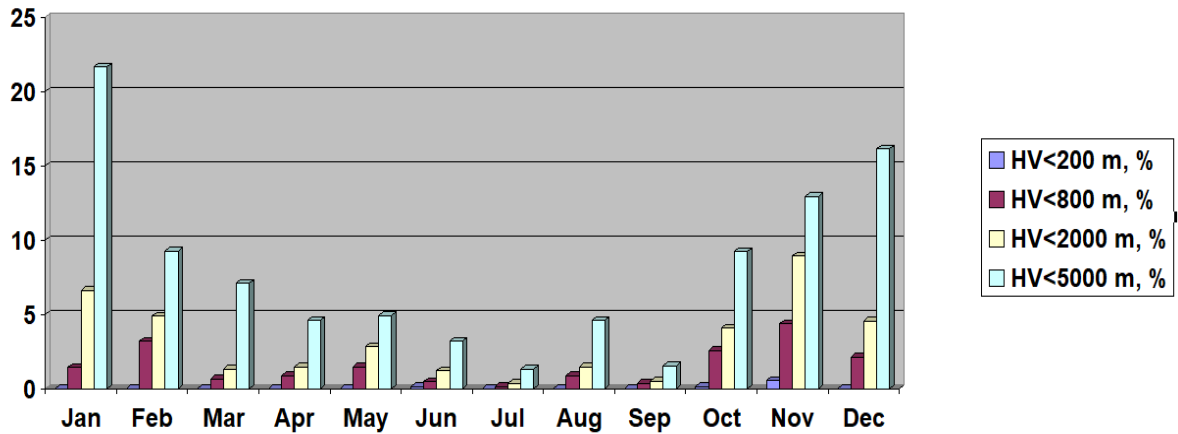


Рис. 1.8– Процентне відношення кількості періодів з видимістю менше 800 м, менше 2000 м, менше 5000 м до загальної кількості періодів

Наприклад, у січні кількість періодів з видимістю менше 2000 м (що означає заборону на посадку за ПВП у рівнинній місцевості) становила 78, а необхідні умови для посадки за ПВП у гірській місцевості не виконувались в 255 випадках із 1178. В той же час, непридатними для посадки за І категорією ІСАО було лише 17 періодів, проте така посадка є недоступною для більшості ПС малої авіації через відсутність необхідного обладнання на аеродромі.

Велика кількість нельотних періодів знижує ефективність використання повітряного флоту та повітряного простору та є причиною економічних втрат. Оцінка діяльності авіакомпаній з економічної точки зору проводиться за наступними критеріями. Одним з основних показників для ліквідації пожеж, санітарної авіації, лісової розвідки та інших галузей, відповідно до [25], є сумарний приведений наліт годин за всіма видами виконаних робіт, що розраховується за формулою:

$$W_{лг}^{прив} = \sum W_{лг}^{ij} \times K_{пр}, \quad (1.2)$$

У формулі (1.2) $K_{пр}$ – коефіцієнт приведення діяльності різних типів ПС за погодинною продуктивністю, що розраховується за наступною формулою:

$$K_{np} = \frac{A_{год}^i}{A_{год}^{An-2}} \quad (1.3)$$

У формулі (1.3) $A_{год}^i$ – погодинна продуктивність і-го ВС, $A_{год}^{An-2}$ – погодинна продуктивність літака Ан-2, що приймається за базу для порівняння. Окрім того, при виконанні авіахімробіт береться до уваги площа обробленої землі, при перевезенні пасажирів та вантажу – обсяг перевезень. Основні показники, що характеризують обсяг робіт аеропорту, – кількість зльотів та посадок за видами та напрямками. Суттєву роль в обчисленні показника рентабельності відіграє коефіцієнт використання літаків за нальотом годин, що розраховується за формулою:

$$K_W^i = \frac{W_{лг}^i}{T_{календ}} \quad (1.4)$$

У формулі (1.4) $W_{лг}^i$ – середньорічний наліт годин на одне ПС і-го типу, $T_{календ}$ – річний календарний фонд часу в годинах ($365 \cdot 24 = 8760$ год). В свою чергу, на коефіцієнт використання літаків значною мірою впливає такий показник, як відсоток справності літаків – відношення літакогодин в справному стані до загальної кількості літакогодин. Простої в справному стані включають, окрім стоянок в проміжних та кінцевих аеропортах та в резерві, простої за метеорологічними умовами – періоди вимушеної зупинки справних ПС через невідповідність фактичних погодних умов метеорологічному мінімуму ПС або аеродрому. Простої за метеоумовами негативно впливають на коефіцієнт використання ЛА за погодинною продуктивністю, що виражається формулою:

$$K_{A_{год}}^i = \frac{A_{год}^i}{A_{год}^{i(max)}} \quad (1.5)$$

У формулі (1.5) $A_{год}^i$ та $A_{год}^{i(max)}$ – відповідно досягнута та максимально можлива погодинна продуктивність і-го типу ПС.

Таким чином, є очевидним негативний вплив погіршення видимості на погодинну продуктивність ПС малої авіації. Зменшити їх вразливість можна за допомогою встановлення на аеродромах сучасних систем посадки, що забезпечують горизонтальне та вертикальне наведення.

1.3. Аналіз наявних способів підвищення ефективності навігації на етапі посадки

1.3.1. Радіомаячні курсо-глісадні системи

Однією з основних характеристик аеродрому є допуск для експлуатації за мінімумами для посадки, що визначаються набором та характеристиками радіотехнічного обладнання, встановленого на аеродромі. Існують категоровані та некатегоровані аеродроми.

Категоровані аеродроми, відповідно до [26, 27], повинні мати ЗПС, обладнану для точного заходу на посадку за категорією I, II або IIIA, IIIB, IIIC (тобто радіомаячною системою та візуальними засобами, призначеними для заходу на посадку з висотою прийняття рішень відповідно 60, 30, 15, 15 та 0 м при дальності видимості на ЗПС 550, 350, 200, 50 та 0 м.

Некатегорований аеродром має ЗПС, що обладнана для неточного заходу на посадку (візуальним засобами або одним з видів невізуальних засобів, які забезпечують щонайменше наведення ПС в напрямі заходу на посадку з прямої), або необладнаною ЗПС, призначеною для візуального заходу.

Перевести некатегорований аеродром в статус категорованого можна, встановивши на ньому систему посадки з горизонтальним та вертикальним наведенням.

Наразі найбільш поширеною є радіомаячна курсо-глісадна система посадки метрового діапазону хвиль ILS (Instrument Landing System). Наземний сегмент ILS складається з глісадного та курсового маяків, що розташовані відповідно в зоні дотику літаком поверхні ЗПС та на продовженні осьової лінії ЗПС з боку, протилежного посадочному торцю.

Якщо передбачений захід на посадку з двох курсів, для кожного посадочного торцю використовується окремий комплект маяків. Курсовий радіомаяк (КРМ) забезпечує наведення ЛА на центральну вісь ЗПС. Глісадний радіомаяк розташовується таким чином, щоб при куті нахилу глісади $2,5 - 3,5^\circ$ висота перетину торцю ЗПС складала 15 ± 3 м для систем посадки, сертифікованих за I та II категоріями, та $15+3-0$ м для систем посадки, сертифікованих за III категорією. Слід зазначити, що для гірських аеродромів кут нахилу глісади може складати до 5° .

Кожен маяк складається з кількох пар направлених суміщених антен. Робоча пара антен випромінює просторові сигнали. Один сигнал промодульовано частотою 90 Гц, інший – частотою 150 Гц. Антени налаштовані таким чином, щоб глибини модуляцій були еквівалентні вздовж просторової глісади. Кутове відхилення літака від глісади призводить до виникнення різниці глибин модуляцій або РГМ (DDM, difference in depth of modulation), що сприймається бортовим приймачем ILS. Співвідношення кутового відхилення та РГМ називається чутливістю за відхиленням. Цей параметр в кожному випадку налаштовується індивідуально. Для більшості ЗПС чутливість встановлюється на рівні 0.00145 РГМ/м в районі посадочного торцю. На основі даних про різницю глибин модуляції бортовий комп'ютер розраховує величину кутового відхилення літака від глісади. Обчислення для вертикального та бічного відхилення проводяться окремо. Результати виводяться на монітор приладу в кабіні пілотів (на більшості сучасних літаків – на PFD, Primary Flight Display, рис. 1.9). Під час посадки на PFD відображуються два ряди точок – знизу та праворуч від основного зображення. Ромби на рис. 1.9 відображають поточне відхилення ЛА від посадочної траєкторії. Ця інформація дозволяє екіпажу скорегувати положення літака шляхом відхилення рульових поверхонь. Якщо посадка відбувається в автоматичному режимі, корекцію відхилень виконує автопілот. Ціна поділки курсової шкали складає $0,5^\circ$, глісадної – $0,14^\circ$. Таким

зменшенні потужності випромінювання від номінального значення більш як на 50%;

– для курсового маяка: при зсуві середньої лінії курсу відносно осьової лінії ЗПС більш як на 10,5 м для I категорії, 7,5 м – для II, 3 м – для III, при зменшенні потужності випромінювання для КРМ з однією несучою до 50%, з двома несучими – до 80%, при зміні чутливості до зсуву більш як на 17% від номінальної величини.

Автоматична система контролю передає попередження в пункти керування, що призводить або до припинення випромінювання, або до зняття сигналів модуляції 90 та 150 Гц та складової розпізнавання з несучої частоти, або до переходу на більш низьку категорію (для II та III категорій) протягом наступного періоду часу: не більш як 10 с – для маяків I категорії, не більш як 5 с – для маяків II категорії, не більш як 2 с – для маяків III категорії. Все це призводить до високої вартості встановлення (від 800 000 \$) та обслуговування (близько 10% від вартості встановлення на рік) радіомаячних курсо-глисадних систем. Це, в свою чергу, робить такі системи нерентабельними для аеродромів малої авіації.

1.3.2. Супутникові системи посадки

Розробка супутникових систем посадки (ССП) ведеться з 1980-х рр. Захід на посадку за сигналами супутникових навігаційних систем позначається в документах як захід по GLS (GNSS Landing System). GLS складається з трьох основних компонентів: глобального сузір'я супутників, що забезпечує позиціонування у всьому світі; обладнання GBAS в аеропорту, встановленого для забезпечення локальної корекції навігаційних сигналів; систем авіоніки, встановлених на борту кожного повітряного судна для забезпечення наведення за сигналами супутникових навігаційних систем [30]. До бортових систем відносяться автопілот, дисплеї в кабіні пілотів, система вибору траєкторії підходу тощо [31]. Космічний сегмент включає супутники декількох підсистем, що входять до складу GNSS. Наземний сегмент складається з щонайменше двох приймачів GBAS, розташованих в

околицях аеропорту. Ці приймачі відстежують сигнали навігаційних супутників та передають їх на центральний обчислювальний пристрій, який, в свою чергу, використовує надлишкові вимірювання для формування диференційних поправок до псевдодальності до кожного супутника. Центральний обчислювальний пристрій також проводить моніторинг цілісності сигналів та вираховує для кожного із супутників параметри, що визначають доступність сигналу в просторі для даної геометрії супутників. Диференційні поправки та відомості про цілісність сигналів транслюються на приймач споживача по ДВЧ-каналі передачі даних (108 – 117,975 МГц). Крім того, наземне обладнання GBAS транслює на бортовий приймач інформацію, необхідну для формування опорної траєкторії зниження, що веде до деякої точки на ЗПС. Бортовий сегмент GLS являє собою багато режимний приймач (multimode receiver, MMR) [32].

Наземна станція GBAS здатна формувати до 49 різних опорних траєкторій, використовуючи одну радіочастоту. До переваг цього обладнання слід віднести також те, що станції GBAS, на відміну від курсової та глісадної антен ILS, можна розташовувати у будь-якому місці в околицях аеропорту, не прив'язуючи до конкретної точки на місцевості. При цьому сигнал від наземного обладнання супутникової системи навігації можна отримати на великій відстані від аеропорту, в той час як сигнали радіомаячних систем суттєво обмежені в просторі. Система GLS сертифікована для виконання посадки за I категорією ICAO [33, 34]. Планується подальша розробка та сертифікація системи за II та III категоріями [35]. Однак, як стверджується в [36], наявне сузір'я GPS не може забезпечити виконання вимог, що висуваються до систем посадки II та III категорій. Наразі бортове обладнання GLS встановлене на повітряних судах компаній Delta Airlines, Quantas, Continental, FedEx, Air Berlin, Глобус, S7 тощо [35]. Першою авіакомпанією, що встановила GLS на літаки Boeing-737NG, стала австралійська компанія Quantas в травні 2005 року. Розгортання наземного сегмента системи планується в європейському регіоні до 2020 року [37]. В технічній літературі

[38] містяться вимоги до супутникових систем посадки, а також деякі пояснення, що стосуються інформації, яка міститься в повідомленні типу 4.

Рекомендації ICAO щодо обчислення параметрів наведення на основі даних блоку FAS, наведені в документі [38]. В 2001 році компанія Rockwell Collins отримала патент на супутникову систему посадки з принципом наведення, аналогічним до ILS (Satellite landing system having instrument landing system look alike guidance) [39]. Патент базується на матеріалі, викладеному в статті [40]. Спираючись на дані, викладені в тексті патенту [39], компанія The Boeing Company розробила власну систему обчислення параметрів наведення і в 2012 році отримала патент на неї [41]. Система була запланована як доповнення до інструментальної системи посадки ILS для підвищення точності останньої. Обладнання ILS повинно вимикатись при виявленні несправності, і що вище категорія системи посадки, тим менше часу на відключення. Ці вимоги призвели до того, що станом на 2011 рік системи категорій II та III склали лише 8% від загальної кількості систем ILS. Автори дослідження зазначають, що допоміжна система, яка б базувалась на супутникових навігаційних технологіях, могла б підвищити точність позиціонування систем категорії I до характеристик, що забезпечуються системами категорії II. Представлений авторами винахід являє собою софт, що використовує різні джерела інформації про положення літака та характеристики ЗПС – ILS, GPS, барометричний висотомір тощо. Задача програми – визначити кутове відхилення літака від осі ЗПС та від глісади і порівняти ці відхилення з даними, отриманими від системи ILS.

Слід зазначити, що приведені в даному розділі методи були розроблені з метою встановлення в аеропортах цивільної авіації для посадки транспортних ПС. В кожному з них для точного визначення параметрів наведення використовується опорна поверхня складної форми – конус або гіперболоїд з двох пластів (рис. 1.10), що призводить до необхідності виконання складних обчислень.

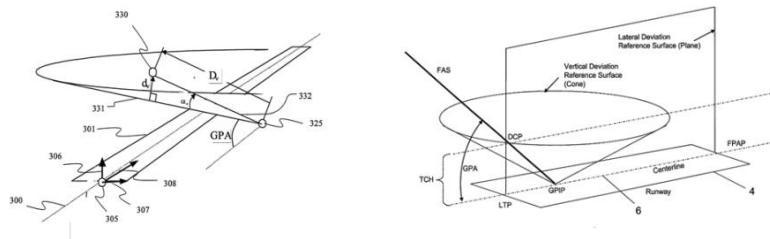


Рис. 1.10 – Опорні поверхні для обчислення відхилень за методом компанії The Boeing company

Крім того, обладнання аеропорту наземними засобами системи GLS, хоч і є менш працездатним процесом, ніж встановлення системи ILS, все одно вимагає значних часових, матеріальних та організаційних витрат. Тому наразі обладнання посадкових майданчиків на аеродромів класів Г, Д та Е, призначених для посадки ПС малої авіації, системами GLS не проводиться.

1.4.Визначення мети та задач дослідження

Як впливає з підрозділів 1.1 – 1.3, існує багато невирішених задач, пов'язаних з організацією польотів та, зокрема, посадки ПС малої авіації. У випадку, коли такі ПС використовують для зльоту та посадки аеродроми, не обладнані системами ILS або GLS, або злітно-посадкові майданчики, суттєво зменшується кількість льотних днів і, відповідно, продуктивність робіт.

Метою даного дослідження є підвищення ефективності навігації літальних апаратів на етапі заходу на посадку за рахунок розробки моделі забезпечення вертикального та горизонтального наведення ПС на синтетичну глісаду за сигналами глобальної навігаційної супутникової системи (ГНСС) з наземним контролем цілісності навігаційного поля.

Досягнення поставленої мети передбачає вирішення наступних задач:

- Дослідження наявних методів навігації ПС малої авіації на етапі посадки, аналіз основних проблем сучасних підходів до посадки. Аналіз наявних методів організації інструментального заходу на посадку з горизонтальним та вертикальним наведенням ПС транспортної авіації.
- Розробка моделі оцінки лінійного та кутового відхилення ЛА від синтетичної глісади в горизонтальній та вертикальній площинах,

проведення її експериментального дослідження. Порівняння кутових відхилень по курсу та глісаді, отриманих за допомогою розробленого алгоритму, з відхиленнями, що отримані наявними методами. Аналіз можливості взаємозамінності вищезгаданих способів формування параметрів наведення. Розробка способу вирівнювання ЛА на кінцевій ділянці посадки.

- Виконання аналізу наявних методів забезпечення навігаційних характеристик. Розробка моделі оцінки цілісності навігаційного поля за наявності в зоні видимості приймача чотирьох навігаційних супутників.
- Розробка моделі визначення приладової швидкості ЛА на випадок відмови системи повітряних сигналів (СПС), виконання її експериментального дослідження.
- Експериментальне дослідження можливості використання технології підвищення точності супутникової системи Precise Point Positioning для посадки ПС малої авіації.
- Обґрунтування потенційного економічного ефекту від запровадження вищезгаданих моделей.

Висновки за розділом 1:

1. Проаналізовано вплив метеорологічних чинників на регулярність та економічну ефективність польотів повітряних суден цивільної авіації. Показано, що однією з найбільш впливових погодних умов є туман, що погіршує видимість. Проаналізовано особливості навігації ПС малої авіації під час посадки на аеродроми, що не обладнані радіотехнічними засобами посадки.

2. Виконано аналіз метеорологічних умов в аеропорту Бориспіль за 2016 рік. Показано, що найбільш несприятливим з точки зору імовірності погіршення видимості до значень, непридатних для посадки за ПВП, є період з листопада по березень (до 8,98% періодів часу були непридатні для посадки за ПВП в рівнинній місцевості та до 21,65% – для посадки в гірській

місцевості). Зроблено висновок щодо необхідності обладнання аеродромів малої авіації засобами посадки, які б забезпечували горизонтальне та вертикальне наведення, з метою підвищення ефективності експлуатації повітряного флоту.

3. Проведено аналіз та порівняння наявних систем заходу на посадку з горизонтальним та вертикальним наведенням – ILS та GLS. Показано, що вартість встановлення та обслуговування системи ILS робить її використання нерентабельним для аеродромів малої авіації, а принципи формування опорних поверхонь в системі GLS та розрахунку відхилень ЛА від них достатньо складні. Зроблено висновки щодо необхідності розробки моделі посадки, в якій синтетична глісада в просторі формувалась би з використанням більш простих опорних поверхонь.

4. Визначені мета та задачі дослідження.

2. РОЗРОБКА ТА ВДОСКОНАЛЕННЯ МОДЕЛІ ПРОЦЕСУ ПОСАДКИ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН ЗА СИГНАЛАМИ ГНСС

2.1. Основні складові моделі процесу посадки

Узагальнений алгоритм процесу посадки повітряних суден малої авіації за сигналами ГНСС, орієнтований на підвищення ефективності навігації, в даній роботі формулюється наступним чином. Повітряне судно обладнане супутниковим навігаційним приймачем, наземне обладнання включає супутникову навігаційну станцію та радіоканал передачі і прийому даних. Посадка ПС виконується в контрольованому наземною супутниковою станцією та бортовим навігаційним приймачем радіонавігаційному полі.

Наземна супутникова станція здійснює неперервний контроль точності навігації та доступності навігаційних супутників, а також виробляє прогностичну інформацію щодо доступності супутникової навігації вздовж траєкторії посадки. Траєкторія посадки представляється у вигляді просторової лінії, утвореної перетином площин курсу та глісади. Оцінка лінійних та кутових відхилень проводиться по відношенню до площин курсу та глісади за координатами, виміряними бортовим приймачем. Отримані відхилення передаються на пілотажно-навігаційний дисплей або в автопілот, внаслідок чого приймається рішення щодо корекції траєкторії.

Бортовий навігаційний приймач, окрім визначення координат, виробляє дані щодо геометричного фактору та супутників, які беруть участь у вирішенні конкретної задачі. Посадка виконується, якщо ця інформація узгоджується з прогностичними даними наземної супутникової станції, в іншому випадку приймаються альтернативні рішення, передбачені у відповідних інструкціях. Наземна супутникова станція, базуючись на координатних даних передбачуваної траєкторії посадки та вимірних координатах ПС, оцінює точність визначення координат на поточний момент часу та виробляє інформацію щодо цілісності.

З метою підвищення ефективності навігації алгоритм посадки передбачає вирішення координатної задачі для вирівнювання ЛА на

фінальному етапі посадки та оцінку приладової швидкості на випадок відмови системи повітряних сигналів.

Структура узагальненого алгоритму процесу посадки наведена на рис. 2.1.



Рис. 2.1 – Структура узагальненого алгоритму процесу посадки

2.2. Модель синтетичної глісади, утвореної перетином площин курсу та глісади, та оцінки відхилення літального апарату від заданої траєкторії

В даній дисертації розглядається утворення в просторі синтетичної лінії посадкового курсу, заданої перетином площин курсу та глісади. Всі лінійні та кутові відхилення вимірюються не від лінії глісади, а від площин, що її утворюють. Звернемося до рис. 2.2.

Вертикальну площину (опорну площину для обчислення відхилень за курсом) можна задати за координатами трьох точок: L (відповідає точці LTP в документах ICAO), P (відповідає точці GERP), T (відповідає точці DCP). Похила площина (опорна площина для обчислення відхилень по глісаді) задається точками P (GERP), T (DCP), а для отримання третьої точки, необхідної для утворення площини в тривимірному просторі, береться точка

К, що знаходиться на кромці ЗПС. Точка К вибирається таким чином, щоб відрізок РК був перпендикулярним до центральної осі ЗПС та паралельним її торцям. В документах ІСАО, що стосуються супутникових систем посадки, цієї точки немає серед параметрів FAS, які задають положення ЗПС та синтетичної глісади у просторі. Внаслідок цього неможливо завдати для каналу глісади опорну поверхню у вигляді площини і доводиться використовувати більш складні поверхні – конус або гіперболоїд. Доповнивши блок навігаційних даних кінцевої ділянки посадки точкою К, місцезнаходження якої незмінне та прив'язане до розташування ЗПС, можна досягти суттєвого спрощення розрахунків.

Таким чином, для забезпечення наведення методом, що розглядається, необхідно знати лише геодезично виміряні координати 4-х точок на ЗПС (Рис. 2.2). Окрім точки К, необхідно виміряти координати точок Т, Р, L. Точка L знаходиться на перетині центральної осі ЗПС з її посадковим торцем. Точка Т знаходиться безпосередньо над точкою L та висоті бажаного перетину літальним апаратом торця ЗПС. Точка Р (точка, в яку проектується глісада) вибирається на центральній осі ЗПС таким чином, щоб кут нахилу глісади складав 3° (цей показник може змінюватися в залежності від типів та можливостей ЛА, для яких призначений посадковий майданчик).

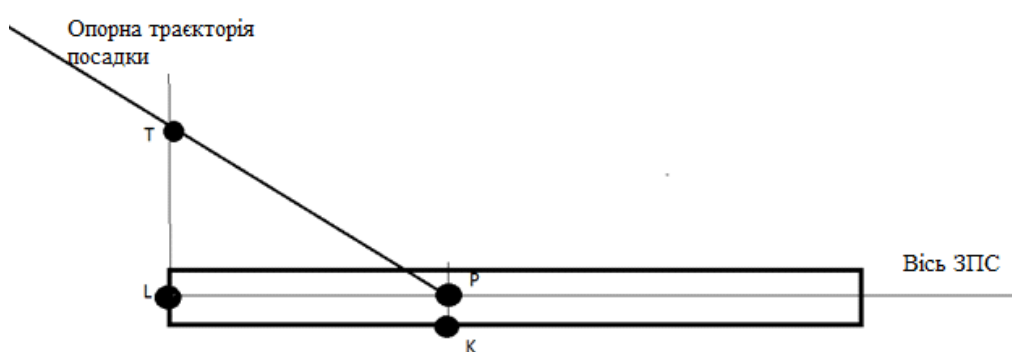


Рис. 2.2. – Вибір точок на ЗПС

Площина в просторі [80] завдається рівнянням виду $\bar{r} \cdot \bar{n}_0 = \bar{p}$, де $\bar{r} = x\bar{i} + y\bar{j} + z\bar{k}$ – радіус-вектор поточної точки площини $M(x;y;z)$, $\bar{n}_0 = \bar{i} \cos \alpha + \bar{j} \cos \beta + \bar{k} \cos \gamma$ – одиничний вектор, що має направленість перпендикуляра, опущеного на площину із початку координат, α, β, γ – кути,

утворені цим перпендикуляром з осями координат Ox , Oy , Oz , p – довжина цього перпендикуляра. Рівняння площини α , що проходить через три точки $M_1(x_1, y_1, z_1)$, $M_2(x_2, y_2, z_2)$, $M_3(x_3, y_3, z_3)$, можна отримати з умови компланарності векторів $\overline{M_1M_2}, \overline{M_1M_3}, \overline{M_1M}$, де $M(x; y; z)$ – деяка довільна точка на площині. Тоді координати векторів дорівнюють:

$$\begin{aligned}\overline{M_1M_2} &= \{x_2 - x_1; y_2 - y_1; z_2 - z_1\} \\ \overline{M_1M_3} &= \{x_3 - x_1; y_3 - y_1; z_3 - z_1\} \\ \overline{M_1M} &= \{x - x_1; y - y_1; z - z_1\}\end{aligned}\quad (2.1)$$

Якщо точка $M \in \alpha$, то чотири точки лежать в одній площині. Оскільки вектори $\overline{M_1M_2}, \overline{M_1M_3}, \overline{M_1M}$ компланарні, їхній змішаний добуток дорівнює нулю. Звідси отримуємо рівняння площини в наступному вигляді: [23]:

$$\begin{vmatrix} x - x_1 & y - y_1 & z - z_1 \\ x_2 - x_1 & y_2 - y_1 & z_2 - z_1 \\ x_3 - x_1 & y_3 - y_1 & z_3 - z_1 \end{vmatrix} = 0, \quad (2.2)$$

Де $(x_1; y_1; z_1)$, $(x_2; y_2; z_2)$, $(x_3; y_3; z_3)$ – координати точок, що не лежать на одній прямій. Визначник третього порядку квадратної матриці знаходимо відповідно до правила Саррюса:

$$\begin{aligned}\det \begin{vmatrix} x - x_1 & y - y_1 & z - z_1 \\ x_2 - x_1 & y_2 - y_1 & z_2 - z_1 \\ x_3 - x_1 & y_3 - y_1 & z_3 - z_1 \end{vmatrix} &= (x - x_1)(y_2 - y_1)(z_3 - z_1) + \\ &+ (x_2 - x_1)(y_3 - y_1)(z - z_1) + (y - y_1)(z_2 - z_1)(x_3 - x_1) - \\ &- (z - z_1)(y_2 - y_1)(x_3 - x_1) - (z_2 - z_1)(y_3 - y_1)(x - x_1) - \\ &- (y - y_1)(x_2 - x_1)(z_3 - z_1)\end{aligned}\quad (2.3)$$

В результаті отримуємо рівняння площини у вигляді $Ax + By + Cz + D = 0$. Відносно площини курсу, що задається точками L, T та P, визначник матриці буде мати наступний вигляд:

$$\det(A_{course}) = (x - x(L))(y(T) - y(L))(z(P) - z(L)) + (x(T) - x(L))(y(P) - y(L))(z - z(L)) + (y - y(L))(z(T) - z(L))(x(P) - x(L)) - (z - z(L))(y(T) - y(L))(x(P) - x(L)) - (z(T) - z(L))(y(P) - y(L))(x - x(L)) - (y - y(L))(x(T) - x(L))(z(P) - z(L)) \quad , \quad (2.4)$$

де $x(L)$ – координата x точки L , $y(L)$ – координата y точки L , $z(L)$ – координата z точки L , $x(P)$ – координата x точки P , $y(P)$ – координата y точки P , $z(P)$ – координата z точки P , $x(T)$ – координата x точки T , $y(T)$ – координата y точки T , $z(T)$ – координата z точки T .

Відносно площини глісади, що задається точками K , T і P , визначник матриці буде мати наступний вигляд:

$$\det(A_{glideslope}) = (x - x(K))(y(T) - y(K))(z(P) - z(K)) + (x(T) - x(K))(y(P) - y(K))(z - z(K)) + (y - y(K))(z(T) - z(K))(x(P) - x(K)) - (z - z(K))(y(T) - y(K))(x(P) - x(K)) - (z(T) - z(K))(y(P) - y(K))(x - x(K)) - (y - y(K))(x(T) - x(K))(z(P) - z(K)) \quad , \quad (2.5)$$

де $x(K)$ – координата x точки K , $y(K)$ – координата y точки K , $z(K)$ – координата z точки K , $x(P)$ – координата x точки P , $y(P)$ – координата y точки P , $z(P)$ – координата z точки P , $x(T)$ – координата x точки T , $y(T)$ – координата y точки T , $z(T)$ – координата z точки T .

Визначимо відстань від площин курсу та глісади до точки, яка являє собою координати повітряного судна, виміряні навігаційним приймачем.

Відстань від точки до площини дорівнює довжині перпендикуляра, опущеного з точки на площину. Якщо задано рівняння площини у вигляді $Ax + By + Cz + D = 0$ та координати деякої точки $M(M_x, M_y, M_z)$, то відстань можна знайти за формулою:

$$d = \frac{|A \cdot M_x + B \cdot M_y + C \cdot M_z + D|}{\sqrt{A^2 + B^2 + C^2}} \quad , \quad (2.6)$$

Щоб визначити взаємне розташування точки та площини, необхідно підставити координати точки безпосередньо в рівняння площини $Ax + By + Cz + D = 0$. Якщо розв'язком рівняння стане додатне число, точка знаходиться справа від площини, якщо від'ємне – точка знаходиться зліва від площини. Відносно опорної площини для обчислення відхилень по глісаді

додатні значення відповідають відхиленню вгору, від'ємні – відхиленню вниз.

Як випливає із загальної формули (2.6), формула для визначення взаємного розташування бортового приймача та площини курсу виглядає наступним чином:

$$\begin{aligned}
 CourseDefl = & (a_{11}[X] - x(L))(y(T) - y(L))(z(P) - z(L)) + (x(T) - \\
 & - x(L))(y(P) - y(L))(a_{31}[X] - z(L)) + (a_{21}[X] - y(L))(z(T) - \\
 & - z(L))(x(P) - x(L)) - (a_{31}[X] - z(L))(y(T) - y(L))(x(P) - \\
 & - x(L)) - (z(T) - z(L))(y(P) - y(L))(a_{11}[X] - x(L)) - (a_{21}[X] - \\
 & - y(L))(x(T) - x(L))(z(P) - z(L))
 \end{aligned} \tag{2.7}$$

де $a_{11}[X]$, $a_{21}[X]$, $a_{31}[X]$, – координати точки місцезнаходження приймача.

Аналогічно до формули [2.7], формула для визначення взаємного розташування бортового приймача та площини глісади виглядає наступним чином:

$$\begin{aligned}
 GSDefl = & (a_{11}[X] - x(K))(y(T) - y(K))(z(P) - z(K)) + (x(T) - \\
 & - x(K))(y(P) - y(K))(a_{31}[X] - z(K)) + (a_{21}[X] - y(K))(z(T) - \\
 & - z(K))(x(P) - x(K)) - (a_{31}[X] - z(K))(y(T) - y(K))(x(P) - \\
 & - x(K)) - (z(T) - z(K))(y(P) - y(K))(a_{11}[X] - x(K)) - \\
 & - (a_{21}[X] - y(K))(x(T) - x(K))(z(P) - z(K))
 \end{aligned} \tag{2.8}$$

Кутове відхилення розраховуються за наступною формулою [43]:

$$\sin \alpha = \frac{|A \times l + B \times m + C \times n|}{\sqrt{A^2 + B^2 + C^2} \times \sqrt{l^2 + m^2 + n^2}}, \tag{2.9}$$

де А, В, С – коефіцієнти рівняння опорної площини $Ax+By+Cz+D=0$; 1, m, n – коефіцієнти направляючого вектора прямої, що з'єднує точки М та Р (центр мас ЛА та точку, в яку проектується глісада).

Таким чином можна отримати лінійне та кутове відхилення ЛА від опорних площин, перетин яких завдає глісаду. Ці показники виводяться на дисплеї пілотажно-навігаційних приладів в кабіні пілота та/або надходять в бортовий комп'ютер і використовуються для корекції відхилень ЛА.

В отриманих вище виразах фігурують координати, виміряні бортовим навігаційним приймачем. Оскільки розрахунок приймачем координат є невід'ємною складовою процесу посадки, наведемо один з методів вирішення навігаційної задачі (розрахунку координат), який в подальшому використовується в моделюванні. Бортовий навігаційний приймач вирішує задачу визначення поточних координат ітеративним методом в режимі реального часу. При цьому псевдодальність до кожного з навігаційних супутників визначається як функція:

$$PR_i = PR_i(x, y, z, h_\tau, x_i, y_i, z_i), \quad (2.10)$$

де x, y, z – координати споживача, x_i, y_i, z_i – координати навігаційного супутника, h_τ – зсув шкал часу споживача та навігаційних супутників (цей параметр є одинковим для всіх супутників). Якщо знати деякі апріорно відомі або завдані координати споживача та розбіжність шкал часу $x_0, y_0, z_0, h_{\tau 0}$, то можна обчислити псевдодальності до всіх видимих супутників.

Позначимо векторами-стовпцями шукані координати споживача, виміряні псевдодальності та розрахункові псевдодальності відповідно:

$$\begin{bmatrix} \vec{X} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x & y & z & h_\tau \end{bmatrix}^T \quad (2.11)$$

$$\begin{bmatrix} PR^{вум} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} PR_1^{вум} & PR_2^{вум} & \dots & PR_n^{вум} \end{bmatrix}^T \quad (2.12)$$

$$\begin{bmatrix} PR^{позр} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} PR_1^{позр} & PR_2^{позр} & \dots & PR_n^{позр} \end{bmatrix}^T \quad (2.13)$$

Параметри $PR_i^{вум}$ знаходяться за формулою:

$$PR_i^{вум} = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} + h_\tau \quad (2.14)$$

Різницна матриця буде мати вигляд:

$$[R] = \begin{bmatrix} PR^{вум} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} PR^{позр} \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

Або, враховуючи (2.10):

$$\left[R \left[\vec{X} \right] \right] = \left[PR^{вим} \right] - \left[PR^{розп} \left[\vec{X} \right] \right] \quad (2.16)$$

Припустимо, що різнисна матриця дорівнює або майже дорівнює $[0]$, де $[0]$ – нульовий вектор-стовпчик. Розкладемо матричну функцію в (2.11) в ряд Тейлора в околицях вектора $\left[\vec{X} \right]$:

$$\left[R \left[\vec{X} \right] \right] = \left[R \left[\vec{X}_0 \right] \right] + \frac{\partial}{\partial \left[\vec{X} \right]} \left[R \left[\vec{X} \right] \right]_{\left[\vec{X} \right] = \left[\vec{X}_0 \right]} \times \left\{ \left[\vec{X} \right] - \left[\vec{X}_0 \right] \right\} \quad (2.17)$$

Використовуючи вираз (2.15), запишемо матричне рівняння, що об'єднує вимірювання до n навігаційних супутників:

$$\left[R \left[\vec{X} \right] \right] = \left[R \left[\vec{X}_0 \right] \right] + \left[G_0 \right] \times \left\{ \left[\vec{X} \right] - \left[\vec{X}_0 \right] \right\}, \quad (2.18)$$

де $\left[G_0 \right]$ – матриця похідних.

Запишемо матричне рівняння (2.18) у вигляді:

$$\left[G_0 \right] \cdot \left[\vec{X} \right] = \left[G_0 \right] \cdot \left[\vec{X}_0 \right] + \left\{ \left[R \left[\vec{X} \right] \right] - \left[R \left[\vec{X}_0 \right] \right] \right\} \quad (2.19)$$

та розв'яжемо (2.19) відносно $\left[\vec{X} \right]$.

Якщо кількість видимих супутників дорівнює чотирьом, то розв'язок матричного рівняння має вигляд:

$$\left[X \right] = \left[X_0 \right] + \left[G_0 \right]^{-1} \cdot \left\{ R(X) - R(X_0) \right\}. \quad (2.20)$$

Якщо кількість видимих супутників більше чотирьох, то система буде надлишковою, а матриця $\left[G_0 \right]$ – прямокутною. В такому випадку для приведення матриці (2.15) до вигляду, придатного для розв'язання, необхідно домножити праву та ліву частини (2.15) на транспоновану матрицю $\left[G_0 \right]^T$ та матрицю $\left[W \right]^{-1} = \left[P \right]^T \cdot \left[P \right]$, де $\left[P \right]$ – матриця вагових коефіцієнтів:

$$\begin{aligned} \left[G_0 \right]^T \cdot \left[W \right]^{-1} \cdot \left[G_0 \right] \cdot \left[\vec{X} \right] &= \left[G_0 \right]^T \cdot \left[W \right]^{-1} \cdot \left[G_0 \right] \cdot \left[\vec{X}_0 \right] + \\ &+ \left[G_0 \right]^T \cdot \left[W \right]^{-1} \cdot \left\{ \left[R \left[\vec{X} \right] \right] - \left[R \left[\vec{X}_0 \right] \right] \right\} \end{aligned} \quad (2.21)$$

Розв'язок (2.21) буде мати вигляд:

$$[\vec{X}] = [\vec{X}_0] + \left\{ [G_0]^T \cdot [W]^{-1} \cdot [G_0] \right\}^{-1} \cdot [G_0]^T \cdot [W]^{-1} \cdot \left\{ [R[\vec{X}]] - [R[\vec{X}_0]] \right\} \quad (2.22)$$

Матриці в (2.22) мають таку структуру:

$$[\vec{X}] = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ h_\tau \end{bmatrix}; \quad (2.23)$$

$$[\vec{X}_0] = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \\ h_{\tau 0} \end{bmatrix}; \quad (2.24)$$

$$[G_0] = \begin{bmatrix} \frac{-(x_1 - x_0)}{PR_1^{позр}} & \frac{-(y_1 - y_0)}{PR_1^{позр}} & \frac{-(z_1 - z_0)}{PR_1^{позр}} & 1 \\ \dots & \dots & \dots & 1 \\ \frac{-(x_i - x_0)}{PR_i^{позр}} & \frac{-(y_i - y_0)}{PR_i^{позр}} & \frac{-(z_i - z_0)}{PR_i^{позр}} & 1 \\ \dots & \dots & \dots & 1 \\ \frac{-(x_n - x_0)}{PR_n^{позр}} & \frac{-(y_n - y_0)}{PR_n^{позр}} & \frac{-(z_n - z_0)}{PR_n^{позр}} & 1 \end{bmatrix}; \quad (2.25)$$

$$[P]^T = [P] = \begin{bmatrix} P_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & P_{ii} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & P_{nn} \end{bmatrix}. \quad (2.26)$$

Вираз (2.22) являє собою перший крок методу послідовних наближень. Для визначення координат споживача необхідно завдати початкове наближення вектор $[\vec{X}_0]$, потрібну точність визначення координат та похибки $h_\tau : \delta_x, \delta_y, \delta_z, \delta_h$. При цьому вираз (2.22) записується в рекурентному вигляді:

$$\begin{aligned} \left[\overrightarrow{X_{j+1}} \right] = & \left[\overrightarrow{X_j} \right] + \left\{ \left[G_j \right]^T \times \left[W_j \right]^{-1} \times \left[G_j \right] \right\}^{-1} \times \left[G_j \right]^T \times \left[W_j \right]^{-1} \times \\ & \times \left\{ \left[R \left[\overrightarrow{X_{j+1}} \right] \right] - \left[R \left[\overrightarrow{X_j} \right] \right] \right\} \end{aligned} \quad (2.27)$$

де j змінюється від 0 до K , а $K+1$ – число ітерацій, яке змінюється доти, поки не буде виконана умова:

$$\left[\overrightarrow{X_{j+1}} \right] - \left[\overrightarrow{X_j} \right] \leq \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_z \\ \delta_h \end{bmatrix}. \quad (2.28)$$

Слід зазначити, що наведені вище формули містять вихідні дані для обчислення геометричного фактору, необхідного для визначення точності позиціонування та цілісності навігаційного поля. Матриця G_0 в формулі (2.25) може бути перетворена на матрицю H в формулі (2.29).

Загальна структурна схема моделі синтетичної глісади, утворюваної перетином площин курсу та глісади, та оцінки відхилення літального апарату від заданої траєкторії, отже, матиме наступний вигляд (рис. 2.3):



Рис. 2.3 - Структурна схема моделі наведення ПС на синтетичну глісаду

2.3. Модель автономного контролю цілісності навігаційного поля за умов динамічної зміни кількості видимих супутників

Вимоги до експлуатаційних характеристик навігаційної системи визначені [52] для окремого ПС та для системи в цілому. Система включає сигнал в просторі, бортове обладнання та здатність конкретного ПС здійснити політ по бажаній траєкторії. Ці загальносистемні вимоги були використані як точка відліку для визначення вимог до експлуатаційних характеристик сигналу в просторі, коли йдеться про систему GNSS. У разі використання супутникової системи необхідно брати до уваги неповні конфігурації супутників, що може впливати на ПС. Тому деякі вимоги до експлуатаційних характеристик сигналу формулюються більш жорстко.

При використанні GNSS як основного засобу навігації необхідно мати надійний алгоритм моніторингу таких параметрів, як точність, цілісність, неперервність обслуговування та експлуатаційна готовність обслуговування.

Точність GNSS визначається як різниця між розрахованим та істинним місцезнаходженням ПС.

Цілісність – це імовірнісна міра довіри до правильності інформації, що виробляється системою. Цілісність передбачає здатність системи попереджати користувача про те, що її не слід використовувати для виконання передбаченої льотної операції. Цілісність GNSS визначається бортовим обладнанням, яке виконує складні обчислювальні операції. Система має цілісність, якщо похибка розрахованого місцезнаходження не перевищує максимуму, припустимого для операції, що виконується, без відповідного попереджувального сигналу.

Під час використання супутникової навігаційної системи відбувається неперервна передача з кожного супутника на приймач споживача ефемеридної інформації, яка включає параметри орбіти супутника. На основі даних про поточне місцезнаходження супутника приймач споживача розраховує своє місцезнаходження. Однак GPS-позиціонування піддається різним видам похибок. Сигнал від супутника може викривитись в іоносфері

або тропосфері або зазнати навмисного погіршення. Крім того, в рідкісних випадках супутник може зійти з орбіти або іншим чином вийти з ладу, і міне деякий час, перш ніж наземна станція відстежить поломку та виключить несправний супутник з навігаційного рішення [53]. Відповідно до [54], час, необхідний наземній станції управління та контролю для індикації несправного супутника ГЛОНАСС, складає близько 1 хвилини. Цей період часу є некритичним для більшості категорій користувачів супутникової навігації, однак авіаційний користувач для забезпечення потрібного рівня безпеки повинен неперервно проводити автономну перевірку достовірності інформації, що надходить з навігаційних супутників (перевірку цілісності).

Відповідно до [37], цілісність включає здатність системи забезпечувати користувача своєчасними та достовірними попередженнями (спрацьовуваннями сигналізації) в тих випадках, коли систему не слід використовувати для бажаної операції або фази польоту. Щоб переконатись в тому, що похибка визначення місцезнаходження є прийнятною, визначається поріг спрацьовування сигналізації (Alert Limit), який являє собою найбільшу похибку місцезнаходження, яка забезпечує безпечне виконання операції. Похибка визначення місцезнаходження (Position Error, PE) не може перевищувати встановлений поріг без спрацьовування сигналізації (візуальної, звукової або іншої).

В [55] дано таке визначення цілісності ГНСС: здатність глобальної навігаційної супутникової системи у заданий інтервал часу та з заданою вірогідністю забезпечувати користувачів ГНСС сигналами тривоги, що свідчать про недостовірність навігаційних сигналів ГНСС. Під моніторингом цілісності розуміють контроль глобальної навігаційної супутникової системи та параметрів радіонавігаційного поля, яке вона створює, для своєчасного попередження користувачів ГНСС про зниження якості навігаційних визначень. В свою чергу, навігаційне поле визначається як сукупність навігаційних сигналів (радіосигналів, що випромінюються навігаційним космічним апаратом ГНСС, несуть навігаційну інформацію та призначені для

користувачів ГНСС) в робочій зоні ГНСС, що дозволяє виміряти навігаційні параметри та визначити місцезнаходження та час користувача із заданим рівнем доступності, надійності та точності.

Автори статті [56] наводять наступне визначення: параметр цілісності показників супутникової системи можна в загальному вигляді зобразити як здатність системи, відповідно до вірогіднісних та точнісних вимог, що пред'являються до кожного етапу польоту, знаходити відмову у власній роботі та забезпечувати своєчасне формування та видачу сигналу користувачу інформації.

Неперервність обслуговування – це здатність системи функціонувати без незапланованих перерв під час виконання передбаченої льотної операції.

Експлуатаційна готовність обслуговування – це період часу, протягом якого система одночасно забезпечує необхідні точність та цілісність.

На рис. 2.4 схематично зображена структура схеми посадки повітряного судна за категоріями CAT I – CAT III. Значення LAL – порог сигналізації по горизонталі, VAL – порог сигналізації по вертикалі. Значення порогів, встановлені нормативними документами для транспортної авіації, наведені в табл. 2.1.

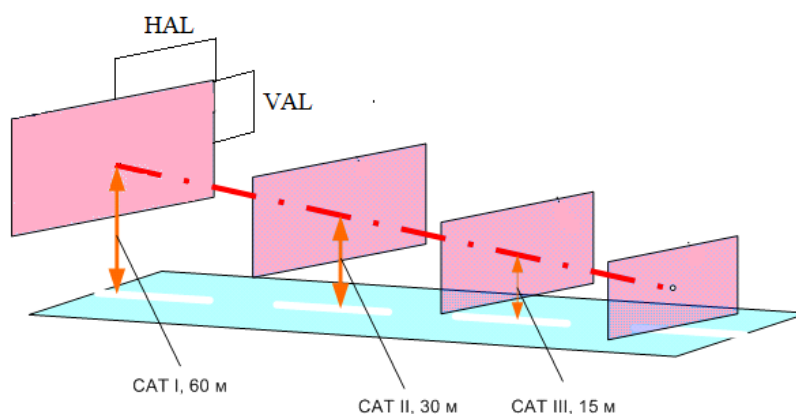


Рис. 2.4 - посадка за CAT I – CAT III

Табл. 2.1 – Пороги сповіщення для різних етапів польоту

Тип операції	Океанічний маршрут	Континентальний маршрут	Зона аеродрому	Неточний захід на посадку	APV-I	APV-2	CAT I
Поріг спрацьовування по горизонталі	7,4 км (4 м. милі)	3,7 км (2 м. милі)	1,85 км (1 м. миля)	556 м (0,3 м.милі)	40 м (130 фут)	40 м (130 фут)	40 м (130 фут)
Поріг спрацьовування по вертикалі	Не встановлено	Не встановлено	Не встановлено	Не встановлено	50 м (164 фут)	20 м (66 фут)	10-35 м (33-115 фут)
Час до попередження	5 мин	5 мин	15 с	10 с	10 с	6 с	6 с

На рис. 2.5 показана діаграма зв'язків PL (Protection Level), PE (Position Error), AL (Alert Limit), що використовуються для відображення результатів моніторингу СРНС. Відображення результатів на діаграмі виконується окремо для горизонтальної площини (скорочення доповнюються літерою Н: НРL, НРЕ, НАL) та вертикальної площини (скорочення доповнюються літерою V: VPL, VPE, VAL). Супутникову систему навігації можна використовувати лише в тому випадку, якщо виконуються умови: $НРЕ < НРL < НАL$; $VPE < VPL < VAL$.

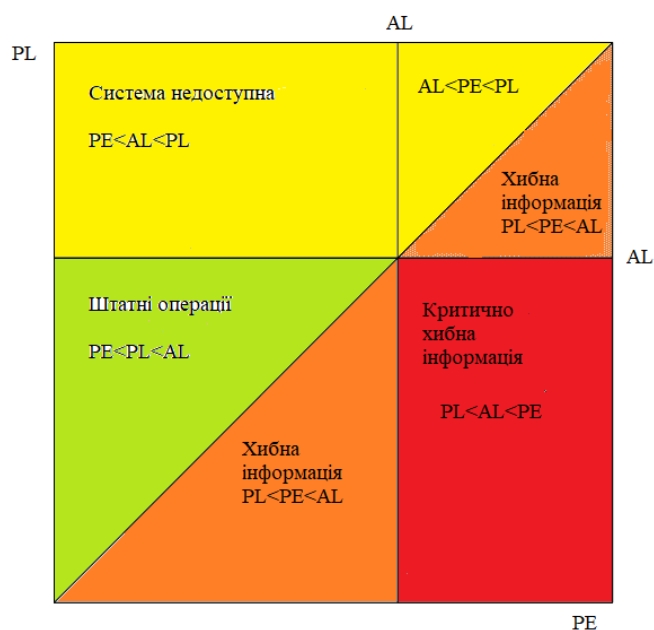


Рис. 2.5 – Діаграма зв'язків PL, PE, AL

Відповідно до вимог, що висуваються до авіаційного навігаційного обладнання, до складу програмного забезпечення навігаційного приймача має входити алгоритм RAIM. Всі множини наявних алгоритмів RAIM можна розділити на дві групи. Перша група алгоритмів використовує лише вимірювання, проведені в поточний момент часу. Такий тип алгоритмів носить в зарубіжній літературі назву «snapshot scheme» [57]. Інша група алгоритмів використовує, окрім поточних, вимірювання, що були проведені раніше. Ці фільтраційні алгоритми носять назву «averaging scheme». Оскільки для реалізації фільтраційних алгоритмів необхідно знати модель руху користувача, а для авіаційних користувачів, що маневрують, ця модель відома з похибками, алгоритми, що використовують лише поточні вимірювання, значно більш поширені.

Попередження, що виробляються системою RAIM, зумовлені або відсутністю достатньої кількості супутників в зоні видимості, або відмовою одного або декількох супутників. В обох випадках використання технології RAIM перебрдачає, що від початку в зоні видимості знаходиться надлишкова кількість супутників (більше 4). Якщо супутникова навігація є єдиним засобом наведення повітряного судна, методи RAIM мають не лише виявляти несправний супутник, але і виключати його з навігаційного рішення. В цьому випадку в полі зору приймача має бути не менш як 6 супутників. Розглянемо основні складові методів RAIM [57-61] .

Лінеаризоване рівняння зв'язку між змінами вимірювань псевдодальності і змінами складових вектора користувача на завершальному етапі ітераційного рішення навігаційної задачі записується наступним чином:

$$\delta y = H \delta x, \quad (2.29)$$

де δy – вектор змін вимірювань псевдодальності розміром $m \times 1$,

δx – вектор змін складових вектора користувача розміром 4×1 ,

H – матриця зв'язку розміром $m \times 4$,

m – кількість супутників в зоні видимості (кількість рядків в матриці H).

Для RAIM $m > 4$.

Матриця H з використанням QR-факторизації може бути представлена у вигляді добутку ортонормованої матриці Q та верхньої трикутної матриці R :

$$H = QR, \quad (2.30)$$

причому

$$Q^T Q = I. \quad (2.31)$$

Підставляючи (2.31) в (2.30), отримуємо

$$\delta y = QR\delta x. \quad (2.32)$$

Враховуючи (2.31) у вигляді

$$Q^{-1} = Q^T, \quad (2.33)$$

із (2.32) отримуємо

$$R\delta x = Q^T \delta y. \quad (2.34)$$

Подальший виклад методології формування матриць буде виконуватись з використанням конкретних вимірювань супутникової системи GPS при 6 видимих супутниках.

Виміряні дані:

$$H = \begin{bmatrix} 0.50677 & 0.66541 & -0.41339 & -1 \\ 0.51984 & -0.44551 & 0.83037 & -1 \\ 0.69239 & 0.60598 & -0.21594 & -1 \\ -0.51933 & 0.39579 & 0.78098 & -1 \\ 0.40648 & -0.9027 & 0.40769 & -1 \\ 0.78624 & 0.17433 & 0.63421 & -1 \end{bmatrix}, \quad (2.35)$$

$$\delta y = \begin{bmatrix} 6.4701 \\ -0.92366 \\ 5.8472 \\ 3.8957 \\ -0.499 \\ 2.1481 \end{bmatrix}, \quad (2.36)$$

$$Q = \begin{bmatrix} -0.35312 & 0.45416 & 0.19455 & -0.47315 & -0.52621 & 0.36114 \\ -0.36223 & -0.33052 & -0.43293 & 0.081714 & -0.59302 & -0.46235 \\ -0.48246 & 0.4065 & 0.086965 & -0.17348 & 0.44983 & -0.60165 \\ 0.36187 & 0.2954 & -0.76777 & -0.42381 & 0.11265 & 0.0048427 \\ -0.28324 & -0.64979 & -0.0025819 & -0.60688 & 0.30481 & 0.19061 \\ -0.54786 & 0.098874 & -0.42153 & 0.43754 & 0.25195 & 0.50741 \end{bmatrix} \quad (2.37)$$

$$R = \begin{bmatrix} -1.4351 & -0.062559 & -0.23094 & 1.667 \\ 0 & 1.4165 & -0.52149 & -0.27462 \\ 0 & 0 & -1.3267 & 1.3433 \\ 0 & 0 & 0 & 1.1581 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (2.38)$$

$$Q^T = \begin{bmatrix} -0.35312 & -0.36223 & -0.48246 & 0.36187 & -0.28324 & -0.54786 \\ 0.45416 & -0.33052 & 0.4065 & 0.2954 & -0.64979 & 0.098874 \\ 0.19455 & -0.43293 & 0.086965 & -0.76777 & -0.0025819 & -0.42153 \\ -0.47315 & 0.081714 & -0.17348 & -0.42381 & -0.60688 & 0.43754 \\ -0.52621 & -0.59302 & 0.44983 & 0.11265 & 0.30481 & 0.25195 \\ 0.36114 & -0.46235 & -0.60165 & 0.0048427 & 0.19061 & 0.50741 \end{bmatrix}, \quad (2.39)$$

$$Q_x^T = \begin{bmatrix} -0.35312 & -0.36223 & -0.48246 & 0.36187 & -0.28324 & -0.54786 \\ 0.45416 & -0.33052 & 0.4065 & 0.2954 & -0.64979 & 0.098874 \\ 0.19455 & -0.43293 & 0.086965 & -0.76777 & -0.0025819 & -0.42153 \\ -0.47315 & 0.081714 & -0.17348 & -0.42381 & -0.60688 & 0.43754 \end{bmatrix}, \quad (2.40)$$

$$Q_p^T = \begin{bmatrix} -0.52621 & -0.59302 & 0.44983 & 0.11265 & 0.30481 & 0.25195 \\ 0.36114 & -0.46235 & -0.60165 & 0.0048427 & 0.19061 & 0.50741 \end{bmatrix}. \quad (2.41)$$

Оскільки два нижніх рядки матриці R складаються з нулів, рівняння (2.41) розбивається на два:

$$U \delta x = Q_x^T \delta y \quad \text{або} \quad \delta x = U^{-1} Q_x^T \delta y, \quad (2.42)$$

$$0 = Q_p^T \delta y, \quad (2.43)$$

де матриця U складається з перших чотирьох рядків матриці R :

$$U = \begin{bmatrix} -1.4351 & -0.062559 & -0.23094 & 1.667 \\ 0 & 1.4165 & -0.52149 & -0.27462 \\ 0 & 0 & -1.3267 & 1.3433 \\ 0 & 0 & 0 & 1.1581 \end{bmatrix} \quad (2.44)$$

Матриця Q_x^T складається з перших чотирьох рядків матриці Q^T , а матриця Q_p^T складається з останніх $m - 4$ рядків матриці Q^T .

Якщо вимірювання містять похибки, то δy замінюється на $\underline{\delta y} + \underline{e} + \underline{b}$, де \underline{e} – вектор розміром $m \times 1$ з нульовим середнім та нормсальним розподілом, \underline{b} – вектор $m \times 1$, який представляє похибки вимірювання.

Компоненти \underline{e} та \underline{b} невідомі, але їх можна визначити з рівняння (2.44):

$$p = Q_p^T \underline{e} + Q_p^T \underline{b} \quad (2.45)$$

Очікуване значення вектора \underline{p} може бути визначене наступним чином:

$$E\{\underline{p}\} = Q_p^T \underline{b} \quad (2.46)$$

Значення коваріаційної матриці \underline{p} може бути визначене наступним чином:

$$\text{cov}\{\underline{p}\} = E\{(\underline{p} - E\{\underline{p}\})(\underline{p} - E\{\underline{p}\})^T\} = Q_p^T \text{cov}\{\underline{e}\} Q_p \quad (2.47)$$

Якщо вимірювання шуму не корелює, а розподіл випадкової величини – нормальне з рівними дисперсіями, то коваріаційна матриця вимірювань шуму знаходиться за формулою:

$$\text{cov}\{\underline{e}\} = \sigma^2 I, \quad (2.48)$$

де I – це одинична матриця розміром $m \times m$. Звідси випливає, що коваріаційна матриця \underline{p} є розв'язком рівняння:

$$\text{cov}\{\underline{p}\} = \sigma^2 I \quad (2.49)$$

з $Q_p^T Q_p = I$ (Q рядами ортонормованих векторів).

За відсутності похибок вимірювання вектор \underline{p} являється функцією шуму. За наявності похибок вимірювання вектор \underline{p} залежить також від них.

Подальша процедура полягає у формуванні тестової статистики з використанням вектора \underline{p} та порівнянні значень тестової статистики з заданими порогами доступності СРНС.

Вибір тестової статистики залежить від того, який метод визначення цілісності використовується. Поріг спрацьовування сигналізації зазвичай встановлюється таким чином, щоб хибне сповіщення про відсутність цілісності ставалось не частіше, ніж встановлено в нормативних документах. У [62, 63] пропонується кілька методів RAIM.

Одним з найбільш поширених та простих методів RAIM є метод порівняння дальностей. Він включає обчислення місцезнаходження приймача споживача за допомогою чотирьох супутників, виходячи з презумпції відсутності шуму, та подальше обчислення відстаней до супутників, що залишилися. Отримані значення потім порівнюються з виміряними псевдодальностями до супутників. Якщо всі нев'язки малі, вимірювання вважаються узгодженими і система декларує відсутність збою,

в іншому випадку цілісність вважається порушеною. Залишається тільки кількісно виміряти, які значення нев'язок вважати малими, а які – великими.

Другий метод RAIM називається методом нев'язок найменших квадратів. Він полягає в наступному: наявність надлишкових супутників в полі зору дозволяє скласти схему з $n > 4$ рівнянь. При цьому невідомих, як і раніше, буде 4. Таким чином, розв'язок системи можна буде знайти, користуючись методом найменших квадратів. Рішення найменших квадратів можна отримати шляхом домноження лівої частини рівняння (2.29) на псевдозворотню матрицю Мура–Пенроуза G . Таким чином вираховується вектор p , що складається з n елементів – нев'язок псевдодальностей до відповідних супутників. Потім обчислюється значення SSE (сума квадратів нев'язок) за формулою:

$$SSE = p^T p \quad (2.50)$$

Отримана в результаті величина SSE має три специфічні властивості, які є дуже важливими для створення правила прийняття рішень:

- SSE є невід'ємною скалярною величиною. Таким чином, напівнескінченна додатня пряма ділиться на дві частини. Одній частині відповідає рішення "немає відмови", другій частині – рішення "відмова". Розподільна точка називається порогом.
- Якщо всі елементи p мають однаковий незалежний Гаусівський розподіл, статистичний розподіл SSE абсолютно не залежить від геометрії супутників для будь-якого значення n .
- За умов, вказаних в пункті 2, SSE має ненормалізований хі-квадрат розподіл з $n-4$ ступенями свободи.

Тестова статистика розраховується за формулою:

$$test.st. = \sqrt{\frac{SSE}{n-4}} \quad (2.51)$$

Значення порогу, з яким порівнюється тестова статистика, обирається в залежності від кількості видимих супутників (табл. 2.2). Прийнята вірогідність хибної тривоги 1/15000.

Табл. 2.2. – Пороги тестової статистики

Кількість видимих супутників(n)	Кількість ступенів свободи	Поріг, м
5	1	132
6	2	102
7	3	90
8	4	82
9	5	77

При шести та більше супутниках в зоні видимості приймача можлива не лише констатація збою цілісності, але і виключення несправного супутника з рішення навігаційної задачі. Для цього супутники по черзі видаляються з навігаційного рішення, поки сума квадратів нев'язок не стане менша за поріг. Прийнятна комбінація використовується для навігації.

Третій метод – метод відсіювання неприйнятної геометрії. Він полягає у визначенні критичного значення геометричного фактору, при перевищенні якого система вважається недоступною. Критична характеристика визначається за формулою:

$$\delta xDOP_{\max} = \max_i (\sqrt{xDOP_i^2 - xDOP^2}) , \quad (2.52)$$

де $xDOP_i$ – геометричний фактор $m-1$ супутників, що знаходяться в зоні видимості (без супутника з номером i),

$xDOP$ – геометричний фактор m супутників.

Для використання цього методу необхідно встановити критерій $\delta xDOP_{\text{крит.}}$. Якщо

$$\delta xDOP_{\max} > \delta xDOP_{\text{крит.}} , \quad (2.53)$$

то системою користуватися не можна.

Четвертий метод – метод приблизної радіальної захисної похибки [Approximate Radial-Error Protected (ARP)]. Полягає в розрахунку матриць

$$M1 = (H^T H)^{-1} H^T, \quad (2.54)$$

$$M2 = [I] - HM1,$$

де $[I]$ – одинична матриця.

На наступному етапі розраховуються коефіцієнти прямих, що проходять через початок координат:

$$SLOPE_i = \left[\frac{(M1_{1i}^2 + M1_{2i}^2)(m - 4)}{M2_{ii}} \right]^2, \quad (2.55)$$

Де i – номер супутника в зоні видимості.

Визначається найбільший коефіцієнт:

$$SLOPE_{\max} = \max_i(SLOPE_i). \quad (2.56)$$

Обчислюється приблизна радіальна захисна похибка:

$$ARP = SLOPE_{\max} \times \text{porig}. \quad (2.57)$$

При перевищенні ARP супутникова система вважається недоступною.

Усі перераховані вище методи об'єднує те, що вони працюють лише за наявності надлишкових вимірювань, тобто при 5 та більше супутниках в зоні видимості приймача. В той же час, при посадці ЛА малої авіації не виключена імовірність того, що в деякий момент через великий кут маски, спричинений деревами чи будовами, кількість видимих супутників знизиться до 4-х. Такої кількості за умов вдалого геометричного розташування було б достатньо для позиціонування, а отже, і для наведення на етапі посадки, проте стандартний алгоритм RAIM за таких умов безальтернативно задекларує збій супутникової навігації, що за умов відсутності альтернативних засобів навігації призведе до необхідності перервати захід на посадку. Отже, доцільною є розробка алгоритму контролю цілісності навігаційного поля, який би працював за наявності 4-х видимих супутників. В роботі [53] представлено алгоритм UDSRAIM (Underdetermined RAIM), який передбачає виключення однієї невідомої величини з навігаційних рівнянь (координати z або зсуву годинника приймача) шляхом використання барометричного висотоміра або встановлення на приймачі користувача годинника, що точно синхронізований з годинниками супутників. Останнє

припущення має суто теоретичне значення через високу вартість годинників, що забезпечують точну синхронізацію.

В даній дисертації розглядається модель контролю цілісності навігаційного поля, заснований на апіорній інформації щодо місцезнаходження опорної станції, котра дозволяє обчислити нев'язки псевдодальності до кожного з супутників, що беруть участь у навігаційному рішенні в даний момент часу. Перевагою такої операції, як захід на посадку, є те, що координати місця приземлення завчасно відомі. Тому, на відміну від польоту за маршрутом, де необхідно проводити контроль цілісності безпосередньо бортовим приймачем або за допомогою системи SBAS, на етапі посадки функція контролю може бути покладена на наземну станцію, координати якої завчасно точно виміряні. В цьому випадку цілісність системи можна буде визначити при мінімально необхідній для навігації кількості супутників, що в разі їх вдалого взаємного розташування, яке забезпечує високу точність, дозволить завершити операцію заходу на посадку.

Схема алгоритму контролю цілісності наведена на рис. 2.6.

Алгоритм перевірки цілісності, що розглядається, як і всі стандартні алгоритми RAIM, двохетапний. На першому етапі визначається геометричний фактор видимих супутників. При незадовільному значенні DOP подальші розрахунки не проводяться і декларується збій цілісності. При задовільному значенні DOP проводиться обчислення псевдодальностей.

Оскільки захід на посадку і посадка відбуваються на невеликій ділянці, доцільно проводити моніторинг геометричного фактору на землі. Це дасть можливість попередньо спрогнозувати, які підкомбінації з 4-х супутників із всього видимого набору супутників будуть забезпечувати прийнятну точність навігації. Інформація щодо всіх можливих підкомбінацій та забезпечуваних ними геометричних факторах може транслюватися на борт ПС по радіоканалу.



Рис. 2.6 – Схема алгоритму контролю цілісності навігаційного поля за умов відсутності надлишкових вимірювань

Вихідними даними для оцінки цілісності є альманах навігаційних супутників, отриманий з навігаційного приймача. За даними альманаху розраховуються координати орбіт навігаційних супутників на конкретні моменти часу. Через координати супутників та координати точки, відносно якої визначається цілісність, розраховуються дальності до супутників та формується матриця направляючих косинусів. На наступному етапі розраховуються геометричні фактори, за якими визначаються критичні

комбінації супутників, що перевищують задані значення порогів. Для таких комбінацій приймається рішення про відмову від використання супутникової навігації.

Відповідно до [64], зв'язок між нев'язками псевдодальностей до супутників та похибкою обчислення місцезнаходження користувача встановлюється за формулою:

$$\sigma_i = \sigma_0 \times \text{DOP}, \quad (2.58)$$

де σ_i – стандартна похибка, що характеризує точність вимірювання координат в плані, по висоті або за часом, σ_0 – стандартна похибка, що характеризує точність вимірювання псевдодальності.

Як вказано в таблиці 2.3, вимоги до точності на етапі заходу на посадку за I категорією ICAO такі: 9,1 м по горизонталі і 3,0 м по вертикалі. Припустимо, що значення вертикального значення точності VDOP за наявності супутників всіх систем в зоні видимості складає 0,847 (дані взято з результатів експерименту, описаного в розділі 4). Таким чином, максимальна сума квадратів нев'язок, що забезпечує вертикальне наведення з потрібною точністю, складає 3,54 м. Це значення буде змінюватись в залежності від значення DOP. Якщо вертикальне наведення здійснюється за допомогою інших засобів навігації і потрібне лише горизонтальне наведення, то при даному значенні DOP припускається сума квадратів нев'язок псевдодальностей до 10,74 м. Це узгоджується з даними, отриманими в статті [65]. Слід зазначити, що відповідно до [27] припустимою похибкою псевдодальності до будь-якого супутника є 30 м (100 фут) для SPS GPS і 18 м (59,7 фут) – для ГЛОНАСС. В документі маються на увазі припустимі значення похибки при польоті за маршрутом.

Нев'язка псевдодальності визначається як різниця між фактичною виміряною псевдодальністю та псевдодальністю, передбаченою на основі наявних даних про точне місцезнаходження базового приймача та ефемеридної інформації.

У випадку, якщо сума квадратів нев'язок перевищує поріг, розрахований для конкретного значення DOP, супутник з найбільшою нев'язкою виключається з навігаційної задачі. Оскільки виключення супутника тягне за собою зміну геометричного фактора, розраховується новий поріг – для нового значення DOP. Цикл повторюється доти, поки значення суми квадратів нев'язок всіх супутників, що знаходяться в зоні видимості приймача, не буде менше за поріг, або поки кількість супутників не стане меншою за 4 (в останньому випадку оголошується збій супутникової навігації).

Табл. 2.3. – Вимоги до точності вимірювання місцезнаходження згідно із стандартами FAA

Фаза польоту	Мінімальна висота, м	Повздовжня точність, 2 drms, м	Вертикальна точність, 2 drms, м
Політ в зоні аеродрому	152	7400	500
Захід на посадку			
Неточний захід	76,2	3700	100
Категорія I	30,5	9,1	3,0
Категорія II	15,2	4,6	1,4
Категорія III	0	4,1	0,5

2.4. Вирівнювання літального апарату на фінальній ділянці посадки

Вирівнюванням називають етап польоту, в процесі якого літальний апарат, рухаючись по криволінійній траєкторії, переходить від зниження вздовж глісади до руху вздовж траєкторії з малим кутом нахилу до земної поверхні [47]. При посадці літака вручну вирівнювання зазвичай закінчується переводом літака на траєкторію, паралельну земній поверхні. На цьому етапі посадки, що носить назву витримування, літак летить на висоті 0,5 – 1 м над землею, поступово змешуючи швидкість. Наприкінці витримування швидкість літака близька до швидкості дотику. Для підтримування підйомної сили, що зменшується внаслідок втрати швидкості, пілот поступово збільшує кут атаки літака. Результатом маневру є дотик з

заданим кутом тангажу та вертикальною швидкістю. На рис. 2.7 зображена траєкторія зниження по глісаді та вирівнювання.

Ключовим параметром, що визначає необхідність початку маневру вирівнювання, є висота ПС над ЗПС. Система точного заходу на посадку ILS, яка є на сьогодні найбільш поширеною в міжнародних аеропортах, не передбачає формування та видачі інформації, спираючись на яку, ПС може виконати вирівнювання. Всі дані, що запускають механізм вирівнювання, надходять від власних систем ПС – насамперед, від висотоміра. Під час зниження по глісаді ПС керується сигналами двох маяків – глісадного та курсового. Досягнувши висоти початку вирівнювання, ПС починає орієнтуватись виключно на сигнали курсового маяка (до кінця пробігу по ЗПС), а корекція відхилень за каналом глісади припиняється.

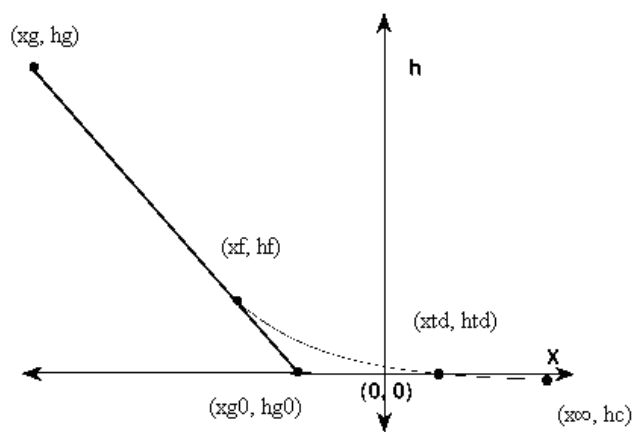


Рис. 2.7 – Траєкторія зниження по глісаді та вирівнювання

Система MLS складається з трьох підсистем, що носять в англійській технічній літературі назви Localizer, Glideslope та Flare. Дві перші підсистеми виконують функції, аналогічні курсовому та глісадному маякам в ILS, а підсистема Flare надає інформацію про актуальну висоту польоту над ЗПС. Висота розраховується за формулою: $h = d \cdot \tan \theta$, де θ – кут між ПС та ЗПС в точці розташування передатчика підсистеми Flare, d – відстань від передатчика до торця ЗПС (рис. 2.8).

Відносно організації вирівнювання під час посадки за сигналами системи ГНСС в технічній літературі немає даних.

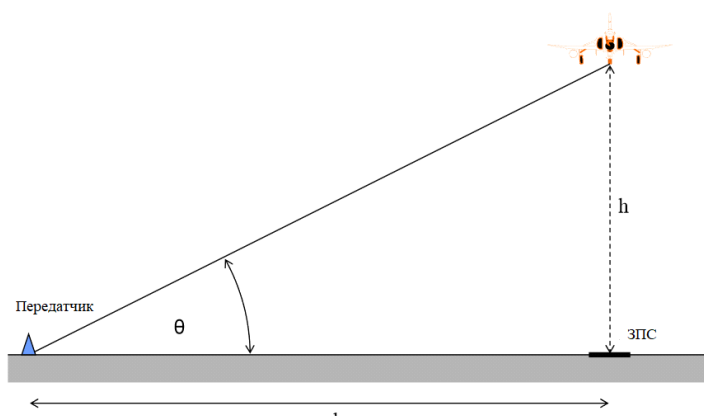


Рис. 2.8 – Вимірювання висоти ПС за сигналами передатчика підсистеми Flare системи MLS

Відповідно до [47], після прольоту висоти початку вирівнювання бортовий комп'ютер запускає механізм збільшення кута тангажу (pitch-up maneuver), який є суттю маневру вирівнювання і дозволяє ПС торкнутися ЗПС основними опорами шасі та зменшити вертикальну швидкість.

Відносно закону руху ПС в повздовжній площині після початку вирівнювання існує ряд припущень. Один з ранніх методів автоматичного керування посадкою ПС по експоненціальній траєкторії вирівнювання приводиться в [48]. Припускається, що вертикальна швидкість зниження ПС пропорційна його висоті в кожний момент часу. Це приводить до виразу для зміни висоти виду:

$$H(t) = H_0 e^{\frac{t}{T}}, \quad (2.59)$$

де H_0 – висота початку вирівнювання, T – стала експоненти. При виконанні деяких умов можна знайти невідомі параметри. Система автоматичного управління вирівнюванням забезпечує керування повздовжнім траєкторним рухом літака аж до точки дотику ЗПС шляхом впливу на рулі висоти у разі відхилення поточного кута тангажу від заданого. Заданий кут тангажу визначається різницею між поточною та заданою вертикальною швидкістю, причому задана вертикальна швидкість є

функцією висоти польоту. До недоліків методу слід віднести неоднозначність одночасного виконання вимог щодо висоти та швидкості, а також те, що єдиним датчиком інформації про поточну висоту є висотомір.

Розвиток цей метод отримав в роботі [49]. В ній запропоновано спосіб автоматичного вирівнювання, при якому вертикальна швидкість пропорційна поточним значенням висоти та вертикального прискорення. Програмна зміна висоти при цьому задається у вигляді суми двох експонент.

Найбільш повно вирішення задачі посадки та вирівнювання розглянуто в роботі [50]. В статті розроблено метод нелінійного управління з використанням динамічної інверсії для автоматичної посадки безпілотної ЛА. Метод має внутрішню та зовнішню структури циклу. Зовнішній контур перетворює керівні команди в еволюції об'єкту (рухи ЛА), в той час як внутрішній контур забезпечує контроль відслідковування цих еволюцій. Існує окремий цикл для керування швидкістю, який регулює тягу двигунів.

Ще один підхід до вирівнювання ЛА наведено в роботі [51]. В ній запропоновано метод автоматичної посадки, в тому числі вирівнювання, за допомогою нечіткої логіки.

В ході роботи над дисертацією був розроблений спосіб вирівнювання, викладений в роботі [4]. На відміну від методів, запропонованих в роботах [48, 49], в ньому вирівнювання розглядається не як поступова зміна траєкторії, по якій рухається центр мас ЛА, а як процес поступового збільшення кута тангажу по мірі зниження висоти польоту. Такий підхід дозволяє не лише досягти на момент дотику прийнятної горизонтальної та вертикальної швидкості, але і забезпечити дотик ЛА основними опорами шасі.

Розглядається ситуація, коли система автоматичного управління (САУ) вивела ЛА в початкову точку глісади (x_g, h_g) з горизонтальною швидкістю W . Вважаємо, що швидкість вітру дорівнює нулю і САУ повністю компенсує випадкові впливи. В основі методу, що розглядається, лежить зміна кута

нахилу траєкторії (параметру, пов'язаного з кутом тангажу формулою $\Theta = \gamma + \alpha$).

Вихідні дані моделювання такі: горизонтальна швидкість: $W_z = 40$ м/с; бажана вертикальна швидкість в точці дотику (точці, в якій висота дорівнює нулю): $phz = 0.5$ м/с; початковий кут нахилу траєкторії в радіанах: $\gamma_0 = 0.097$; висота початку вирівнювання: $h_z = 15$ м. Вирівнювання починається в момент часу: $t = 655$ с.

Кут нахилу траєкторії з моменту початку вирівнювання змінюється за законом:

$$\gamma = \gamma_0 \cdot e^{-\mu \cdot t} \quad (2.60)$$

Висота змінюється за законом:

$$h = h_z - W_z \cdot \gamma_0 \cdot \int e^{-\mu \cdot t} dt \quad (2.61)$$

тобто:

$$h = h_z - W_z \cdot \gamma_0 \cdot \frac{e^{-\mu \cdot t}}{-\mu} \quad (2.62)$$

Вертикальна швидкість змінюється за законом:

$$ph = W_z \cdot \gamma_0 \cdot e^{-\mu \cdot t} \quad (2.63)$$

Період часу, за який виконується вирівнювання, визначається за формулою:

$$\Delta T = \frac{-\ln\left(\frac{phz}{W_z \cdot \gamma_0}\right)}{\mu} \quad (2.64)$$

Параметр μ знаходиться за формулою:

$$\mu = \frac{W_z \cdot \gamma_0 - phz}{h_z} \quad (2.65)$$

Таким чином, отримуємо систему рівнянь:

$$\begin{aligned} (h_z - Wz \cdot \gamma_0 \cdot \int_0^{\Delta T} e^{-\mu \cdot t} dt) &= 0 \\ Wz \cdot \gamma_0 \cdot e^{-\mu \cdot \Delta T} &= phz, \end{aligned} \quad (2.66)$$

розв'язуючи яку, отримуємо значення висоти, кута нахилу траєкторії та вертикальної швидкості ЛА для кожного моменту часу.

Вимірювання координат навігаційним приймачем, що знаходиться на борту ЛА, відбувається в системі координат WGS-84 [44]. Оскільки посадка проводиться на порівняно невеликій ділянці, доцільно проводити всі розрахунки в місцевій системі координат ENU (East-North-Up) (рис. 2.9). Точка початку координат (local origin) в системі ENU обирається довільно, а місцезнаходження інших точок визначається відносно точки local origin. Локальні координати ENU формуються з площини, дотичної до земної поверхні та зафіксованої в конкретній точці, що також називається місцевою геодезичною площиною. Вісь «East» відповідає вісі X, вісь «North» – вісі Y, вісь «Up» – вісі Z. В деяких випадках застосовується система координат NED (North, East, Down). В авіації більшість об'єктів, що представляють цінність, знаходяться нижче за літак, тому інколи доцільно взяти напрямок «вниз» з додатнім знаком. В технічній літературі розкрито процес конвертування вимірних координат з СК WGS-84 в СК ENU в два етапи: із WGS-84 в ECEF (Earth-Centered, Earth-Fixed) – прямокутну систему координат, також відому як «типова земна» система; з ECEF в ENU. Формули конвертування наведені в [45]. Для переведення координат точки, що розташована на будь-якій висоті над еліпсоїдом, із геодезичної системи в геоцентричну застосовуються наступні формули:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (N + H) \cos B \cos L \\ (N + H) \cos B \sin L \\ (N(1 - e^2) + H) \sin B \end{pmatrix}, \quad (2.67)$$

де B , L , H – відповідно геодезична широта, довгота та висота точки, e – ексцентриситет (для WGS-84 цей параметр дорівнює 0,081819190842622).

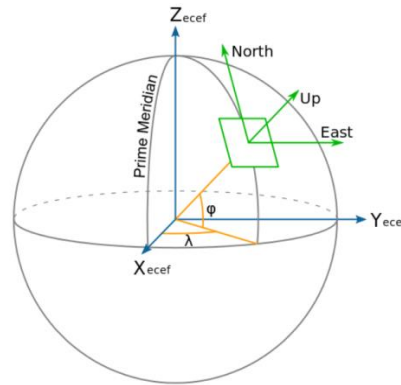


Рис. 2.9 – Місцева система координат ENU та геоцентрична прямокутна система координат ECEF

Для конвертування координат із системи ECEF в систему ENU використовуються наступні формули:

$$\begin{bmatrix} East \\ North \\ Up \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ -\cos \lambda \sin \varphi & -\sin \lambda \sin \varphi & \cos \varphi \\ \cos \lambda \cos \varphi & \sin \lambda \cos \varphi & \sin \varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}, \quad (2.68)$$

де λ , φ – геодезичні координати довільно обраної точки Local Origin, яка у новій системі координат стає початком координат.

В середовищі Matlab [46] існують вбудовані функції конвертування. Синтаксис для переходу безпосередньо від геодезичних координат до локальної системи ENU виглядає наступним чином:

$$[xEast, yNorth, zUp] = \text{geodetic2enu}(lat, lon, h, lat0, lon0, h0, spheroid),$$

де lat , lon , h – геодезичні координати заданої точки, $lat0$, $lon0$, $h0$ – геодезичні координати точки, обраної за початок координат, $spheroid$ – референтний еліпсоїд. Еліпсоїд WGS-84 можна задати командою:

$$spheroid = \text{referenceEllipsoid}('WGS84')$$

В подальших дослідженнях всі вимірні координати будуть переводитись в систему ENU, за початок координат в якій обрана точка на ЗПС, в яку проектується глісада (точка P на рис. 2.2).

2.5. Модель розрахунку приладової швидкості літального апарату без даних від системи повітряних сигналів

Під час польоту літального апарату проводиться неперервне обчислення трьох видів горизонтальної швидкості: шляхової (швидкості відносно земної поверхні), істинної повітряної та приладової. Два перших параметри використовуються для навігації, останній – для пілотування ЛА. Саме від того, чи витримана приладова швидкість у припустимих для конкретного літака межах, залежить безпека польоту. При перевищенні значення, що вказане в керівництві з льотної експлуатації даного типу ЛА, відбувається руйнування конструкції літака, а при зниженні приладової швидкості до критичного значення настає звалювання – некерований рух літака, що викликаний порушенням нормальних умов обтікання крила. Саме тому протягом всього польоту, в тому числі на етапі заходу на посадку, дуже важливим чинником є правильне обчислення приладової швидкості.

Наразі приладова швидкість визначається аеродинамічним методом – за допомогою системи повітряних сигналів (СПС), датчиками якої є приймачі статичного та повного тиску (останні називаються трубками Піто). Різниця повного та статичного тиску називається швидкісним напором. Ця величина входить в формулу для визначення приладової швидкості польоту. СПС – це програмно-апаратна система, що призначена для вимірювання та обчислення даних про висотно-швидкісні та інші параметри. Так, за допомогою СПС екіпаж отримує інформацію щодо температури повітря назовні, барометричної висоти польоту, повного та динамічного повітряного тиску, кутів атаки та ковзання, числа Маха, повітряної швидкості (як істинної, так і приладової) тощо [66]. Одним з ключових елементів СПС є приймач повітряного тиску (ППТ) – пристрій для отримання сигналів повітряного тиску для подачі їх в системи статичного та динамічного тиску, а також на ряд електричних датчиків систем відображення польотної інформації, в автоматизу двигунів та ряд інших систем літака. За сприятливих умов ППТ забезпечують екіпаж точними та постійно оновлюваними даними, однак їх

суттєвим недоліком є залежність від погодних умов. Зі збільшенням висоти та зниженням температури повітря зростає імовірність обмерзання трубок Піто, що знаходяться з зовнішнього боку ЛА. Історія цивільної авіації нараховує ряд авіакатастроф, основною причиною яких став вихід ППТ з ладу, що унеможливило витримування безпечної приладової швидкості [67-69].

Результати досліджень, присвячених аварійному визначенню приладової швидкості, було втілено в указівки членам льотних екіпажів сучасних цивільних літаків. Зазвичай у разі недостовірних показів вказівників швидкості використовується таблиця співвідношення тяги (оборотів двигунів) та тангажу [28]. Під час випробувань літака дослідним шляхом встановлюється співвідношення тяги та тангажу для кожного з інтервалів маси літака при оптимальній приладовій швидкості. Таким чином, якщо екіпаж має дані про масу ЛА, він може, утримуючи рекомендовані значення тяги та тангажу, тримати приладову швидкість в припустимих інтервалах. Слід зазначити, що точної формули розрахунків немає або вона не наводиться в керівних документах.

Компанія The Boeing Company в 2013 году оголосила [70] про створення нового методу незалежного обчислення приладової швидкості. Для обчислень цим методом бортовому комп'ютеру необхідно знати масу та конфігурацію літака, його кут атаки та тривимірне розташування, обчислене за допомогою GPS.

Спосіб автономного обчислення приладової швидкості, розроблений в ході роботи над дисертацією, базується на тому, що шляхова, істинна та приладова швидкості є взаємопов'язаними та можуть бути знайденими одна з одною. В нашому випадку за основу береться шляхова швидкість, з якої з застосуванням навігаційного трикутника швидкостей знаходиться істинна повітряна швидкість, яка на другому етапі з урахуванням різниці тиску біля землі та на висоті польоту перераховується в приладову. На більшості сучасних літаків шляхова швидкість вимірюється за допомогою інерціальної

навігаційної системи з корекцією за ГНСС. Однак визначення швидкості виключно за сигналами супутникової навігаційної системи відбувається з достатньо високою точністю, що теоретично дозволяє використовувати цей метод як основний.

Приймачі користувачів дозволяють в кожен момент часу за наявності в полі зору щонайменше 4 супутників одного з сузір'їв ГНСС визначати три координати місцезнаходження користувача – широту, довготу та висоту [44]. Швидкість руху об'єкту відносно земної поверхні визначається шляхом ділення пройденого шляху на затрачений на цей шлях час. Більшість приймачів ГНСС оновлюють дані з частотою 1 раз на секунду (хоча існують приймачі з частотою оновлення даних від 0,1 до 100 Гц), відповідно, два послідовних вимірювання проводяться з різницею в 1 с. Супутникова навігаційна система дозволяє визначити як горизонтальну, так і вертикальну складову швидкості. Точність вимірювання координат за ГНСС – від декількох метрів до декількох десятків метрів. Підвищити точність визначення місцезнаходження дозволяють різні диференційні системи, а також автономний контроль цілісності, що проводиться у вимірювальній апаратурі.

Для умовного випадку відмови СПС для визначення істинної та приладової повітряної швидкості скористаємося рівнянням трикутника швидкостей та даними метеозведень, виконаємо розрахунки та співставимо отримані результати з експериментальними даними.

Навігаційний трикутник швидкостей зображено на рис. 2.10 [71]:

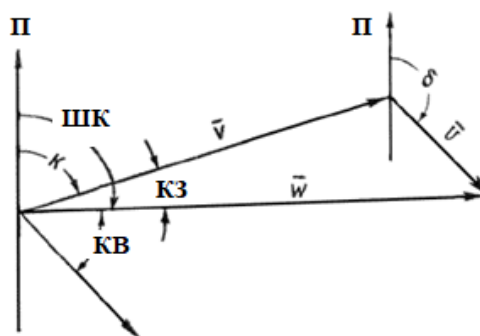


Рис. 2.10 – Навігаційний трикутник швидкостей

На рис. 2.10:

\overline{W} – вектор шляхової швидкості, напрямок якого визначається шляховим кутом (на рис. 2.10 позначеним як ШК), а величина – значенням шляхової швидкості;

\overline{V} – вектор повітряної швидкості, величина якого визначається істинною повітряною швидкістю ЛА, а напрямок – курсом, позначеним на рис. 2.10 як К;

\overline{U} – вектор швидкості вітру, напрямок і величина якого визначаються відповідно напрямком (зображеним на рис. 2.10 як δ) та швидкістю вітру (швидкістю переміщення повітряних мас відносно земної поверхні). Інші позначення на рис. 2.10: П – північний напрямок меридіану; КВ – кут вітру; КЗ – кут зносу.

Аналітичним способом навігаційний трикутник швидкостей розв'язується за наступними формулами: $KB = \delta - ШК$; $\sin(KЗ) = (U \cdot \sin(KB)) / V$; $K = ШК - КЗ$; $W = V \cos(KЗ) + U \cos(KB)$. З останньої формули знаходимо формулу для визначення істинної повітряної швидкості:

$$V = \frac{W - \cos(KB)}{\cos(KЗ)} \quad (2.69)$$

Елементи правої сторони рівняння ми можемо отримати наступним чином. W – шляхова швидкість, яка визначається за показами інерціальної навігаційної системи та/або приймача ГНСС. Бортовий приймач ГНСС оцінює свою миттєву швидкість v_u як функцію місцезнаходження користувача r_u [72]:

$$v_u = \frac{dr_u}{dt} = (v_{xu}, v_{yu}, v_{zu}) \quad (2.70)$$

Якщо $r_u(t_1)$ та $r_u(t_2)$ є результатами визначення місцезнаходження приймача у два послідовні моменти часу, то середню швидкість можна знайти за формулою:

$$v_{av} = \frac{r_u(t_2) - r_u(t_1)}{t_2 - t_1} \quad (2.71)$$

Величина v_{av} – приблизне значення миттєвої шляхової швидкості, тим більш точно, чим менший інтервал $(t_2 - t_1)$. На точність оцінки швидкості за формулою (2.71) також впливає наявність або відсутність прискорень.

U (швидкість вітру) визначається за метеозведеннями, яке надає агентство SITA [73], за мапами погоди Jeppesen або за показниками метеозондів [74].

KB (кут вітру) також береться зі зведень SITA, але з урахуванням того, що SITA надає напрямок метеорологічного вітру, а для розрахунків потрібен навігаційний вітер. Перерахунок метеорологічного вітру в навігаційний проводиться за формулою: $KB = MB \pm 180^\circ$. Знак «+» береться у випадку, якщо MB менший за 180° , знак «-» – якщо MB більший за 180° . Навігаційний вітер позначений на рис. 2.10 як δ . Кут вітру знаходимо за формулою: $KB = \delta - ШК$.

KЗ (кут зносу) визначається як кут між шляховим кутом та курсом. Шляховий кут також визначається за ГНСС, а курс – за магнітним компасом, показники якого не залежать від ППТ.

Поблизу земної поверхні істинна та приладова швидкість будуть практично рівними. Зі збільшенням висоти різниця між приладовою та істинною швидкістю починає збільшуватись, і на висоті 10000 м ці величини можуть відрізнятись в 1,5 – 2 рази, тобто при тій самій приладовій швидкості істинна швидкість суттєво збільшується. Приладову швидкість можна отримати, взявши за основу істинну, за формулою [75]:

$$V_{np} = \frac{V}{\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}}, \quad (2.72)$$

де V_{np} – приладова швидкість, V – істинна повітряна швидкість, ρ_0 – щільність повітря у земної поверхні, ρ_H – щільність повітря на заданій висоті польоту. Щільність повітря визначається за формулою [76]:

$$\rho = 0,0473 \frac{B}{T}, \quad (2.73)$$

де B – атмосферний тиск в мм.рт.ст, T – температура в градусах Кельвіна.

Температура в градусах Цельсія та тиск у поверхні землі відомі із метеозведення METAR, температура на висоті польоту – із зведення SITA. Певну складність представляє визначення тиску на висоті польоту. Спрощено можна вважати, що з підйомом на кожні 100 м висоти тиск знижується на 10 мм.рт.ст (для невеликих висот), та користуватися таблицями стандартного тиску – для висот понад 3000 м. В такому випадку розрахунки будуть виконуватись для ідеальних умов, без врахування атмосферних збурень. Загальна структурна схема моделі розрахунку приладової швидкості наведена на рис. 2.11:

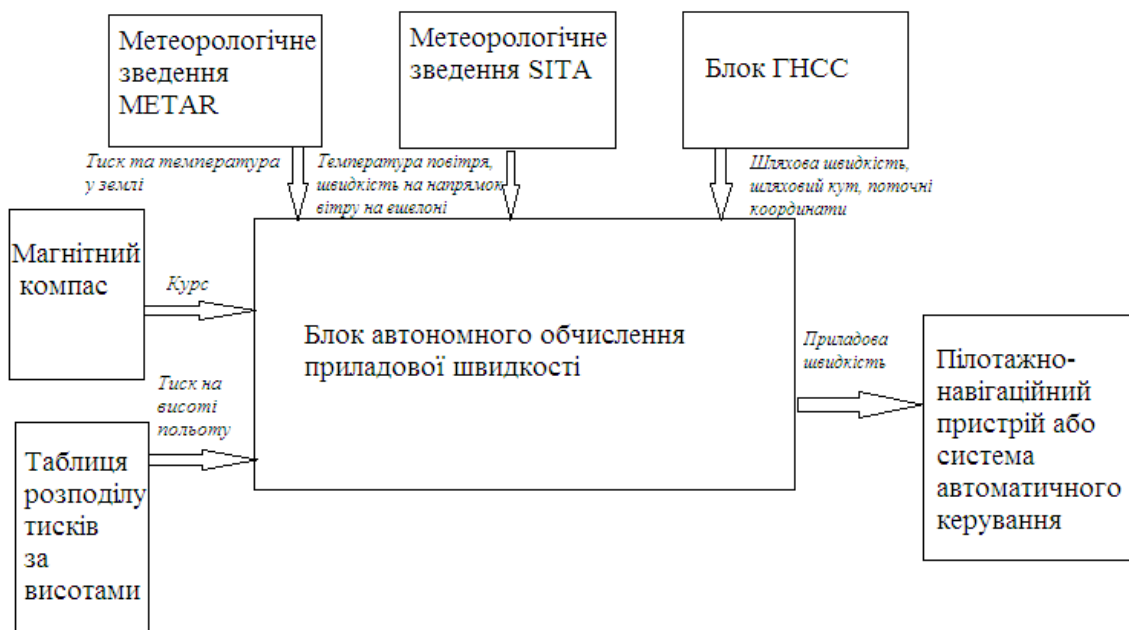


Рис. 2.11 – Структурна схема моделі розрахунку приладової швидкості

Висновки за розділом 2:

1. Розроблено модель процесу посадки повітряних суден за сигналами ГНСС, що включає модель синтетичної глісади, модель обчислення відхилень літак від заданої траєкторії, модель оцінки цілісності навігаційного поля за умов динамічної зміни кількості видимих супутників та можливої

відсутності надлишкових вимірювань та модель автономного аварійного обчислення приладової швидкості літака.

2. Розроблено модель розрахунку лінійного та кутового відхилення ЛА за курсом та за глісадою за сигналами ГНСС. Від наявних моделей розрахунку відхилень запропонована модель відрізняється тим, що обома опорними поверхнями виступають площини, побудовані в просторі за тримірними координатами точок на ЗПС. Для цього пропонується внести деякі зміни до блоку даних Final Approach Segment, а саме додати координати точки, розташованої на кромці ЗПС. Застосування запропонованої моделі дозволить спростити як сам процес розрахунку відхилень, так і процес формування блоку даних Final Approach Segment, а також скоротити кількість інформації, що передається на борт ПС.

3. Вдосконалено алгоритм автоматичного вирівнювання ЛА на фінальній ділянці посадки. Запропоновано спосіб формування траєкторії зниження на вирівнюванні, що враховує не лише горизонтальну та вертикальну швидкість, але і кут нахилу траєкторії ЛА, що дозволяє привести літак до точки дотику у прийнятному просторовому положенні.

4. Розроблено модель автономного контролю цілісності навігаційного поля в районі аеродрому. Від наявних методів автономного контролю цілісності, що вимагають наявності в полі зору приймача щонайменше п'яти навігаційних супутників, запропонована модель відрізняється тим, що дозволяє визначати місцезнаходження з цілісністю за наявності чотирьох видимих супутників. Це забезпечує зменшення кількості відмов СНС через зниження кількості видимих супутників нижче за мінімум за умови динамічної зміни кількості видимих супутників, що часто трапляється під час посадки.

5. Розроблено модель розрахунку приладової швидкості ЛА без даних від системи повітряних сигналів, з використанням інформації, отриманої від ГНСС, та прогностичних метеорологічних даних. На відміну від способу підтримки безпечної приладової швидкості, що наразі використовується

(встановлення та утримування завчасно експериментально визначених тяги та тангажу), запропонована модель забезпечує кількісне обчислення приладової швидкості з похибкою, що зменшується зі зменшенням висоти польоту. Це дозволяє утримувати безпечну приладову швидкість не лише під час польоту за маршрутом, але і під час посадки.

3. ВЕРИФІКАЦІЯ РОЗРОБЛЕНИХ МОДЕЛЕЙ ШЛЯХОМ КОМП'ЮТЕРНОГО МОДЕЛЮВАННЯ

3.1. Верифікація моделі обчислення відхилення літального апарату від глісади

Пакет прикладних програм Matlab [46] дозволяє створити модель визначення взаємного розташування ЛА та опорної траєкторії, а також обчислення лінійного та кутового відхилень ЛА від опорних площин. Лістинг програм для визначення лінійного та кутового відхилень ЛА від площин курсу та глісади наведено в Додатку А.

Після запуску кожна з програм виводить на командне вікно рівняння площини, що задана в просторі за координатами трьох точок, лінійну відстань від точки до площини, кутове відхилення, а також значення параметру S , знак якого дозволяє визначити, з якого боку від площини знаходиться точка. Кутове відхилення виражається як в радіанах, так і в градусах.

Крім того, програма візуалізує площину і точку (Рис. 3.1):

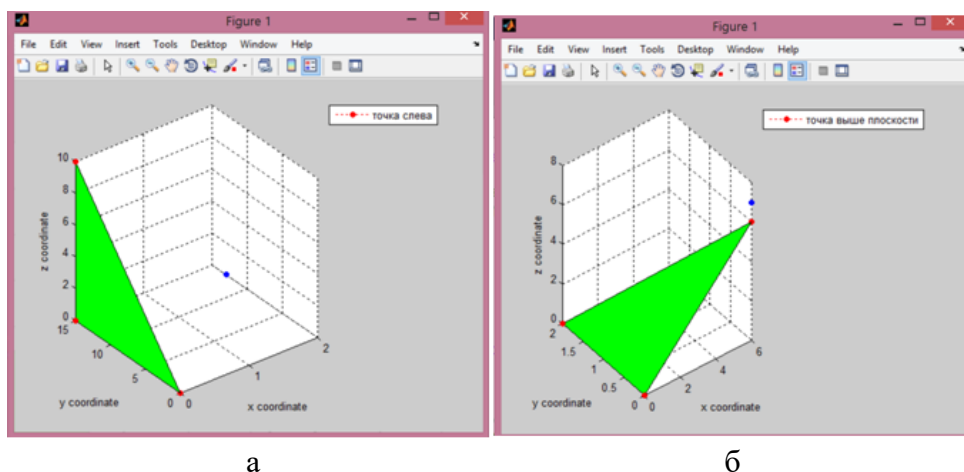
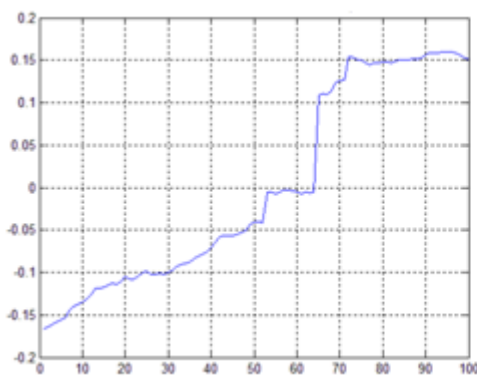


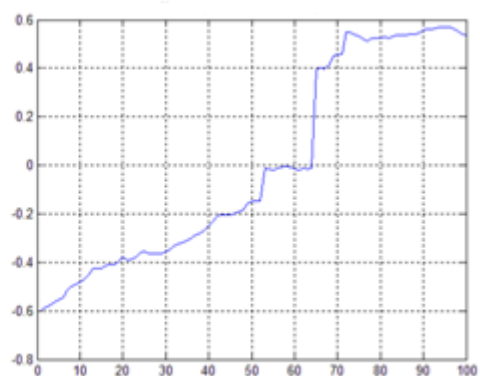
Рис. 3.1 – Візуалізація заданої площини та точки в програмі MatLab: а) площина курсу; б) площина глісади

В рамках напівнатурного випробування замість довільних точок P , T , L та M були підставлені виміряні координати приймачів. При цьому для бортового приймача M було проведено 20000 вимірювань координат, і для кожного з цих вимірювань були розраховані параметри наведення. Слід зазначити, що приймач, що вимірював координати точки M , насправді був

нерухомим, з чого можна зробити висновок, що всі розбіжності у вимірюванні координат є результатом похибки вимірювання самого приймача. Лістинг програми, що розраховує відхилення для багатьох точок, наведений у Додатку Б. Програма виводить ряд значень лінійного та кутового відхилення бортового приймача від прямої (глісади) та від площини, що містить цю пряму. На рис. 3.2 – 3.7 ці відхилення зображені графічно.

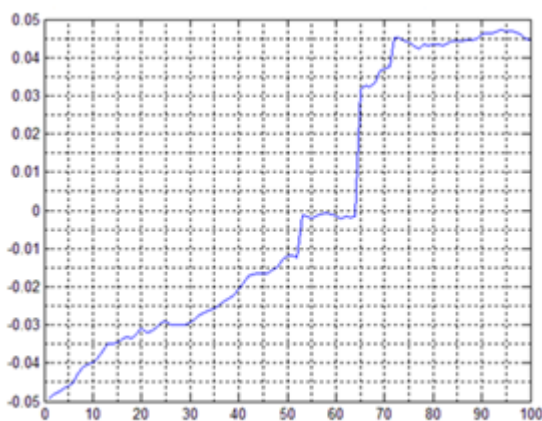


а

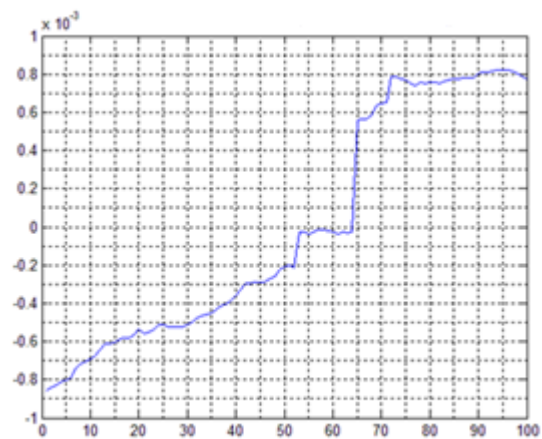


б

Рис. 3.2. Лінійне відхилення бортового приймача за 100 вимірюваннями: а) – від площини курсу; б) – від прямої.

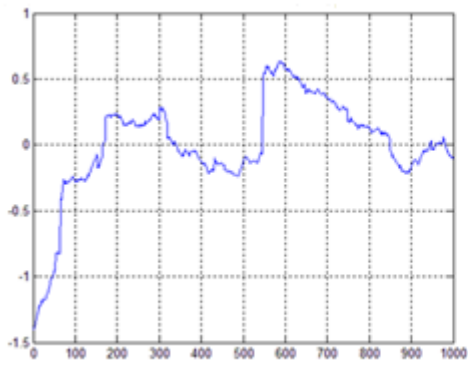


а



б

Рис. 3.3. Кутове відхилення бортового приймача за 100 вимірюваннями: а) – від площини курсу; б) – від прямої.

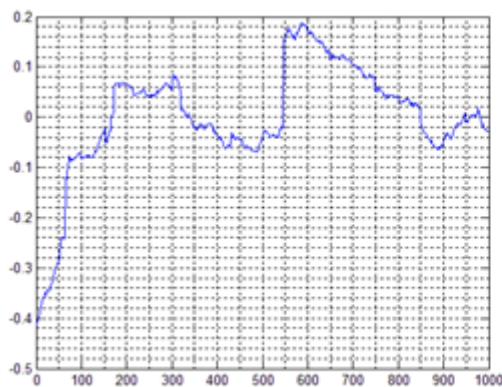


а

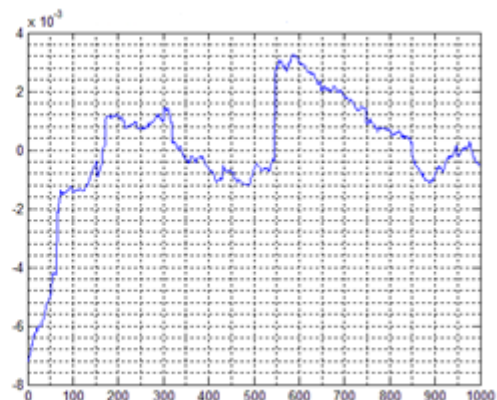


б

Рис. 3.4. Лінійне відхилення бортового приймача за 1000 вимірювань: а) – від площини курсу; б) – від прямої.

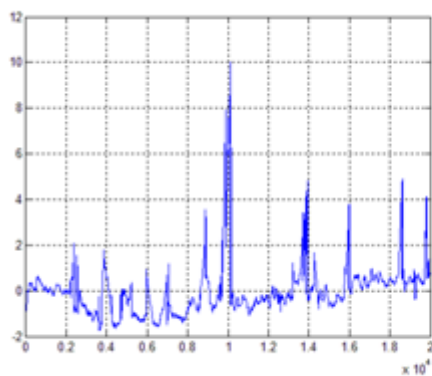


а

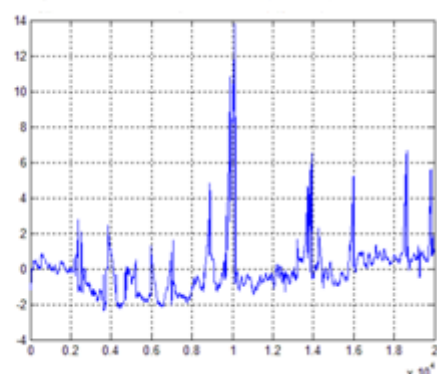


б

Рис. 3.5. Кутове відхилення бортового приймача за 1000 вимірювань: а) – від площини курсу; б) – від прямої.

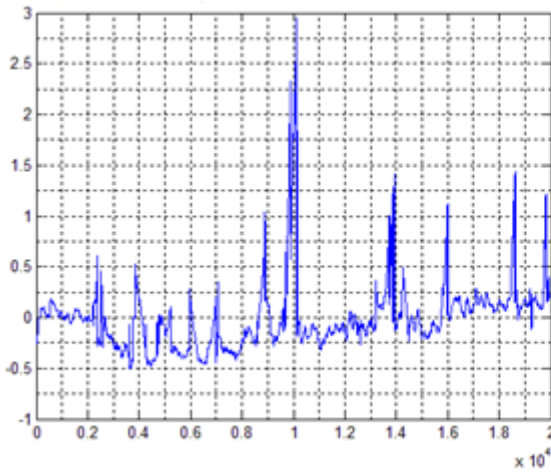


а

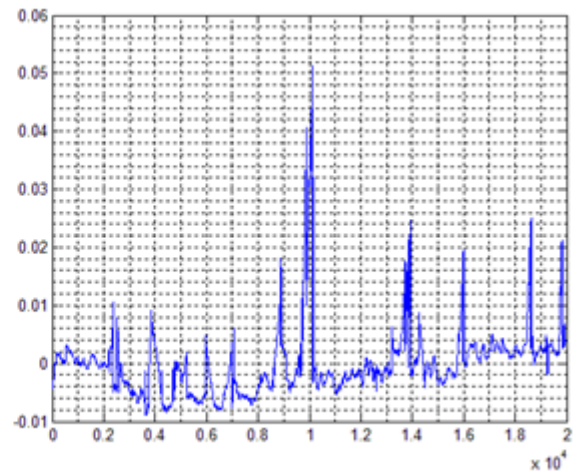


б

Рис. 3.6. Лінійне відхилення бортового приймача за 20000 вимірювань: а) – від площини курсу; б) – від прямої.



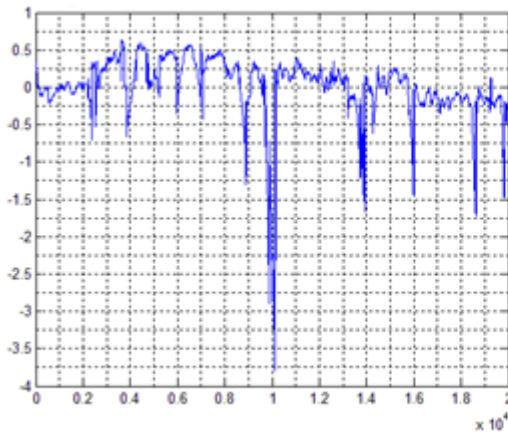
а



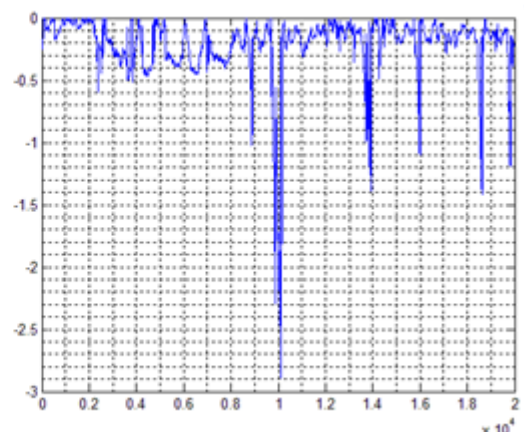
б

Рис. 3.7. Кутове відхилення бортового приймача за 20000 вимірювань: а) – від площини курсу; б) – від прямої.

З рис. 3.2 – 3.7 випливає, що відхилення від лінії глісади не завжди збігаються з відхиленнями від площини, що містить цю лінію. На рис. 3.8 ця різниця зображена графічно.



а



б

Рис. 3.8 – Результат обчислення розбіжностей відхилень від площини та від прямої (за 20000 вимірювань): а) лінійне відхилення; б) кутове відхилення.

Як випливає з рис. 3.8, розбіжності між відхиленнями від площини та від прямої досягають 3,75 м та 2,8°. Таким чином, можна зробити висновок, що використання як параметрів наведення відхилень від прямої, утвореної перетином площин курсу та глісади, є неприпустимим. Наприклад, якщо ЛА знаходиться в площині курсу, але при цьому зміщений вгору відносно площини та лінії глісади, система автоматичного управління (САУ) курсом

не повинна давати команду на відхилення елеронів та руля напрямку, всі маневри мають відбуватись за каналом глі, шляхом відхилення руля висоти. Якщо ж відхилення будуть відраховуватись від прямої, САУ отримає невірні дані про наявність відхилення в площині курсу.

З усіх параметрів наведення найбільшу практичну цінність має кутове відхилення ЛА від площин курсу та глісади. Саме ці дані включені в формули для розрахунку кутів тангажу та крену, які необхідно задати для повернення на глісаду, та, відповідно, для розрахунку необхідних відхилень керівних поверхонь (руля висоти та елеронів).

Система автоматичної стабілізації ЛА на глісаді являє собою замкнуту систему зі зворотнім зв'язком. Така САУ в загальному вигляді має наступну структурну схему (Рис. 3.9) [77]:

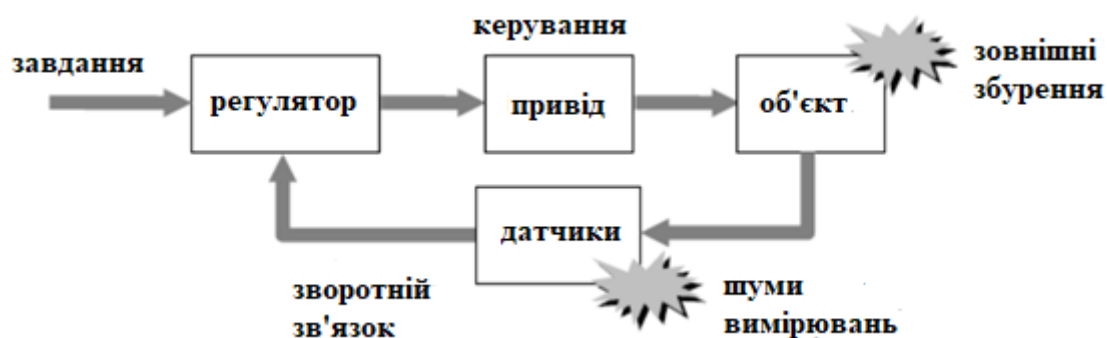


Рис. 3.9 – Структурна схема системи автоматичного управління

По відношенню до літака, для якого вирішується задача стабілізації на глісаді за тангажом, об'єктом виступає сам літак, регулятором – цифровий обчислювальний пристрій, приводом – руль висоти, датчиком – вимірювальна система, що визначає фактичний тангаж та інші поточні параметри літака, шумами вимірювань – похибки датчиків, зовнішніми збуреннями – атмосферні впливи та інші фактори, що відхиляють літак від заданої траєкторії.

Регулятор формує сигнал керування та передає його на привід, що впливає безпосередньо на об'єкт, змінюючи його положення. Наявність зворотнього зв'язку передбачає, що регулятор для формування керуючого сигналу використовує інформацію щодо актуального стану об'єкту, що надходить з датчиків. Роль регулятора, що складається з декількох підсистем,

полягає в порівнянні сигналу завдання (бажаного значення певного параметру) з сигналом зворотнього зв'язку. За результатами порівняння він визначає розбіжність або похибку керування (Рис. 3.10). Якщо розбіжність дорівнює нулю, керування не потрібне. Якщо розбіжність є, регулятор видає керуючий сигнал, що прагне звести розбіжність до нуля.

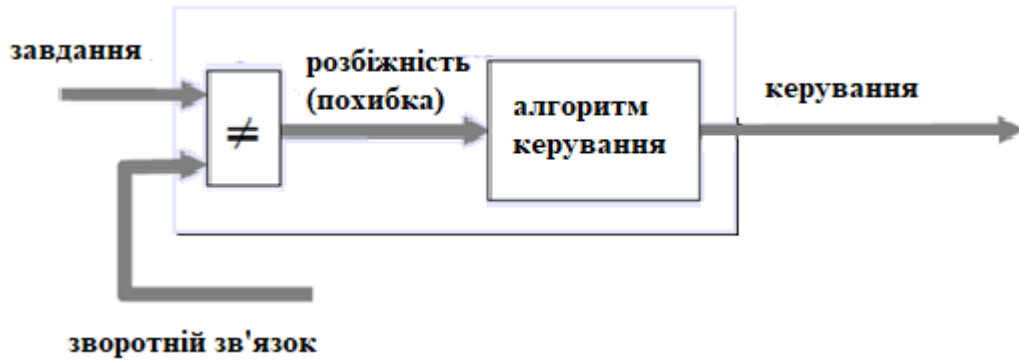


Рис.3.10 – Принцип роботи регулятора

У випадку з керуванням по тангажу на етапі посадки по синтетичній глісаді зручно використовувати як параметр розбіжності куове відхилення літака від площини, що містить лінію глісади [78]. Результатом роботи блока, позначеного на рис. 3.10 як «алгоритм керування», є обчислення кута відхилення руля висоти, необхідного для повернення ЛА на глісаду. Цей керівний сигнал подається на сервопривід руля висоти (РВ) [79]. Якщо розглядати найпростішу САУ без демпфування, задача розв'язується в два етапи. На першому етапі обчислюється кут тангажу, який необхідно задати літаку для повернення на глісаду, на другому – визначається необхідний кут відхилення РВ.

В роботі [80] запропоновано наступний спосіб керування РВ в режимі посадки:

$$\delta_g = k_g(\vartheta - \vartheta_{зад}) + k_{\omega_z}\omega_z, \quad (3.1)$$

де ϑ – поточне значення кута тангажу,

$\vartheta_{зад}$ – завдане значення кута тангажу,

ω_z – кутова швидкість тангажу,

k_g, k_{ω_z} – відповідно передаточні коефіцієнти по тангажу та кутовій швидкості тангажу. В роботі [81] автор наводить розрахунок цих коефіцієнтів: $k_g=0,9$, $k_{\omega_z}=0,2$.

Сигнал \mathcal{G} надходить з датчика кута тангажу, сигнал ω_z – з датчика кутової швидкості.

Параметр $\mathcal{G}_{зад}$ розраховується за формулою:

$$\mathcal{G}_{зад} = -\frac{i\xi}{L} \cdot \Delta H, \quad (3.2)$$

де $i\xi$ – передаточне відношення по кутовому відхиленню. Воно розраховується за формулою:

$$i\xi = \Delta \mathcal{G} \cdot \xi, \quad (3.3)$$

де $\Delta \mathcal{G}$ – поточний тангаж, ξ – кутове відхилення ЛА від глісади, L – поточна відстань від ЛА до ГРМ (формула наведена для радіомаячних посадкових систем, для супутникових систем L – відстань від ЛА до точки, яку проектується глісада), ΔH – величина, що пропорційна до швидкості ЛА, яка розраховується за формулою:

$$\Delta H = V \sin \Theta^*, \quad (3.4)$$

де Θ^* – кут нахилу траєкторії ЛА.

Послугуючись наведеними вище формулами, розрахуємо 1000 дискретних значень завданого тангажу та кута відхилення руля висоти для 1000 дискретних значень кутового відхилення ξ , отриманих раніше. Припустимо, що $V=60$ м/с, $\Theta^*=3^\circ$, $\Delta \mathcal{G}=1^\circ$, $L=194$ м, $k_g=0,9$, $k_{\omega_z}=0,2$ (коефіцієнти підбираються з урахуванням ваги та будови крила ЛА), $\omega_z=0,07$. Через дуже малі значення ξ завданий тангаж (Рис. 3.11) та кут відхилення РВ (Рис. 3.12) також вийшли незначними.

Оскільки стабілізація ЛА на глісаді є коливальним процесом, що затухає, в автопілотах найчастіше застосовується система керування зі зворотнім зв'язком [82]. Системи автоматичного управління літальними

апаратами зі зворотнім зв'язком не розглядаються в даній дисертаційній роботі.

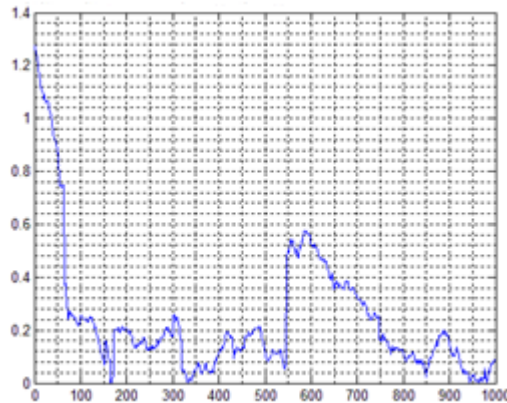


Рис. 3.11 – Дискретні значення кута тангажу, який необхідно задати для повернення ЛА на глісаду

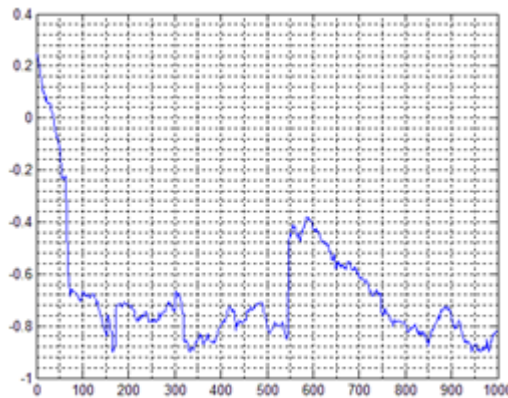


Рис. 3.12 – Дискретні значення кута відхилення руля висоти, який необхідно задати для повернення ЛА на глісаду при початковому куті тангажа 1°

3.2. Комп'ютерне моделювання процесу вирівнювання літального апарату

З формул, наведених в Розділі 2, при наших вихідних даних були отримані наступні значення: $\mu=0,23$, $\Delta T=9$. Результати розрахунку висоти та вертикальної швидкості наведені в табл. 3.1. В таблиці також наведені результати розрахунку кута нахилу траєкторії та зміна цього параметру в залежності від часу.

Табл.3.1. – Результати розрахунку висоти та вертикальної швидкості

t	655	656	657	658	659	660	661	662	663	664	665
h	15,3	11,4	8,8	6,6	4,8	3,5	2,4	1,5	0,8	0,26	-0,18
W	40	40	40	40	40	40	40	40	40	40	40
ph	3,9	3,1	2,45	1,95	1,55	1,23	0,98	0,78	0,62	0,49	0,39
γ (рад)	0,097	0,077	0,061	0,049	0,038	0,031	0,024	0,019	0,015	0,012	0,0097

$\gamma(\text{град})$	5,56	4,42	3,5	2,79	2,21	1,76	1,397	1,11	0,88	0,7	0,055
-----------------------	------	------	-----	------	------	------	-------	------	------	-----	-------

Графіки зміни висоти та вертикальної швидкості за час вирівнювання наведені відповідно на рис. 3.13 а та 3.13 б.

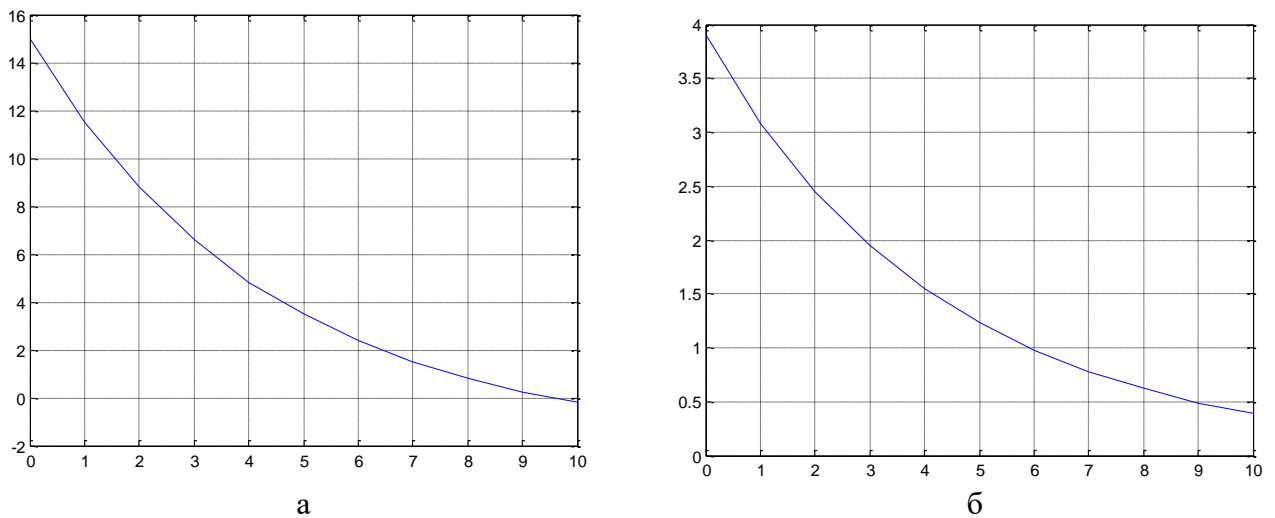


Рис. 3.13: а) зміна висоти за час вирівнювання; б) зміна вертикальної швидкості за час вирівнювання

Як випливає з табл. 3.1, висота та вертикальна швидкість поступово зменшуються за час вирівнювання та до кінця процесу набувають припустимі для дотику значення. Зменшується і модуль значення кута нахилу траєкторії, що забезпечується відповідним зменшенням по модулю значення кута тангажу, котрий в момент початку вирівнювання в більшості випадків має від'ємне значення у межах $3 - 4^\circ$. Однак кут нахилу траєкторії ЛА при використанні даного алгоритму не змінює свій знак, а лише прагне до нуля що відповідає розташуванню літака паралельно земній поверхні. Очевидно, що запропонований метод можна використовувати не до моменту дотику, а лише до моменту початку витримування (на висоті від декількох десятків сантиметрів до 1 м над поверхнею ЗПС). Після цього вступає в дію інший закон керування, пов'язаний з доведенням кута тангажу до невеликих додатніх значень та забезпеченням дотику ЛА ЗПС з припустимим перевантаженням.

3.3. Верифікація моделі автономного контролю цілісності навігаційного поля

Було змодельовано наступний типовий для супутникової навігації сценарій. На 12-годинному інтервалі оцінювались характеристики супутникових навігаційних систем з максимальною кількістю видимих на початку сценарію супутників, рівною 8. Розрахована діаграма видимості супутників зображена на рис. 3.14. Вздовж горизонтальної осі відкладені часові відліки. Один відлік складає 300 с (5 хв). Вздовж вертикальної осі відкладені номери супутників – для GPS з 1 по 32, для ГЛОНАСС з 38 по 61.

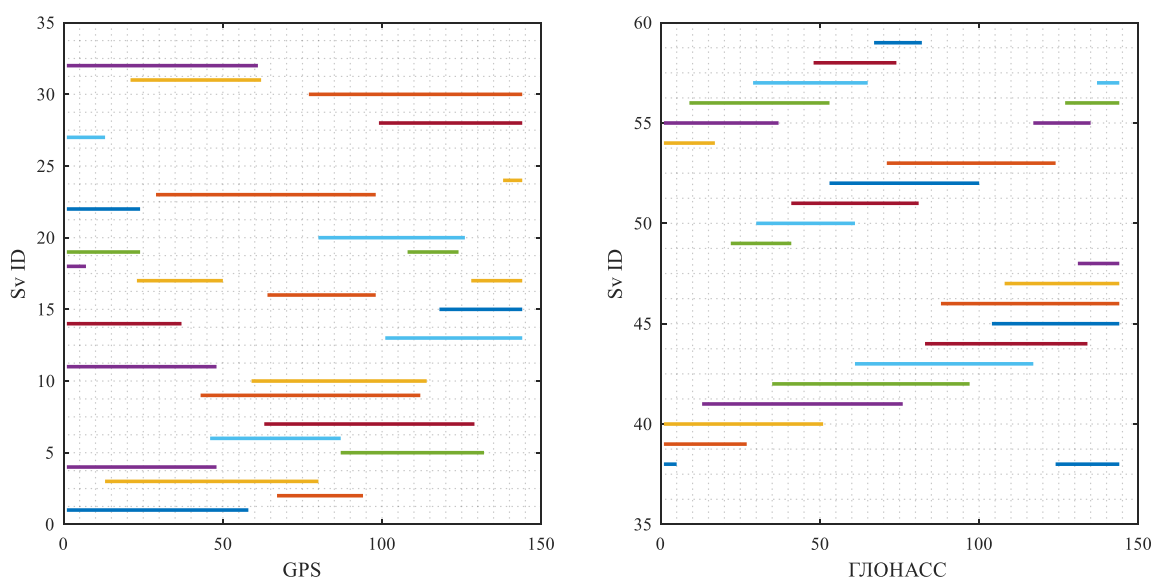


Рис. 3.14 – Діаграма видимості супутників

На рис. 3.15 зображено діаграму розташування супутників в полярній системі координат на 20 відліку. Центром діаграми є розташування користувача. Кут азимуту вимірюється за годинниковою стрілкою від північного напрямку, кути видимості (кути місця) позначені концентричними колами. В даному сценарії присутні 8 супутників. Їхні номери вказані в маркерах.

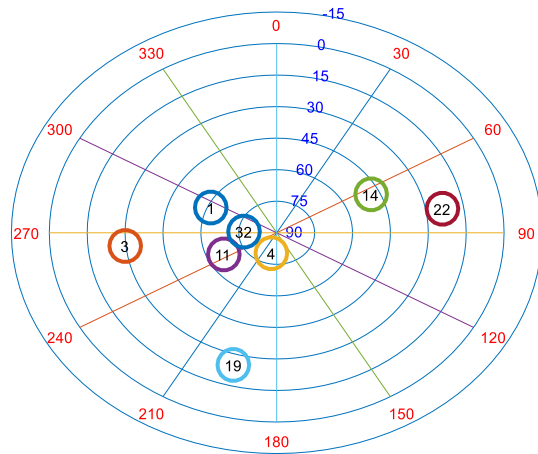


Рис. 3.15 – Розташування супутників GPS відносно користувача

На першому етапі моделювання супутники послідовно виключались з навігаційного рішення по одному, і для кожної підгрупи з $n-1$ супутників за формулами, наведеними в Розділі 2, визначались прийнятні та неприйнятні комбінації супутників. Результат зображено на рис. 3.16, а в табл. 3.2 наведені: номер комбінації (перший стовпчик), номери супутників, що включені в дану комбінацію (стовпчики з 2 по 8), кількісні значення HDOP_i, PDOP_i та deltH (відповідно стовпчики 9, 10, 11).

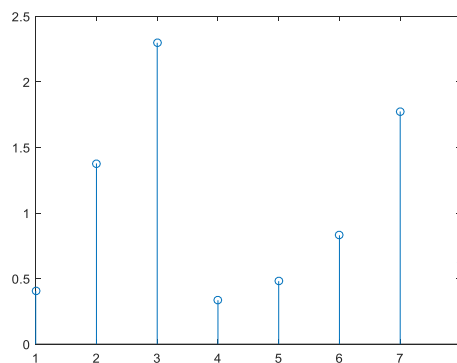


Рис. 3.16 – Залежність величини HDOP_i (вертикальна вісь) від номеру комбінації

Табл. 3.2. – Величини геометричного фактора

№	Номер Sv							HDOP _i	PDOP _i	deltH
	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
1	1	3	4	11	14	19	22	1.75399781	2.32094719	0.40603596
2	1	3	4	11	14	19	32	2.19330522	2.69154267	1.37802201
3	1	3	4	11	14	22	32	2.86225982	3.34736721	2.29801832
4	1	3	4	11	19	22	32	1.73891459	2.27178537	0.33493409
5	1	3	4	14	19	22	32	1.77264068	2.31073428	0.48022066
6	1	3	11	14	19	22	32	1.89757616	2.52959710	0.83015191
7	1	4	11	14	19	22	32	2.46156521	3.59317593	1.77416464
8	3	4	11	14	19	22	32	1.81634598	2.31234084	0.62247057

Якщо за порогове значення deltH взяти 2, то з рис. 3.16 та табл. 3.2 випливає, що комбінація 3 перевищує завданий поріг. В цій комбінації відсутній супутник №19, що означає, що для завданого порогу цей супутник є критичним. Відповідно, підгрупа, що складається з супутників №№ 1, 3, 4, 11, 14, 22, 32, буде визнана непридатною для навігації.

На другому етапі послідовно виключались по два супутники. Для цього було визначено кількість підгруп з 8 супутників по 6. Таких підгруп біло 28. На рис. 3.17 та в табл. 3.3 наведено результати моделювання.

Табл. 3.3.– Величини геометричного фактора

№	Номер Sv						HDOPi	PDOPi	deltH
	2	3	4	5	6	7			
1	1	3	4	11	14	19	2.28155092	2.83198489	1.51454002
2	1	3	4	11	14	22	2.89791860	3.43409732	2.34228288
3	1	3	4	11	14	32	3.55016404	4.20350283	3.11320118
4	1	3	4	11	19	22	1.77537083	2.37158603	0.49020250
5	1	3	4	11	19	32	8.45352696	8.72938453	8.27952142
6	1	3	4	11	22	32	3.19321304	3.72972757	2.69906770
7	1	3	4	14	19	22	1.86528571	2.47469174	0.75342397
8	1	3	4	14	19	32	2.35121908	2.87709025	1.61758711
9	1	3	4	14	22	32	3.15514065	3.60101932	2.65391586
10	1	3	4	19	22	32	1.79856352	2.35331244	0.56849593
11	1	3	11	14	19	22	2.04538367	2.80449315	1.12780817
12	1	3	11	14	19	32	2.41596402	3.03411020	1.71033302
13	1	3	11	14	22	32	3.54950672	3.97503085	3.11245158
14	1	3	11	19	22	32	1.90548215	2.58218102	0.84806787
15	1	3	14	19	22	32	2.08701774	2.78982554	1.20166548
16	1	4	11	14	19	22	2.49462616	3.65163074	1.81975728
17	1	4	11	14	19	32	2.92444434	4.04714436	2.37502244
18	1	4	11	14	22	32	3.02983796	5.12302076	2.50365232
19	1	4	11	19	22	32	2.47049961	3.68669986	1.78654001
20	1	4	14	19	22	32	2.48958797	3.61748164	1.81284449
21	1	11	14	19	22	32	3.37063342	5.04748314	2.90680693
22	3	4	11	14	19	22	1.87853381	2.42062468	0.78565016
23	3	4	11	14	19	32	2.28184608	2.76426218	1.51498462
24	3	4	11	14	22	32	3.99778374	4.43547463	3.61533287
25	3	4	11	19	22	32	1.86041410	2.36641319	0.74128098
26	3	4	14	19	22	32	1.87699878	2.39283016	0.78197271
27	3	11	14	19	22	32	1.98270084	2.59574373	1.00968287
28	4	11	14	19	22	32	4.62014351	6.40577729	4.29349310

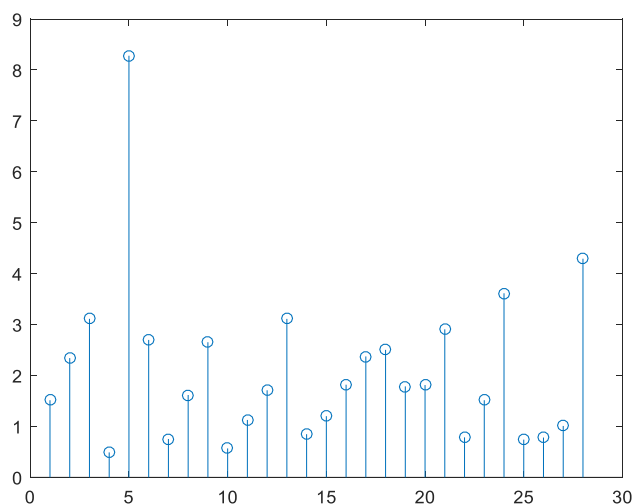


Рис. 3.17 – Залежність HDOPi (вертикальна вісь) від номеру комбінації

Якщо встановити порогове значення deltH на рівні 3, то з рис. 3.17 випливає, що підгруп, непридатних для навігації, буде 5 з 28 можливих.

На третьому етапі було виконано моделювання підгруп з 8 супутників по 5. Таких комбінацій було 56. Значення HDOPi зображені на рис. 3.18, а 12 непридатних для навігації комбінацій, значення deltH яких перевищило поріг, наведені в табл. 3.4.

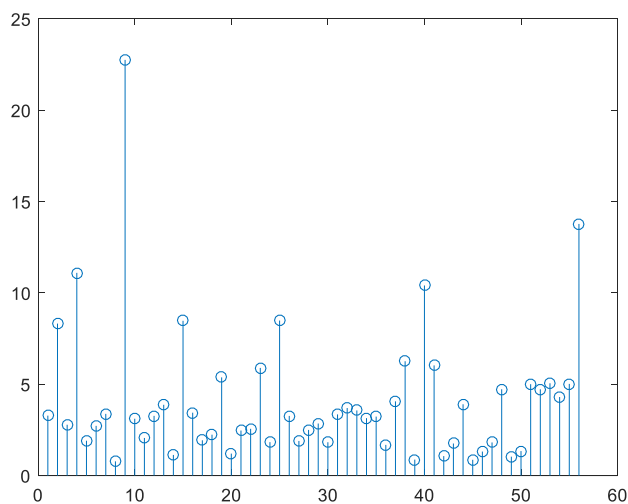


Рис. 3.18 – Залежність HDOPi (вертикальна вісь) від номеру комбінації

Табл. 3.4. – Величини геометричного фактора

№	Номер SV				HDOPi	PDOPi	deltH
	2	3	4	5			
4	1	3	4	22	3.58777295	4.16656205	3.15602148
13	1	3	19	22	2.69849795	4.02985537	2.09051383
20	1	4	14	19	3.19215953	4.36210790	2.69782122
21	1	4	14	22	3.36720029	5.78779380	2.90282530

23	1	4	19	22	2.55726860	3.83613636	1.90472560
40	3	4	14	19	2.77784067	3.41476504	2.19197529
43	3	4	19	22	2.04370096	2.71468030	1.12475354
46	3	11	14	19	2.82650142	3.62909495	2.25332358
49	3	11	19	22	2.17560832	3.13235952	1.34967716
52	3	14	19	22	3.21283645	4.60098689	2.72225549
53	3	14	19	32	2.94680326	3.69398007	2.40250002
55	3	19	22	32	2.17457693	2.97510242	1.34801398

На тому самому відліку часу було проведено моделювання для системи ГЛОНАСС. На початку моделювання в зоні видимості знаходилось 5 супутників цієї системи (рис. 3.19).

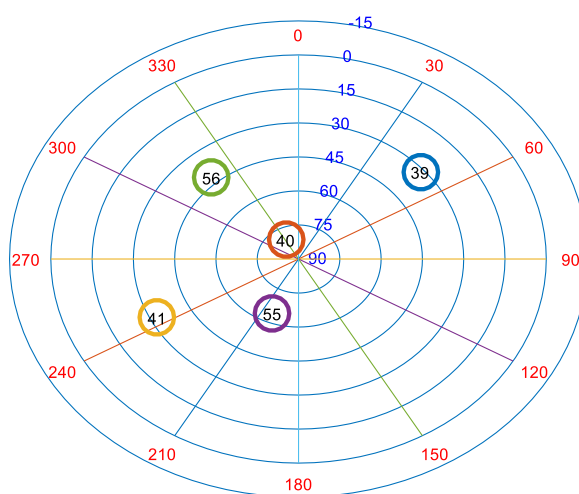


Рис. 3.19 – Розташування супутників ГЛОНАСС відносно користувача

Всі можливі варіанти підкомбінацій з 5 супутників по 4, а також значення DOP та $\text{delt}H$ для кожної з під комбінацій наведені в табл. 3.5.

Табл. 3.5 – Величини геометричного фактора

№	Номер SV				HDOP _i	PDOP _i	deltH
	2	3	4	5			
1	39	40	41	55	3.72076216	4.25105502	3.02069358
2	39	40	41	56	2.56300610	3.39772904	1.35997020
3	39	40	55	56	2.66478000	5.18493057	1.54323398
4	39	41	55	56	2.66754164	4.04199460	1.54799777
5	40	41	55	56	33.01188118	35.49608245	32.94032207

З табл. 3.5 випливає, що 4 з 5 комбінацій будуть визнані алгоритмом придатними для навігації. Неприпустимою буде лише комбінація №5, в якій відсутній супутник №39, розташований ортогонально до всіх інших супутників.

Розглянемо всі можливі комбінації з 13 супутників по 4 при спільному використанні систем GPS та ГЛОНАСС. Таких комбінацій буде 715, з них прийнятні значення HDOP та $deltH$ будуть мати 89 комбінацій. Таблиця з результатами моделювання наведена у Додатку Г.

Висновки за розділом 3

1. Проведено комп'ютерне моделювання процесу розрахунку лінійних та кутових відхилень ЛА від площин курсу та глісади. Отримані результати показали принципову можливість використання запропонованої в дисертаційній роботі моделі наведення ЛА під час заходу на посадку. Крім того, розраховано відхилення ЛА від лінії посадкового курсу, утвореної перетином площин курсу та глісади. Результат показав суттєву відмінність відхилень від площини та від лінії, що свідчить про неможливість використання лінії посадкового курсу (тобто глісади) для наведення ЛА. Також проведено моделювання процесу завдання керівних сигналів для повернення ЛА на глісаду для ряду значень розрахованих відхилень.

2. Проведено моделювання процесу вирівнювання на фінальній ділянці посадки. Запропонована модель дозволила привести ЛА до точки початку витримування з прийнятними значеннями вертикальної швидкості та кута нахилу траєкторії.

3. Виконано моделювання першого етапу контролю цілісності – визначення припустимості геометрії супутників. Результат моделювання показав, що приблизно в 12% випадків за наявності в зоні видимості приймача 4-х навігаційних супутників є можливим визначення місцезнаходження з цілісністю та прийнятною точністю за умови, що нев'язки псевдодальностей видимих супутників не будуть перевищувати поріг.

4. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ РОЗРОБЛЕНИХ МОДЕЛЕЙ

4.1. Експериментальне дослідження моделі розрахунку відхилень ЛА від площин курсу та глісади

4.1.1. Постановка експерименту

Для дослідження запропонованої в дисертації моделі розрахунку параметрів наведення на глісаду під час посадки було проведено натурний експеримент. Метою експерименту було порівняння відхилень ЛА від площин курсу та глісади, розрахованих запропонованим в дисертації способом, з відхиленнями, розрахованими методами, що були запатентовані компаніями Rockwell Collins та The Boeing company. Експеримент було проведено 20 жовтня 2016 року на рівній ділянці набережної. (Рис 4.1).



Рис. 4.1 – Місце проведення експерименту

Із застосуванням геодезичного приймача GNSS, лазерного дальноміра та кутоміра було створено макет ЗПС шириною 2 м, довжиною 46 м, з кутом нахилу глісади 5° та з висотою перетину торцю ЗПС, рівною 2 м. Точка, в яку проектувалась глісада, була рівновіддалена від торців ЗПС та розташована на її осі. Масштаб ЗПС було обрано довільно, на результати вимірювання він не впливає.

Опорні точки розташовані на ЗПС або безпосередньо над нею:

1. Точка L з координатами в системі WGS-84 [59°56'58.88863"N, 30°16'36.67707"E, 18.642] – точка на перетині посадочного торцю та вісі ЗПС.

2. Точка P з координатами [59°56'59.56987"N, 30°16'37.25880"E, 18.893] – точка перетину лінії глісади з віссю ЗПС.

3. Точка R з координатами [59°56'58.87817"N, 30°16'36.73029"E, 18.649] – точка перетину посадочного торцю та кромки ЗПС.

4. Точка K з координатами [59°56'59.55853"N, 30°16'37.31310"E, 18.887] – точка на кромці ЗПС, обрана таким чином, щоб відрізок PK був паралельним відрізку LR.

5. Точка T з координатами [59°56'58.88880"N, 30°16'36.67760"E, 20.663] – точка перетину ЛА торця ЗПС – розташована над точкою L на завчасно вибраній висоті 2 м.

Схема взаємного розташування точок L, P, R, K, T, створена за допомогою програм, розробленої в середовищі Matlab, наведена на рис. 4.2.

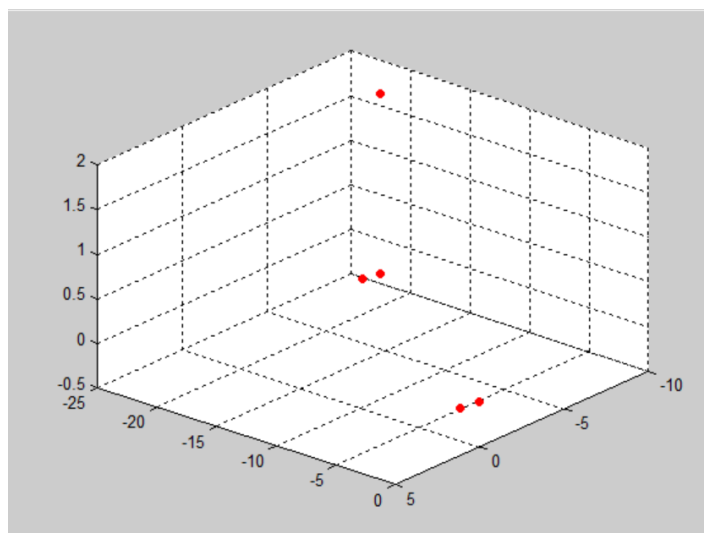


Рис. 4.2 - Схема взаємного розташування точок L, P, R, K, T

Точки L, P, T завдають площину курсу (рис 4.3. а), точки P, T, К – площину глісади (рис. 4.3.б).

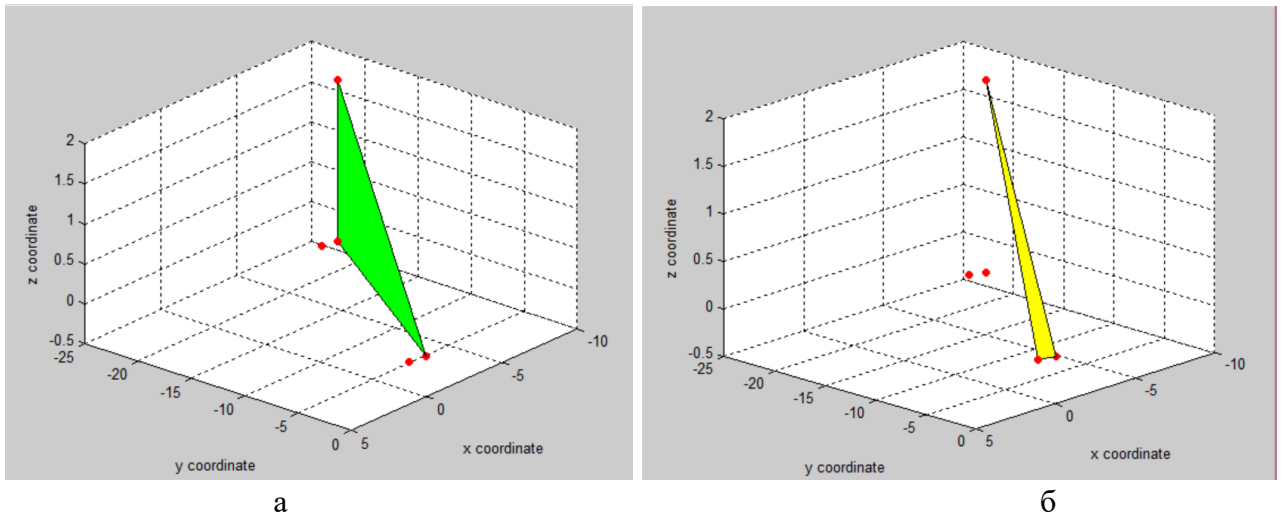


Рис. 4.3: а) – площина курсу; б) – площина глісади

Всі вимірювання координат проводились приймачем Javad Sigma-G3T (рис.4.4), характеристики якого наведені в табл. 4.1. Було виконано підключення до супутникової геодезичної мережі «GeoSpider» в режимі «кінематика», що забезпечує сантиметрову точність вимірювань як по горизонталі, так і по вертикалі (рис. 4.5).



Рис. 4.4 – Зовнішній вигляд приймача Javad Sigma-G3T

Табл. 4.1. Основні характеристики приймача Javad Sigma-G3T

Параметр	Значення
Канали передачі даних GPS	L1/L2/L2C/L5
Канали передачі даних ГЛОНАСС	L1/L2
Частота відіача виміряних координат та сирих даних в режимі реального часу	1 Гц (опціонально 5Гц, 10 Гц, 20 Гц, 50Гц, 100 Гц)
Частота видачі RTK-рішень	1 Гц (опціонально 5Гц, 10 Гц, 20 Гц, 50Гц, 100 Гц)
Придушення багатопроменевості	+
RAIM	+
Вбудована пам'ять	2048 Мб
Підтримка систем поширення поправок	WAAS/EGNOS/MSAS(SBAS)
Кількість каналів	216
Точність зйомки	
Автономна точність	<2м
Точність в режимі «Статика»	По горизонталі: 0,3см+0,5ppm*довжина базової лінії По вертикалі: 0,35см+0,4ppm*довжина базової лінії
Точність в режимі «Кінематика»	По горизонталі: 1см+1ppm*довжина базової лінії По вертикалі: 1,5см+1,5ppm*довжина базової лінії
Точність в режимі RTK(OTF)	По горизонталі: 1см+1ppm*довжина базової лінії По вертикалі: 1,5см+1,5ppm*довжина базової лінії
Точність DGPS	<0,25м постобробка, <0,5м в режимі реального часу
Визначення курсу (Real-time heading)	-0,004/L[rad]RMS, де L – відстань між антенами (м).
Холодний старт	<35 с
Гарячий старт	<5 с
Повторний старт	<1 с
Навколишнє середовище	
Корпус	Алюмінієва екструзія, пиловологозахист IP67
Температура роботи	Від -40 до +75 град. С
Температура зберігання	Від -45 до +85 град. С
Вологість	95%
Габарити	Ш: 132 мм* В: 61 мм*Г:190мм
Вага	1277 г

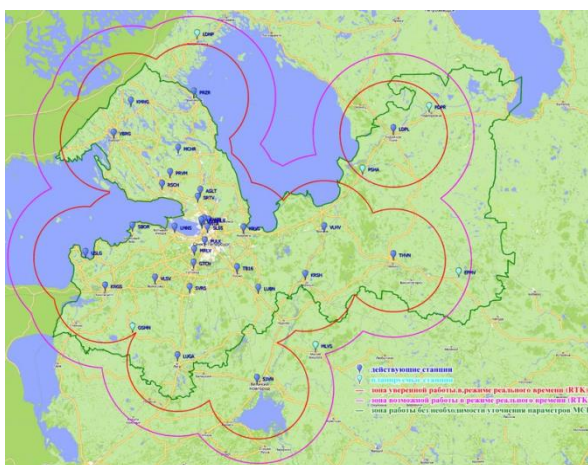


Рис. 4.5 – Розташування станцій та зона покриття мережі GeoSpider

На наступному етапі було проведено 24 вимірювання координат вищезгаданим приймачем, котрий поступово переміщувався вздовж лазерного променя, направлено з точки Р в точку Т (імітувалась траєкторія руху бортового приймача під час посадки) Результати вимірювань (тримірні координати кожної точки, значення PDOP в момент вимірювання, СКВ в горизонтальній та вертикальній площинах, кількість супутників кожного сузір'я в зоні видимості, час та тривалість зйомки) для кожної з 24 точок наведені в Додатку В.

На рис. 4.6. ці точки зображено графічно.

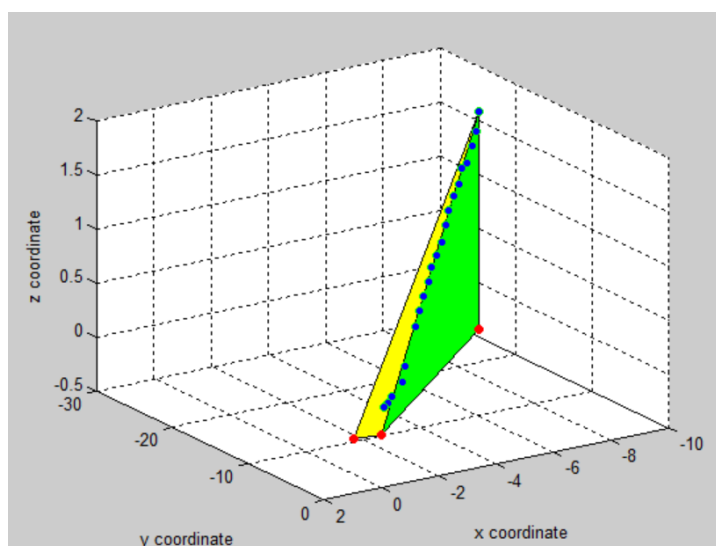


Рис. 4.6. – Результат вимірювання координат бортового приймача

4.1.2. Обробка результатів експерименту за допомогою моделі, розробленої в дисертаційній роботі

В результаті обробки отриманих координат за алгоритмом, наведеним в Розділі 2, були отримані наступні значення відхилень від площин курсу та глісади (рис. 4.7-4.10):

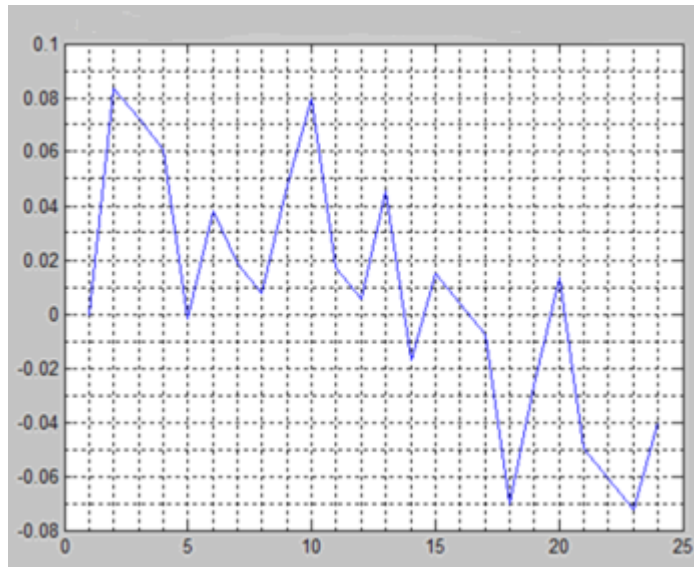


Рис. 4.7 – Лінійне відхилення від площини курсу по 24 точкам

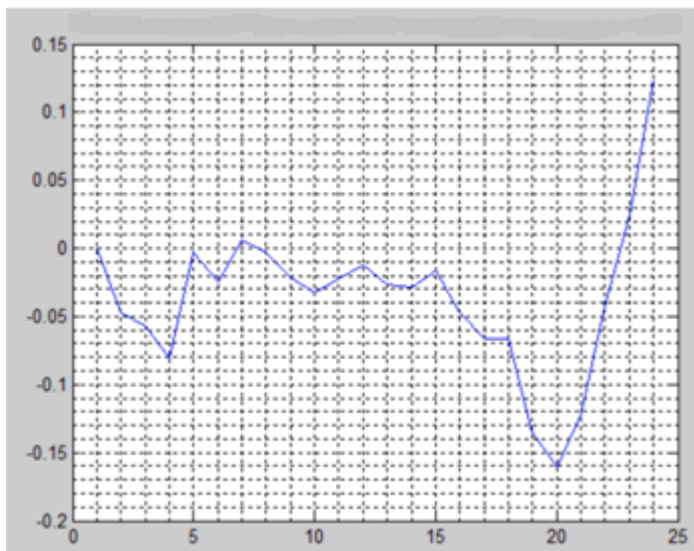


Рис. 4.8 – Лінійне відхилення від площини глісади по 24 точкам

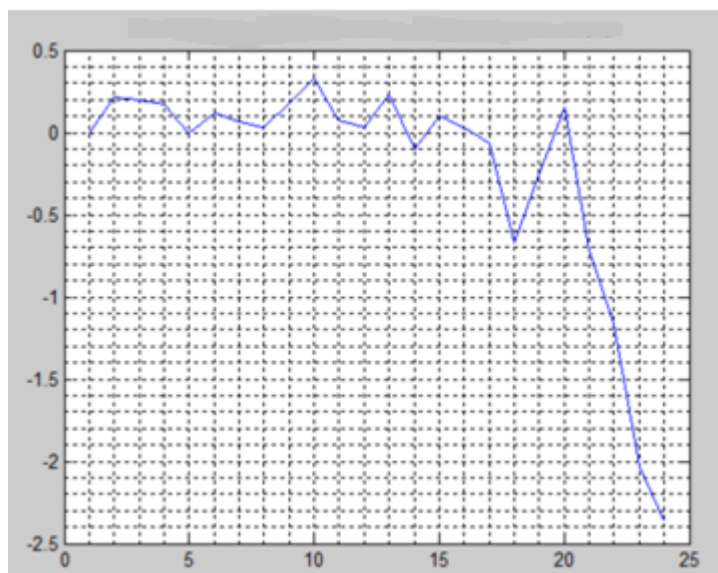


Рис. 4.9 – Кутове відхилення від площини курсу по 24 точкам

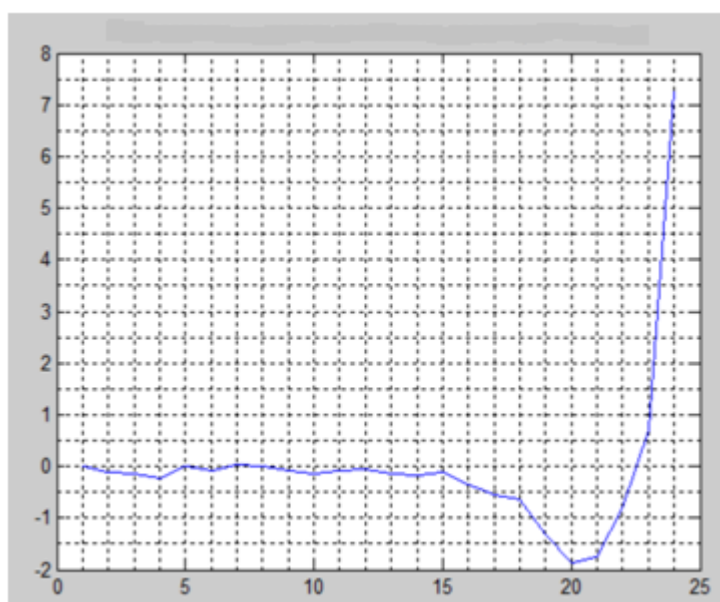


Рис. 4.10 – Кутове відхилення від площини глісади по 24 точкам

4.1.3. Обробка результатів експерименту методом The Boeing Company

Ті ж самі результати вимірювань були використані при проведенні розрахунків відхилень методом компанії The Boeing Company. В результаті підстановки координат, отриманих в ході експерименту, в формули, наведені в [41], були отримані наступні графіки кутового відхилення (рис. 4.11):

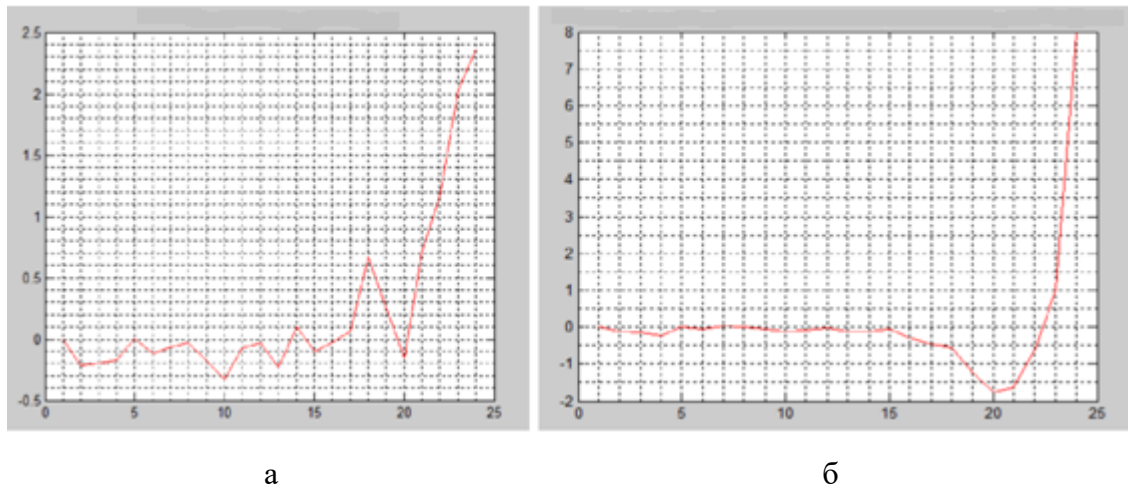


Рис. 4.11 – Графік кутових відхилень при обробці координат методом компанії The Boeing company: а) від площини курсу; б) від площини глісади

Порівняння відхилень

Результат зведення у спільні графіки кривих відхилень, розрахованих запропонованим в дисертації способом та методом The Boeing Company, зображений на рис. 4.12– 4.13. З рис. 4.12 випливає, що розходження оцінок відхилень за каналом глісади, отриманих за допомогою різних методів, мінімальні. Максимальна величина невідповідності становила $0,68^\circ$, а серед точок, відхилення яких від глісади не перевищує припустиме для посадки значення, максимальна невідповідність становила $0,28^\circ$.

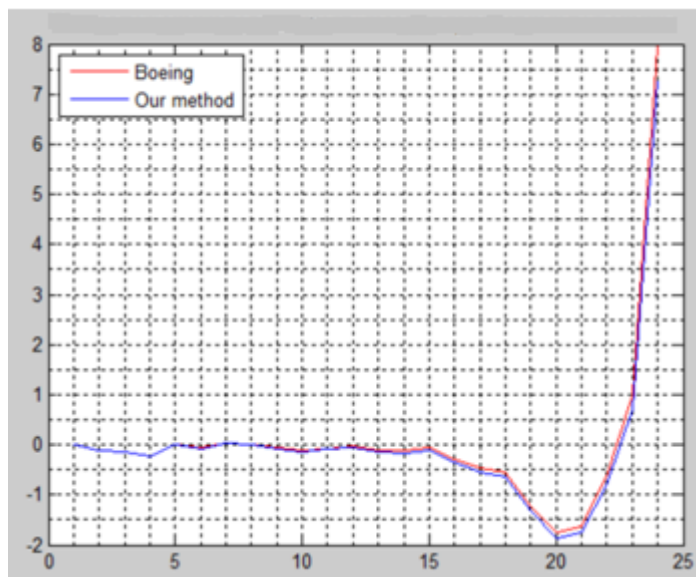


Рис. 4.12 – Графік невідповідностей значень відхилень приймача від площини глісади, отриманих різними методами

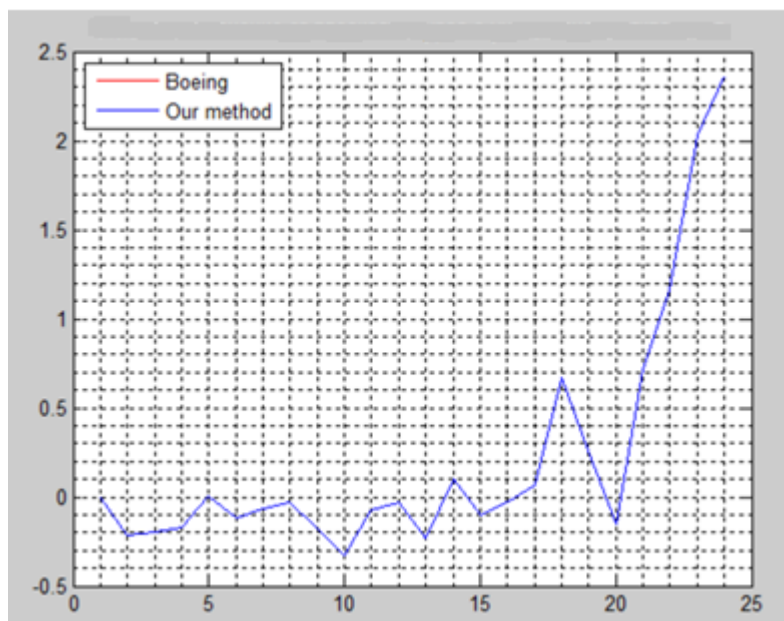


Рис. 4.13 – Графік невідповідностей значень відхилень приймача від площини курсу, отриманих різними методами

З рис. 4.13 випливає, що розбіжності оцінок відхилення по каналу курсу, отриманих за допомогою різних методів, малі настільки, що графіки практично накладаються. Максимальна невідповідність склала $0,0013^\circ$. На рис. 4.14 наведено збільшений фрагмент графіку, зображеного на рис. 4.13 (його правий верхній кут).

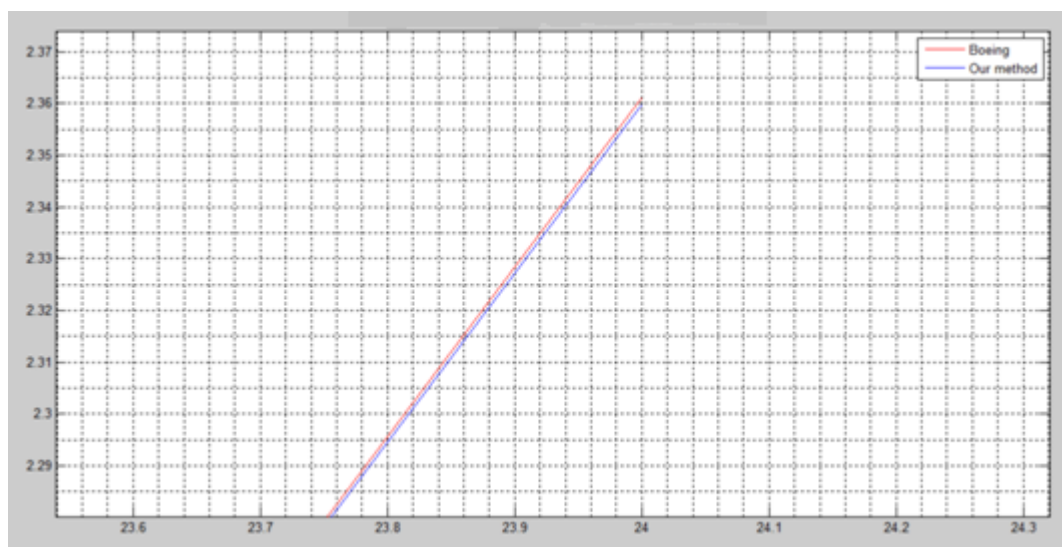


Рис. 4.14 – Збільшений фрагмент графіку, зображеного на рис. 4.13

Таким чином, можна зробити висновок, що методи, які розглядалися, взаємозамінні, а запропонована в дисертаційній роботі модель наведення ЛА може застосовуватись для навігації під час посадки.

4.1.4. Обробка результатів експерименту методом Rockwell Collins

Оскільки в тексті патенту компанії Rockwell Collins наведені формули для розрахунку лише відхилень по каналу глісади, в ході експерименту розглядалися лише розбіжності за цим параметром. В результаті підстановки координат, отриманих в ході експерименту, в формули, наведені в [39], було отримано наступний графік кутового відхилення ЛА від опорної площини глісади, заданої у вигляді гіперболоїду з двох пластів (рис. 4.15):

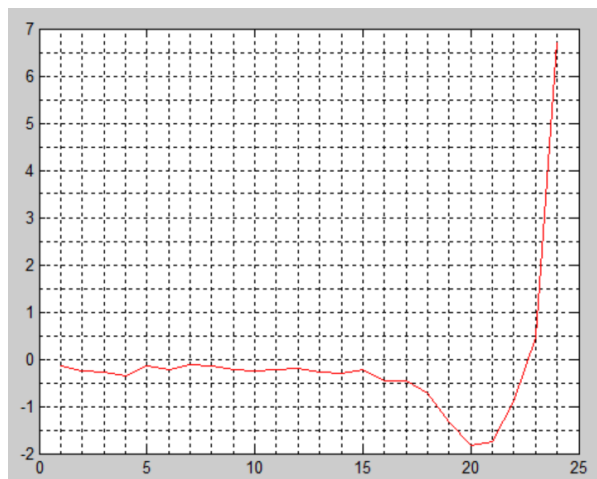


Рис. 4.15 – Графік відхилень від площини глісади, розрахованих за методом компанії Rockwell Collins

Порівняння відхилень

Результат зведення у загальний графік кривих відхилень, розрахованих розробленим в дисертаційній роботі методом та методом Rockwell Collins, зображено на рис. 4.16:

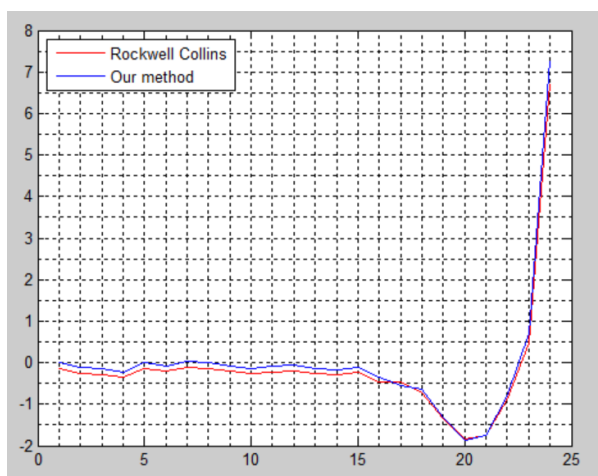


Рис. 4.16 – Графік невідповідностей значень відхилень приймача від площини глісади, отриманих різними методами

Як впливає з рис. 4.16, розбіжності оцінок відхилення по каналу глісади, отриманих із застосуванням різних методів, незначні. Максимальна величина розбіжності склала $0,1445^\circ$. Таким чином, можна зробити висновок, що для ділянки, на якій проводиться посадка ЛА, особливо ЛА малої авіації, еліпсоїдність Землі не є суттєвим фактором, і можна послуговуватись запропонованою в даній дисертаційній роботі моделлю розрахунку параметрів наведення для пласкої Землі, основною перевагою якої є відносна простота розрахунків.

Передача даних з наземного обладнання на бортовий приймач можлива із застосуванням будь-якого придатного каналу зв'язку. Наразі в авіації для передачі корегувальної інформації системи GBAS виділені частоти 108–118 МГц [83].

4.2. Експериментальне дослідження моделі розрахунку приладової швидкості за відсутності даних від системи повітряних сигналів

4.2.1. Постановка експерименту

Метою експерименту була оцінка похибки розрахунку приладової швидкості ЛА за розробленою моделлю шляхом порівняння розрахункового та виміряного значень швидкості. Були використані дані, отримані під час рейсу ЛА А-320 у вересні 2013 року. За дві години до початку рейсу було отримано метеорологічне зведення SITA, фрагмент якого наведено на рис. 4.17:

SENAR			ETP1			METAT		
FL350	352/37	M54	FL350	357/36	M52	FL350	357/36	M52
FL370	354/30	M52	FL370	358/28	M51	FL370	358/28	M51
FL390	356/23	M50	FL390	000/22	M49	FL390	000/22	M49
SANUL			KTL			ODOMI		
FL350	005/29	M50	FL350	028/18	M48	FL350	033/16	M48
FL370	006/24	M49	FL370	022/16	M48	FL370	025/15	M47
FL390	008/19	M48	FL390	015/15	M47	FL390	017/14	M47
ADISA			SONIB			BUKET		
FL350	041/15	M48	FL350	069/11	M49	FL350	143/15	M49
FL370	032/13	M48	FL370	061/9	M48	FL370	147/12	M48
FL390	023/11	M47	FL390	051/7	M47	FL390	152/10	M47

Рис. 4.17 – Фрагмент метеорологічного зведення агентства SITA

З рис. 4.17 випливає, що метеопрогноз для точки SANUL був таким: на ешелоні FL350 (висота 35000 футів або 10660 м) метеорологічний напрямок вітру становив 5°, швидкість вітру – 29 вузлів, температура повітря – мінус 50°C. Відповідно до даних METAR, значення атмосферного тиску на рівні моря складало 760 мм.рт.ст, температура у поверхні землі складала +3°C.

Під час прольоту над точкою SANUL фактичні показники пілотажно-навігаційних приладів літака були наступними (рис. 4.18):



Рис. 4.18 – Фактичні показники приладів

У лівому верхньому куті навігаційного дисплея містяться показники шляхової швидкості (GS), виміряні інерційною системою з корекцією по ГНСС, – 434 вузли. Наступний рядок – фактичні параметри вітру, 10° та 26 вузлів (розбіжності з прогнозом SITA незначні). З метою експерименту для розрахунків використовувались прогностичні значення цих параметрів. Під параметрами вітру знаходиться шкала курсу: фактичній курс позначений вертикальною рисою та складає в момент зйомки 59°. Шляховий кут позначений зеленим ромбом на тій самій шкалі та складає 62°. Відповідно, кут зносу складає 3°. Розрахунковий навігаційний напрямок вітру складає 185° (5°+180°). Кут вітру дорівнює: $KB = 185^\circ - 62^\circ = 123^\circ$.

4.2.2. Оцінка результатів експерименту

За формулами, наведеними в Розділі 2, було визначено істинну повітряну швидкість:

$$V_{ист} = \frac{434 - 29 \cos(123^\circ)}{\cos(3^\circ)} = \frac{434 + 15,79}{0,9986} = 450,05$$

Розрахована повітряна швидкість склала приблизно 450 вузлів. Значення фактичної повітряної швидкості, виміряної за допомогою ППТ, склала 446 вузлів (на навігаційному дисплеї праворуч від шляхової швидкості). Похибка склала 4 вузли.

На наступному етапі було розраховано приладову швидкість польоту. Щільність повітря біля поверхні землі була розрахована за наступними вихідними даними: температура повітря $t=3^\circ\text{C}=274,15^\circ\text{K}$; тиск $B=760$

мм.рт.ст., $\rho_0 = 0,0473 \frac{760}{276,15} = 0,13065$. Приблизна щільність повітря на

ешелоні польоту була розрахована за наступними вихідними даними: $t = -50^\circ\text{C} = 223,15^\circ\text{K}$, тиск (відповідно до таблиці розподілу тиску по висотам):

$B = 185,47$ мм.рт.ст. $\rho_H = 0,0473 \frac{185,47}{223,15} = 0,03925$. Розрахункова приладова

швидкість буде дорівнювати:

$$V_{np} = \frac{450}{\sqrt{\frac{0,13065}{0,03925}}} = \frac{450}{1,82} = 247,25$$

Таким чином, значення приладової швидкості, розраховане за запропонованою в дисертаційній роботі моделлю, склало 247,25 вузлів. Як впливає з рис. 4.18, значення приладової швидкості, виміряне за допомогою ППТ, склало приблизно 259 вузлів (це відображено на Primary Flight Display в правій частині рис. 4.18). Різниця між розрахунковими та експериментальними даними склала 12 вузлів. Аналогічним чином було проведено ряд експериментів. Отримані розбіжності розрахункових та експериментальних польотних даних не перевищували 16 вузлів. Така похибка знаходиться в припустимих межах: для ВС А-320 швидкість звалювання складає 185 вузлів, максимальна безпечна швидкість – 350 вузлів [28]. Відповідно, безпечний проміжок швидкості горизонтального польоту складає 165 вузлів. При використанні запропонованого алгоритму розрахунку повітряної швидкості екіпаж повинен витримувати приладову швидкість на рівні 276 вузлів, в такому випадку припустима похибка як в сторону збільшення, так і в сторону зменшення складатиме 82 вузли.

Проведений експеримент та аналіз його результатів показали, що похибка моделі визначення приладової швидкості польоту на основі даних від ГНСС, магнітного компаса та метеорологічного прогнозу суттєво менша за теоретично припустиму похибку. Таким чином, можна зробити висновок, що запропонована модель забезпечує безпеку польоту при відмові системи

повітряних сигналів. З метою підвищення точності розрахунків можна замість таблиці розподілу тиску по висотам використовувати карти ізобаричних поверхонь, складені метеорологічними службами для конкретної місцевості на певний момент часу. Слід також зазначити, що, відповідно до результатів експерименту, основну похибку вносить друга частина алгоритму, що передбачає розрахунки з урахуванням щільності повітря на висоті польоту. Можна очікувати, що зі зниженням ЛА вплив цієї складової буде зменшуватись, а на висоті, на якій починається прямолінійна ділянка заходу на посадку, буде мінімальним. Відповідно, похибка розрахунку приладової швидкості на етапі посадки буде меншою, ніж на етапі горизонтального польоту.

4.3. Експериментальне дослідження методів підвищення точності супутникової навігації

4.3.1. Постановка експерименту

Стаціонарні наземні системи – такі, як VOR або ILS, мають відносно повторювальні параметри похибок [27, Додаток D], тому експлуатаційні характеристики можуть бути виміряні за короткий період часу (наприклад, під час польотної перевірки), при цьому передбачається, що точність вимірювань після завершення випробувань залишається незмінною. На відміну від похибок стаціонарних систем, похибки ГНСС змінюються в часі. Орбітальний рух супутників та параметри похибок ГНСС призводять до появи похибок визначення місцезнаходження, значення яких можуть змінюватись на інтервалі в декілька годин. Крім того, сама точність (похибка, обмежена вірогідністю 95%) змінюється в залежності від геометрії сузір'їв. Тому впровадження ГНСС вимагає підвищення ролі аналізу похибок.

Для базового обладнання ГНСС, вимоги до якого визначені у [84], стандарти характеристик вимагають, щоб точність визначення місцезнаходження користувача за наявності перешкод та моделі селективного доступу (SA) забезпечувала похибку менше за 100 м (95% часу) по горизонталі та 156 м (95% часу) по вертикалі. Стандарти [85] не

вимагають, щоб базовий приймач ГНСС виконував іоносферну корекцію, в той час як після скасування SA іоносферна похибка має найбільший вплив.

Після скасування у 2000 році SA була розрахована репрезентативна точність визначення місцезнаходження за умови, що похибка моделі іоносферної затримки складає 7 м (1 σ), залишкова похибка тропосферної затримки – 0,25 м (1 σ), похибка за рахунок шумів приймача – 0,8 м (1 σ). Ця точність склала 33 м по горизонталі та 73 м по вертикалі. Передбачено, що в найгіршому випадку не прицюють 2 супутники з 24, що складають номінальне групування. В основній частині [27] містяться технічні вимоги, що висуваються до точності ГНСС. Похибка служби стандартного визначення місцезнаходження (SNS) не має перевищувати: в горизонтальній площині – 13 м, у вертикальній – 22 м. Разом з тим, цим же документом регламентується точність системи посадки, що відноситься до 1-ї категорії точного заходу. Максимально припустиме відхилення в опорній точці встановлюється на рівні $\pm 10,5$ м по горизонталі та 6 м вгору – по вертикалі. Відповідно, стандартної точності недостатньо для забезпечення точного заходу на посадку.

В наш час існує кілька супутникових навігаційних технологій, що забезпечують високоточне визначення координат в реальному часі та в динаміці. В даній роботі експериментально досліджується високоточна технологія PPP (Precise Point Positioning), найбільш придатна для використання на аеродромах малої авіації. Заявлена точність технології складає 4 см [86]. Принцип дії PPP зображено на рис. 4.19. Основною перевагою цієї технології перед режимом RTK та диференційним режимом є відсутність необхідності в опорних наземних станціях з обмеженим радіусом дії в безпосередній близькості до користувача. Це суттєво спрощує оперативну логістику.

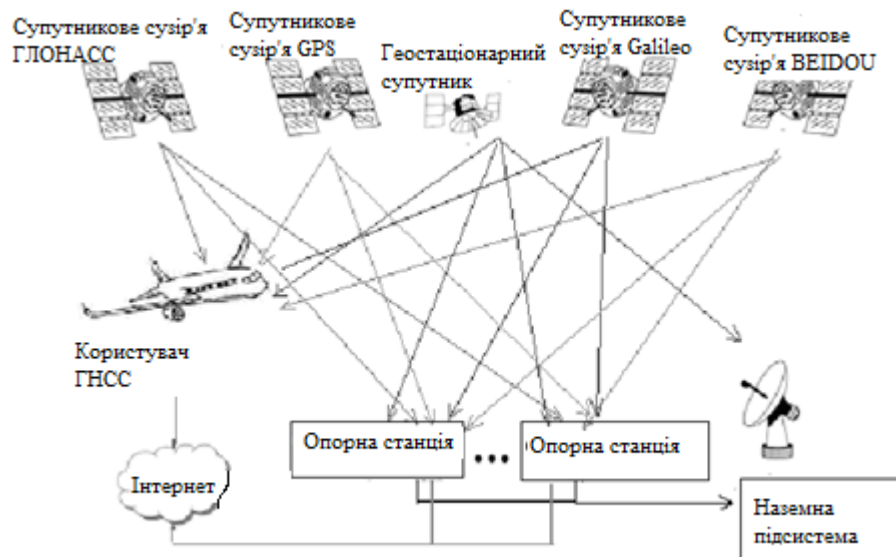


Рис. 4.19 – Принцип дії PPP

Експериментальне дослідження проводилось на прикладі технології TerraStar – сервіса точного позиціонування, розробленого для забезпечення сантиметрової точності вимірювань по всій поверхні Землі. Сервіс базується на методиці PPP, що передбачає виключення всіх системних похибок глобальної навігаційної супутникової системи методами прямих розрахунків, точного моделювання та максимально наближених оцінок [87]. Методика включає набір поправок до орбіт та годинників GPS та ГЛОНАСС, що забезпечує точність позиціонування незалежно від місцезнаходження користувача. Точність вимірювань досягається шляхом використання обох несучих частот– L1 та L2. В експерименті для видачі навігаційного рішення використовувались дані від чотирьох систем – ГЛОНАСС, GPS, Galileo та BEIDOU. Використовувались по дві частоти систем ГЛОНАСС та GPS, одна частота системи BEIDOU та одна частота системи Galileo.

Корекції орбіт та годинників, отримані від наземних станцій мережі TerraStar, передаються на кожний супутник для виключення супутникових складових похибки вимірювань. Видані поправки для користувачів, що знаходяться в європейському регіоні, в тому числі в Україні, передаються за допомогою геостационарного супутника, розташованого на довготі 25°E. Зона

його покриття зображена на рис. 4.20. Інформація передається на частоті 1539.8825 МГц.

Для проведення експериментального дослідження можливості використання високоточних технологій на етапі посадки ПС малої авіації використовувався багато частотний приймач GNSS OEM719 фірми Novatel [88] та корегувальна інформація компанії TerraStar, що надходила з геостаціонарного супутника 25E. Експеримент виконувався в два етапи. На першому етапі досліджувались точності в статичному режимі з різними конфігураціями супутників чотирьох систем: GPS, ГЛОНАСС, Galileo, BEIDOU. На другому етапі вимірювальна апаратура була встановлена на квадрокоптер, і точнісні характеристики оцінювались в динаміці (при підйомі та зниженні квадрокоптера).

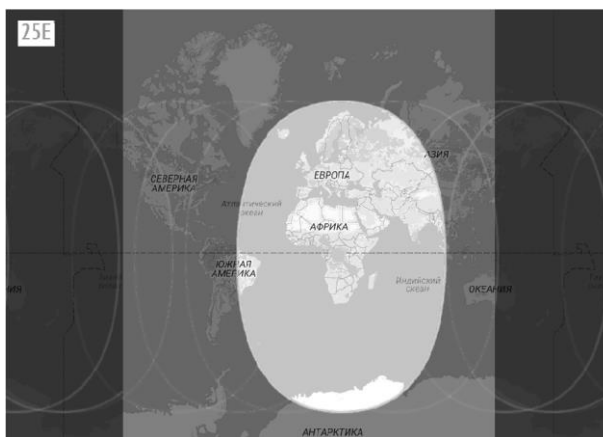


Рис. 4.20 – Зона покриття геостаціонарного супутника 25E

4.3.2. Результати експериментальної оцінки точності нерухомого об'єкту при зміні кута маски

На рис. 4.21 и 4.22 зображені типові характеристики точності при використанні чотирьох супутникових систем для доступних на поточний час супутників. Центр кругової діаграми на рисунках відповідає положенню фазового центру антени, числа 0, 30, 60 позначають рівні кутів видимості супутників (кути маски), значення $\pm 0.03\text{m}$ та аналогічні є середньоквадратичними відхиленнями в метрах на поточний момент часу, вказаний в нижній частині рисунку. Позначення супутників: коло – GPS,

квадрат – ГЛОНАСС, ромб – Galileo, п'ятикутник – BEIDOU. Вказані на рис. 4.21 СКВ практично не змінювались на великому (кілька годин) інтервалі часу та слабо залежать від часу доби. Інтервал часу для входження в високоточний режим – кілька десятків хвилин.



Рис. 4.21 – Діаграма видимості 24 супутників чотирьох систем та характеристики точності



Рис. 4.22 - Діаграма видимості 27 супутників чотирьох систем та характеристики точності

Ряди стовпчиків в правій частині рисунків відображають поточні геометричні фактори (зліва направо): HDOP, PDOP, VDOP, TDOP, GDOP. Як впливає з рис. 4.22, за наявності в зоні видимості 27 супутників сумарне геометричне зниження точності за місцезнаходженням і часом (GDOP) становило 1,679. При цьому були досягнуті наступні показники точності (СКВ) по широті ($\pm 0.03\text{m}$), по довготі ($\pm 0.02\text{m}$), по висоті ($\pm 0.05\text{m}$).

Експериментальне дослідження точності кожної системи окремо та комбінацій окремих систем дало наступні результати. Для системи GPS за наявності 10 супутників в зоні видимості точності (СКВ) склали: по широті ($\pm 0.04\text{m}$), по довготі ($\pm 0.03\text{m}$), по висоті ($\pm 0.07\text{m}$), на великому інтервалі часу ці показники змінюються на 1–2 одиниці у другому знаці (рис. 4.23).

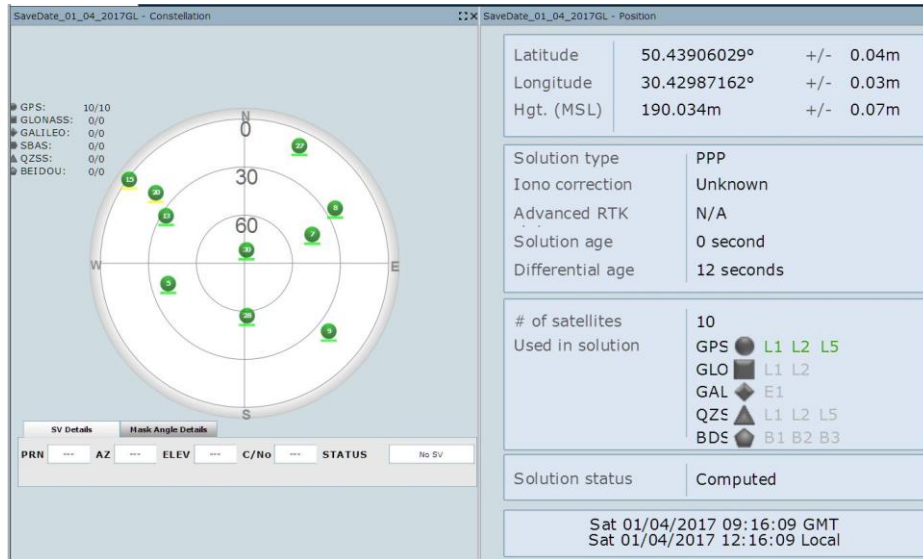


Рис. 4.23– Діаграма видимості 10 супутників GPS та характеристики точності

Для системи ГЛОНАСС за наявності 7 супутників в зоні видимості точність (СКВ) складала: по широті ($\pm 0.05\text{m}$), по довготі ($\pm 0.07\text{m}$), по висоті ($\pm 0.11\text{m}$), на великому інтервалі часу показники змінюються на 1–2 одиниці у другому знаці (рис. 4.24).



Рис. 4.24 – Діаграма видимості 7 супутників ГЛОНАСС та характеристики точності

При спільному використанні GPS (12 супутників) та ГЛОНАСС (9 супутників) точність (СКВ) складала: по широті ($\pm 0.05\text{m}$), по довготі ($\pm 0.05\text{m}$), по висоті ($\pm 0.09\text{m}$), на великому інтервалі часу показники змінюються на 1–2 одиниці у другому знаці та мають тенденцію до зниження (рис. 4.25).



Рис. 4.25 – Діаграма видимості 12 супутників GPS, 9 - ГЛОНАСС та характеристики точності

Ці дві системи мають критичний вплив на точність вимірювань. Будь-яка з них забезпечує достатньо високу точність вимірювань на великих інтервалах часу. Так, на рис. 4.26 зображено діаграму видимості для комбінації з 7 супутників ГЛОНАСС, 5 супутників Galileo і 4 супутників BEIDOU. Така комбінація забезпечує точність по широті ($\pm 0.07\text{m}$), по довготі ($\pm 0.04\text{m}$), по висоті ($\pm 0.11\text{m}$).



Рис. 4.26 – Діаграма видимості 7 супутників ГЛОНАСС, 5 – GALILEO, 4- BEIDOU та характеристики точності

Комбінації систем, в яких відсутні GPS та ГЛОНАСС, не підтримуються на великих інтервалах часу. Такі комбінації забезпечують достатньо високу точність протягом 6 хвилин, але за умови, що перед цим вимірювання проводились в високоточному режимі. Типові приклади наведені на рис. 4.27 та 4.28. На рис. 4.27 зображено діаграму видимості та характеристики точності для комбінації з 5 супутників Galileo та 4 супутників BEIDOU. Така комбінація забезпечує точність по широті ($\pm 0.25\text{m}$), по довготі ($\pm 0.2\text{m}$), по висоті ($\pm 0.49\text{m}$).



Рис 4.27 – Діаграма видимості 5 супутників Galileo та 4 супутників BEIDOU та характеристики точності

На рис. 4.28 зображено діаграму видимості та характеристики точності для комбінації з 2 супутників Galileo та 4 супутників BEIDOU. Така комбінація дозволяє підтримувати точність вимірювань на рівні ($\pm 0.57\text{m}$) по широті, ($\pm 1.73\text{m}$) по довготі та ($\pm 1.33\text{m}$) по висоті. Слід зазначити, що такі характеристики точності були отримані при геометричному факторі, близькому до 10.



Рис. 4.28 – Діаграма видимості 2 супутників Galileo та 4 супутників BEIDOU та характеристики точності

Системи Galileo та BEIDOU без використання інших систем після виходу з високоточного режиму також протягом 6 хвилин підтримували точні вимірювання (рис. 4.29, 4.30).

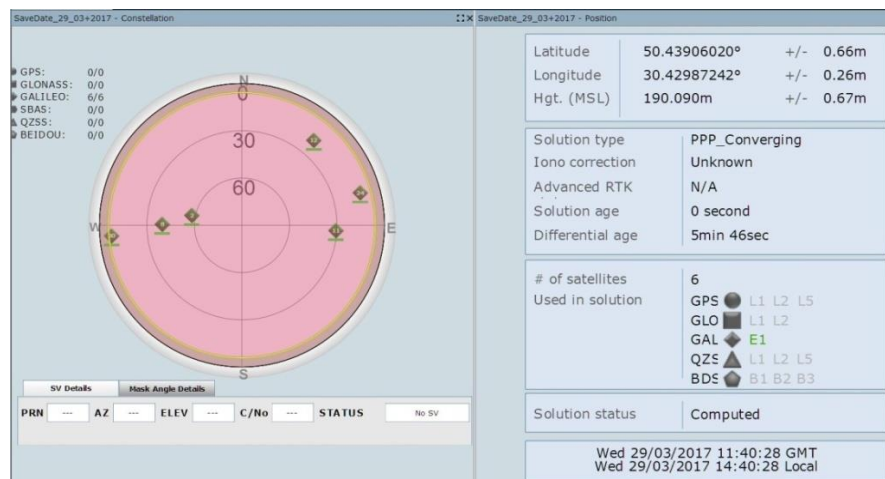


Рис. 4.29 – Діаграма видимості 6 супутників Galileo та характеристики точності на 6-й хвилині

На рис. 4.29 зображено діаграму видимості та характеристики точності сузір'я із 6 супутників системи Galileo. Така конфігурація супутників забезпечує точність вимірювань на рівні ($\pm 0.66\text{m}$) по широті, ($\pm 0.26\text{m}$) по довготі та ($\pm 0.67\text{m}$) по висоті.

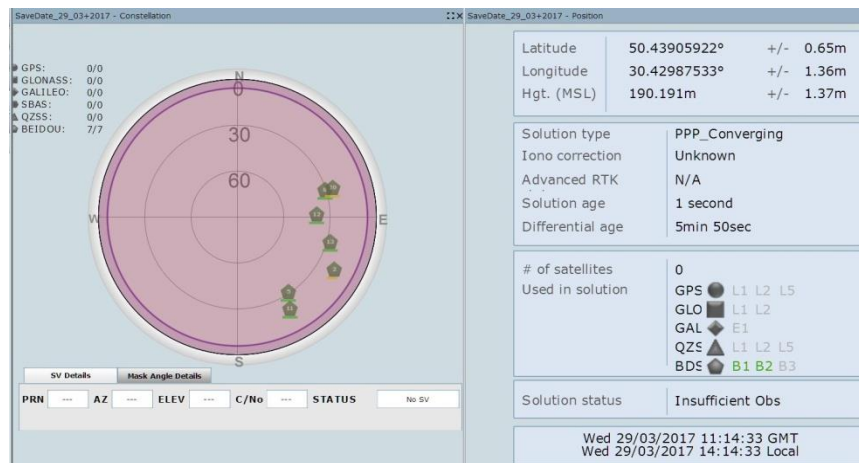


Рис. 4.30 – Діаграма видимості 7 супутників BEIDOU та характеристики точності на 6-й хвилині

На рис. 4.30 зображено діаграму видимості та характеристики точності сузір'я з 7 супутників системи BEIDOU. Така конфігурація супутників забезпечує точність вимірювань на рівні ($\pm 0.65\text{m}$) по широті, ($\pm 1.36\text{m}$) по довготі та ($\pm 1.37\text{m}$) по висоті.

Із зниженням ПС на посадці зростає імовірність того, що частина супутників буде прихована з поля зору через особливості рельєфу або розташовані в зоні аеродрому об'єкти. Було проведено моделювання такої ситуації, для чого на певному етапі задавався кут маски, що дорівнював 50° . Результати моделювання зображено на рис. 4.31. У верхній частині рисунку зображені діаграма видимості та характеристики точності в перші секунди після штучного обмеження кута видимості супутників, що призводило до різкого погіршення геометричного фактора, дані про який представлені в нижньому лівому куті рисунку.

З рис. 4.31 випливає, що при великому геометричному факторі ($\text{GDOP} > 60$) протягом деякого часу зберігаються хороші характеристики точності: ($\pm 0.22\text{m}$) по широті, ($\pm 0.10\text{m}$) по довготі и ($\pm 0.71\text{m}$) по висоті. Така точність дозволяє здійснити точний захід на посадку за приладами у разі раптового зменшення кількості супутників в зоні видимості та погіршення їхнього взаємного розташування (на рис. 4.31 в навігаційному рішенні беруть участь 8 супутників: 3 супутники системи GPS, 3 супутники системи ГЛОНАСС та 2 супутники системи BEIDOU).

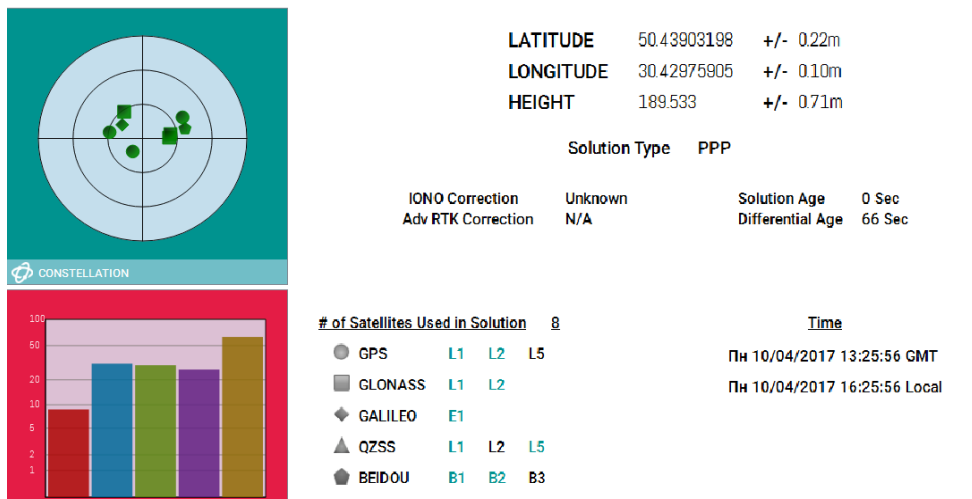


Рис. 4.31 – Діаграма видимості супутників та характеристики точності в момент завдання кута маски 50°

Через деякий час після виникнення несприятливої ситуації точність почала погіршуватись. Під час проведення даного експерименту через 7 хвилин після завдання кута маски кількість супутників в зоні видимості зменшилась до 6 – 2 супутників системи GPS, 3 супутників системи ГЛОНАСС та 1 супутника системи BEIDOU (рис. 4.32). В той час як точність вимірювання координат в плані продовжувала підтримуватись на попередньому рівні, точність вимірювання координат по висоті погіршилась до ($\pm 2.83\text{m}$). Можна зробити висновок, що при використанні технології PPP точність підтримується на прийнятному рівні протягом кількох хвилин – часу, достатнього для посадки ПС малої авіації.

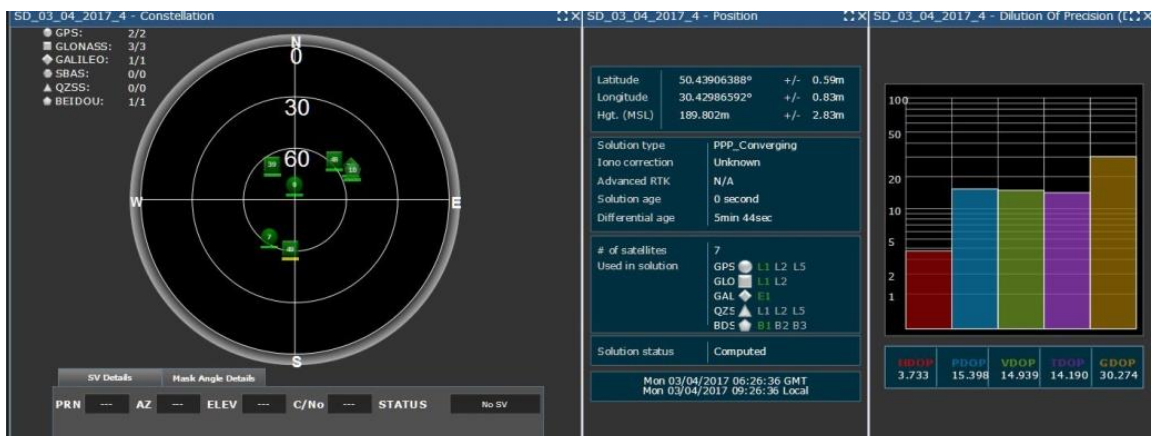


Рис. 4.32 – Діаграма видимості 2 супутників GPS, 3 супутників ГЛОНАСС, 1 супутника BEIDOU та характеристики точності

4.3.3. Результати експериментальної оцінки точності рухомого об'єкту

На рис. 4.33 зображені діаграма видимості супутників, інформація про геометричні фактори та характеристики точності на початку моделювання, в період накопичення інформації, що дозволяє підвищити рівень точності. З рис. 4.33 випливає, що в зоні видимості на момент початку моделювання знаходилось 19 здорових супутників – 8 супутників системи GPS, 6 супутників системи ГЛОНАСС та 5 супутників системи BEIDOU. Геометричний фактор GDOP < 2, що свідчить про вдале взаєморозташування супутників. Точність вимірювання координат складає ($\pm 1.37\text{m}$) по широті, ($\pm 1.38\text{m}$) по довготі та ($\pm 3.10\text{m}$) по висоті. Наступний кадр (рис. 4.34) було зроблено через 8 хвилин після початку моделювання. В навігаційному рішенні брали участь 20 супутників – 9 супутників системи GPS, 6 супутників системи ГЛОНАСС, 5 супутників системи BEIDOU.

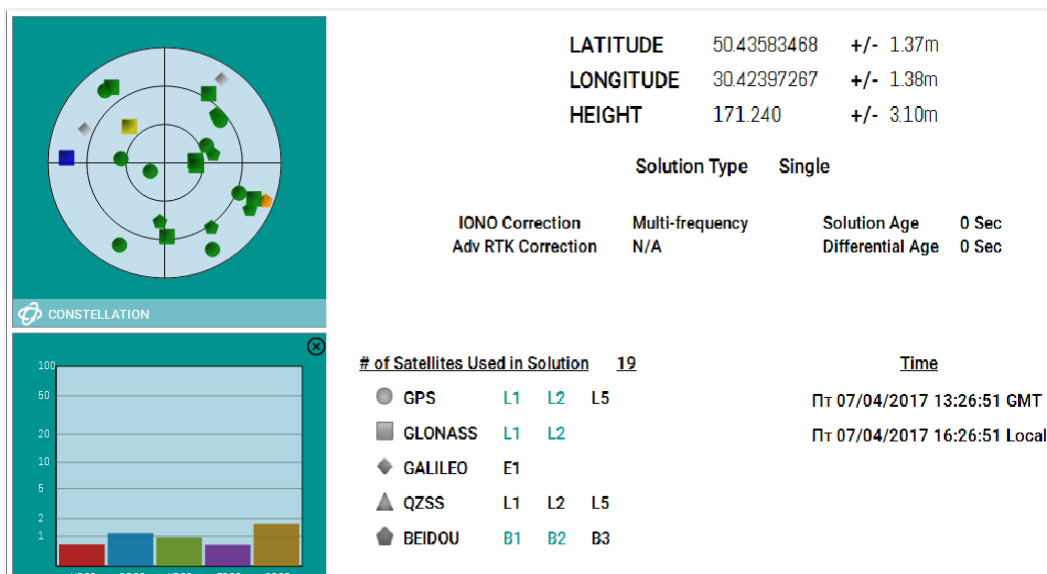


Рис. 4.33 – Діаграма видимості супутників та характеристики точності на першій хвилині моделювання

Значення GDOP за 8 хвилин, що минули від початку моделювання, практично не змінилось. Точність вимірювання координат підвищилась і склала ($\pm 0.37\text{m}$) по широті, ($\pm 0.67\text{m}$) по довготі та ($\pm 1.03\text{m}$) по висоті.

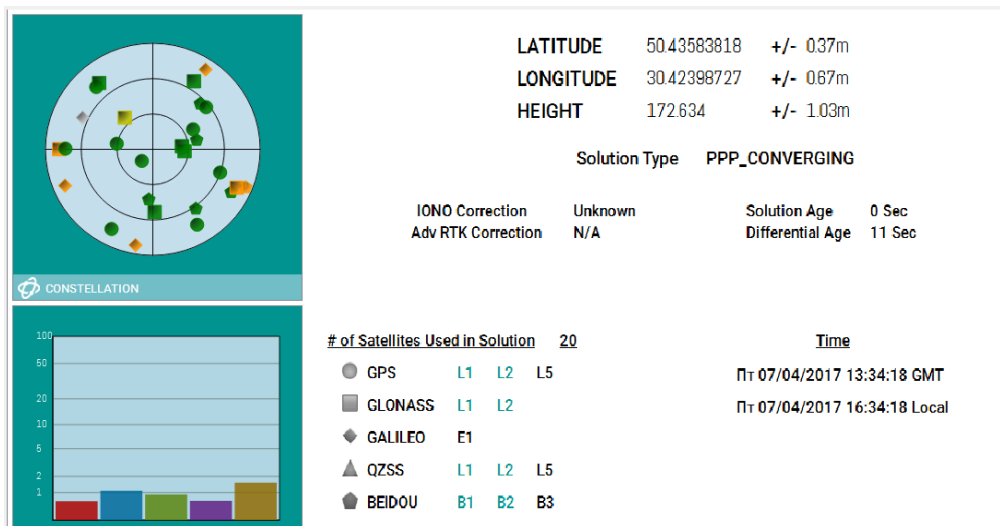


Рис. 4.34 – Діаграма видимості супутників та характеристики точності через 8 хвилин від початку моделювання

Ще через 48 хвилин квадрокоптер із встановленим на нього приймачем почав набір висоти (рис. 4.35). Завдяки інформації, що накопичилась до цього часу, точність вимірювання координат в момент початку набору складала ($\pm 0.03\text{m}$) по широті, ($\pm 0.02\text{m}$) по довготі та ($\pm 0.06\text{m}$) по висоті при 22 супутниках в зоні видимості, з яких до 20 (9 супутників системи GPS, 5 супутників системи ГЛОНАСС, 6 супутників системи BEIDOU) були доступні поправки.

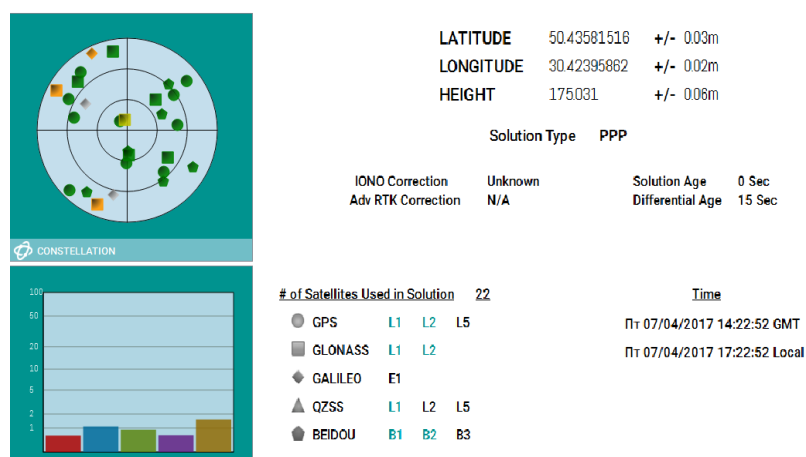


Рис. 4.35 – Діаграма видимості супутників та характеристики точності в момент початку набору висоти

Через 3,5 хвилини після початку набору висоти квадрокоптер досягнув найвищої точки свого польоту (рис. 4.36). Точність вимірювання координат

підтримувалась на попередньому рівні – ($\pm 0.03\text{m}$) по широті, ($\pm 0.02\text{m}$) по довготі та ($\pm 0.06\text{m}$) по висоті при 24 видимих супутниках і $\text{GDOP} < 2$.

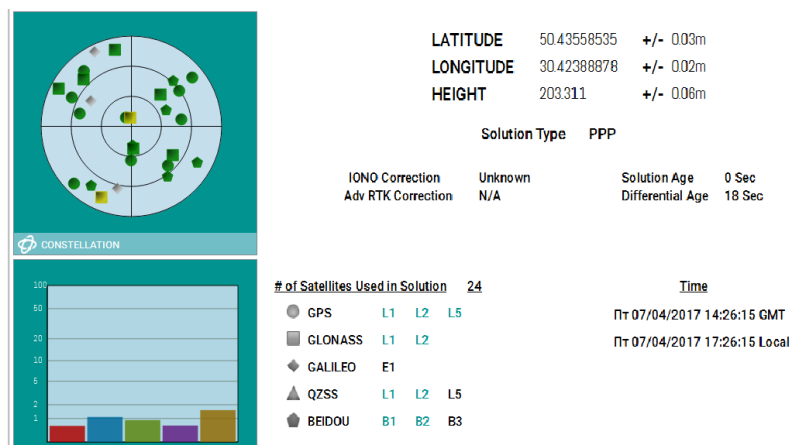


Рис. 4.36 – Діаграма видимості супутників та характеристики точності в найвищій точці

Після досягнення найвищої точки квадрокоптер перейшов у зниження та через 1,5 хвилини здійснив посадку (рис. 4.37).

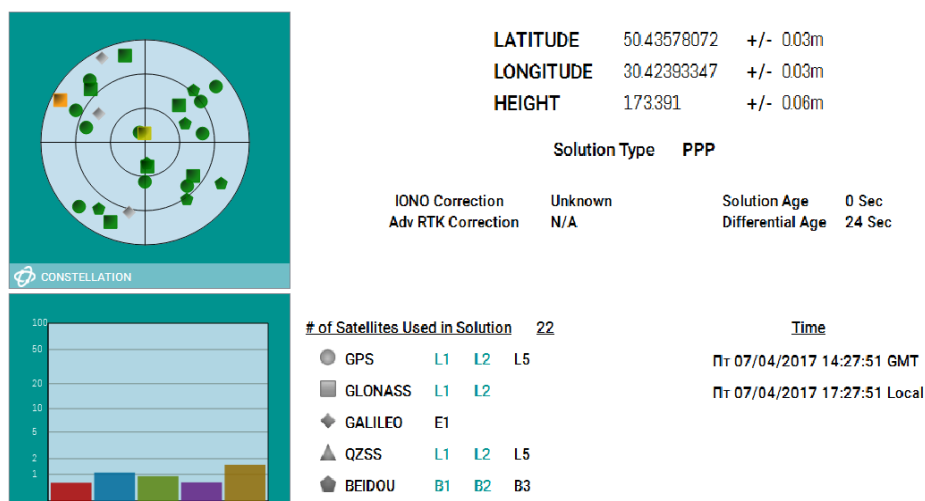


Рис. 4.37 – Діаграма видимості супутників та характеристики точності в момент посадки

Протягом зниження точність вимірювання координат підтримувалась на досягнутому раніше рівні – ($\pm 0.03\text{m}$) по широті, ($\pm 0.02\text{m}$) по довготі та ($\pm 0.06\text{m}$) по висоті при 22 видимих супутниках та $\text{GDOP} < 2$.

Проведені експерименти показали принципову можливість виконання посадки повітряних суден малої авіації з використанням високоточних технологій навіть при великих значеннях DOP.

Висновки за розділом 4.

1. Проведено експериментальне дослідження розробленої в ході роботи над дисертацією моделі розрахунку відхилень ЛА від опорних площин. В ході експерименту було проведено розрахунок відхилень за запропонованим алгоритмом та двома іншими способами, які наразі використовуються для посадки транспортних ПС за сигналами ГНСС. Порівняння результатів показало незначні розбіжності в оцінці відхилень, що дає змогу стверджувати про взаємозамінність вказаних моделей розрахунку відхилень. При цьому модель, представлена в дисертації, передбачає використання більш простих опорних поверхонь.

2. Проведено експериментальне дослідження розробленої в ході роботи над дисертацією моделі розрахунку приладової швидкості ЛА без даних від системи повітряних сигналів, яка може використовуватись у випадку виходу з ладу ППТ. Експеримент показав, що похибка розрахунку дозволяє утримувати приладову швидкість ЛА у безпечному інтервалі в горизонтальному польоту на ешелоні. Отримані результати дозволяють зробити висновок, що зі зниженням ЛА похибка буде зменшуватись, що дозволить досягти ще більшої точності розрахунку приладової швидкості до моменту початку посадки, під час якої безпечний інтервал швидкості скорочується.

3. Виконано експеримент, метою якого була оцінка можливості використання сучасної технології підвищення точності Precise Point Positioning для посадки ЛА. Результати експерименту показали, що технологія PPP дозволяє підтримувати прийнятну точність визначення місцезнаходження користувача протягом декількох хвилин після підвищення DOP до значень, які за звичайних умов призводять до неприйнятної для операції заходу на посадку похибки.

5. ОБҐРУНТУВАННЯ ЕКОНОМІЧНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ ВПРОВАДЖЕННЯ РОЗРОБЛЕНИХ МОДЕЛЕЙ

5.1. Обґрунтування потенційного підвищення ефективності навігації внаслідок впровадження моделі розрахунку відхилень повітряного судна

Наразі в Україні функціонують понад 20 аеропортів цивільної авіації. Більшість з них мають ЗПС, придатні для зльоту та посадки літаків 1 та 2 класу, але не обладнані радіотехнічними засобами для забезпечення інструментального заходу на посадку. Наприклад, аеропорт «Суми» (UKHS) має ЗПС зі штучним покриттям довжиною 2500 м, що теоретично дозволяє приймати навіть такі літаки, як А-320, SSJ-100, Ту-134 тощо. Аеропорт також має статус міжнародного, але не може повноцінно експлуатуватись через відсутність, серед іншого, курсо-глісадної системи. Таким чином, східну частину України обслуговує лише аеропорт «Харків» (UKHH), який з 2013 року обладнано системою ILS категорії II. Це в цілому негативно впливає на транспортну доступність регіону. Між тим, ІКАО тримає курс на стійкий розвиток повітряного транспорту [89]. В документах цієї організації вказано, що надійний доступ до транспортних послуг є ключовим фактором, що сприяє соціальному та економічному процвітання у всьому світі.

Аеропорт «Полтава» (UKHP) обладнано лише системою неточного заходу на посадку, тому він є придатним для експлуатації літаків лише в світлий час доби та в простих метеоумовах і, як наслідок, експлуатується лише для чартерних рейсів. Разом з ним, пропускна можливість пасажирського терміналу аеропорту складає 400 осіб на годину, що теоретично дозволяє обслуговувати понад 70 рейсів на добу. Але відсутність системи точного заходу на посадку не дозволяє авіакомпаніям планувати регулярні рейси в аеропорт «Полтава» через потенційні затримки та пов'язані з ними додаткові витрати. Наприклад, при уході на запасний аеродром, розташований в 30 хвилинах льоту від аеропорту призначення, літак Boeing-737 спалює додаткового 1,5 т пального вартістю приблизно 760 доларів США за 1 т (станом на листопад 2017 року). До цих витрат необхідно додати

вартість пального на подальший переліт до аеропорту призначення або оплату доставки пасажирів наземним транспортом та супутні витрати (харчування та розміщення пасажирів в готелях, компенсації за затримку рейсу, обслуговування літака на запасному аеродромі, оплату додаткового робочого часу екіпажу тощо). Таким чином, економічна ефективність встановлення системи точного заходу на посадку, що переводить аеропорт в статус цілодобового та всепогодного, є очевидною. Наведені в розділі 1 діаграми демонструють, що встановлення системи, яка задовольняла б вимоги хоча б I категорії ІСАО, дозволяє на 30–50% зменшити кількість нельотних за метеоумовами періодів часу, а отже, і скоротити пропорційно відсоток затриманих та скасованих рейсів та уходів на запасні аеродроми. Для міжнародного аеропорту «Херсон», який наразі обслуговує 6 рейсів на добу, це означає своєчасне обслуговування додаткових 9–10 рейсів в найбільш несприятливі з точки зору метеоумов місяці та потенційне підвищення кількості рейсів в розкладі завдяки підвищенню надійності аеропорту. Покращення повітряного сполучення, в свою чергу, дозволить підвищити туристичну привабливість регіону та збільшити кількість робочих місць у галузі. Кількісна оцінка потенційних змін дана в [90].

Для аеродромів та посадкових майданчиків малої авіації розгортання систем посадки на базі ГНСС передбачає підвищення ефективності навігації за іншими критеріями. Часто неможливість виконати політ за ППП з інструментальним заходом на посадку означає принципову неможливість виконання в установленій термін поставленої задачі – пожежегасіння, пошуково-рятувальної операції, обробки полів, аерофотозйомки, реклами в повітрі, обслуговування туристичного маршруту тощо. По відношенню до комерційних авіакомпаній відсутність обладнання для інструментальної посадки передбачає втрату вигоди. Наприклад, середньорічний наліт Ан-2, що експлуатуються на сільськогосподарських роботах, складає 300 годин [91]. За іншими даними, станом на 2017 рік в Україні функціонувало 19 авіаційних підприємств, на балансі яких перебувало 114 літаків Ан-2.

Загальний наліт на всі літаки склав 9000 годин, тобто, в середньому, 79 годин на літак. Погодинна продуктивність аіахімробіт складає, в середньому, 80 га, вартість обробки 1 га складає, в середньому, 7 доларів США. Відповідно, середній прибуток авіапідприємства за 1 годину авіахімробіт складає 560доларів США. Собіварітсть 1 льотної години, відповідно до [92], складає приблизно 300\$ (враховані лише прямі погодинні експлуатаційні затрати: оплата праці екіпажу, соціальні відрахування та паливно-мастильні матеріали. Не враховані непрямі експлуатаційні витрати: аеронавігаційне, технічне та метеорологічне обслуговування, а також транспортний податок та сертифікат льотної придатності). Відповідно, прибуток авіапідприємства до підрахунку непрямих витрат складає 7800\$ на рік з кожного літака при нальоті 300 годин на рік на літак. Відповідно до [93], обсяг мінімально необхідного технічного обслуговування для підтримки льотної придатності складає 640 нормо-годин на рік (за формами Сід+АіРЕО). Відповідно, мінімальні витрати на підтримування сертифікату льотної придатності складають приблизно 2000\$. Транспортний податок на ПС в Україні складає 1 грн за 1 кг максимальної зльотної маси, для Ан-2 це 5500 грн (200\$). Відповідно до [95], витрати на ангарне зберігання складають, в середньому, 1000\$ на рік. Таким чином, чистий прибуток авіакомпанії, що виконує авіахімроботи, складає 4600\$ на рік з кожного літака. При цьому очевидно, що реальна погодинна продуктивність ПС, що експлуатуються на авіапідприємствах, далека від максимальної погодинної продуктивності Ан-2. Основною причиною цього є несприятливі погодні умови. Збільшення кількості льотних періодів на 5%, якого можна досягти, перейшовши на польоти за ППП з інструментальним заходом на посадку, дозволять збільшити кількість льотних годин до 315 на рік без росту непрямих експлуатаційних витрат, збільшивши таким чином чистий прибуток авіакомпанії на 3900\$ з кожного літака на рік.

Для аеродромів та ЛА, що використовуються з навчальною метою, встановлення обладнання для інструментальної посадки передбачає, серед

іншого, можливість відпрацьовувати не лише візуальний захід на посадку, але і посадку за директорними планками – основний спосіб посадки, що наразі використовується в цивільній авіації.

В наведеному вище розрахунку не враховані витрати на закупку наземного та бортового обладнання, необхідного для виконання інструментальної посадки, а також їхнє технічне обслуговування. Відповідно до звіту компанії Honeywell [96], вартість встановлення одного комплекту ILS в аеропорту складає, в середньому, 1,5 млн. \$ (в залежності від категорії), щорічне обслуговування коштує 140 тис. \$ (табл. 5.1).

Очевидно, що таке рішення не підходить для аеродромів малої авіації та посадкових майданчиків. Вартість наземного обладнання GBAS (3,3 млн. \$ за встановлення всього комплекту обладнання та 85-135 тис. \$ за щорічне обслуговування кожної станції) робить і цю систему рентабельною лише для великих аеропортів цивільної авіації. Найбільш доступним варіантом є використання системи SBAS для підвищення точності навігації за рахунок диференційних поправок та формування блоку даних FAS за допомогою приймача ГНСС з підтримкою SBAS та наземного обчислювального блоку. Для забезпечення наведення за моделлю, розробленою в Розділі 2 даної дисертації, необхідне наступне обладнання: наземний приймач ГНСС з підтримкою SBAS, бортовий приймач з підтримкою SBAS, наземне передавальне обладнання (108–118 МГц) для передачі блоку даних FAS та відомостей про цілісність навігаційного поля та відповідне приймальне обладнання на борту ЛА. Також на борту має бути встановлено обчислювальний пристрій та навігаційний дисплей.

Табл. 5.1 – Порівняння вартості встановлення та обслуговування наземного обладнання різних систем (за даними компанії Honeywell)

	GBAS	SBAS	ILS
Зона покриття	Всі ЗПС в аеропорту розгортання	Радіус покриття – сотні км (залежить від кількості опорних станцій)	Один торець ЗПС
Вартість встановлення	3,3 млн \$ на аеропорт	1 млрд \$ на державу	1,5 млн \$ на один торець ЗПС
Вартість щорічного обслуговування	85-135 млн \$ на 1 станцію (щорічна льотна перевірка не потрібна)	50 – 100 млн \$ на державу	140 тис. \$ на 1 комплект (потрібна щорічна перевірка)
Кількість одночасних користувачів	Необмежена	Необмежена	1
Кількість просторових глісад	26-48 на кожен базову станцію (дані про траєкторії заходів поширюються з базових станцій)	Необмежена кількість неточних заходів (бортова база даних містить відомості про заходи)	1
Бортове обладнання	Авіоніка GLS	Приймач GPS з підтримкою SBAS, база даних щодо схем заходу на посадку	Приймач ILS
Можливості	Гнучкі заходи, множинні просторові глісади, інформація щодо торців ЗПС. Забезпечення заходу на посадку за I категорією. Очікується сертифікація за II та III категоріями. Відсутні просторові обмеження, притаманні ILS.	Гнучкі неточні заходи включно з LPV	Одна просторова глісада на один комплект радіомаяків; забезпечення заходів на посадку за I, II та III категоріями

Необхідно враховувати також і загальні вимоги до мінімального обладнання ПС для отримання сертифікату на польоти за ППП. Відповідно до [97], для польотів за ПВП достатньо мати наступне обладнання: вказівник швидкості, висотомір, магнітний компас, тахометр (окремо на кожен двигун), датчик тиску масла, датчик рівня пального та датчик температури охолоджувальної рідини. Для польотів за ППП лише в денний час необхідно додатково встановити радіостанцію DME, індикатор кутової швидкості, баровисотомір, гіронапівкомпас, годинник, авіагоризонт. Для польотів за ППП в нічний час необхідно додатково обладнати ПС навігаційними вогнями та посадковою фарою.

Однією з переваг запропонованого в дисертації способу формування опорних поверхонь та розрахунку відхилень ЛА від заданої траєкторії є оптимізація блоку даних FAS та спрощення розрахунків. Стандартний блок даних наведено в [27]. Наприклад, алгоритм розрахунку відхилень ЛА, запатентований компанією The Boeing company, який передбачає побудову опорних поверхонь за даними стандартного блоку FAS, виконує наступні розрахунки.

Вектор u_{vert} , що є нормаллю до еліпсоїду WGS-84 в точці LTP, розраховується за формулою:

$$u_{vert} = \begin{bmatrix} \frac{(1-e^2)r_{LTP}^{ECEF}(1)}{r_{LTP}^{ECEF}(3)} \\ \frac{(1-e^2)r_{LTP}^{ECEF}(2)}{r_{LTP}^{ECEF}(3)} \\ 1 \end{bmatrix} \cdot \frac{-1}{\sqrt{\left(\frac{(1-e^2)r_{LTP}^{ECEF}(1)}{r_{LTP}^{ECEF}(3)}\right)^2 + \left(\frac{(1-e^2)r_{LTP}^{ECEF}(2)}{r_{LTP}^{ECEF}(3)}\right)^2 + 1}} \quad (5.1)$$

В формулі (5.1) $e^2=6,694379991013 \times 10^{-3}$ – корінь з першого ексцентриситету WGS-84, r_{LTP}^{ECEF} – вектор з центру Землі в точку LTP.

На наступному кроці завдається вектор r_{FPAP}^{ECEF} з центру Землі в точку FPAP. Для простоти припускається, що його висота над еліпсоїдом

еквівалентна висоті точки LTP. Вектор u_{FPA} (Flight Path Alignment) з точки LTP в точку FPAP завдається наступною формулою:

$$u_{FPA} = \frac{r_{FPAP}^{ECEF} - r_{LTP}^{ECEF}}{|r_{FPAP}^{ECEF} - r_{LTP}^{ECEF}|} \quad (5.2)$$

Вектор поперечного (бічного) напрямку обчислюється за формулою:

$$u_{lat} = \frac{u_{vert} \times u_{FPA}}{|u_{vert} \times u_{FPA}|} \quad (5.3)$$

Вектор повздовжнього напрямку обчислюється за формулою:

$$u_{rw} = u_{lat} \times u_{vert} \quad (5.4)$$

Вектори u_{lat} та u_{rw} лежать в місцевій площині. Вектори u_{rw} та u_{vert} завдають площину, яка ділить ЗПС вздовж (тобто площину центральної вісі ЗПС). Це опорна площина для бічних відхилень.

Точка GPIP завдається формулою:

$$r_{GPIP}^{ECEF} = r_{LTP}^{ECEF} + u_{rw} \times \frac{TCH}{\tan(GPA)} \quad (5.5)$$

У формулі (5.5) GPA – кут нахилу глісади, TCH – висота перетину торцю ЗПС (відстань по вертикалі від точки LTP до FAS). Координати точки на FAS, котра знаходиться над точкою LTP (точки DCP), пропонується знаходити за формулою:

$$r_{DCP}^{ECEF} = r_{LTP}^{ECEF} - u_{vert} \times TCH \quad (5.6)$$

Повздовжній напрямок u_{long} завдається вектором, що збігається з лінією глісади та веде від її нижньої точки до верхньої. Цей вектор можна знайти за формулою:

$$u_{long} = \frac{r_{DCP}^{ECEF} - r_{GPIP}^{ECEF}}{|r_{DCP}^{ECEF} - r_{GPIP}^{ECEF}|} \quad (5.7)$$

Вертикальний напрямок завдається вектором u_{GS} , що є ортогональним до FAS та лежить в площині, що задана FAS та u_{vert} . Цей вектор може бути розрахованим за формулою:

$$u_{GS} = u_{lat} \times u_{long} \quad (5.8)$$

Опорна траєкторія FAS являє собою перетин двох поверхонь. Вертикальне та горизонтальне відхилення розраховуються за окремими алгоритмами з урахуванням цих двох площин. Для горизонтального відхилення опорною поверхнею є площина, завдана векторами u_{rw} та u_{vert} . Опорна поверхня для розрахунку вертикальних відхилень являє собою конус з вершиною в точці GPIIP (рис. 5.1). Відхилення обчислюються шляхом проектування поточного місцезнаходження ЛА, вираженого в координатах місцевої координатної системи, на вертикальний u_{GS} та повздовжній u_{long} напрямки.

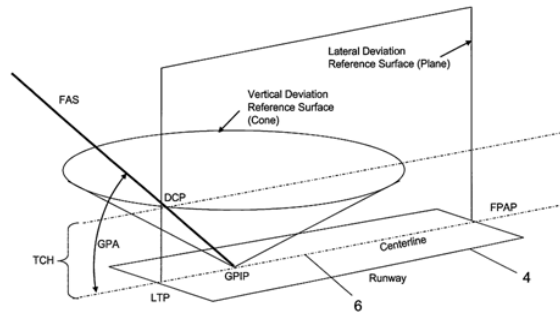


Рис. 5.1 – Опорні поверхні для розрахунку відхилень

Вектор між точкою на борту літака, для якої проводяться вимірювання (GCP), та точкою GPIIP задається формулою:

$$dr_{GS} = r_{GSP}^{ECEF} - r_{GPIIP}^{ECEF} \quad (5.9)$$

Відстань до GPIIP розраховується за формулою:

$$r_{GS} = |dr_{GS}| \quad (5.10)$$

Проекція точки GCP на FAS визначається за формулою:

$$r_{desired}^{ECEF} = E_{GPIIP}^{ECEF} + u_{long} \times dr_{GS} \quad (5.11)$$

Відхилення від FAS в координатах ECEF:

$$d_{dev}^{ECEF} = r_{GCP}^{ECEF} - r_{desired}^{ECEF} \quad (5.12)$$

Горизонтальне та вертикальне відхилення являють собою проекції d_{dev}^{ECEF} на повздовжній та вертикальний напрямки:

$$d_{lat} = -u_{lat} \times d_{dev}^{ECEF} \quad (5.13)$$

$$d_{GS} = -u_{GS} \times d_{dev}^{ECEF} \quad (5.14)$$

d_{lat} приймає додатне значення при відхиленні літака ліворуч, від'ємне – при відхиленні праворуч. Додатне значення d_{GS} означає відхилення літака вгору, від'ємне – вниз.

Щоб виразити відхилення в градусах, необхідно задати опорну точку за формулою:

$$r_{ARP}^{ECEF} = (r_{FPAP}^{ECEF} - r_{LTP}^{ECEF}) \times u_{rw} + 305 \times u_{rw} \quad (5.15)$$

У формулі (5.15) 305 – попередньо завдана відстань в мерах (приблизно 1000 футів) від точки FPAP до точки, в якій розташовано курсовий маяк ILS (даний спосіб визначення відхилень за ГНСС передбачає комплексування з радіо маячними системами посадки).

Горизонтальне кутове відхилення обчислюється за формулами:

$$\alpha_{lat} = \sin^{-1} \left(\frac{d_{lat}}{r_{GCP}^{ECEF} - r_{ARP}^{ECEF}} \right) \quad (5.16)$$

$$\alpha_{GS} = \sin^{-1} \left(\frac{d_{GS}}{|r_{GSP}^{ECEF} - r_{GPIP}^{ECEF}|} \right) \quad (5.17)$$

Очевидно, що наведений вище алгоритм значно складніший за модель наведення, запропоновану в даній дисертації. При цьому результати розрахунку відхилень, як показано в Розділі 4, відрізняються не більш як на $0,0013^\circ$ по каналу курсу та на $0,28^\circ$ – по каналу глісади.

5.2. Обґрунтування потенційного підвищення ефективності навігації внаслідок впровадження моделі контролю цілісності навігаційного поля за відсутності надлишкових вимірювань

При використанні стандартних алгоритмів RAIM необхідно мати в полі зору щонайменше 5 супутників однієї навігаційної системи. Не припускається не лише зменшення кількості навігаційних супутників до 4-х, але і наявність в полі зору 5 та більше супутників, 4 з яких не належали б до одного сузір'я.

Використання моделі контролю цілісності, запропонованої в даній дисертаційній роботі, дозволяє забезпечити навігацію за 4 супутниками в

полі зору. Моделювання, результати якого показані в Розділі 3, показало, що точність, достатня для посадки за I категорією ІСАО, зберігається в 12% випадків зменшення кількості видимих супутників до чотирьох. Така ситуація можлива, наприклад, при великому куті маски. На рис. 5.2. зображено ситуацію з кутом маски 30°.

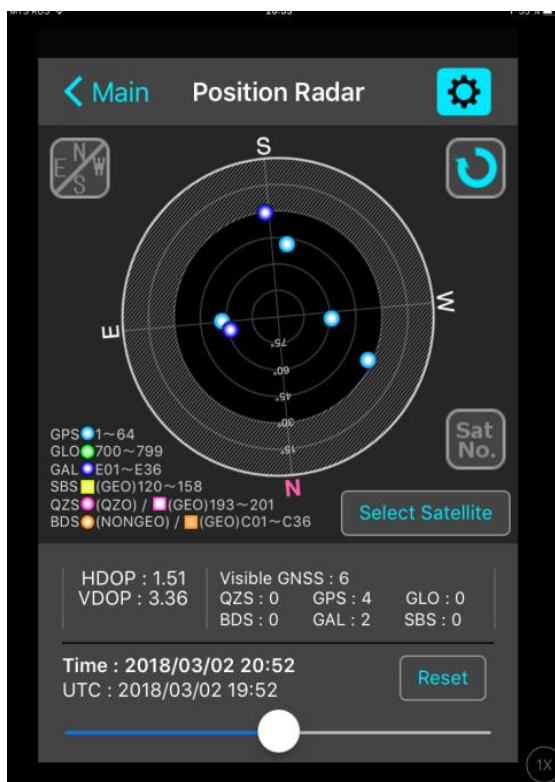


Рис. 5.2 – Видимі супутники систем GPS та Galileo при куті маски 30°

Як впливає з рис. 5.3, навіть при використанні двох навігаційних сузір'їв (GPS та Galileo) є дуже вірогідним сценарій зменшення кількості видимих супутників нижче за мінімум, необхідний для навігації з цілісністю.

При куті маски 5° зменшення кількості видимих супутників до 4-х також є імовірним, особливо при використанні одного супутникового сузір'я. На рис. 5.3 зображено графік зміни кількості видимих супутників сузір'я Galileo в місті Києві за добу (288 відліків по 5 хвилин) з 23:08 UTC 31.08.2018 по 23:03 UTC 1.09.2018.

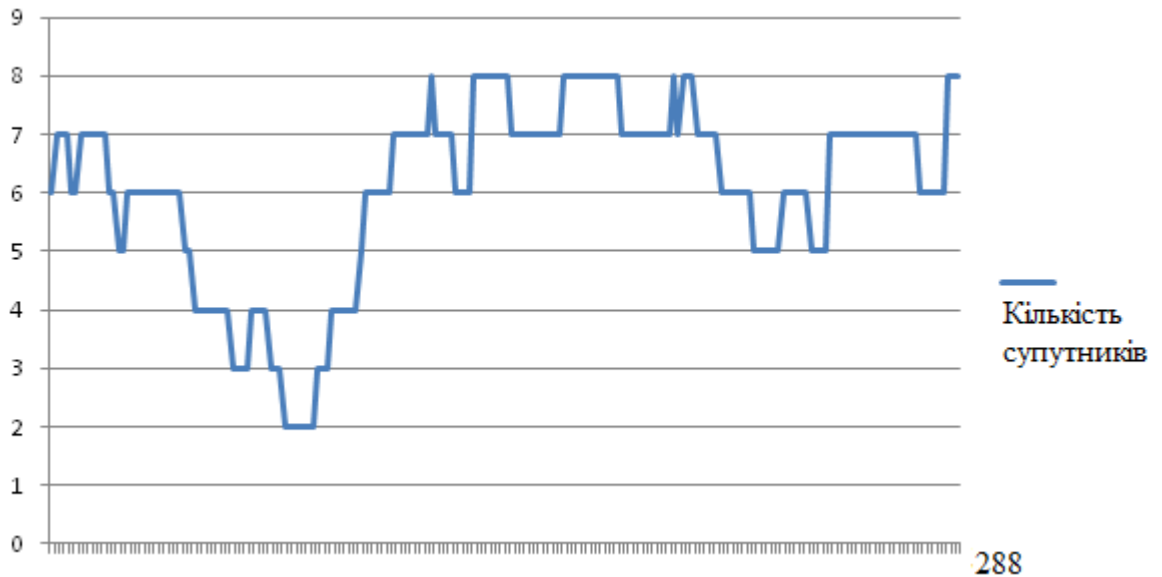


Рис. 5.3 – Зміна кількості видимих супутників з часом при куті маски 5° у місті Києві
 Як випливає з рис. 5.3, з 288 вимірювань у 29 спостерігалось зменшення кількості супутників в полі видимості приймача до 4-х, а у 17 випадках – до 3-х або 2-х (в таких випадках система фіксувала неприйнятну для визначення місцезнаходження конфігурацію (Рис. 5.4)).

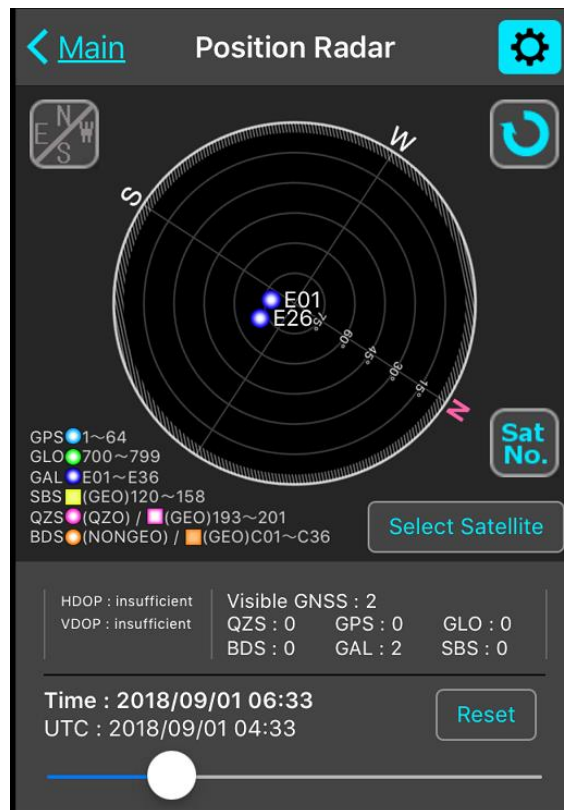


Рис. 5.4. – Зменшення кількості видимих супутників сузір'я Galileo до 2-х при куті маси 5° . Ситуація, неприйнятна для навігації за будь-яких обставин



Рис. 5.7 – Сприятливий геометричний фактор при 4-х видимих супутниках

Таким чином, використовуючи модель контролю цілісності навігаційного поля, запропоновану в дисертаційній роботі, можна досягти підвищення ефективності навігації на 3,5%.

Висновки за розділом 5

1. Наведено обґрунтування потенційного підвищення ефективності навігації на етапі посадки повітряного судна внаслідок упровадження запропонованої в дисертаційній роботі моделі формування опорних поверхонь для посадки та розрахунку параметрів наведення. Показано, що перехід на посадку за сигналами ГНСС в цілому дозволить суттєво розширити географію польотів та покращити логістику повітряних суден транспортної авіації, на 5% підвищити регулярність польотів повітряних суден малої авіації, в тому числі навчальних, та погодинну продуктивність парку повітряних суден, що належать компаніям, які виконують авіахімроботи та інші задачі. Також показано, що запропонована модель розрахунку відхилень ЛА від заданої траєкторії передбачає спрощення розрахунків у порівнянні з методами наведення, які використовуються в наш час.

2. Наведено обґрунтування потенційного підвищення ефективності навігації повітряних суден на етапі посадки внаслідок впровадження розробленої в дисертаційній роботі моделі автономного контролю цілісності навігаційного поля в зоні посадки за умов відсутності надлишкових дальномірних даних. Показано, що при використанні запропонованої моделі можна досягти підвищення ефективності навігації на 1 – 3,5% в залежності від координат місця вимірювання за рахунок зменшення кількості відмов супутникового бортового обладнання через недостатню кількість видимих супутників.

ВИСНОВКИ

В дисертаційній роботі вирішено актуальну науково-технічну задачу розробки моделі процесу посадки на аеродроми та посадкові майданчики, що не обладнані стаціонарними радіотехнічними засобами, за сигналами глобальної навігаційної супутникової системи.

Основні наукові і практичні результати дисертаційної роботи зводяться до наступного:

1. Розроблено модель обчислення лінійного на кутового відхилення ПС від бажаної траєкторії – синтетичної глісади. На відміну від сучасних методів наведення ПС за GLS, запропонована модель передбачає використання в якості опорних поверхонь площин курсу та глісади, перетин яких утворює глісаду. Це дозволяє спростити процес формування блоку даних FAS, який визначає положення ЗПС у просторі, а також мінімізувати кількість параметрів FAS та спростити розрахунок відхилень. Експериментальне дослідження запропонованого алгоритму підтвердило високу точність розрахунку відхилень ПС.

2. Запропоновано спосіб формування траєкторії вирівнювання ПС на заключному етапі посадки з поетапною зміною кута нахилу траєкторії та вертикальної швидкості в залежності від висоти. В якості вихідних даних запропонована модель використовує серед іншого дані, отримані від ГНСС.

3. Проаналізовано особливості використання супутникової навігації для ПС малої авіації. Аналіз показав, що імовірність зменшення кількості навігаційних супутників в зоні видимості бортового приймача до 4-х для ПС малої авіації значно вище, ніж для ПС транспортної авіації. Розроблено модель автономного контролю цілісності навігаційного поля в зоні посадки, засновану на розрахунку геометричного фактора видимих супутників та максимально допустимої суми квадратів нев'язок до всіх супутників з подальшим виключенням супутника з найбільшою нев'язкою в разі необхідності. Комп'ютерне моделювання розрахунку геометричних факторів показало, що в 12% випадків при зменшенні кількості видимих супутників до 4-х параметр DOP буде мати прийнятне значення для операції посадки ПС. При цьому

імовірність виникнення якого випадку на прикладі сузір'я Galileo оцінюється в 14 – 29 відсотків. Таким чином, використання запропонованої моделі контролю цілісності дозволить на 1 – 3% підвищити ефективність навігації.

4. Розроблено модель розрахунку приладової швидкості ПС без даних від системи повітряних сигналів. Запропонована модель може використовуватись у випадку відмови приймача повітряного тиску (трубки Піто). Розрахунок проводиться на основі даних, отриманих від системи ГНСС (шляхова швидкість, шляховий кут), даним магнітного компаса (курс) та прогностичним метеорологічним даним (атмосферний тиск та температура повітря у землі та на ешелоні, напрямок та швидкість вітру). На відміну від сучасного алгоритму дій у випадку відмови трубки Піто, екапіж ПС, САУ або оператор БПЛА отримують кількісну інформацію щодо приладової швидкості, обчислену з похибкою, що дозволяє утримувати швидкість в безпечному інтервалі. При цьому немає необхідності утримувати у певних рамках кут тангажу, тобто забезпечується можливість маневрування. Встановлено, що по мірі зниження ПС похибка зменшується. Таким чином, розроблена модель дозволяє забезпечити безпеку на всіх етапах польоту.

5. Проведено експериментальне дослідження можливості використання сучасної технології підвищення точності Precise Point Positioning для етапу посадки ПС. Результати експерименту показали, що технологія PPP дозволяє утримувати прийнятну точність визначення місцезнаходження протягом декількох хвилин після підвищення показника DOP до значень, які за звичайних умов призводять до неприйнятної для заходу на посадку похибки синтетичної глісади. На відміну від сучасних методів наведення ПС за GLS, запропонована модель передбачає використання в якості опорних поверхонь площин курсу та глісади, перетин яких утворює глісаду. Це дозволяє спростити процес формування блоку даних FAS, який визначає положення ЗПС у просторі, а також мінімізувати кількість параметрів FAS та спростити розрахунок відхилень. Експериментальне визначення розрахованого алгоритму підтвердило високу точність розрахунку відхилень ПС.

Перелік літературних джерел

1. Обслуживание воздушного движения – Приложение 11 к Конвенции о международной гражданской авиации ИКАО. Изд. 14-е – Монреаль, 2016 – июль.
2. Организация воздушного движения (Док 4444) – поправка №1 к Правилам аэронавигационного обслуживания. Изд. 15-е – Монреаль, 2007 – июль.
3. Konin, V. GNSS technology determination of flying machine guidance parameters / V. Konin, E. Kovalevskiy, T. Olevinska // Proceedings of the National Aviation University. – 2013. – № 3. – P. 18-21.
4. Konin, V. Aircraft Landing Flare / V. Konin, E. Kovalevskiy, T. Olevinska // Proceedings of the National Aviation University. – 2014. – № 2. – P. 15–18
5. Конин В.В. Определение приборной скорости самолета без системы воздушных сигналов / В. В. Конин, Т. И. Олевинская // Вісник Інженерної академії України. – 2016. – № 3. – С. 15-18
6. Конин В. В. Экспериментальная оценка применения высокоточных технологий GNSS для посадки воздушных судов малой авиации / В. В. Конин, А. В. Куценко, Т. И. Олевинская // Вісник Інженерної академії України. – 2017. – № 1. – С. 8-13
7. Kharchenko, V. Aircraft navigation efficiency improving during landing using satellite navigation system / V. Kharchenko, V. Konin, T. Olevinska // Proceedings of the National Aviation University. – 2017. – № 4 – P. 8-17
8. Олевинская Т. И. Использование виртуальной глиссады для вычисления отклонений летательного аппарата на конечном участке посадки / Т. И. Олевинская // Известия Петербургского университета путей сообщения – 2017. – № 2. – С. 381-391.
9. Konin V, Kovalevskiy E, Olevinska T. GNSS technology landing system option for flying machine. Proceedings Fifth World Congress “Aviation in the XXI– st Century”. “Safety in Aviation and Space Technologies”. – V. 2, September 25-27 2012. – K.: NAU, Ukraine.– P. 3.2.21 – 3.2.24
10. Kovalevskiy E.O, Konin V.V., Olevinska T. I. Aircraft landing flare. Proceedings, Sixth World Congress “Aviation in the XXI– st Century”. “Safety in Aviation and Space Technologies”. – V. 2, September 23-25 2014 – K.: NAU, Ukraine.– P. 3.2.10 – 3.2.14
11. Konin V, Olevinska T. Determination of the indicated air speed without data from pitot tubes. Proceedings Seventh World Congress “Aviation in the XXI– st Century”. “Safety in Aviation and Space Technologies”. – V.2, September 19-21 2016.– K.: NAU, Ukraine.– P.2.22-2.26

12. Олевінська Т. І. Метод автономного контролю цілісності для безпілотних літальних апаратів. Тези доповідей науково-технічної конференції «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», м. Київ, 21-23.11.2016 – с. 49.
13. *Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents. Worldwide operations 1959-2010.* URL: http://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/company/about_bca/pdf/statsum.pdf (accessed: 12.06.2018)
14. Глазунов В. Г. *Проблемы расследования авиационных происшествий, связанных с метеорологическими условиями.* URL: <https://www.aex.ru/docs/4/2011/1/14/1260/print/> (accessed: 12.06.2018)
15. *Анализ анкетирования пользователей авиаметеорологической информации на предмет качества обслуживания в 2012 году.* URL: http://www.aviametecom.ru/index.php?id_top=28&ankyear=2012 (accessed: 12.06.2018)
16. Кукота С. С. Методика определения экономических потерь от нарушения регулярности движения самолетов / С. С. Кукота // *Технология и экономика аэропортов – 1973 – № 13.* – С. 48-52
17. *Европейская Комиссия: Информация о мерах безопасности на гражданских воздушных судах, принятых в Европейском Союзе.* URL: <https://www.aviapanorama.ru/wp-content/uploads/2015/04/2015041.pdf> (accessed: 12.06.2018)
18. *Standard Interfaces of UAV Control Systems (UCS) for NATO UAV Interoperability // STANAG 4586 Navy. Ed.2 –Brussels, 2007 – November*
19. De Fatima, B. *Unmanned Aerial Vehicles: An Overview / Bento Maria de Fatima // Inside GNSS – 2008 – № 1.* – P.54-61.
20. Правила допуску до експлуатації злітно-посадкових майданчиків для польотів легких повітряних суден. Наказ Державіаслужби №205 від 01.12.2004.
21. Правила реєстрації цивільних аеродромів України. Наказ Державної служби України з нагляду за забезпеченням безпеки авіації №705 від 25.10.2005.
22. Сертифікаційні вимоги до цивільних аеродромів України. Наказ Державіаслужби №201 від 17.03.2006.
23. *FCOM RRJ-95.* URL: https://thepiratebay.sx/torrent/7543964/Sukhoi_Superjet-100_FCOM (accessed: 12.06.2018)
24. *Архив погоды в Борисполе (аэропорт).* URL: [http://rp5.ru/архив_погоды_в_Борисполе_\(аэропорт\)_METAR](http://rp5.ru/архив_погоды_в_Борисполе_(аэропорт)_METAR) (accessed: 12.06.2018)
25. Moring J. *Blame Game / J. Moring, Ed. Frank // Aviation Week&Space Technology – 2004 – № 1.* – P. 21-24.
26. *Международные стандарты и рекомендуемая практика. Аэропорты. Том 1. Проектирование и эксплуатация аэродромов. Приложение 14 к*

- Конвенции о международной гражданской авиации ИКАО. Изд. 4-е – Монреаль, 2004 – Июль.
27. Радионавигационные средства. Приложение 10 к Конвенции о международной гражданской авиации ИКАО. Том 1. Изд. 14-е – Монреаль, 2016 – июль.
 28. FCOM Airbus A318, F319, F320, F321. URL: <https://www.avsim.su/f/documents-16/full-fcom-airbus-a318-319-320-321--53297.html> (accessed: 12.06.2018)
 29. Приказ Министерства гражданской авиации «Об утверждении и введении в действие наставления по производству полетов гражданской авиации СССР» №77 от 08.04.1985
 30. Chris Baur. *Design procedures development for improved safety*. URL: <https://ru.scribd.com/document/288313671/Part-4-Chris-Baur-Design-Procedures-Development-for-Improved-Safety> (accessed: 12.06.2018)
 31. Международные стандарты и рекомендуемая практика (SARPS). Рабочий документ ИКАО. Изд. 14-е – Монреаль, 2015 – Ноябрь
 32. Stratton D. Multi-mode receivers for verification of ground and spade-based augmentation systems / D. Stratton, J. Warburton, M. Magrogan // Proceedings of the 17th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation – Long Beach – 2004 – Sept, 21-24.
 33. Performance based navigation (PBN) Manual (Doc 9613 ICAO). Third edition – Montreal, 2008
 34. Tom Impich, John Ackland, Tim Murphy. *Global navigation satellite system. Landing system*. URL: http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_21/gnss.pdf (accessed: 13.06.2018)
 35. Impich T. Implementation and Operational Use of Ground-Based Augmentation Systems (GBASs). A Component of the Future Air Traffic Management System / Thomas Impich, Tim Murphy // Proceedings of IEEE – 2009 – № 1. – P.1936-1957
 36. Global navigation satellite system landing systems and methods. Патент US7373223B2. – URL: <https://patents.google.com/patent/US7373223?oq=satellite+landing> (дата звернення: 13.06.2018)
 37. Imrich T. GNSS Landing System (GLS) and Required Navigation Performance (RNP) / T. Imrich // AFCEA CNS/ATM Conference: int.conf. 25 April 2007, Orlando, Florida – Orlando 2007.
 38. Identified transition Key issues for the introduction and application of non-visual aids to all-weather operations in the European Region of ICAO. 4th edition – Montreal, 2013 – January
 39. Satellite landing system having instrument landing system look alike guidance. Патент US 6239745. – URL: <https://www.google.com/patents/US6239745> (дата звернення: 13.06.2018)
 40. Stratton D. AI. Guidance Characteristics of GNSS Landing Systems / D. AI. Stratton // IEEE/ AIAA Digital Avionics System Conference – Бельвью, 1998 – Листопад

41. Airplane position insurance monitor. Патент US20120265376 – URL: <https://www.google.com/patents/US20120265376> (дата звернення: 13.06.2018)
42. Лелевкина Л. Г. Основы высшей математики / Л. Г. Лелевкина, В. В. Попов. – Бишкек: Изд-во КРСУ, 2001 – 54 с.
43. Выгодский М.Я. Справочник по высшей математике / М. Я. Выгодский. – М.: Наука, 1977, – 852 с.
44. Харченко В. П. Системы спутниковой радионавигации / В. П. Харченко, В.В. Конин. – К.: Холтех, 2010 – 520 с.
45. Томпсон П. В. Системы координат. Методы преобразования координат / П. В. Томпсон, Г. В. Макаров. – М.: Изд.: ГМА им. Макарова, 2010 – 62 с.
46. Потемкин В. Г. Вычисления в среде Matlab / В.Г. Потемкин. – М.: Диалог-МИФИ – 2004 – 720 с.
47. Медников В. Н. Динамика полета и пилотирование самолетов / В. Н. Медников – Монино: изд. ВВА им. Гагарина, 1976 – 386 с.
48. Воробьев В. Г. Автоматизация самолетовождения и управления воздушным движением. Учебник для вузов гражданской авиации / В. Г. Воробьев, А. А. Кузнецов, П. А. Агаджанов. – М.: Транспорт, 1980 – 357 с.
49. *Singh S. Automatic path planning and control design for autonomous landing of UAVs using dynamic inversion.* URL: <http://studylib.net/doc/13593028/automatic-path-planning-and-control-design-for-autonomous> (accessed: 14.06.2018)
50. Burnashev, V.V. Algorithms of UAV navigation and control system during automatic landing. / V. V. Burnashev // Materials of VIII International Conference. Kyiv, Kyiv Polytechnic Institute – 2011.
51. *Pavle Boskoski. Auto landing using fuzzy logic.* URL: <http://dsc.ijs.si/phdworkshop2005/full%20papers/Pavle%20Boskoski.pdf> (accessed: 14.06.2018)
52. Minimum operational performance standarts for Global Positioning System/ Wide Area Augmentation System airborne equipment. Doc. 229 RTCA – Washington, 2001 – Nowember
53. *J. Bernick. Computational analysis of GPS UDSRAIM algorithms.* URL: https://www.researchgate.net/publication/35269665_Computational_analysis_of_GPS_UDSRAIM_algorithms (accessed: 14.06.2018)
54. *Алгоритм автономного контроля целостности данных.* URL: <http://epizodsspace.airbase.ru/bibl/mai/sputnikov-navig-2004.pdf> (accessed: 14.06.2018)
55. Глобальная навигационная спутниковая система. Система мониторинга и контроля целостности ГНСС. Общие технические требования. Методы контроля, испытания и подтверждения характеристик навигационного обеспечения. – ГОСТ Р. – М.: Стандартиформ – 2010. – 16 с.

56. К.К. Веремеенко, Р.Ю.Зимин. *Целостность навигационного поля*. URL: <http://b-ok.org/book/3063052/f03a9b> (accessed: 14.06.2018)
57. Brown R.G. ARP Fault Detection and Isolation: Method and Result. Project Memorandum / R. G. Brown, G. Y. Chin, J. N. Kraemer, G. C. Nim, K-L. V. Dyke // DOT – VNTSC-FA460-PM-93-21, 1993. – 59 p.
58. Brown R.G. GPS RAIM: Calculation of Thresholds and Protection Radius Using Chi-Square Methods A – Geometric Approach / R. G. Brown // RTCA Paper, No.491-94/SC159-584, 1994.
59. Brown R. G. Receiver autonomous integrity monitoring. *Global Positioning System: Theory and applications*. – 1996 – V.2 – pp. 143-165.
60. Walter T. Weighted RAIM for Precision Approach / T. Walter, P. Enge // ION GPS – 1995 – September – pp. 1995-2004.
61. Novak A. Snapshot RAIM algorithms availability in urban areas / A. Novak, C. Specht // *Annual of navigation* – 2006 – № 11. – pp. 73-88.
62. Wickens D. *The future of Air Traffic Control: Human Operators and Automation* / D. Wickens, A. Mavor, R. Parasuraman, J. McGee // Washington: National Academy Press – 1998. – 336 p.
63. John Loizou. *An assessment of the autonomous integrity performance of a combined GPS/Galileo satellite navigation system and its impact on the case for the development of Galileo*. URL: <https://dspace.lib.cranfield.ac.uk/bitstream/handle/1826/1604/JD%20Loizou%20PhD%20Thesis.pdf?sequence=1> (accessed: 14.06.2018)
64. Антонович, К.М. *Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии* К.М. Антонович – М.: ФГУП «Картгеоцентр», 2006. – 360 с.: ил.
65. Бойков Д. В. Алгоритм автономного контроля целостности навигационного поля [Текст] // *Технические науки в России и за рубежом: материалы III Междунар. науч. конф.* (г. Москва, июль 2014 г.). — М.: Буки-Веди, 2014. — С. 27-32. — URL <https://moluch.ru/conf/tech/archive/90/6016/> (дата доступа: 14.06.2018).
66. *JAA ATPL Theoretical Knowledge Manual. Principles of flight*. URL: <https://ru.scribd.com/doc/49483559/JAA-ATPL-BOOK-13-Oxford-Aviation-Jeppesen-Principles-of-Flight> (accessed: 14.06.2018)
67. *Interim report on the accident on 1 June 2009 to the Airbus A330-203 registered F-GZCP operated by Air France flight AF 447 Rio de Janeiro-Paris*. URL: <https://www.bea.aero/docspa/2009/f-cp090601e1.en/pdf/f-cp090601e1.en.pdf> (accessed: 14.06.2018)
68. *Reporte final accidente aereo Birgenair, Vuelo ALW-301, Febrero 06, 1996*. URL: <http://www.fss.aero/accident-reports/dvdfiles/DO/1996-02-06-DO.pdf> (accessed: 14.06.2018)
69. *Final report of the accident Boeing 757-200 aircraft, operated by Aeroperu, October 2, 1996*. URL: <https://skybrary.aero/bookshelf/books/1719.pdf> (accessed: 14.06.2018)

70. *Operational use of angle of attack of modern commercial jet airplanes*. URL: http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_12/aoa.pdf (accessed: 14.06.2018)
71. Черный М. А. Воздушная навигация / М.А. Черный, В.И. Кораблин – М.: Транспорт – 1973. – 368 с.
72. *Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide Operations 1959 – 2016*. URL: http://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/company/about_bca/pdf/statsum.pdf (accessed: 28.08.2018)
73. *Air Navigation Providers*. URL: <https://www.sita.aero/solutions-and-services/sectors/air-navigation-providers> (accessed: 28.08.2018)
74. Богаткин О.Г. Авиационная метеорология / О. Г. Богаткин – СПб.: Изд: РГГМУ – 2005. – 328 с.
75. *Ed Williams. Aviation formularly VI.46*. URL: www.williams.best.vmh.net (accessed: 28.08.2018)
76. *787 Airplane Characteristics for Airport Planning*. URL: <http://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/commercial/airports/acaps/787.pdf> (accessed: 28.08.2018)
77. Поляков К.Ю. Теория автоматического управления для «чайников» / К. Ю. Поляков – СПб– 2008. – 80 с.
78. Белгородский С. Л. Автоматизация управления посадкой самолета / С. Л. Белгородский – М.: Транспорт – 1972. – 352 с.
79. *Общие сведения об автопилоте АП-28-Л*. URL: <http://netref.ru/issledovanie-konkretnogo-avtopilota--ap-28-11-ap-v-rezultate.html> (accessed: 28.08.2018)
80. Петунин В. И. Синтез законов управления канала тангажа автопилота / В. И. Петунин // Вестник УГАТУ – № 2 (20). – С. 25-31.
81. Петунин В. И. Синтез систем автоматического управления летательными аппаратами с автоматами ограничений предельных параметров / В.И. Петунин // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2010 – Т. 53 – № 10. – С. 18-24.
82. Яковлев В. Б. Теория автоматического управления / В.Б. Яковлев, С.Е. Душин, Н.С. Зотов и др. – М.: Высшая школа – 2009. – 567 с.
83. *Global Navigation Satellite System landing systems and methods*. Патент US7373223B2. URL: <https://patents.google.com/patent/US7373223?q=satellite+landing> (accessed: 28.08.2018)
84. *FAA TSO-C129A*. URL: [http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgTSO.nsf/0/e560cd9c6acf8ba186256dc700717e0f/\\$FILE/C129a.pdf](http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgTSO.nsf/0/e560cd9c6acf8ba186256dc700717e0f/$FILE/C129a.pdf) (accessed: 28.08.2018)
85. *Глобальные навигационные спутниковые системы. Судовая многосистемная, многоканальная аппаратура потребителей ГНСС ГЛОНАСС/GPS/ГАЛИЛЕО. Технические характеристики, методы и требуемые результаты испытаний*. URL: <http://docs.cntd.ru/document/gost-r-54119-2010> (accessed: 28.08.2018)

86. *Precise Point Positioning (PPP)*. URL: <https://www.novatel.com/an-introduction-to-gnss/chapter-5-resolving-errors/precise-point-positioning-ppp/> (accessed: 28.08.2018)
87. Виноградов А. В. Оценка точности метода Precise Point Positioning и возможности его применения при кадастровых работах / А. В. Виноградов, А. В. Войтенко, А. Ю. Жигулин // *Геопрофи* – 2010 – № 2. – С. 27-30
88. *Приемник Novatel ProPak V3*. URL: <http://geo-otziv.ru/products/1011> (accessed: 28.08.2018)
89. *Аэронавигационный потенциал и эффективность. Доклад по аэронавигации*. URL: https://www.icao.int/airnavigation/Documents/AN_REPORT_2014_RU.PDF (accessed: 28.08.2018)
90. Бахишев С.Д. Туристическая привлекательность региона: проблемы и пути развития / С. Д. Бахишев, Б. М. Амирбекова // *Успехи современной науки и образования* – 2016 – № 12. – С. 174-176.
91. *Авиапарк компании «Альбатрос». Годовой отчет*. URL: http://an2.od.ua/index.php?option=com_content&view=article&id=7&Itemid=5 (accessed: 21.04.2018)
92. Федоренко М.А. Исследование порога целесообразности применения самолета Ан-2 на работах в аграрном секторе / М. А. Федоренко // *Политематический сетевой электронный научный журнал Кубанского государственного аграрного университета* – 2003 – № 2 – С. 71-84
93. *ФАП-285*. URL: <https://www.favt.ru/dokumenty-federalnye-pravila/?id=2922> (accessed: 28.08.2018)
94. *Транспортный податок*. URL: <http://www.visnuk.com.ua/uk/publication/100006930-transportniy-podatok-3> (дата доступа: 28. 08. 2018)
95. *Аэродром «Парус»*. URL: <https://aviaservis36.ru/arenda/> (accessed: 21.04.2018)
96. *Poland Ground Based Augmentation System (GBAS) Seminar AGENDA*. URL: <http://www.pansa.pl/site/GNSS/prezentacje/Honeywell%20SmartPath%20GBAS%20PANSAsite%2020150624%20v.0.pdf> (accessed: 28.08.2018)
97. *Правила полетов. Приложение 2 к Конвенции о международной гражданской авиации ICAO*. Изд. 14-е – Монреаль, 2005 – июль.

Додаток А – Програми для визначення лінійного та кутового відхилень літального апарату від опорних площин

Лістинг програми для визначення лінійного та кутового відхилення точки від площини курсу

```
1 - %Программа для определения взаимного расположения точки и вертикальной
2 - %плоскости
3 - clc
4 - clear
5 - P=[0, 0, 0]
6 - T=[0, 15, 0]
7 - L=[0, 15, 10]
8 - plot3(P(1), P(2), P(3), ':or', 'MarkerFaceColor', 'r', 'MarkerSize', 5);
9 - hold on
10 - plot3(L(1),L(2), L(3), ':or', 'MarkerFaceColor', 'r', 'MarkerSize', 5);
11 - plot3(T(1), T(2), T(3), ':or', 'MarkerFaceColor', 'r', 'MarkerSize', 5);
12 - grid on
13 - points=[P' L' T'];
14 - fill3(points(1,:),points(2,:),points(3,:),'g')
15 - xlabel ('x coordinate');
16 - ylabel ('y coordinate');
17 - zlabel ('z coordinate');
18 - normal = cross(P-L, P-T)
19 - syms x y z
20 - N = [x,y,z]
21 - planefunction = dot(normal, N-P)
22 - M = [2, 13, 0];
23 - plot3(M(1), M(2), M(3), ':ob', 'MarkerFaceColor', 'b', 'MarkerSize', 5)
24 - subs x y z
25 - x=M(1)
26 - y=M(2)
27 - z=M(3)
28 - S=subs(planefunction)
29 - if S>0, legend ('точка справа');
30 - elseif S<0, legend ('точка слева');
31 - else legend ('точка на плоскости');
32 - end
33 - W=normal
34 - D0=(W(1)*M(1)+W(2)*M(2)+W(3)*M(3))/sqrt((W(1)^2)+(W(2)^2)+(W(3)^2))
35 - D=abs(D0)
36 %Находим угловое отклонение точки от плоскости
37 %Находим направляющие коэффициенты прямой MP
38 nd2=(M-P)./norm(M-P)
39 sinus=abs(W(1)*nd2(1)+W(2)*nd2(2)+W(3)*nd2(3))/(sqrt(W(1)^2+W(2)^2+W(3)^2))*
40 (sqrt(nd2(1)^2+nd2(2)^2+nd2(3)^2))
41 angle=asinh(sinus)
42 anglegrad=angle*180/pi
```

В рядках 5 – 7 завдаються три точки, що не знаходяться на одній прямій, за якими буде завдана вертикальна площина курсу. В рядках 8 – 14 ці точки візуалізуються програмою, і за ними завдається площина, яка також візуалізується для більшої наглядності. В рядках 15 – 17 позначаються вісі

координат. Далі починається процедура складання рівняння площини, заданої точками P, L, T. У 18 рядку задається нормаль до площини. У рядку 19 надається символічна форма перемінним x, y, z, щоб отримати можливість задати рівняння площини у вигляді $Ax+By+Cz=0$. У рядку 20 задається вектор $N=[x, y, z]$. У рядку 21 остаточно задається рівняння вертикальної площини. У рядку 22 задаються координати точки M, що символізує бортовий приймач. У рядку 23 точка M візуалізується. У рядку 24 десимволізуються перемінні x, y, z. У рядках 25 – 27 координати точки M ставляться у відповідність перемінним x, y, z. У рядку 28 координати точки M підставляються у знайдене раніше рівняння площини `planefunction`, тобто рівняння площини розв'язується для конкретних значень x, y, z. В рядках 29 – 32 відбувається визначення того, з якого боку від площини, заданої точками P, L, T, знаходиться точка M. Якщо розв'язок рівняння (S) менше нуля, точка знаходиться ліворуч від площини (якщо дивитися з точки початку координат). Якщо розв'язок рівняння більше нуля, точка знаходиться праворуч від площини. Якщо $S=0$, точка знаходиться на площині. В рядках 33 – 35 відбувається визначення того, на якій відстані точка M знаходиться від площини, заданої точками P, L, T. В рядку 33 перемінній W ставиться у відповідність нормаль до площини, заданої точками P, L, T. В рядках 34 та 35 у два етапи знаходиться відстань від точки до площини за формулою: $D=|A*Mx+B*My+C*Mz|/\sqrt{A^2+B^2+C^2}$. В рядках 38 – 41 знаходиться кутове відхилення точки від площини в радіанах. В рядку 42 знаходиться кутове відхилення точки від площини в градусах.

Лістинг програми для визначення лінійного та кутового відхилення точки від площини глісади

```
1 - %Программа для нахождения направления и величины
2 - %отклонения точки от горизонтальной плоскости
3 - clc
4 - clear
5 - P=[0, 0, 0]
6 - K=[0, 2, 0]
7 - T=[6, 0, 6]
8 - plot3(P(1), P(2), P(3), 'or', 'MarkerFaceColor', 'r', 'MarkerSize', 5);
9 - hold on
10 - plot3(K(1),K(2), K(3), 'or', 'MarkerFaceColor', 'r', 'MarkerSize', 5);
11 - plot3(T(1), T(2), T(3), 'or', 'MarkerFaceColor', 'r', 'MarkerSize', 5);
12 - grid on
13 - points=[P' K' T'];
14 - fill3(points(1,:),points(2,:),points(3,:), 'g')
15 - xlabel ('x coordinate');
16 - ylabel ('y coordinate');
17 - zlabel ('z coordinate');
18 - normal = cross(P-K, P-T)
19 - syms x y z
20 - N = [x,y,z]
21 - planefunction = dot(normal, N-P)
22 - M = [6, 0, 7];
23 -plot3(M(1), M(2), M(3), 'ob', 'MarkerFaceColor', 'b', 'MarkerSize', 5)
24 - subs x y z
25 - x=M(1)
26 - y=M(2)
27 - z=M(3)
28 - S=subs(planefunction)
29 - if S>0, legend ('точка ниже плоскости');
30 - elseif S<0, legend ('точка выше плоскости');
31 - else legend ('точка на плоскости');
32 - end
33 - W=normal
34 - D0=(W(1)*M(1)+W(2)*M(2)+W(3)*M(3))/sqrt((W(1)^2)+(W(2)^2)+(W(3)^2))
35 - D=abs(D0)
36 %Находим угловое отклонение точки от плоскости
37 %Находим направляющие коэффициенты прямой MP
38 nd2=(M-P)./norm(M-P)
39 sinus=abs(W(1)*nd2(1)+W(2)*nd2(2)+W(3)*nd2(3))/(sqrt(W(1)^2+W(2)^2+W(3)^2))*
40 (sqrt(nd2(1)^2+nd2(2)^2+nd2(3)^2))
41 angle=asinh(sinus)
42 anglegrad=angle*180/pi
```

В рядках 5 – 7 завдаються три точки, що не знаходяться на одній прямій, за якими буде завдана похила площині глісади. В рядках 8 – 14 ці точки візуалізуються програмою, і за ними завдається площина, яка також візуалізується для більшої наглядності. В рядках 15 – 17 позначаються вісі координат. Далі починається процедура складання рівняння площини, завданої точками P, K, T. У 18 рядку завдається нормаль до площини. У

рядку 19 надається символна форма перемінним x , y , z , щоб отримати можливість завдати рівняння площини у вигляді $Ax+By+Cz=0$. У рядку 20 завдається вектор $N=[x, y, z]$. У рядку 21 остаточно завдається рівняння вертикальної площини. У рядку 22 завдаються координати точки M , що символізує бортовий приймач. У рядку 23 точка M візуалізується. У рядку 24 десимволізуються перемінні x , y , z . У рядках 25 – 27 координати точки M ставляться у відповідність перемінним x , y , z . У рядку 28 координати точки M підставляються у знайдене раніше рівняння площини `planefunction`, тобто рівняння площини розв'язується для конкретних значень x , y , z . В рядках 29 – 32 відбувається визначення того, з якого боку від площини, завданої точками P , K , T , знаходиться точка M . Якщо розв'язок рівняння (S) менше нуля, точка знаходиться нижче за площину. Якщо розв'язок рівняння більше нуля, точка знаходиться вище за площину. Якщо $S=0$, точка знаходиться на площині. В рядках 33 – 35 відбувається визначення того, на якій відстані точка M знаходиться від площини, завданої точками P , K , T . В рядку 33 перемінній W ставиться у відповідність нормаль до площини, завданої точками P , K , T . В рядках 34 та 35 у два етапи знаходиться відстань від точки до площини за формулою: $D=|A*Mx+B*My+C*Mz|/\text{sqrt}(A^2+B^2+C^2)$. В рядках 38 – 41 знаходиться кутове відхилення точки від площини в радіанах. В рядку 42 знаходиться кутове відхилення точки від площини в градусах.

Додаток Б – Лістинг програми для визначення відхилень від площини та лінії глісади за множинними вимірюваннями в рамках напівнатурного експерименту

```
%Загружаем координаты точки P
P = [3512890.086, 2068979.09, 4888902.4]
%Переводим координаты в систему WGS84
ellipsoid =referenceEllipsoid('WGS84')
[Pphi,Plambda,Ph] = ecef2geodetic(P(1),P(2),P(3),ellipsoid)
%Переводим координаты в систему ENU. За (0, 0, 0) принимаем точку P
spheroid =referenceEllipsoid('WGS84');
[Px,Py,Pz] = geodetic2enu(Pphi,Plambda,Ph,Pphi,Plambda,Ph,spheroid)
P1=[Px,Py,Pz]
%Загружаем координаты точки T
T = [3509774.37, 2061608.426, 4894200.764]
%Переводим координаты точки T в систему WGS-84
[Tphi,Tlambda,Th] = ecef2geodetic(T(1),T(2),T(3),ellipsoid)
%Переводим координаты точки T в систему ENU. За (0, 0, 0) принимаем точку
%P
[Tx,Ty,Tz] = geodetic2enu(Tphi,Tlambda,Th,Pphi,Plambda,Ph,spheroid)
T1=[Tx,Ty,Tz]
%В качестве третьей точки для создания плоскости будет принято среднее
%арифметическое (Mav) серии измерения координат точки M. Для этого загружаем 100
%измерений точки M и переводим их в систему ENU
load In_dat/XYZRes14_10.mat;
for t=1: 100;%5000;%20191
M1 = XYZRes(1,:);
M2 = XYZRes(2,:);
M3 = XYZRes(3,:);
M=[M1; M2; M3];
[Mphi,Mlambda,Mh] = ecef2geodetic(M(1,t),M(2,t),M(3,t),ellipsoid);
[Mx, My, Mz]=geodetic2enu(Mphi,Mlambda,Mh,Pphi,Plambda,Ph,spheroid)
X(t) = Mx;
Y(t) = My;
Z(t) = Mz;
Menu=[X(t), Y(t), Z(t)]
end
%Находим среднее арифметическое значение для каждой из координат (x, y, z)
%точки M
mx=mean(X)
my=mean(Y)
mz=mean(Z)
Mav=[mx, my, mz]
%Визуализируем все три точки - P1, T1 и Mav(точка P1 - зеленая, точка T1 - красная, точка Mav -
синяя):
plot3(P1(1), P1(2), P1(3), 'og', 'MarkerFaceColor', 'g', 'MarkerSize', 5);
hold on
plot3(T1(1), T1(2), T1(3), 'or', 'MarkerFaceColor', 'r', 'MarkerSize', 5);
hold on
plot3(Mav(1), Mav(2), Mav(3), 'ob', 'MarkerFaceColor', 'b', 'MarkerSize', 5);
hold on
grid on
%Визуализируем плоскость желтого цвета, заданную этими тремя точками (плоскость глісады):
points=[P1' Mav' T1'];
fill3(points(1,:),points(2,:),points(3,:), 'y')
%Составляем уравнение линии, проведенной между точками P1 и Mav (глісады),
%и визуализируем ее в виде красной прямой
t = 0 : 1 : 1;
xl = P1(1) + t*(Mav(1)- P1(1));
```

```

yl = P1(2) + t*(Mav(2)- P1(2));
zl = P1(3) + t*(Mav(3)- P1(3));
plot3(xl, yl, zl, 'r-', 'LineWidth', 3), grid on
xlabel('Линия, проведенная через две точки, - "Глиссада"')
hold on
%Dобавляем к графику 100 измерений координат точки M
plot3(X, Y, Z, 'og', 'MarkerFaceColor', 'g', 'MarkerSize', 5)
hold off
%Dля каждого измерения точки M определяем линейное отклонение от плоскости
%глиссады:
normal = cross(P1-Mav, P1-T1)
W=normal
D0=(W(1)*X+W(2)*Y+W(3)*Z)/sqrt((W(1)^2)+(W(2)^2)+(W(3)^2))
D=abs(D0)
%Dвизуализируем линейные отклонения на общем графике. Здесь отрицательные
%значения означают отклонение бортового приемника вниз по отношению к
%глиссаде, положительные - отклонение вверх.
figure
plot(D0)
grid on
title('Линейное отклонение от плоскости по 100 измерениям с учетом знака отклонения')
figure
plot(D)
grid on
title('Линейное отклонение от плоскости по 100 измерениям без учета знака отклонения')
%%%%%%%%%% ЧАСТЬ_2 %%%%%%%%%%%
%Теперь найдем отклонение измерений не от плоскости, а от линии глиссады:
%Линейное отклонение (100 измерений):
for n=1:100
    Dm=sqrt((X-Mav(1)).^2+(Y-Mav(2)).^2+(Z-Mav(3)).^2)
end
for m=1:100
    if D0(m)<0, D4(m)=Dm(m)*(-1)
    else, D4(m)=Dm(m)
    end
end
%Dвизуализируем:
figure
plot(Dm)
grid on
title('Линейное отклонение от прямой по 100 измерениям без учета знака')

figure
plot(D4)
grid on
title('Линейное отклонение от прямой по 100 измерениям с учетом знака')
%Dугловое отклонение (100 измерений):
%Находим длину отрезка P1Mav
D3 = sqrt(((P1(1)-Mav(1)).^2)+(P1(2)-Mav(2)).^2)+(P1(3)-Mav(3)).^2))
%Dи угловое отклонение от отрезка (от линии глиссады):
t = D0./D3
anglegrad2 = atan(t)
figure
plot (anglegrad2)
grid on
title('Угловое отклонение от прямой по 100 измерениям')
%Dнайдем угловое отклонение от плоскости
men = [ X; Y; Z];
for ii = 1:100
    nd1(ii,:) = ( men(ii,:)-P1)/norm( men(ii,:)-P1);
    sinus1 =
    abs(W(1)*nd1(ii,1)+W(2)*nd1(ii,2)+W(3)*nd1(ii,3))/(sqrt(W(1)^2+W(2)^2+W(3)^2))*(sqrt(nd1(ii,1)^2+nd1(ii,
2)^2+nd1(ii,3)^2));

```

```

angle1=asinh(sinus1);
anglegrad1(ii)=angle1*180/pi
if D0(ii)<0, anglegrad3(ii)=anglegrad1(ii)*(-1)
else anglegrad3(ii)=anglegrad1(ii)
end
end
figure
plot(anglegrad1), grid minor
title('Угловое отклонение от плоскости по 100 измерениям без учета знака')
figure
plot(anglegrad3), grid minor
title('Угловое отклонение от плоскости по 100 измерениям с учетом знака')
%Найдем расстояние от каждой из точек М до точки Р, в которую проецируется
%глиссада
Df=sqrt((P1(1)-X).^2+(P1(2)-Y).^2+(P1(3)-Z).^2)
% найдем максимальное значение отклонений и разницу между D0 и D4
D0max=max(D0)
anmax=max(anglegrad2)
H=D0-D4
A=abs(anglegrad2)-abs(anglegrad1)
figure
plot(H), grid minor
title('Разница в метрах между линейным отклонением от плоскости и от прямой')
figure
plot(A), grid minor
title('Разница в градусах между угловым отклонением от плоскости и от прямой')

```

Додаток В – Результати визначення геометричного фактору для 714 комбінацій з 13 супутників по 4

Номер реалізації	№ сп	№сп	№сп	№сп	HDOP	PDOP	deltH
28	1	3	19	22	2.69849795	4.02985537	2.42039968
30	1	3	19	39	2.62256244	3.96435416	2.33543940
39	1	3	22	55	2.54801036	3.49364894	2.24324780
48	1	3	39	55	2.84043361	3.84094024	2.57769402
65	1	4	14	19	3.19215953	4.36210790	2.96079818
73	1	4	19	22	2.55726860	3.83613636	2.26187226
75	1	4	19	39	2.41350607	3.69414774	2.09796448
81	1	4	22	39	2.94632235	7.96209730	2.69392999
83	1	4	22	41	3.09995350	3.72957101	2.86114577
84	1	4	22	55	2.84842194	7.7725907	2.58649395
92	1	4	39	41	3.10463540	3.75944820	2.86621778
142	1	14	19	55	3.18784290	4.56211541	2.95614373
148	1	14	22	55	2.88501768	5.83696217	2.62674141
169	1	19	22	55	2.62597601	4.27082561	2.33927199
170	1	19	22	56	2.93573778	5.13916489	2.68234966
178	1	19	39	55	2.56989611	4.27652471	2.27613915
179	1	19	39	56	2.96025128	5.19170834	2.70915689
189	1	22	32	55	3.22545327	10.07113529	2.99666351
196	1	22	40	55	2.72618686	6.34248584	2.45123198
198	1	22	41	55	2.57250328	3.53493422	2.27908238
199	1	22	41	56	3.11935900	4.79740603	2.88215961
212	1	39	40	55	3.01394184	6.71339567	2.76772268
214	1	39	41	55	2.75603318	3.72136022	2.48438368
230	3	4	14	19	2.77784067	3.41476504	2.50855380
238	3	4	19	22	2.04370096	2.71468030	1.65926400
240	3	4	19	39	2.10901888	2.78559369	1.73908138
246	3	4	22	39	3.03179350	3.83660880	2.78715181
250	3	4	22	56	2.19595226	3.09929873	1.84354272
259	3	4	39	56	2.75971664	3.75382711	2.48846928
266	3	11	14	19	2.82650142	3.62909495	2.56233364
274	3	11	19	22	2.17560832	3.13235952	1.81926220
276	3	11	19	39	2.18155642	3.13782339	1.82637121
282	3	11	22	39	3.17450380	4.13206699	2.94175420
286	3	11	22	56	2.30397075	3.47072693	1.97097048
295	3	11	39	56	2.85417607	3.98763028	2.59282943
302	3	14	19	22	3.21283645	4.60098689	2.98307019
303	3	14	19	32	2.94680326	3.69398007	2.69445595
307	3	14	19	55	2.80364098	3.56739220	2.53709404
330	3	19	22	32	2.17457693	2.97510242	1.81802866
332	3	19	22	40	2.24315303	3.00652093	1.89952071
334	3	19	22	55	2.09415009	3.01873820	1.72101946
336	3	19	32	39	2.13672685	2.94557015	1.77258146
341	3	19	39	40	2.19835144	2.96138716	1.84639987
343	3	19	39	55	2.23546468	3.12465167	1.89043534
355	3	22	32	56	2.45742135	3.26732007	2.14833962
358	3	22	39	55	3.04013380	4.41991086	2.79622191
361	3	22	40	55	2.77416414	3.39554216	2.50448200
362	3	22	40	56	2.69490524	3.34584879	2.41639353
365	3	22	55	56	2.13750976	3.51387176	1.77352513
369	3	32	39	56	2.88468613	3.69965992	2.62637725
378	3	39	40	56	2.99600171	3.68307316	2.74817570
381	4	39	55	56	2.86485825	4.29382428	2.60458369
426	4	14	19	41	3.20807407	3.94666866	2.97794940
428	4	14	19	56	2.59596948	3.34922560	2.30553702
434	4	14	22	56	2.69635381	5.21081608	2.41800895
448	4	14	41	56	3.21716011	4.22228262	2.98773536

453	4	19	22	41	2.64706371	3.34104869	2.36291974
455	4	19	22	56	1.76805089	2.77266926	1.30477867
462	4	19	39	41	2.48113650	3.18086146	2.17542679
464	4	19	39	56	1.94463565	2.88765219	1.53559474
477	4	22	39	41	3.16370938	3.82471552	2.93010246
478	4	22	39	55	4.22896763	10.98315119	4.05716781
479	4	22	39	56	2.71950367	6.47845928	2.44379696
480	4	22	40	41	4.78936773	5.16252924	4.63837112
481	4	22	40	55	6.58476002	14.34649643	6.47576312
482	4	22	40	56	3.6416946	8.17470078	3.43272939
483	4	22	41	55	6.90254171	7.33436299	6.79864144
484	4	22	41	56	2.00732600	2.94533306	1.61424939
485	4	22	55	56	2.62735182	7.10038412	2.34081631
500	4	39	41	56	2.46372668	3.40048059	2.15554925
512	11	14	19	56	2.60787702	3.65314498	2.31893639
518	11	14	22	56	2.57778954	4.94384739	2.28504755
532	11	14	41	56	3.21566863	4.39350062	2.98612929
537	11	19	22	41	2.98337037	4.15585148	2.73439978
539	11	19	22	56	2.06546577	3.63811328	1.68599889
546	11	19	39	41	2.70349887	3.91294575	2.42597393
548	11	19	30	56	2.16929959	3.70265184	1.81171304
566	11	22	40	56	2.47029959	5.18757673	2.16305906
568	11	22	41	56	2.22517024	3.55741566	1.87825078
584	11	39	41	56	2.60841200	3.84576432	2.31953801
595	14	19	22	56	3.17034810	4.82861916	2.93726922
600	14	19	32	56	2.64417333	3.54494223	2.35968134
607	14	19	40	56	2.95340795	3.81772230	2.70167762
608	14	19	41	55	3.16564496	3.99285370	2.93219225
610	14	19	55	56	2.65647296	3.59580384	2.37345571
615	14	22	32	56	3.20660627	5.55512099	2.97636812
625	14	22	55	56	2.32041817	4.76274291	1.99017183
634	14	32	41	56	3.05388067	3.99847411	2.81116178
648	19	22	32	41	3.00676175	4.06903819	2.75990210
650	19	22	32	56	1.96475167	3.21015224	1.56099087
655	19	22	40	41	3.08147591	4.13699514	2.84111548
657	19	22	40	56	2.00678381	3.10713481	1.61357511
658	19	22	41	55	2.62318755	3.49691686	2.33614133
660	19	22	55	56	1.86518845	3.23070042	1.43365664
662	19	32	39	41	2.64857632	3.69342514	2.36461412
664	19	32	39	56	2.05716694	3.27564831	1.67582196
671	19	39	40	41	2.68045356	3.66009758	2.40026555
673	19	39	40	56	2.09721941	3.16413386	1.72475293
674	19	39	41	55	2.57029671	3.46336121	2.27659144
675	19	39	41	56	31.93344611	54.67673725	31.91114890
676	19	39	55	56	2.06213909	3.33015448	1.68192183
684	22	32	39	56	2.85717454	6.42594211	2.59612976
689	22	32	41	56	2.21467312	3.20975815	1.86580289
690	22	32	55	56	2.49156225	7.06494293	2.18731018
693	22	39	40	56	3.03198433	5.56176092	2.78735939
694	22	39	41	55	3.15047294	4.25304354	2.91580575
698	22	40	41	56	2.31288364	3.18275327	1.98138188
699	22	40	55	56	2.02409932	4.67885469	1.63506008
700	22	41	55	56	2.07833887	3.47593120	1.70174494
705	32	39	41	56	2.52185388	3.45842567	2.22175277
712	39	40	41	56	2.56300610	3.39772904	2.26835704
713	39	40	55	56	2.66478000	5.18493057	2.38274964
714	39	41	55	56	2.66754154	4.04199460	2.38583776

**Додаток Г – Результати вимірювання координат в ході проведення
натурного експерименту**

№	Широта	Долгота	Выс. (эл), м	PDOP	СКО (гор.)	СКО (верт.)	Спут- ники	t съемки, с	Время (UTC)
1	59°56'58.88863"N	30°16'36.67707"E	18,642	1,78	0,0098	0,0103	8+6	21	8:57:51
2	59°56'59.56987"N	30°16'37.25880"E	18,893	1,63	0,0094	0,0096	9+6	24	8:58:55
3	59°56'58.87817"N	30°16'36.73029"E	18,649	1,89	0,0073	0,0103	8+6	17	9:00:38
4	59°56'59.55853"N	30°16'37.31310"E	18,887	1,79	0,0090	0,0101	9+5	28	9:03:07
5	59°56'58.88880"N	30°16'36.67760"E	20,663	2,13	0,0110	0,0164	6+7	10	9:21:39
6	59°56'58.91978"N	30°16'36.69962"E	20,536	2,11	0,0116	0,0157	6+7	20	9:22:53
7	59°56'58.94798"N	30°16'36.72634"E	20,451	2,09	0,0137	0,0206	6+7	10	9:24:27
8	59°56'58.97753"N	30°16'36.75076"E	20,352	2,08	0,0118	0,0168	6+7	10	9:25:09
9	59°56'59.00751"N	30°16'36.77704"E	20,352	2,02	0,0170	0,0260	6+7	13	9:29:04
10	59°56'59.03642"N	30°16'36.80142"E	20,258	1,98	0,0143	0,0205	6+7	11	9:31:22
11	59°56'59.06601"N	30°16'36.82760"E	20,204	1,96	0,0102	0,0140	6+7	13	9:32:39
12	59°56'59.09515"N	30°16'36.85284"E	20,120	1,94	0,0123	0,0187	6+7	11	9:33:28
13	59°56'59.12590"N	30°16'36.87665"E	20,029	1,93	0,0118	0,0154	6+7	12	9:34:22
14	59°56'59.15590"N	30°16'36.90185"E	19,935	1,92	0,0130	0,0155	6+7	12	9:35:04
15	59°56'59.18563"N	30°16'36.92821"E	19,868	1,87	0,0113	0,0120	6+7	19	9:37:47
16	59°56'59.21503"N	30°16'36.95421"E	19,803	1,86	0,0073	0,0099	6+7	21	9:38:39
17	59°56'59.24500"N	30°16'36.97834"E	19,716	1,85	0,0081	0,0125	6+7	10	9:39:28
18	59°56'59.27448"N	30°16'37.00439"E	19,637	1,83	0,0090	0,0142	6+7	10	9:40:28
19	59°56'59.30399"N	30°16'37.03086"E	19,567	1,82	0,0095	0,0144	6+7	11	9:41:07
20	59°56'59.33405"N	30°16'37.05670"E	19,461	1,81	0,0092	0,0129	6+7	11	9:41:52
21	59°56'59.36290"N	30°16'37.08260"E	19,366	1,80	0,0115	0,0154	6+7	11	9:42:29
22	59°56'59.39319"N	30°16'37.11000"E	19,289	1,78	0,0132	0,0184	6+7	11	9:44:05
23	59°56'59.39342"N	30°16'37.10823"E	19,213	1,77	0,0083	0,0123	6+7	11	9:44:57
24	59°56'59.42238"N	30°16'37.13295"E	19,114	1,79	0,0088	0,0117	6+6	11	9:45:29
25	59°56'59.45320"N	30°16'37.15907"E	19,076	1,78	0,0083	0,0103	6+6	11	9:46:00
26	59°56'59.48274"N	30°16'37.18680"E	19,080	1,98	0,0110	0,0165	6+5	11	9:47:07
27	59°56'59.51176"N	30°16'37.21098"E	19,073	1,97	0,0095	0,0114	6+5	11	9:47:55
28	59°56'59.54229"N	30°16'37.23736"E	19,090	1,96	0,0115	0,0135	6+5	11	9:48:34

Додаток Д – Список опублікованих праць за темою дисертації

1. Konin, V. GNSS technology determination of flying machine guidance parameters / V. Konin, E. Kovalevskiy, T. Olevinska // Proceedings of the National Aviation University. – 2013. – № 3. – P. 18–21.
2. Konin, V. Aircraft Landing Flare / V. Konin, E. Kovalevskiy, T. Olevinska // Proceedings of the National Aviation University. – 2014. – № 2. – P. 15–18.
3. Конин В. В. Определение приборной скорости самолета без системы воздушных сигналов / В. В. Конин, Т. И. Олевинская // Вісник Інженерної академії України. – 2016. – № 3. – С. 15–18.
4. Конин В. В. Экспериментальная оценка применения высокоточных технологий GNSS для посадки воздушных судов малой авиации / В. В. Конин, А. В. Куценко, Т. И. Олевинская // Вісник Інженерної академії України. – 2017. – № 1. – С. 8–13.
5. Kharchenko, V. Aircraft navigation efficiency improving during landing using satellite navigation system / V. Kharchenko, V. Konin, T. Olevinska // Proceedings of the National Aviation University. – 2017. – № 4. – P. 8–17.
6. Олевинская Т. И. Использование виртуальной глиссады для вычисления отклонений летательного аппарата на конечном участке посадки / Т. И. Олевинская // Известия Петербургского университета путей сообщения – 2017. – № 2. – С. 381–391.
7. Konin V, Kovalevskiy E, Olevinska T. GNSS technology landing system option for flying machine. Proceedings Fifth World Congress “Aviation in the XXI– st Century”. “Safety in Aviation and Space Technologies”. – V. 2, September 25–27 2012. – К. : NAU, Ukraine. – P. 3.2.21–3.2.24.
8. Kovalevskiy E.O, Konin V.V., Olevinska T. I. Aircraft landing flare. Proceedings, Sixth World Congress “Aviation in the XXI– st Century”. “Safety in Aviation and Space Technologies”. – V. 2, September 23–25 2014. – К. : NAU, Ukraine. – P. 3.2.10–3.2.14.
9. Konin V, Olevinska T. Determination of the indicated air speed without data from pitot tubes. Proceedings Seventh World Congress “Aviation in the XXI–st Century”. “Safety in Aviation and Space Technologies”. – V. 2, September 19–21 2016. – К. : NAU, Ukraine. – P. 2.22–2.26.
10. Олевінська Т. І. Метод автономного контролю цілісності для безпілотних літальних апаратів. Тези доповідей науково-технічної конференції «Проблеми розвитку глобальної системи зв’язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/АТМ», м. Київ, 21–23.11.2016. – С. 49.

Додаток Е – Акт впровадження



ЗАТВЕРДЖУЮ

Проректор з наукової роботи
В. П. Харченко

» _____ 2018 р.

АКТ

Використання результатів дисертаційної роботи

Олевінської Тетяни Ігорівни

«Підвищення ефективності навігації за сигналами супутникових систем на етапі посадки повітряного судна»,

яка виконана в Національному авіаційному університеті
Міністерства освіти і науки України

Комісія у складі:

Голова комісії – професор кафедри аеронавігаційних систем, д. т. н., проф.
Мелкумян В. Г.

Члени комісії – старший науковий співробітник, к. т. н. Ковалевський Е. О.,
доцент кафедри аеронавігаційних систем, к. т. н. Погурельський О. С.

Встановила, що наукові положення та результати, а саме:

- модель завдання у просторі опорних поверхонь для прямолінійного зниження літального апарату на кінцевому етапі посадки;
- модель розрахунку поточного відхилення літального апарату від глісади;
- модель визначення комбінацій супутників, які мають задовільний геометричний фактор

реалізовані при виконанні науково-дослідної роботи № 0112U002050 Інв. №781-ДБ12 «Комплексна робота зі створення дослідного зразка безпілотної авіаційної системи «Україна» на базі двомоторного безпілотної повітряного судна».

Голова комісії:

професор кафедри аеронавігаційних систем

доктор технічних наук

професор

Мелкумян В. Г.

Члени комісії:

старший науковий співробітник,

кандидат технічних наук

Ковалевський Е. О.

доцент кафедри аеронавігаційних систем

кандидат технічних наук

Погурельський О. С.