

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

Віктор СИНЕГЛАЗОВ

“ _____ ” _____ 2023 р.

**КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ «БАКАЛАВР»

Спеціальність 174 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»

Освітньо-професійна програма «Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва»

**Тема: Система автоматичного наведення керованої вогнегасної
бомби**

Виконавець: студент групи КП-403Б Місюра Роман Миколайович

Керівник: кандидат технічних наук, професор Філяшкін Микола Кирилович

Нормоконтролер:  Філяшкін М.К.

(підпис)

Київ 2023

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

Освітній ступінь: бакалавр

Спеціальність 174 “Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології”

Освітньо-професійна програма "Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва"

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

Синеглазов В.М.

“ _____ ” _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи студента

Місюри Романа Миколайовича

1. Тема роботи: “Система автоматичного наведення керованої вогнегасної бомби”

2. Термін виконання проєкту (роботи): з _____ 2023р. до _____ 2023р.

3. Вихідні дані до проєкту (роботи): Розробку системи проводити для навісного комплексу навігації та управління типу «JDAM».

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): 1. Аналіз технологій гасіння лісових пожеж з повітря та обґрунтування застосування вогнегасних бомб для здійснення першої атаки на осередок пожежі. 2. Конфігурація керованої вогнегасної бомби з навісним комплектом навігації та управління. 3. Схема побудови навігаційного блоку навісного комплексу. 4. Аналіз і вибір контурів управління висотою польоту БПЛА. 5. Аналіз способів управління на малих висотах. 6. Розробка алгоритмів управління маловисотним польотом. 7. Синтез контурів управління висотою польоту. 8. Дослідження синтезованих контурів управління.

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: 1. Типовий профіль польоту БПЛА. 2. Алгоритм роботи САУ БПЛА при зміні профілю польоту. 3. Структурні схеми контурів управління висотою польоту БПЛА. 4. Алгоритми управління маловисотним польотом. 5. Моделювання рельєфу місцевості. 6. Результати дослідження контурів автоматичного управління.

6. Дата видачі завдання _____

Керівник к.т.н., професор



Філяшкін М.К.

(підпис)


Завдання прийняв до виконання _____ **Місюра Р. М.**

(підпис)

6. Календарний план-графік

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Аналіз актуальності проблеми	08.05.23-10.05.23	
2	Аналіз технологій гасіння лісових пожеж з повітря	10.05.23-15.05.23	
3	Дослідження керованої вогнегасної бомби з навісним комплектом навігації та управління	15.05.23-19.05.23	
4	Дослідження схеми побудови навігаційного блоку навісного комплексу	19.05.23-25.05.23	
5	Розробка та дослідження методів автономного наведення бомби на осередок пожежі	25.05.23-30.05.23	
6	Висновки по роботі та підготовка презентації і роздаткового матеріалу	23.05.23-06.06.23	

7. Дата видачі завдання _____

Керівник: _____  Філяшкін М.К.
(підпис)

Завдання прийняв до виконання _____ Місюра Р.М.
(підпис)

Зміст

Перелік скорочень.....	5
Вступ.....	7
Розділ 1. АНАЛІЗ ТЕХНОЛОГІЙ ГАСІННЯ ЛІСОВИХ ПОЖЕЖ З ПОВІТРЯ.....	9
1.1 Авіатанкерні технології.....	9
1.2 Ефективність застосування авіатанкерів для гасіння лісових пожеж.....	13
1.3 Обґрунтування доцільності застосування вогнегасних бомб для ліквідації лісових пожеж.....	20
Розділ 2. КОНФІГУРАЦІЯ КЕРОВАНОЇ ВОГНЕГАСНОЇ БОМБИ З НАВІСНИМ КОМПЛЕКТОМ НАВІГАЦІЇ ТА УПРАВЛІННЯ.....	23
2.1. Конструкції вогнегасних бомб.....	23
2.2. Конфігурація керованої вогнегасної бомби з навісним комплектом навігації та управління.....	25
2.3. Інформаційний взаємообмін між носієм та керованою вогнегасною бомбою перед скиданням. Виставка БІНС навісного комплекту.....	28
Розділ 3. СХЕМА ПОБУДОВИ НАВІГАЦІЙНОГО БЛОКУ НАВІСНОГО КОМПЛЕКТУ.....	37
3.1. Безплатформна інерціальна система навігації у складі комплексної інерціально-супутникової системи наведення.....	37
3.2. Розробка алгоритмів роботи БІНС.....	41
3.3. Аналіз та вибір схеми комплексної інерціально-супутникової системи наведення.....	46
3.4. Розробка схеми комплексної інерціально-супутникової системи навігації з жорсткою інтеграцією.....	50
Розділ 4. МЕТОД АВТОНОМНОГО НАВЕДЕННЯ БОМБИ НА ОСЕРЕДОК ПОЖЕЖІ.....	58
4.1. Схеми прицілювання на осередок пожежі при бомбометанні.....	58
4.2. Схема автономного наведення бомби на осередок пожежі.....	65
Висновки.....	72
Перелік використаних джерел.....	73

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

GPS - Система глобального позиціонування
IMU - Інерційний вимірювальний блок
INS - Інерціальна система навігації
MAD - Датчиків магнітних аномалій
БІНС - Безплатформна інерціальна навігаційна система
БПЛА - Безпілотний літальний апарат
ВК - Взаємна компенсація
ВР - Вогнегасна речовина
ДКШ - Датчиків кутової швидкості
ІНС - Інерціальна навігаційна система
ІСН - Інерціальна система навігації
ІСНС - Інерціально-супутникова навігаційна система
ІССН - Інерціально-супутникова система навігації
КАБ - Керована авіабомба
КСЗ - Контури спостереження за затримкою
КФ - Калманівська фільтрація
ЛА - Літальний апарат
ЛБШ - Лінія бойового шляху
ЛРБ - Лінія розривів бомб
МЕМС - Мікроелектромеханічні системи
ОПБ - Осередок пожежі при бомбометанні
СЗФ - Спостереження за фазою
СК - Система координат
СКВ - Середнє квадратичне відхилення
СНС - Супутникова навігаційна система
СРНС - Супутникова радіонавігаційна система
ЦОМ - Центральний обслуговуючий модуль
ЧЕ - Чутливий елемент

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка кваліфікаційної роботи «Система автоматичного наведення керованої вогнегасної бомби» містить 73 сторінки, 49 рисунків, 3 таблиці, 17 використаних джерела.

Ключові слова: ГЕЛІКОПТЕР, СИСТЕМА АКТИВНОГО УПРАВЛІННЯ, БПЛА, ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ, СУПУТНИКОВА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА.

Об'єкт дослідження – вогнегасна бомба для здійснення першої атаки на осередок пожежі.

Вихідні данні до проєкту - система навісного комплекту навігації та управління типу «JDAM».

Предмет дослідження – конфігурація керованої вогнегасної бомби з навісним комплектом навігації та управління.

Мета кваліфікаційної роботи – розробка і дослідження системи автоматичного наведення керованої вогнегасної бомби на осередок загорання.

Метод дослідження – порівняльний аналіз, обробка літературних джерел, цифрове математичне моделювання.

ВСТУП

Кількість пожеж в Україні збільшується у геометричній прогресії. У 80-тих роках під час лісових пожеж згорало понад 3 тисячі гектарів на рік, у 90-тих – 5 тисяч гектарів, у 2000-них – 10 тисяч, у 2020-му більше 100 тисяч згорілих гектарів лісу. По сільськогосподарських полях стабільно згоряє від 300 тисяч гектарів. У 2016-2017 роках – 500 тисяч гектарів, у 2014 – 1 млн гектарів. Таким чином, щорічно згоряє від 300 тисяч до 1 млн гектарів.

Гасити лісові пожежі стає все важчим і важчим завданням, і це пов'язано не тільки зі зміною клімату. Так, наприклад, в Україні суттєво впав рівень головних річок, таких як Дніпро, Десна та інші, на 5 і більше метрів, упав рівень і ґрунтових річок. Безсніжні зими також роблять свій внесок у те, що посуха настає вже в лютому, тоді ж починаються і перші лісові пожежі.

Особливість сучасних лісових катастрофічних пожеж – їхня швидкість. Раніше пожежа рухалася зі швидкістю 3-4 км/год, і не було проблем її наздогнати і загасити, зараз вона рухається зі швидкістю 20-25 км/год – це вже серйозна швидкість і гасити такі пожежі можна лише із залученням сучасних технічних засобів та інформаційних технологій.

Домінуючу роль у виявленні та гасінні лісових пожеж відіграє авіаційна охорона лісів. Ідея застосування літаків для боротьби з лісовими пожежами виникла на зорі становлення цивільної авіації. Так було в США, перші патрульні літаки виявлення лісових пожеж було використано ще в 1919 році. Перші дослідні організованого застосування авіації охорони лісів від пожеж в нашій країні відносяться до початку тридцятих років.

Авіацією виявляється до 70% всіх пожеж, що виникають на всій території лісового фонду, що нею обслуговується, і до 95% пожеж в районах переважного застосування авіаційних сил і засобів пожежогасіння. Із застосуванням авіації ліквідується до 45% пожеж, що виникають на всій території, що обслуговується авіацією, і до 95% пожеж у районах переважного застосування авіаційних сил і засобів пожежогасіння.

Обмін досвідом роботи в галузі охорони лісів від пожеж із зарубіжними країнами показав перспективність використання авіатанкерної технології, підтвердженої багаторічною практикою застосування літаків-танкерів лісопожежними службами США, Канади та інших країн.

Застосування авіації за певних умов може суттєво підвищити ефективність боротьби з лісовими пожежами на всіх стадіях ліквідації:

- при стримуванні (локалізації) пожежі;
- догасання (ліквідації вогнищ горіння на локалізованій площі);
- караулювання (спостереження за згарищем для запобігання поновленню пожежі від невиявлених вогнищ горіння та перенесення палаючих частинок на незгорілу територію).

Але насамперед успіх боротьби з лісовими пожежами забезпечується ефективністю першої атаки на осередок пожежі, тобто, зниженням інтенсивності горіння та частковою локалізацією пожежі до прибуття сил та засобів, здатних її ліквідувати.

Накопичений великий досвід, як зарубіжний, так і вітчизняний, показує, що у багатолісній місцевості здійснення першої атаки на лісову пожежу з найменшою втратою чинника "часу" можливе, переважно, лише із застосуванням літаків (вертольотів). Придушення вогню з повітря до прибуття людей та наземної техніки є вирішальним елементом у тактиці гасіння віддалених лісових пожеж.

Маючи високу мобільність, пожежна авіація може оперативнo перекидатися в потрібні райони та брати участь у ліквідації спалахів пожеж.

Маючи вітчизняний досвід гасіння сучасних катастрофічних пожеж, а також багаторічну зарубіжну практику, можна сказати, що альтернативи гасіння лісових пожеж з повітря - немає. Тому будь-які дослідження, спрямовані на розробку сучасних технічних засобів та інформаційних технологій гасіння лісових пожеж з повітря, є високо актуальними. Саме цій проблематиці і присвячено цю кваліфікаційну роботу.

РОЗДІЛ 1

АНАЛІЗ ТЕХНОЛОГІЙ ГАСІННЯ ЛІСОВИХ ПОЖЕЖ З ПОВІТРЯ

1.1 Авіатанкерні технології

Щорічно на боротьбу з лісовими пожежами та захист населених пунктів, нафтогазових, ядерних, військових об'єктів у зоні лісових пожеж витрачаються мільярди доларів, однак, незважаючи на величезні матеріально-технічні витрати й організаційну роботу, присутні низькоефективні операції з гасіння лісових пожеж. Швидко зростають масштаби і швидкість розвитку цих пожеж у зв'язку з глобальним потеплінням, найкращим захистом від якого є густі і великі ліси. Визначальною умовою успішної боротьби з лісовими пожежами є - високоточне, швидке, ефективне розпилення вогнегасних речовин (ВР) на множинні вогнища лісової пожежі, як правило, на великій території, до їхнього злиття та розвитку у велику верхову лісову пожежу, для зупинки якої треба зосередити дуже великі людські, матеріальні ресурси за багато днів. Найефективнішим і часто єдиним засобом доставки і скидання ВР на осередок лісової пожежі є авіація.

Досвід роботи лісопожежних служб засвідчив перспективність використання авіатанкерної технології, підтвердженої багаторічною практикою застосування літаків-танкерів лісопожежними службами України, США, Канади та низки інших країн. Лісопожежні служби оснащуються спеціальними пожежними літаками та гелікоптерами.

Пожежні вертольоти представлені 2 видами (рис. 1.1):

Сухопутні. Для повноцінної роботи таких вертольотів необхідна, в найближчій доступності, водойма. Сухопутний вертоліт має підвісний водозливний пристрій (рис. 1.1, а), за допомогою якого він і зачерпує необхідну воду.

Вертольоти-амфібії (рис. 1.1, б). Тут вертоліт має на борту власну водну цистерну і, як правило, водонепроникний корпус. Також є додатковий бак із піноутворювальною рідиною (піноутворювачем).

Для гасіння пожеж із гелікоптера найчастіше встановлюють: напірні рукави з ручними стволами на 240 м, баки для води місткістю на 5000 літрів, 2-4 насоси для

подачі води, поворот-штанги, переносні вогнегасники (не більше ніж 10), бак із піноутворювачем на 200 літрів.

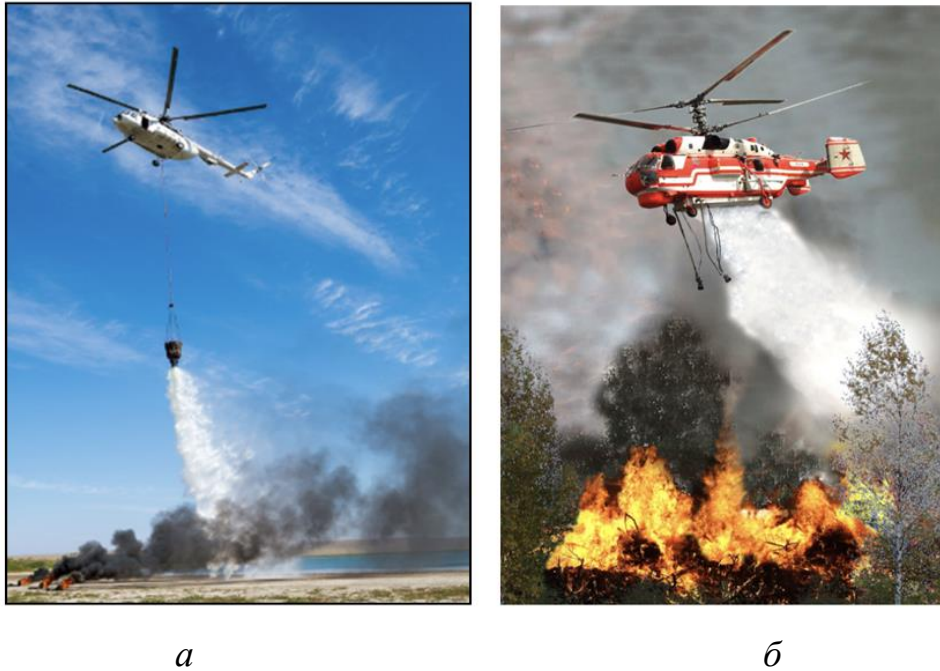


Рис.1.1.

Однак за допомогою лише пожежних вертольотів не завжди можливо впоратися із загорянням, особливо, якщо поблизу немає водних об'єктів. Тому за великих площ загоряння відбувається гасіння пожеж літаками.

Невеликі маневрені літаки знайшли своє місце в авангарді атаки на вогонь по вогнищах, які ще не встигли розгорітися. Флагманом малої пожежної авіації в нашій країні вважається АН-2П (рис. 1.2, а). Аналогічними типами легких пожежних літаків є американський Air Tractor серія АТ-802F (рис. 1.2, б), польський "Дромадер" (рис. 1.2, в), тощо.

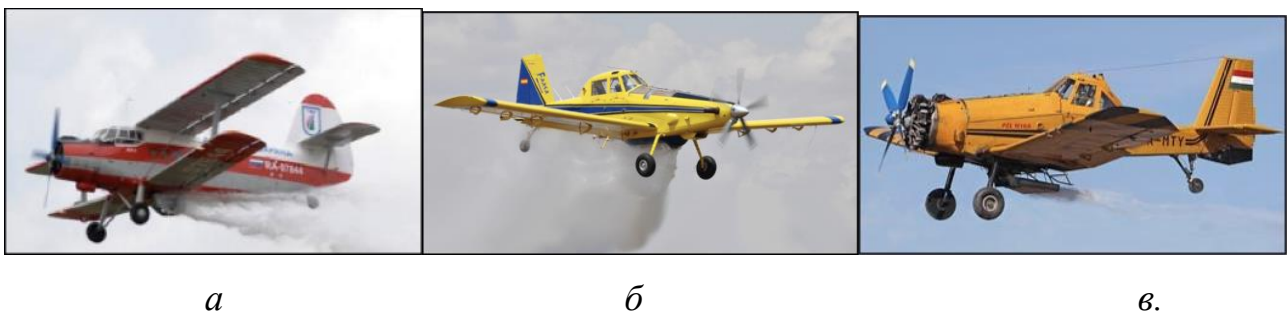


Рис. 1.2

В умовах дефіциту фінансування лісопожежних служб легкий пожежний літак - це найбільш економічний і ефективний танкер.

Призначення великої авіації полягає в локалізації верхових і низових пожеж, що охопили велику площу. Багаторазове скидання вогнегасної рідини на кромку пожежі, формує по периметру поширення полум'я зону загороджувальної смуги. З метою впливу на хмари, для випадання опадів над зоною пожежі, літаки оснащують метеогарматами або спеціальною системою розпилення реактивів.

Типовими представниками цієї категорії пожежних літаків є середні літаки-танкери Ан-32П (рис. 1.3, а), DC-10 ("Танкер 910") (рис. 1.3, б), Grumman S-2 Tracker (рис. 1.3, в).



Рис. 1.3

Застосування важких літаків-танкерів, таких як Іл-76П (рис. 1.4, а), розроблений пожежний варіант Ан-70 (рис. 1.4, б), літак Global SuperTanker на базі Boeing 747-400 (рис. 1.4, в), незважаючи на вражаючі об'єми води або іншої вогнегасної рідини, що доставляється на пожежу, мають суттєві недоліки.



Рис. 1.4

Так, наприклад, багаторічною зарубіжною і вітчизняною практикою встановлено, що оптимальна висота скидання рідини з повітря має бути в межах 40-50 м, а швидкість – 150-210 км/год. При значеннях висоти і швидкості зливу, що перевищують зазначені, різко знижується ефективність виконуваної операції. Для важких літаків-танкерів мінімально допустима швидкість горизонтального польоту

становить 250-270 км/год, а мінімальна висота на рівнинній місцевості – 50-60 м. При цьому, якщо врахувати, що для подібного типу літака потрібен великий аеропорт із потужною інфраструктурою, стає очевидним багаторазове перевищення витрат на застосування важких літаків-танкерів над очікуваним відверненим збитком від пожеж. Якщо враховувати вартість вильоту, наприклад Boeing 747, що дорівнює 250 000 \$, то стане очевидною нереальність такого гасіння звичайних лісових пожеж навіть для багатих країн.

Ще однією категорією пожежних літаків є літаки-амфібії (рис. 1.5), здатні в режимі глісування заправлятися водою, використовуючи найближчу підходящу водойму (досить велику річку або озеро), скорочуючи таким чином інтервал між бойовими вильотами.



Martin JRM «Mars»

Be-200

«Canadien Air-215»

Рис. 1.5

Застосування літаків-амфібії дає змогу в разі збільшити швидкість ліквідації лісових пожеж, а також інших великих загорянь.

Безсумнівною перевагою літаків-амфібії є їхня велика оперативність, тому що на 1 цикл роботи (злив - забір - злив) витрачається дуже мало часу. Ємність літака-амфібії заповнюється водою під час глісування за кілька десятків секунд, а на заправку літака-танкера на аеродромі витрачається від 10 до 45 хв. До того ж можливий підбір водойми (акваторії) для забору води поблизу пожежі, що виникла.

Негативним фактором використання літаків-амфібії є додаткові витрати і значний обсяг підготовчих робіт з обстеження, а за необхідності, і підготовки (очищення) водойм.

Істотним недоліком є і той фактор, що ареал застосування літаків-амфібії обмежується наявністю досить великих водойм, придатних для збору води.

1.2 Ефективність застосування авіатанкерів для гасіння лісових пожеж

Типова тактика гасіння пожеж з повітря має два основні варіанти:

- а) створення перед фронтом пожежі загороджувальної смуги (достатньої для конкретного випадку ширини) обробленою водою або розчинами хімікатів;
- б) обробка кромки пожежі водою або розчинами вогнегасних засобів.

Вибір того чи іншого варіанту залежить від цілої низки чинників, аналіз яких дає змогу фахівцям доволі швидко ухвалити оптимальне в цих умовах рішення. Вирішальним моментом та умовою ефективної боротьби з лісовими пожежами є наявність достатньої кількості сил і засобів для боротьби з ними, інтенсивний вплив на осередок загоряння як з повітря (перша атака), так і наземними силами. Виявивши загоряння й отримавши необхідну інформацію про його характер, навколишню місцевість тощо, слід у мінімально стислі строки прийняти рішення про тактику боротьби з ним. Для прийняття раціонального рішення також необхідна достовірна інформація: про наявність авіазасобів, команди наземної охорони, хімікатів, водойм тощо.

Наступним етапом у технологічній схемі боротьби з лісовими пожежами із застосуванням авіазасобів є максимально швидкий виліт заправленого відповідним вогнегасним розчином літака і прицільна атака за першим або другим вищенаведеним варіантом.

Але за будь-якого варіанта першої атаки на осередок загоряння за допомогою авіатанкера найважливішими факторами, що впливають на кінцевий результат такої атаки є: достатність зрошення земної поверхні та ефективність складу вогнегасного засобу, надійність і продуктивність зливного пристрою, точність прицілювання.

Для оцінки ефективності авіаційного способу боротьби з лісовими пожежами експериментально визначається карта достатності зрошення земної поверхні при скиданні води з літака. Величина площі зрошення залежить від місткості баків, висоти скидання, швидкості літака, метеорологічних умов, а щільність зрошення значною мірою залежить від висоти польоту, яка зі свого боку під час гасіння реальних пожеж впливає на дисперсність крапель води.

Висота скидання вогнегасної речовини визначається безпекою польоту над зоною пожежі. У реальних умовах лісова пожежа вносить суттєві зміни в стан атмосфери.

За допомогою аналітичних і математичних моделей, які засновані на рівнянні Нав'є-Стокса, чисельно досліджено параметри конвективних рухів над великими пожежами. Встановлено, що для лінійної пожежі з потужністю тепловиділення $5 \cdot 10^6 \text{ кВт} \cdot \text{м}^{-1}$ і шириною фронту 80 м вертикальний Z і горизонтальний D розміри зон збурень, що реалізуються в конвективній колонці, становили $Z = 1.5 \text{ км}$, $D = 0.5 \text{ км}$.

Аналіз характеристик збурень атмосфери під час великих пожеж показав, що взаємодія індукованих пожежею повітряних потоків із вітром може призвести до прояву знакозмінних навантажень у горизонтальній площині. Наявність вихрової структури в конвективній колонці над пожежею призводить до появи знакозмінного вертикального перевантаження.

Під час підльоту до кромки колонки через низхідні рухи повітря на її периферії це перевантаження буде спрямоване донизу, під час прольоту центру колонки воно максимальне і буде спрямоване догори, під час виходу з колонки знову донизу. Під час польоту на малих висотах в умовах обмеженої через задимлення видимості, фактор знакозмінних збурень має важливе значення з погляду забезпечення безпеки польотів. Таким чином, з міркувань безпеки потрібно збільшити висоту польоту.

Залежність щільності зрошення від висоти польоту літака має експоненціальний характер, а співвідношення для розрахунку ефективної висоти скидання рідини має вигляд:

$$H_0 = A(\lambda) \frac{\lambda \sqrt{\sigma}}{gFr^2} \quad (1)$$

де $A(\lambda)$ - коефіцієнт, що залежить від виду добавки до води (сповільнювача горіння); $\lambda = l^2/\sigma$ - подовження поперечного перерізу зливного люка; l - довжина водяного бака; σ - площа зливного люка бака літака; g - прискорення вільного падіння.

На рис. 1.5 наведено залежність щільності зрошення q залежно від висоти польоту H_0 і об'єму вогнегасних засобів Ω для розчину Fire Trol 100 і води.

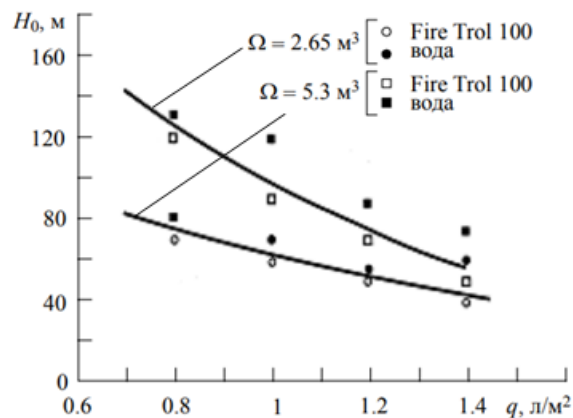


Рис. 1.5

Для літака ІЛ-76 залежності густини зрошення від висоти польоту наведено на рис. 1.6.

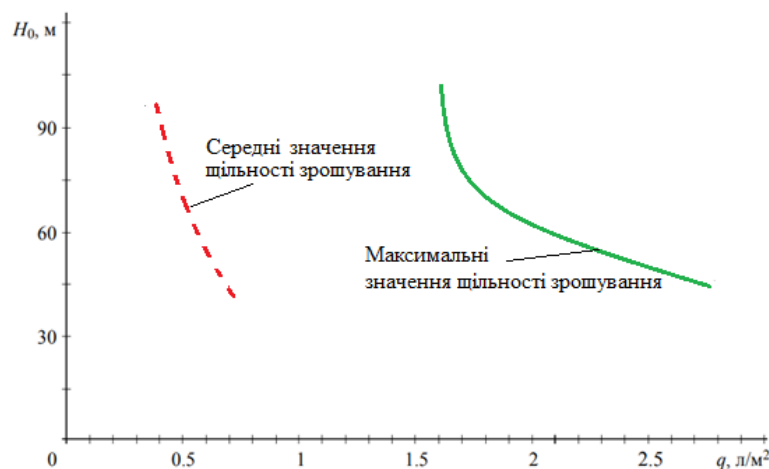


Рис. 1.6

Спектр крапель води, скинутої з літака-танкера, близький до спектра дощових крапель. Краплі води, що утворилися, залежно від розміру частково несуться повітряними потоками в атмосфері, частково випаровуються або втрачають свою масу у факелі полум'я. Такі втрати можуть доходити до 50 %. Це призводить до зміни реальної площі та щільності зрошення (до їх зменшення). Під час розрахунку густини і карти зрошення враховується висота скидання, швидкість літака, швидкість і напрямок вітру, турбулентна дифузія, дисперсність крапель. Геометричні межі

області розподілу дисперсної фази рідини у вертикальній $0 < Y < Y_0$ і горизонтальній $Y = 0$ площинах описуються співвідношеннями

$$Y(X, t, d) = \sup \left\{ \inf Y_0; \left[Y_0 - W(d) \left(t - \frac{X}{V_H} \right) \right]; 0 \right\}; \quad (2)$$

$$Z(X, t, d) = \inf \left\{ \sup \left[0; V_B \sin(\alpha) \left(t - \frac{X}{V_H} \right); \frac{V_B \sin(\alpha) Y_0}{W(d)} \right] \right\}, \quad (3)$$

де X, Y, Z – координати; Y_0 – висота польоту; t – час; d – діаметр крапель; $W(d)$ – швидкість осідання краплі діаметром d ; V_H – швидкість літака; V_B – швидкість вітру; α – кут між напрямком вітру і напрямком польоту.

Для розрахунку масової наземної концентрації отримано формулу:

$$C(X, Y = 0, Z, t > Y_0/W(d), d) = \int_0^{t_1} \int_{d_{\min}}^{d_{\max}} \frac{qF(d)W(d)}{W'(d)Y_0Y_B \sin(\alpha)} dt dd, \quad (4)$$

де $q = G/V_H$ – погонна витрата рідини; G – секундна витрата рідини; $F(d)$ – щільність імовірності розподілу крапель за розмірами; t_1 – час осідання крапель рідини.

$$W(d) = \frac{12,4}{1 + 1,7/d + (0,55/d)^2} \quad (5)$$

$$F(d) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_e d} \exp \left(-\frac{(\ln(d/d_m))^2}{2\sigma_e^2} \right) \quad (6)$$

де d_m – медіана розподілу; σ_e – дисперсія логарифма діаметра частинок d .

Для підвищення ефективності води, що скидається з літака, в неї вводяться добавки у вигляді змочувачів, інгібіторів горіння, загусників. Зокрема, добавки загусників можуть збільшити лінійні геометричні розміри зон зрошення в 4 рази.

Також оцінювалась ефективність добавок до води під час гасіння вогнищ горіння, що моделюють низову і верхову пожежі. У табл. 1.1 наведено результати експериментів із гасіння низової та верхової пожеж. Експерименти проводилися на спеціально створеному стенді, що моделює дисперсний склад вогнегасної рідини, яку скидають із літака.

**Результати вогневих експериментів із визначення ефективності гасіння
вогнищ, що імітують лісову пожежу, водою та різними розчинами**

Вогнегасна речовина	Кінематич на в'язкість (10^{-6}), $m^2 s^{-1}$	Час розгортання, с	Час гасіння вогнищ, с	Осередок, що імітує вигляд лісової пожежі
Вода	1	383	39/52/57/62/80	Верховий
Вода	1	380	30 (час гасіння останнього вогнища)	Низовий
Розчин бішофіту, 8 %-й	1.45		14/57/63/70/92	Верховий
Розчин бішофіту, 8 %-й	1.45	325	11/14/16/23/29/31/33	Низовий
Розчин бентоніту, 5 %-й	10.19	320	11/13/15/16/18/19/34	Низовий
Розчин води з домішкою бентоніту 10 %-й	26.2	360	13/16/17/20/21/31/45	Низовий
Розчин води з домішкою бентоніту 10 %-й	26.2	340	39/43/51/57/78	Верховий
Вода + 0.3 %-й "Файрекс"	1.14	385	60/90 - на решті осередків горіння тривало	Верховий
Вода + 0.3 %-й "Файрекс"	1.14	323	13/16/17/18/22/35/84	Низовий

Аналіз показує необхідність додавання змочувача у воду для підвищення ефективності гасіння пожежі, а також зниження висоти скидання вогнегасної речовини для підвищення щільності зрошення.

Найближчим десятиліттям вода та її розчини, як правило, малоконцентровані з високим ступенем плинності, залишаються єдиним засобом гасіння масштабної

лісової пожежі. Питома витрата води залежить від режиму її подачі на осередок пожежі, точніше від ступеня розпилення, розміру крапель і швидкості їхнього входження в зону горіння. Під час зливу води з цистерни у фюзеляжі літака або з підвісної цистерни гелікоптера до 95-98 % води: розсіюється в атмосфері - за вітром, випаровується під час контакту з висхідними потоками диму, язиками полум'я, внаслідок чого до обвугленої поверхні дерева, охолодження якої вирішує успіх гасіння, долітає лише мала частина води, та й ті великі краплі викидаються мікробухами миттєвого випаровування поверхневого шару краплі під час контакту з розпеченою, обвугленою поверхнею. Злив води з літака або гелікоптера неможливо здійснити прицільно, тому воду зливають на площу, на якій розташовані локальні вогнища пожежі, і переважно вона потрапляє на неспалювану територію, площа якої може становити до 90 % площі зливу. За наявності суцільного горіння на великій площі, коли горить понад 50 % її, літак просто не зможе пролетіти траєкторією прицільного бомбометання нижче 1 км, звідки злив води практично неефективний до поверхні, що горить, не долітають навіть окремі краплі води. Отже, якщо ККД авіаційного зливу води з малих висот до 200 м не перевищує 2-5 % потрапляння води на поверхню площі зливу, то на поверхню, що горить, окремих вогнищ (не більш як 10-30 % від загальної площі, коли вони ще не утворюють потужних висхідних потоків диму, нагрітого повітря з низьким вмістом кисню і проліт літака на висоті до 200 м можливий) може потрапляти тільки від 0,2 до 1,5 % від маси води, що зливається. З огляду на безперервність і низьку прицільність зливу, необхідна маса води пропорційна не площі горіння, а площі зливу, на якій розташовані осередки пожежі.

Відносно висока швидкість польоту не дає змоги ефективно використовувати нову техніку переривчастого порціонного зливу і домогтися накриття розпиленою водою переважно осередків горіння. Площа, на якій розташовані множинні осередки лісової пожежі, зростає пропорційно квадрату часу вільного горіння помноженого на коефіцієнт $K=1,5-3$. Отже, для гасіння вогнища лісової пожежі необхідна маса води, що зливається, щонайменше, пропорційна часу вільного горіння в 4-5-му ступенях. Якщо на 8-10 хвилинах вільного горіння для гасіння пожежі на площі 10 м² може вистачити 50-60 л води (3-4 заплічних ранці лісових пожежників), то за 20 хв на

гасіння пожежі площею 40 м² треба буде більш як 500-1000 л води, які необхідно вилити саме на цю площу, яка горить, що неможливо практично через низьку точність зливу води з літака чи гелікоптера і концентрацію фронту зливу під час контакту з поверхнею, що горить. Через годину це тим більше неможливо, оскільки на палаючу площу 350-400 м² треба буде злити понад 100-130 т води, просто неможливо доставити таку масу води за годину авіацією, оскільки для цього знадобиться щонайменше 4-6 вильотів Боїнга-747, який несе по 25-30 т води, 6-8 вильотів АН-12, який несе по 20 т води і 20-60 вильотів найпоширеніших літаків авіазагонів лісового пожежогасіння, що несуть по 5 т води. Критичним часом вільного горіння лісової пожежі в посушливий час є 10-20 годин, після чого пожежу загасити практично неможливо, вона триває до меж лісу або поки не піде сильний дощ.

Недоліки

Однак є й деякі недоліки в застосуванні пожежних літаків.

У сухопутних видів літаків досить довгий часовий проміжок між вильотами.

Експлуатація та підтримання літаків у бойовій готовності обходиться досить дорого. Доцільно їх застосовувати, коли шкода від пожежі перевищуватиме вартість кількох польотів таких літаків.

Пожежні літаки мають дуже велику площу розкиду води, тому їх потрібно використовувати лише на великих територіях загоряння.

Грандіозні лісові пожежі в США, Китаї та низці країн Європи, Африки, в Австралії переконливо засвідчили, що авіаційне розпилення-скидання з літаків і гелікоптерів великих мас води на лісову пожежу - малоефективне внаслідок низки чинників:

- тільки 2-5 % розпилюваних рідких ВР використовується для гасіння, що зумовлює великі витрати - сотні тон води і велику кількість дорогих вильотів;

- практична неможливість їх своєчасної доставки - отже, швидкого гасіння більшої частини осередків лісової пожежі;

- у приморських, найбільш пожежонебезпечних і бідних прісною водою районах США, Франції, Греції, Італії, Австралії та інших, широко використовують морську воду для гасіння лісових пожеж. Скидання солоної води на ліс, степ

призводить до великого екологічного збитку - масової загибелі дерев, чагарників, трави - часто перевершує збиток від лісової пожежі, тому що на засоленому ґрунті багато десятків років не росте нічого;

- реабілітацію ґрунту довго ліквідовують підрозділи лісових і сільськогосподарських міністерств, витрачаючи десятки мільйонів доларів. Відновлення лісу після гасіння морською водою коштує в 5-10 разів дорожче, ніж згорілого лісу;

- техніка авіаційного розпилення води багаторазово модифікувалася з метою підвищення точності та вогнегасної ефективності з великими витратами і малим результатом - немає реальних перспектив поліпшення.

1.3 Обґрунтування доцільності застосування вогнегасних бомб для ліквідації лісових пожеж

Для того, щоб авіаційне гасіння лісових пожеж стало ефективним, необхідно якісно, не менше ніж у 10-100 разів, підвищити ефективність доставки води з літального апарата для охолодження обвугленої поверхні горіння дерева - енергетичної основи лісової пожежі. Найефективніший шлях знизити аеродинамічний винос води, що зливається, шляхом захисту її від впливу аеродинамічного опору. Для цього найефективніший шлях - під час розпилення води створити шквал із потужною несучою газовою фазою. Пропонується нова технологія високоточного та ефективного гасіння лісових пожеж за допомогою вогнегасних водяних бомб.

Перший досвід отримано під час ліквідації наслідків Чорнобильської катастрофи. Можна сказати, що Чорнобиль вперше показав необхідність і можливості нової техніки для ефективно ліквідації наслідків сучасних і майбутніх катастроф. Нова техніка стала гостро необхідна з перших днів Чорнобильської катастрофи для гасіння лісових пожеж у високорадіоактивних зонах і локалізації осадженого радіоактивного пилу. З 29 травня гостро постало питання запобігання пожежі в "Рудому лісі" - соснові посадки висотою від 4 до 6 м на площі 7-8 га, куди припав перший найпотужніший викид високорадіоактивних матеріалів. Ліс дуже швидко висох і став вкрай пожежонебезпечним. Пожежа цього лісу, безсумнівно, була б

такою, що швидко розвивається, а потужні стовпи диму підняли б хмару радіоактивного пилу на висоту до 2 км. Такий викид, залежно від сили і напрямку вітру, міг перевищити за масою і висотою його підйому перший найпотужніший радіоактивний викид, що серйозно загрожувало Європі та СРСР - великим районам, великим містам. Тому був найсуворіший наказ - за всяку ціну не допустити пожежі "Рудого лісу". Це було вкрай складне завдання, тому що на кордонах цього лісу рівень радіації перевищував 1000 рентген/год і зростав до епіцентру до 2500 рентген/год. Осередки задимлення виникали мимовільно по кілька разів на день. Пожежники заходили до лісу для гасіння загорянь, а звідти виходили вже в дуже важкому стані, практично відразу їх відвозили в лікарню.

У перші дні ліквідації Чорнобильської аварії, це був один із найбільш районів, у якому щодня і незворотно втрачали своє здоров'я десятки пожежників.

Увечері 2 травня було випробувано першу підвісну вогнегасну бомбу, що складалася зі зв'язки 5 мішків, заповнених мокрим піском і розпилювальними зарядами з тротилових шашок. Бомба показала високу вогнегасну ефективність - гасила від 100 до 250 м² за 1 секунду за висоти підриву від 8 до 15 м. Бомбу підвішували до вертольоту на трос завдовжки 100-120 м. Бомба створювала конусоподібний, імпульсний вихор розпиленого, вогнегасного складу, з розширюваним, ущільненим, потужним фронтом, що розширюється, який здійснював ефективне, миттєве, суцільне гасіння верхової і низової пожежі на заданій площі. Бомба споряджалася мокрим ґрунтом, піском, брудом, водою з піноутворювачем.

Висока точність бомби забезпечується малим часом розпилення, тому легко створити вогнегасний потік, що накриває вогнище з бомби, що розгойдується, без зависання вертольоту над вогнищем.

Після відпрацювання і впровадження методики прицілювання і підриву бомби, бомба дала змогу без промаху гасити вогнища пожеж без зупинки гелікоптера, внаслідок чого екіпажі гелікоптерів отримували під час польоту малі дози радіації.

У червні застосування цієї технології було розширено до розпилення в'язких складів ("нафтової бурди"), що локалізують радіоактивний пил на складних поверхнях, у зонах недоступних для інших засобів локалізації.

6 грудня на одному з китайських полігонів провели випробування нової авіабомби (Рис. 1.7) із супутниковим наведенням, скинутої з БПЛА ТВ-001, яка призначена для гасіння пожеж. Повідомляється, що одна така бомба здатна ліквідувати площу загоряння до 450 квадратних метрів. Скидання бомб було здійснено з висоти 2200 метрів. Одна така бомба важить 200 кг.



Рис. 1.7

РОЗДІЛ 2

КОНФІГУРАЦІЯ КЕРОВАНОЇ ВОГНЕГАСНОЇ БОМБИ З НАВІСНИМ КОМПЛЕКТОМ НАВІГАЦІЇ ТА УПРАВЛІННЯ

2.1. Конструкції вогнегасних бомб

Протипожежна авіаційна бомба АСП-500 (рис. 2.1) складається зі спеціального пластмасового корпусу, усередині якого розташовано диспергувальний заряд вибухової речовини. Довжина АСП-500 - 3295 мм, діаметр - 500 мм, вага - 525 кг, внутрішній об'єм під наповнення полум'ягасною рідиною - 400 літрів. Режим застосування: висота - 300-1000 м, швидкість - до 600 км/год.

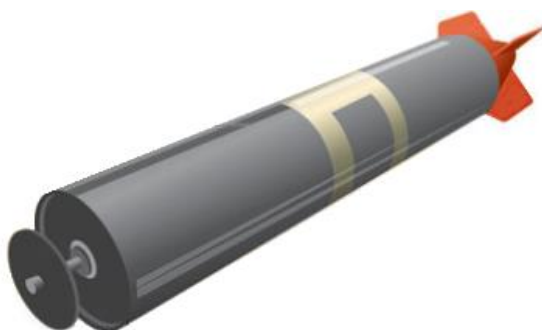


Рис. 2.1

АСП-500 забезпечує застосування при температурах повітря в районах зльоту літака (гелікоптера) і вогнища загоряння від -5 до $+45^{\circ}\text{C}$ у будь-яких метеоумовах.

У АСП-500 немає загостреного носа, характерного для авіабомб. Вона являє собою циліндр, що дало змогу збільшити внутрішній об'єм. Стабілізує бомбу в польоті невеликий диск попереду - конструкторське ноу-хау.

Кількість вибухової речовини всього лише 6-8 кг. Бомба не дає осколків і не завдає екологічної шкоди. Ще одне із застосованих ноу-хау: металеві деталі підвісної системи відокремлюються в польоті, але летять слідом, оскільки з'єднані з бомбою спеціальним шнуром. Після вибуху вони падають у центр воронки. Тобто їхній розліт і потрапляння в людей повністю виключені.

Експериментальна китайська протипожежна авіаційна бомба (рис. 2.2) містить місткість із пожежогасною речовиною, центральний заряд вибухової речовини, що диспергує, вибуховий пристрій, стабілізатори. Вона вирізняється тим, що її забезпечено гальмівним модулем, унаслідок спрацьовування якого під час

підльоту до поверхні землі забезпечується гальмування бомби високошвидкісними струменями, які мають пожежогасні властивості.

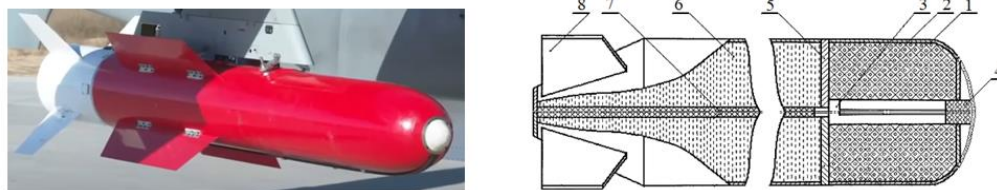


Рис. 2.2

При підході до поверхні землі на потрібній висоті з керуючого вузла вибухового пристрою 3 подається імпульс на підпал порохового заряду 4 гальмівного модуля. Відбувається імпульсне спрацьовування гальмівного модуля з утворенням високошвидкісних струменів пожежогасильного порошкового складу в разі заповнення гальмівного модуля інертним матеріалом з вибиванням обтічника наконечника бомби. Унаслідок витікання струменів у процесі роботи гальмівного модуля, згідно із законом збереження імпульсу, на частину бомби, що залишилася, діє сила, спрямована вгору від поверхні землі, яка призводить до зменшення швидкості бомби до необхідної величини. При цьому утворені струмені, що володіють пожежогасними властивостями, розтікаючись поверхнею землі, самі виробляють гасіння палаючого матеріалу. Після закінчення роботи гальмівного модуля з керуючого вузла 3 подається імпульс на ініціювання детонації в диспергуючому заряді 7. Детонаційна хвиля, поширюючись по заряду, формує ударну хвилю в пожежогасному складі 6. У результаті з решти бомби, відокремленої від гальмівного модуля розділовою перегородкою 5, відбувається розліт аеродисперсної суміші, яка здійснює гасіння пожежі у верхніх кронах дерев. Крім того, повітряна ударна хвиля, що утворюється попереду суміші, яка розлітається, чинить транспортувальну дію на газоподібні продукти згоряння гальмівного модуля, поширюючи їх по більшій площі.

Як показали випробування на полігоні, за нової методики ймовірність накриття вогнища пожежі вже під час першої атаки зростає до 90 %. А вартість такої операції з урахуванням витрат пального, повторних заходів для набору води та її скидання здешевлюється в 6-8 разів.

Прицільне бомбометання з великих висот по задимленим цілям в умовах потужних висхідних потоків диму, нагрітого повітря, ураганних потоків полум'я, сильно ускладнене. Радикальним вирішенням проблеми підвищення точності бомбометання і, відповідно, ефективності пожежогасіння є використання самонавідних вогнегасних бомб, зокрема шляхом встановлення на звичайну авіабомбу, яка вільно падає, навісного комплексу навігації та управління, що перетворює її швидко і дешево (що важливо) на високоточну керовану. Помилки бомбометання при цьому можуть бути зменшені з сотень метрів до 5-7 м, а витрата вогнегасних авіабомб може бути знижена в десятки разів.

2.2. Конфігурація керованої вогнегасної бомби з навісним комплектом навігації та управління

Концепцію "навісних комплектів управління" для авіабомб використовували американці ще у Другій світовій війні. Наприклад, так влаштована навідна по радіо авіабомба VB-1 AZON (рис. 2.3), яка і зараз користується великою популярністю в країнах НАТО і в інших країнах.

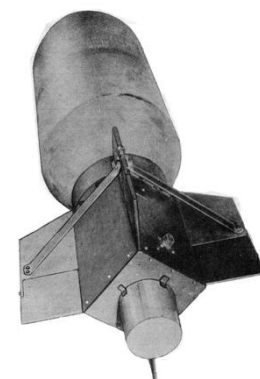


Рис. 2.3

Поява відносно дешевої високоточної і компактної супутникової радіонавігаційної апаратури призвела до можливості створення систем наведення, що забезпечують створення боеприпасів із малими помилками. Так з'явилася можливість створити бомбу, наведену комбінацією інерціального автопілота і супутникової GPS-навігації. Використання GPS-навігатора для корекції помилок автопілота давало змогу домогтися необхідної точності бездротформної інерціальної системи навігації з дешевим мікромеханічним лазерним гіроскопом. Успішні випробування 1992 року авіабомби GBU-36 GAM, розробленої спеціально для стелс-бомбардувальників B-2 "Spirit" (які не могли нести бомби з лазерним наведенням - промінь цілевказівника видавав би їх), переконали скептиків, що концепт навісних комплектів боеприпасів із GPS-наведенням є працездатним.

Зовні, навісний комплект (рис. 2.4) має вигляд подовженого хвостового обтічника конічної форми, який нагвинчується (звичайними болтами) на тіло авіабомби замість простого інертного хвоста. Усередині обтічника розташовуються

інерційний автопілот, навігатор GPS, сервоприводи керма і неперезаряджувана термальна батарея електроживлення на розплаві солей. Термальні батареї, що не перезаряджаються, можуть зберігатися в твердому стані за кімнатної температури протягом тривалого періоду часу.



Рис. 2.4

На задньому кінці обтічника встановлено Х-подібне оперення: три зі смуг рухомі, і відіграють роль рулів і елеронів, четверта нерухома і є простим стабілізатором. Весь комплект повністю самодостатній і не потребує ніяких переробок, власне, бомби: монтаж його виконують механіки аеродромів.

Крім хвостового обтічника з системами управління, в навісний комплект також входить металева "сорочка" з аеродинамічними гребенями. Вона надягається на центральну частину тіла авіабомби, і гребені служать для створення додаткової підйомної сили. Тим самим не тільки збільшується дальність польоту бомби, а й зменшується її стабільність за креном і тангажем - що полегшує роботу рулів і підвищує точність маневрування.

На легких 250-кг (500-фунтових) бомбах "сорочку" з аеродинамічними гребенями закріплюють у передній частині, зважаючи на особливості влаштування кріплень бомботримача.

Система наведення навісного комплекту складається з трьох основних компонентів: безплатформної інерціальної навігаційної системи (БІНС) на основі лазерного гіроскопа Honeywell HG1700 і кварцових акселерометрів Accelerex RBA500; стандартного армійського GPS-навігатора Rockwell GEM та керуючого мікропроцесора GCU Motorola PowerPC. Усі ці три компоненти взаємопов'язані в

єдину комбіновану систему наведення, в якій супутникова навігація забезпечує високу точність влучання, а інерціальна - завадостійкість.

Інерціальний блок відстежує величину і швидкість зсуву бомби в трьох площинах, постачаючи систему інформацією про відхилення від розрахункової траєкторії. БІНС здійснює управління польотом авіабомби на основі комплексного використання інформації не тільки від модуля GPS-навігатора, а й від власних чутливих елементів. При цьому використовується три лазерні гіроскопи і три акселерометри. Частота оновлення інформації про положення центру мас авіабомби в просторі становить 10 Гц.

Обчислювальний модуль GPS-навігатора в режимі реального часу, обробляючи сигнали від 6 до 12 супутників, обчислює навігаційні координати авіабомби. Обчислювальний модуль GPS-навігатора визначає також складові вектора шляхової швидкості і поточний час незалежно від орієнтації авіабомби в просторі. Інформація про навігаційні параметри авіабомби передається в БІНС.

Мікропроцесор БІНС, використовуючи спеціальний алгоритм (фільтр Калмана) комплексного опрацювання інформації інерціального блока і навігатора (GPS), з високою точністю обчислює поточне положення бомби і здійснює управління польотом авіабомби за оптимальною траєкторією. Оптимальна траєкторія наведення авіабомби формується так, щоб її заключна ділянка була близькою до вертикалі. Це істотно підвищує ефективність застосування і зменшує промах авіабомби, оскільки вертикальна координата виробів у глобальній супутниковій навігації визначається з найменшою точністю.

У тому разі, якщо через траєкторні еволюції авіабомби втрачено стеження за обраним для навігації сузір'ям супутників, відновлення інформації здійснюється за час, не більший за 3 секунди. За відсутності інформації від GPS-навігатора керівні сигнали наведення авіабомби на ціль формуються тільки на основі обробки інформації від блоку чутливих елементів БІНС. Точності БІНС цілком достатньо для здійснення наведення за таких збоїв у роботі супутникової навігації.

Керування бомбою в польоті здійснюється за допомогою блоку рульових приводів, за даними інтегрованої інерційно-супутникової системи наведення. Блок

рульових приводів включає до свого складу швидкодіючі електричні рульові приводи, що працюють незалежно і здійснюють наведення, стабілізацію за креном і демпфірування кутових коливань снаряда.

Висока маневреність бомби забезпечується її малою статичною стійкістю, яка реалізується шляхом конструктивно-аеродинамічної оптимізації та вибором відповідного центрування бомби. Близька до нейтральної стійкість бомби дає змогу створювати значні керувальні перевантаження, використовуючи рульовий привід малої потужності.

2.3. Інформаційний взаємообмін між носієм та керованою вогнегасною бомбою перед скиданням. Виставка БІНС навісного комплекту

Бомба активується за деякий час до скидання, щоб провести калібрування свого лазерного гіроскопа і отримати прив'язку до системи GPS. Після того, як навігаційна система приведена в готовність, з борту носія у відсік управління через стандартну шину обміну даними MIL-STD-1760, що з'єднує підвіску озброєння з системою управління озброєнням літака, завантажують координати цілі, профіль атаки та режим роботи підричника (миттєвий підрив або з уповільненням). Безпосередньо в момент скидання, бомба отримує від носія дані про висоту і швидкість польоту, для розрахунку оптимальної траєкторії.

Особливістю всіх навігаційних систем, що включають до свого складу інерціальну систему навігації є те, що ця система вимагає підготовки до роботи, яка реалізується режимами виставки. У безплатформених інерціальних системах навігації, основу яких складають датчики кутових швидкостей та акселерометри, до точних характеристик яких високих вимог не висувається, час виставки становить одиниці хвилин. При цьому треба мати на увазі, що виставка інерціальної системи на рухомій основі має низку особливостей, пов'язаних із неточним знанням юстувальних положень бомби відносно носія, кутових і вигинних коливань носія, а також прогинів конструкції носія в точках кріплення авіабомби.

На етапі виставки інерціальної системи визначається кутова орієнтація БІНС авіабомби, для чого має бути введена інформація про кутові положення бомби з урахуванням зміщення систем координат датчиків кутової інформації носія відносно

самого носія, зміщення систем координат носія і бомби, а також зміщення систем координат авіабомби та її датчиків кутової інформації, а також із високою точністю мають бути введені координати положення бомби, що скидається. У комплексній інерційно-супутниковій системі навігації високих вимог до точних характеристик БНС не висувають, оскільки точність розв'язання навігаційної задачі визначається роботою високоточної супутникової системи навігації. БНС у цьому випадку використовується короткочасно на момент зникнення сигналу від супутникової системи навігації.

Аналіз інформаційних можливостей носіїв показує, що для літаків типу Су-27 і Міг-29 можна одержати всю необхідну інформацію для керованої авіабомби (КАБ) від пілотажно-навігаційних комплексів носіїв, тому що до складу цих комплексів входять інерціальні системи, що видають кутову інформацію з точністю до одиниць кутових хвилин. Обмін інформацією між бортовими системами, що моделюють різні системи координат, є типовим завданням. У цьому разі передавання інформації від літакової ІНС до БНС КАБ є прикладом виставки останньої за провідною ІСН літака-носія. Для здійснення правильної передачі інформації від однієї системи до іншої, як зазначалося вище, необхідно знати взаємну орієнтацію відповідних систем координат.

Виставка БНС БПЛА

У БНС у процесі початкової виставки мають бути обчислені параметри, що характеризують взаємну орієнтацію трикутника осей, пов'язаного з об'єктом і трикутника, прийнятого за навігаційний у процесі початкової виставки.

Як навігаційний зручно вибирати трієдр, осі якого спрямовані на схід, північ і по вертикалі точки старту. У процесі початкової виставки зазвичай обчислюють матрицю напрямних косинусів між осями пов'язаного й осями навігаційного тригранника.

Для визначення елементів цієї матриці використовують інформацію у вигляді сигналів, що надходять від акселерометрів і вимірювачів параметрів обертання датчиків кутової швидкості (ДКШ). Під час формування елементів матриці здійснюється вимірювання двох векторів: кутової швидкості обертання Землі $\bar{\Omega}$ і

прискорення сили тяжіння \bar{g} , які постійні в осях тригранника, пов'язаного з БПЛА, якщо останній нерухомий щодо Землі. Виставлення БІНС шляхом узгодження проєкцій векторів $\bar{\Omega}$ і \bar{g} в двох системах координат має назву векторного узгодження.

Суть способу векторного узгодження для випадку початкової виставки БІНС полягає в такому. Є зв'язана система координат, по осях якої орієнтовані ДКШ й акселерометри. За допомогою чутливого елемента (ЧЕ) вимірюються складові \bar{g} і $\bar{\Omega}$. Є навігаційна система координат, орієнтація якої задана, а тому проєкції на осі цієї системи координат можна розрахувати. Тобто проєкції \bar{g} і $\bar{\Omega}$ в зв'язаній системі координат виміряні, а в навігаційній - задані.

Завдання початкової виставки БІНС методом векторного узгодження полягає в узгодженні проєкцій векторів \bar{g} і $\bar{\Omega}$ в обох системах координат шляхом формування матриці напрямних косинусів цих двох систем.

Обмін інформацією між бортовими системами, що моделюють різні системи координат, є типовим завданням. Одним із прикладів є передача інформації від літакової системи наведення до системи наведення ракети перед її пуском. Для здійснення правильної передачі інформації від однієї системи до іншої необхідно знати взаємну орієнтацію відповідних систем координат.

Усі способи, використані для визначення взаємної орієнтації різних систем, базуються на вимірах орієнтації цих систем відносно двох або кількох векторів. Прив'язка до одного вектора дає змогу узгодити системи з точністю до довільного повороту навколо цього вектора. Використовуючи другий вектор, не паралельний першому, можна усунути цю невизначеність. Додаткова інформація про орієнтацію цих векторів може бути використана для зменшення помилок, зумовлених випадковими похибками. Таким чином, під процесом передавання кутової інформації розумітиметься процес оцінювання взаємної орієнтації двох або більшої кількості систем координат за результатами вимірювання орієнтації кожної з них відносно двох або більшої кількості векторів, які можуть бути виміряні відповідними системами.

Методи, використовувані під час розв'язання цих завдань, можна поділити на прямі й непрямі. Перші використовують інформацію про вектори, безпосередньо пов'язані із взаємним складанням систем. За непрямого методу використовують

вектори, що однаково впливають відразу на обидві системи. Так, спосіб векторного узгодження систем за інформацією про вектор прискорення або кутові швидкості належить до непрямого методу.

Узгодження систем координат виконують за рахунок їхньої прив'язки до загальних векторів, породжених рухом літака як жорсткого тіла. Можна визначити два типи такого руху. Перший, званий рухом "жорсткого тіла", є усталений опорний рух БПЛА. Прямолінійний горизонтальний політ, координований маневр або маневр за тангажем є рухами жорсткого тіла. Крім того, збурення, як-от пориви вітру, призводять до збурення рухів БПЛА відносно номінальної траєкторії. Збурені рухи твердого тіла зазвичай мають частоти, що не перевищують 1 Гц, і можуть давати корисну інформацію про кутову орієнтацію систем.

Вигин і вібрація є типами пружних рухів. Вони також становлять інтерес при передачі кутової інформації. Вигин є пружною деформацією, спричиненою зміною умов польоту (кількості пального, швидкісного напору, висоти тощо). Зазвичай вигинні коливання є низькочастотними. Вібрації, або пружні високочастотні рухи є вимушеними коливаннями. Вони можуть бути викликані поривами вітру або внутрішніми джерелами шумів. Зі зміною умов польоту можуть зазнавати змін і параметри вібрації. Система, яка використовується для передавання кутової інформації, залежатиме від співвідношення між амплітудами і частотами кутових рухів, діапазоном і точністю чутливих елементів системи.

Виставлення в азимуті грубої БНС відбувається перед стартом БПЛА, при цьому її власні дрейфи визначаються в процесі передстартової підготовки, запам'ятовуються і, вважаючи, що від моменту передстартової підготовки до старту БПЛА вони залишаються постійними, то в робочому режимі використовуються як поправки.

Завдання виставки на рухомій основі не є новим, і йому приділено велику увагу в науковій літературі. Відомий метод виставки на рухомій основі за типом ведучий - ведений, коли залучають виміри веденої інерціальної системи, виставленої попередньо.

Інший метод отримав назву методу узгодження швидкостей. З його допомогою оцінка кутів невиставлення здійснюється за вимірюваннями неузгодженостей проєкцій шляхової швидкості на осі географічного тригранника між БІНС і зовнішнім джерелом (зазвичай приймачем супутникової навігаційної системи - СНС).

Ефективність цих методів не викликає сумнівів для систем середнього і високого класів точності. При цьому мається на увазі комбінація грубої автономної виставки до старту і подальшого уточнення кутового положення в польоті. Для азимутальної виставки систем низького класу точності зазвичай застосовують магнітометр, використання якого пов'язане з проблемами непередбачуваних викривлень, які вносять електромагнітні наведення бортового обладнання. Крім того, відомий метод азимутальної виставки з використанням шляхового кута, вимірюваного приймачем СНС. Оскільки шляховий кут збігається з географічним курсом тільки якщо кут зносу дорівнює нулю, таку виставку проводять під час руління (яке проводять не завжди) або в процесі розбігу літального апарата (ЛА) по смузі, що накладає обмеження на тип ЛА.

Пропонований підхід до виставки в польоті БІНС навісного комплекту авіабомби передбачає, що на борту носія немає заздалегідь виставленої інерціальної системи, а як зовнішнє джерело інформації використовується тільки приймач СНС.

Уведемо такі системи координат (СК) зі спільним початком у центрі мас ЛА - точці М за припущення, що неспівпадінням центру вимірювань БІНС із точкою М можна знехтувати:

$x_b y_b z_b$ — пов'язана (x_b - бічна, y_b - поздовжня, z_b - нормальна осі);

ENU_p — географічна супровідна;

x_{uz} — розрахункова географічна супроводжувальна, що орієнтується відносно пов'язаної СК і визначається за допомогою вимірювань чутливих елементів і зовнішньої інформації.

Кути Ейлера, що характеризують відхилення x_{uz} від ENU_p СК, позначимо Φ_E , Φ_N , Φ_{Up} і назовемо кутами невиставки БІНС. Кути Φ_E , Φ_N характеризують відхилення розрахункового тригранника від площини горизонту, тоді як кут Φ_{Up} є невиставленням в азимуті. Будемо вважати, що попередня груба виставка проведена,

внаслідок чого кути невивасти малі за значенням. Крім того, під час розгляду методів виставки зробимо акцент на визначенні та компенсації кута Φ_{Up} , що представляє основну проблему під час виставки на рухомій основі.

Скористаємося спрощеною моделлю помилок БІНС:

$$\begin{cases} \delta\dot{V}_E = -g\Phi_N + a_N\Phi_{Up} + B_E; \\ \delta\dot{V}_N = g\Phi_E - a_E\Phi_{Up} + B_N; \\ \dot{\Phi}_E = -\frac{\delta V_N}{R} + \omega_{Nr}^{dr}; \\ \dot{\Phi}_N = \frac{\delta V_E}{R} + \omega_{Er}^{dr}; \end{cases} \quad (1)$$

де δV_E , δV_N - помилки обчислення відповідно східної та північної проєкцій шляхової швидкості; g - модуль прискорення сили тяжіння; a_E , a_N - відповідно східна та північна проєкції абсолютного прискорення об'єкта; ω_{Er}^{dr} , ω_{Nr}^{dr} - узагальнені дрейфи датчиків кутової швидкості в осях ENU_p ; R - екваторіальний радіус Землі; B_E , B_N - зміщення нулів акселерометрів, приведені до осей ENU_p .

Зазначимо, що узагальнений дрейф містить не тільки власні дрейфи датчиків кутової швидкості, а й помилки, зумовлені проєкціями кутової швидкості Землі на осі хуз СК через кути невивасти.

Розглянута модель нехтує помилками масштабних коефіцієнтів акселерометрів з припущенням, що ці помилки попередньо відкалібровані.

З рівнянь (1) зрозуміло, що можливість оцінювання кута Φ_{Up} за допомогою помилки за швидкістю є тільки за наявності прискорень об'єкта.

Для оцінювання кута Φ_{Up} застосуємо дискретний фільтр Калмана. Приймаємо рівняння (1) як модель системи. Для проведення вимірювань скористаємося неузгодженнями відповідних проєкцій шляхової швидкості між БІНС і зовнішнім джерелом. У разі використання СНС отримуємо:

$$Z = \begin{bmatrix} z_E \\ z_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_E^{БІНС} - V_E^{СНС} \\ V_N^{БІНС} - V_N^{СНС} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta V_E - \delta V_E^{СНС} \\ \delta V_N - \delta V_N^{СНС} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

$$Z = \begin{bmatrix} Z_E \\ Z_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta V_E \\ \delta V_N \\ \Phi_E \\ \Phi_N \\ \Phi_{U_p} \\ \omega_{Er}^{dr} \\ \omega_{Nr}^{dr} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Власні помилки СНС δV_E^{CHC} , δV_N^{CHC} належать до вимірювального шуму.

Викладений підхід лежить в основі методу узгодження швидкостей як основного методу виставки в польоті, що застосовується за відсутності на борту попередньо виставленої інерціальної системи. Незважаючи на широке поширення такого підходу в науковій літературі, він має кілька недоліків. По-перше, перехідний процес оцінювання може тривати тривалий час, що зумовлює послідовний характер схожості оцінювання компонент вектора стану - що більша розмірність вектора стану, то більший час перехідного процесу оцінювання. По-друге, для отримання якісної оцінки вектора стану потрібне належне налаштування фільтра, яке визначається апріорною інформацією про статистичні параметри вимірювальних і вхідних шумів.

Підходи до виставки систем різного класу точності. Розглянемо альтернативний спосіб для кута Φ_{U_p} . Основна ідея полягає у тому, щоб процес оцінювання проводити тільки в періоди достатньо точно високої можливості оцінювання кута Φ_{U_p} . Як критерій скористаємося приростом горизонтального прискорення ЛА:

$$|\Delta a_E| > \delta \text{ або } |\Delta a_N| > \delta, \quad (3)$$

де $|\Delta a_E|$, $|\Delta a_N|$ - прирости горизонтальних проєкцій прискорення ЛА за аналізований період; δ - порогове значення, яке визначається типом ЛА.

При виконанні критерію (3) оцінку $\hat{\Phi}_{U_p}$ кута Φ_{U_p} знаходимо у вигляді

$$\hat{\Phi}_{U_p} = \frac{\delta \hat{V}_E a_N - \delta \hat{V}_N a_E + g \hat{\Phi}_N a_N + g \hat{\Phi}_E a_E}{a_E^2 + a_N^2}, \quad (4)$$

де $\delta \hat{V}_E$, $\delta \hat{V}_N$ - оцінки помилок горизонтальних прискорень ЛА; $\hat{\Phi}_E$, $\hat{\Phi}_N$ - оцінки горизонтальних кутів невиставки.

З метою зменшення балістичних похибок, оцінки $\hat{\Phi}_E$, $\hat{\Phi}_N$ здійснюються в періоди, коли критерій (3) не виконується.

Для поліпшення якості оцінки, одержуваної за формулою (4), можливе додаткове згладжування фільтром низьких частот або рекурентним усередненням. Ці процедури виконуються до закінчення перехідного процесу оцінювання, після чого можна використовувати оцінку $\hat{\Phi}_{Up}$.

Для інерціальних систем низького класу точності автономна виставка в азимуті неможлива. З метою виконання умови малості кутів невивставлення, пропонується проведення грубого азимутального виставляння за вимірюваннями шляхового кута СНС. Точність грубої азимутальної виставки принципово обмежена кутом зносу (кут між проекцією поздовжньої осі ЛА на площину горизонту і вектором шляхової швидкості), який справедливо вважати малим в умовах крейсерського польоту і за відсутності маневрів. Після ініціалізації за допомогою шляхового кута проводиться точна азимутальна виставка, заснована на вимірах помилки БНС за швидкістю щодо СНС. Уточнення кута Φ_{Up} , що є фактично кутом зносу, здійснюється за допомогою рівняння (4) або звичайного фільтра Калмана.

Моделювання запропонованого алгоритму виставки (рис. 2.5) показало, що середньоквадратичне відхилення помилки виставки становило 3 град.

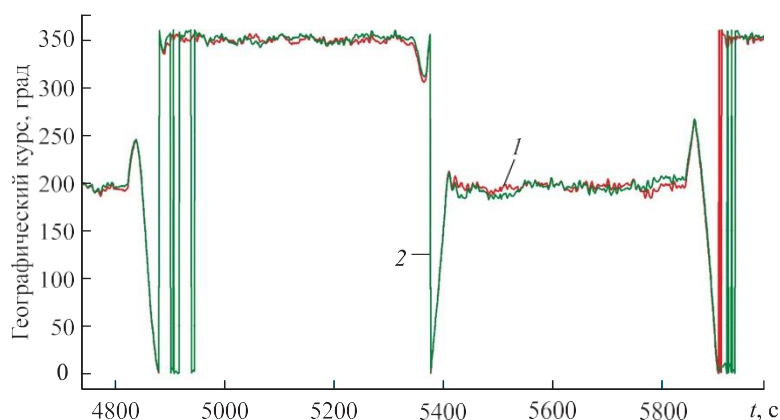


Рис. 2.5

Азимутальна виставка для інерційних систем середнього класу точності вирізняється тим, що грубу виставку може бути реалізовано автономно за вимірюваннями чутливих елементів БІНС.

СКВ помилки виставки становило 0,15 град (рис. 2.6).

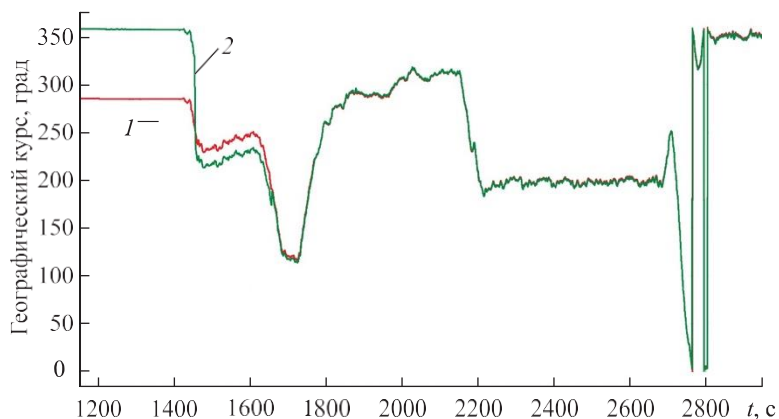


Рис. 2.6

Отримані результати свідчать про те, що попередня груба виставка дає змогу відмовитися від використання нелінійних алгоритмів оцінювання, оскільки кути невиставки стають малими. Це є перевагою пропонованих підходів, оскільки лінійні фільтри більш робастні. Крім того, оцінку кута Φ_{Up} можна отримати, не вдаючись до побудови фільтра Калмана, що позбавляє розробника від необхідності налаштування фільтра, яке потребує апріорної інформації про інтенсивності вхідних і вимірювальних шумів. Використання для виставки шляхового кута з подальшою оцінкою кута зносу тим чи іншим способом дає змогу відмовитися від використання магнітометра для систем низького класу точності.

РОЗДІЛ 3

СХЕМА ПОБУДОВИ НАВІГАЦІЙНОГО БЛОКУ НАВІСНОГО КОМПЛЕКТУ.

3.1. Безплатформна інерціальна система навігації у складі комплексної інерціально-супутникової системи наведення

За базовий варіант системи наведення навісного комплекту вогнегасної бомби, як було показано у другому розділі, обирається інерціально-супутникова система навігації (ІССН), основою якої є інерціальна навігаційна система (ІНС) зокрема безплатформна ІНС (БІНС), яка забезпечує числення шляху та визначення координат місцезнаходження.

БІНС, як найбільш інформативні системи, дозволяють одержувати всю сукупність необхідних параметрів для керування об'єктом. При цьому такі системи цілком автономні, тобто для їх нормального функціонування не потрібно використання будь-якої інформації від інших систем. Ще одною перевагою цих систем є висока швидкість надання інформації зовнішнім споживачам. Разом з тим, інерціальним системам притаманні недоліки, що не дозволяють використовувати їх тривалий час в автономному режимі, оскільки отримана від ІНС інформація може містити похибки, які з часом збільшуються.

В інерціальній навігаційній системі (ІНС) інформацію про швидкість і координати одержують шляхом інтегрування сигналів, що відповідають прискоренням ЛА. Інформація про прискорення надходить від розташованих на борту ЛА акселерометрів. Процедура інтегрування векторних величин, якими є прискорення і швидкості ЛА, забезпечується шляхом відтворення (моделювання) на борті ЛА відповідної системи координат.

Для малих безпілотних літальних апаратів (БПЛА), так само як й для навісного комплекту вогнегасної бомби гостро стоїть проблема малогабаритних характеристик. Тому для таких об'єктів прийнято в якості центральної ланки навігаційного комплексу, використовувати малогабаритну безплатформну інерціальну навігаційну систему (БІНС). Маючи у своєму складі тріади мікроелектромеханічних (МЕМС)

інерційних датчиків, БІНС формує хоча і грубу, але досить повну інформацію про параметри руху бомби. Після комплексування інформації БІНС і СНС інерціально-супутникова навігаційна система (ІСНС) видає повне навігаційне рішення по навігаційних параметрах (координатам і швидкостям) і за параметрами кутової орієнтації (кутах крену, тангажу і курсу). За таким принципом будується більшість навігаційних систем малих БПЛА.

Типову схему побудови БІНС зображено на рис. 3.1. Цей варіант реалізує алгоритм системи, яка працює в обертовій земній системі координат.

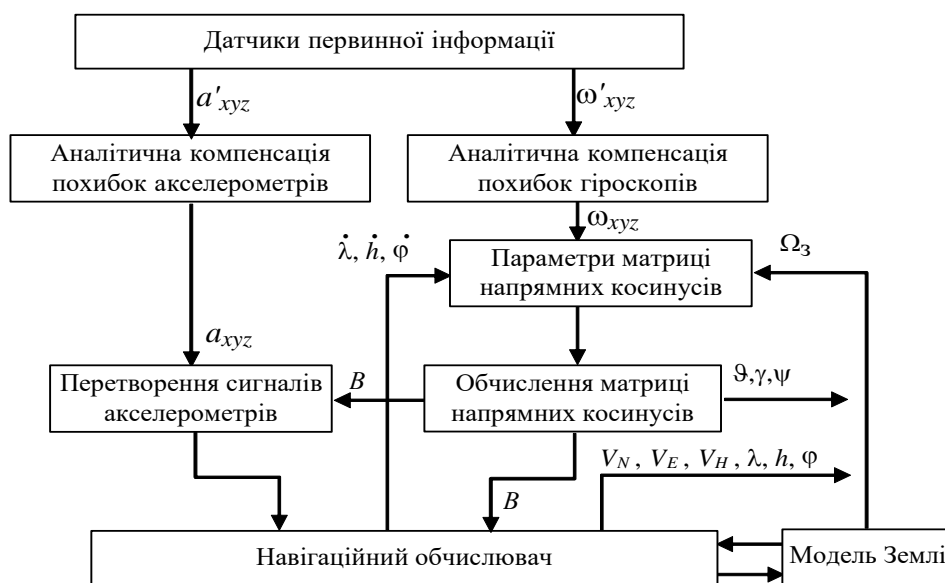


Рис. 3.1.

Датчики первинної інформації БІНС – датчики кутової швидкості й акселерометри встановлюються жорстко на ЛА. Складні умови роботи датчиків інформації призводять до появи значних похибок, тому в алгоритмах роботи БІНС бажано здійснити аналітичну компенсацію похибок вимірників (здійснювати їх польотне калібрування), перш ніж ці сигнали будуть використані для розрахунку параметрів орієнтації і для визначення складових уявного прискорення уздовж навігаційних осей.

Для корекції показань датчиків первинної інформації необхідна математична модель вимірника, в якій, зазвичай, враховують: нелінійність; неспіввісність осей датчиків; дрейф; викривлення масштабного коефіцієнта.

Сигнали $\omega_{x,y,z}$ з виходу аналітичного компенсатора похибок використовуються для обчислення параметрів матриці напрямних косинусів **B**, яка визначає зв'язок між двома системами координат. Оскільки матриця напрямних косинусів **B** визначається між зв'язаними з ЛА осями й осями обертової навігаційної системи координат, то при розрахунках параметрів матриці **B** необхідно залучити обчислені проєкції вектора кутової швидкості навігаційної системи координат, що відображено на схемі додатковими зв'язками, які враховують кутову швидкість, що виникає при обльоті сферичної Землі ($\dot{\lambda}, \dot{h}, \dot{\varphi}$), і кутову швидкість обертання самої Землі (Ω_3).

Перетворення складових уявного прискорення $a_{x,y,z}$ від осей ЛА до осей навігаційної системи координат здійснюється за допомогою матриці напрямних косинусів **B**. Навігаційний обчислювач вирішує задачі, властиві всім платформним системам, оскільки на вході цього обчислювача сформовані проєкції уявного прискорення на осі навігаційної системи координат і нічого принципово нового в розв'язанні цієї задачі немає. На виході БІНС формуються радіус-вектор місця розташування ЛА, вектор швидкості, а також кути орієнтації ЛА.

В окремому випадку, коли за навігаційний базис вибраний горизонтальний орієнтований за сторонами світу тригранник, на виході системи будуть сформовані географічні (геодезичні) координати радіуса-вектора місця розташування B, L, H , проєкції відносної швидкості руху V_N, V_E, V_H , а також кути орієнтації ЛА в географічній системі координат – справжній курс ψ , тангаж ϑ і крен γ .

Основою будь-якої БІНС є блок інерціальних датчиків. У роботі запропоновано як датчики БІНС навісного комплекту вогнегасної бомби використовувати датчики IMU (Inertial Measurement Unit) (інерційний вимірювальний блок) фірми Honeywell, які добре зарекомендували себе High-End (High End - це маркетингове поняття, яке має на увазі, що дана техніка належить до найвищого, преміального класу).

Honeywell розробила малі, засновані на MEMS IMU, які були здатні витримувати high-g удари і дали підвищену точність за прийнятною ціною. Напівавтоматична навігаційна система снарядів Excalibur (у перекладі з англ. - Ескалібур, чарівний меч короля Артура) від Honeywell витримує артилерійські удари, збирає дані від GPS і необхідні для інерціальної навігації та здійснює цільову

навігацію з високою точністю. Поточна лінійка High-End IMU продуктів для тактичного управління (tactical guidance) включає три пристрої: HG1700, HG1900, HG1930.

HG1700 (рис. 3.2), являє собою комбінацію RLG-гіроскопів Honeywell GG1308 і акселерометрів Honeywell RBA500. HG1900, призначений для різних військових, навігаційних застосувань, на основі MEMC-гіроскопів Honeywell з акселерометрами RBA500. HG1930 - повністю MEMC IMU (і акселерометри, і гіроскопи) для керованих снарядів важких гармат. Усі блоки компактні та живляться від джерела малої напруги. Вихідні сигнали всіх IMU являють собою вимірювання прискорень і кутової швидкості. Порівняльні технічні дані тактичних IMU Honeywell зведено в табл. 3.1.



Рис. 3.2

Таблиця 3.1

Порівняльні технічні дані IMU тактичного рівня виконання Honeywell

Параметр	Датчик		
	HG1700	HG1900	HG1930
1	2	3	4
Порівняльні характеристики гіроскопів			
Робочий діапазон, °/с	±1074	±1000	±1000
Стабільність зміщення, °/год	1	<17	<20
Повторюваність зміщення, °/год	1	<7	<20
Повторюваність чутливості, ppm (одиниця виміру відносних величин, що дорівнює $1 \cdot 10^{-6}$ від базового показника)	150	150	350
Лінійність, ppm	150	150	300
Чутливість зміщення до статичного прискорення, °/рік /g	-	3	4
Кутовий випадковий догляд, (max), °/год	0,125	0,09	0,30
Осьова стабільність вирівнювання, мкрад	500	80	500
Стабільність вирівнювання осей (неортогональність), мкрад	100	50	100
Порівняльні характеристики акселерометрів			
Робочий діапазон, g	70	70	30
Помилка чутливості, ppm	300	300	300
Лінійність, ppm	500	500	500
Повторюваність зміщення, $\times 10^{-3}$ g	1	1	5
Стабільність зміщення, $\times 10^{-3}$ g	1	1	3
Вібраційне зміщення (max), $\times 10^{-3}$ g	500	500	1200
Стабільність вирівнювання осей (неортогональність), мкрад	100	100	500
Випадковий відхід швидкості, м/с/год	0,22	0,22	0,30

1	2	3	4
Деякі загальні дані			
Обсяг, дюйм ³	33	17	5
Вага, lbs (1 lbs ≈ 454 г)	<2	<1	<0,5
Потужність, Вт	<8	<2	<3
Удари за межами робочого діапазону (max), g	<500	<500	<16000
Технології			
Кільцеві лазерні гіроскопи кільцеві	•		
MEMS-гіроскопи		•	•
Кварцові акселерометри	•	•	
MEMS-акселерометри			•

Отже як датчики БІНС навісного комплекту вогнегасної бомби обираємо датчики ІМУ тактичного рівня виконання HG1700 фірми Honeywell.

3.2. Розробка алгоритмів роботи БІНС

Для розв'язання навігаційної задачі, в інерціальної, геодезичної або ортодромічної системах координат необхідно інтегрувати відповідні кінематичні рівняння БІНС.

При визначенні координат і швидкості в інерціальної системі координат, математичне моделювання положення поточної вертикалі не здійснюється.

Акселерометри БІНС вимірюють удаване прискорення \bar{a} :

$$\bar{a} = \bar{w} - q$$

де \bar{w} – абсолютне прискорення; \bar{q} – прискорення від гравітаційних сил.

Абсолютне прискорення дорівнює:

$$\bar{w} = \bar{a} + \bar{q}$$

Таким чином, для визначення абсолютного прискорення необхідний розрахунок складових гравітаційного прискорення на осі інерціальної системи координат.

Нижче наведена форма запису кінематичних рівнянь БІНС (5.2), припускає використання тривимірних матриць напрямних косинусів і кватерніонного методу для їхнього обчислення. Тривимірні матриці напрямних косинусів виявилися більш зручними для обчислень у бортовій ЦОМ й у цей час поступово витісняють метод Ейлерівських кутів. Перевага методу кватерніонів полягає в тому, що він дозволяє

описувати перехід від однієї системи координат до іншої за допомогою всього лише чотирьох чисел, а не 9 напрямних косинусів.

$$\dot{V}_\xi = a_\xi + V_\eta(\omega_\zeta + 2\Omega_\zeta) - V_\zeta(\omega_\eta + 2\Omega_\eta) + g_\xi;$$

$$\dot{V}_\eta = a_\eta + V_\zeta(\omega_\xi + 2\Omega_\xi) - V_\xi(\omega_\zeta + 2\Omega_\zeta) + g_\eta;$$

$$\dot{V}_\zeta = a_\zeta + V_\xi(\omega_\eta + 2\Omega_\eta) - V_\eta(\omega_\xi + 2\Omega_\xi) + g_\zeta;$$

$$\omega_\xi = V_\zeta R^{-1};$$

$$\omega_\eta = -V_\xi R^{-1} \operatorname{tg} \varphi;$$

$$\omega_\zeta = -V_\xi R^{-1};$$

$$\lambda_y = V_\xi (R \cos \varphi_y)^{-1}; \quad (5.2)$$

$$\dot{H} = V_\eta;$$

$$\dot{\varphi}_y = -V_\zeta (R)^{-1};$$

$$\Omega_\xi = \Omega_{\xi 0} \cos \lambda_y - \Omega_{\eta 0} \sin \lambda_y;$$

$$\Omega_\eta = (\Omega_{\xi 0} \sin \lambda_y + \Omega_{\eta 0} \cos \lambda_y) \cos \varphi_y - \Omega_{\xi 0} \sin \varphi_y;$$

$$\Omega_\zeta = (\Omega_{\xi 0} \sin \lambda_y + \Omega_{\eta 0} \cos \lambda_y) \sin \varphi_y + \Omega_{\zeta 0} \sin \varphi_y;$$

$$\Omega_{\xi 0} = \Omega \cos \varphi_0 \cos \Psi_0;$$

$$\Omega_{\eta 0} = \Omega \sin \varphi_0;$$

$$\Omega_{\zeta 0} = -\Omega \cos \varphi_0 \sin \Psi_0;$$

де φ_0 , Ψ_0 – відповідно географічна широта й шляховий кут умовного екватора (ортодромії) у точці початку відліку.

Перерахування уявного прискорення з рухливої системи координат у навігаційну здійснюється за допомогою матриці напрямних косинусів B , обчисленої по параметрах Родріга–Гамільтона

$$\begin{bmatrix} a_\xi \\ a_\eta \\ a_\zeta \end{bmatrix} = B \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix},$$

де

$$B = \begin{bmatrix} \beta_0^2 + \beta_1^2 - \beta_2^2 - \beta_3^2 & 2(\beta_1\beta_2 - \beta_0\beta_3) & 2(\beta_0\beta_2 + \beta_1\beta_3) \\ 2(\beta_0\beta_3 + \beta_1\beta_2) & \beta_0^2 - \beta_1^2 + \beta_2^2 - \beta_3^2 & 2(\beta_2\beta_3 - \beta_0\beta_1) \\ 2(\beta_1\beta_3 - \beta_0\beta_2) & 2(\beta_2\beta_3 - \beta_0\beta_1) & \beta_0^2 - \beta_1^2 - \beta_2^2 + \beta_3^2 \end{bmatrix}.$$

У свою чергу параметри Родріга–Гамільтона (кватерніони) $\beta_0, \beta_1, \beta_2, \beta_3$ можна одержати з розрахунку диференціального рівняння виду

$$\dot{\beta}_0 = -0,5[(\omega_x - \omega_\xi + \Omega_\xi)\beta_1 + (\omega_y - \omega_\eta + \Omega_\eta)\beta_2 + (\omega_z - \omega_\zeta + \Omega_\zeta)\beta_3];$$

$$\dot{\beta}_1 = 0,5[(\omega_x - \omega_\xi + \Omega_\xi)\beta_0 + (\omega_z + \omega_\zeta - \Omega_\zeta)\beta_2 - (\omega_y + \omega_\eta - \Omega_\eta)\beta_3];$$

$$\dot{\beta}_2 = 0,5[(\omega_y - \omega_\eta + \Omega_\eta)\beta_0 - (\omega_z + \omega_\zeta - \Omega_\zeta)\beta_1 + (\omega_x + \omega_\xi - \Omega_\xi)\beta_3];$$

$$\dot{\beta}_3 = 0,5[(\omega_z - \omega_\zeta + \Omega_\zeta)\beta_0 + (\omega_y + \omega_\eta - \Omega_\eta)\beta_1 - (\omega_x + \omega_\xi - \Omega_\xi)\beta_3];$$

По елементах матриці B визначається кутова орієнтації БПЛА в просторі – умовний (ортодромічний) курс, кут крену й тангажу.

$$\Psi_a = -\arctg\left(\frac{b_{31}}{b_{11}}\right);$$

$$\gamma_a = \arctg\left(\frac{b_{23}}{b_{22}}\right);$$

$$\vartheta_a = \arctg\left(\frac{b_{21}}{\sqrt{b_{22}^2 + b_{33}^2}}\right);$$

Якщо при записі рівнянь БНС використовується сферична модель Землі, відповідність між еліпсоїдом і сферою може бути встановлено або з використанням двох радіусів кривизни для еліпсоїда, які потім перераховуються в ортодромічну систему координат (визначення $R_{у.п.}, R_{у.м}$ в системі (1)), або по способу Рачковського, що по заданому ортодромічному напрямку забезпечує таку ж точність, з якої

вирішуються геодезичні задачі на поверхні еліпсоїда. Радіус сфери в цьому випадку визначається виразом:

$$R_0 = a_e \left(1 - \frac{\alpha_e}{2} \sin \varphi_B \right),$$

де $a_e = 6378160$ – більша піввісь еліпсоїда, $\alpha_e = 0,003352$ – стиснення еліпсоїда, φ_B – геодезична широта вертекса ортодромії.

В (5.2) радіус сфери R додатково враховує висоту польоту, тобто $R = R_0 + H$.

Для грубої БІНС розглянутого класу БПЛА можна цілком виправдано припустити $R_{y.n} + H = R_{y.m} + H = R + R_0 = 6378160$ м.

Компенсація складових прискорення сили ваги в алгоритмах БІНС здійснюється алгоритмічно

$$g_\xi = g_N \cos \Psi_0 + g_E \sin \Psi_0; \quad g_\eta = g_H; \quad g_\zeta = g_E \cos \Psi_0 + g_N \sin \Psi_0$$

У свою чергу проєкції вектора прискорення сили ваги маси, поміщеної в точку $P(\varphi, \lambda, H)$ на осі географічного тригранника NHE , початком якого є центральна проєкція точки на поверхню сфероїда, рівні

$$g_N = \frac{1}{2}g + \frac{g_0^2}{2g} \left[\frac{2\dot{R}_B^2}{R_B^2(H)} - 1 \right] + \frac{\Omega^4 \dot{R}_B \cos \varphi}{2g} [\dot{R}_B \cos \varphi + 2H \cos \varphi] -$$

$$- \frac{\Omega^2 (g \cos \varphi + \Omega^2 \dot{R}_B \cos \varphi)}{g} \frac{\dot{R}_B^2}{R_B^2(H)} [\dot{R}_B \cos \varphi + H \cos \varphi];$$

$$g_H = \left[g_0^2 \frac{\dot{R}_B^2}{R_B^2(H)} + \Omega^4 (\dot{R}_B \cos \varphi + H \cos \varphi)^2 - 2\Omega^2 \frac{\dot{R}_B^2}{R_B^2(H)} (\dot{R}_B \cos \varphi + H \cos \varphi)(g \cos \varphi + \Omega^2 \dot{R}_B \cos \varphi) - g_0^0 \right]^{\frac{1}{2}};$$

$$g_E = 0.$$

Однак, знову з огляду на специфіку БІНС, розглянутого класу БПЛА, можна зробити допущення:

$$g_\xi = 0; \quad g_\eta = g_H \approx g_0 \frac{R_0^2}{R^2} = g_0; \quad g_\zeta = 0.$$

Нижче зображений алгоритм роботи БНС, що розглядається (рис. 3.3).

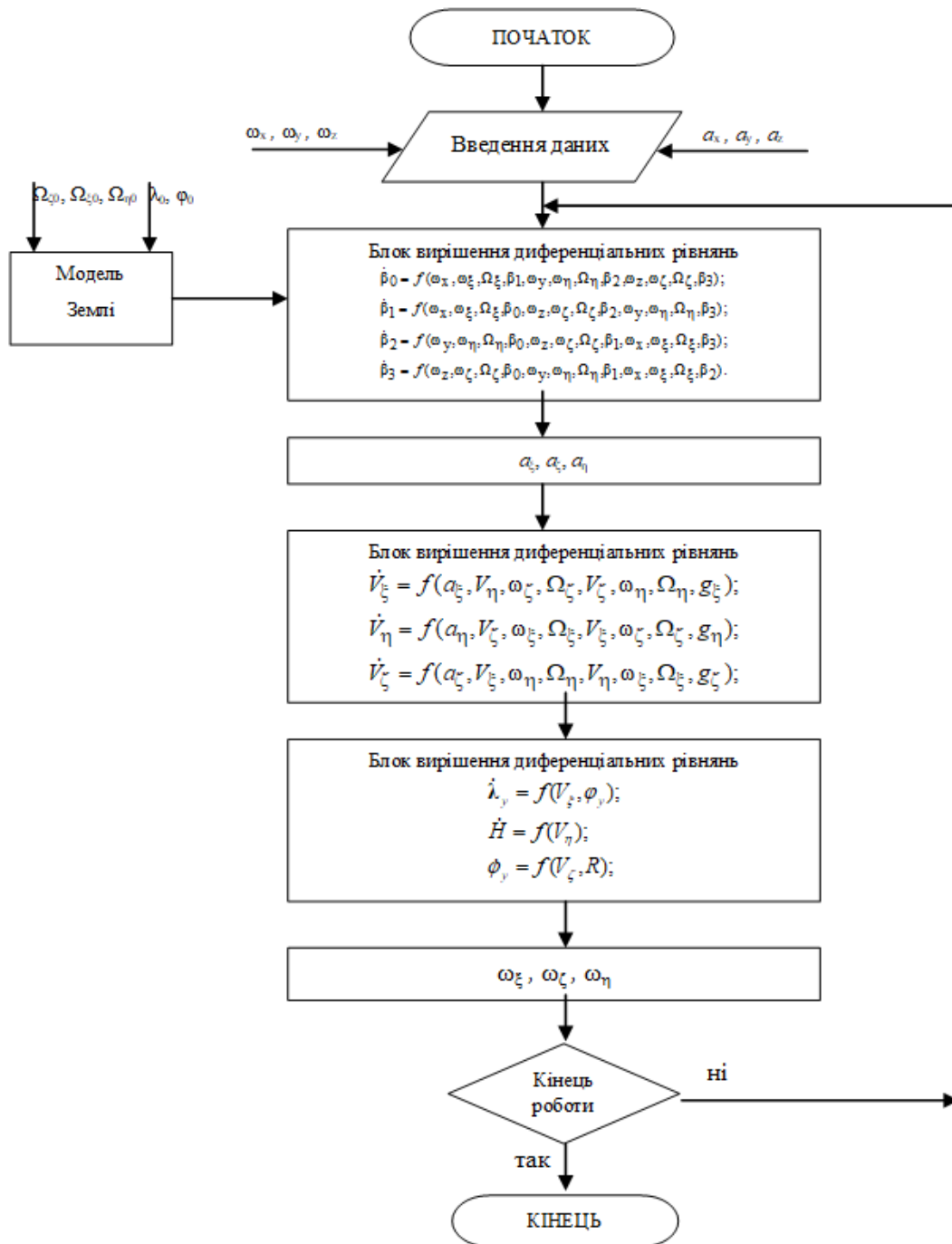


Рис. 3.3. Алгоритм роботи БНС з використанням кватерніонів

Для усунення головного недоліку інерціальних систем навігації – наявність зростаючих з часом похибок, переходять до створення комплексних навігаційних систем, забезпечуючи корекцію ІНС. Численні дослідження та практика експлуатації супутникових систем показують, що найбільш перспективним засобом корекції ІНС є супутникові системи, які мають найбільш високу точність і глобальність застосування. При цьому можливо поліпшення характеристик автономних ІНС не тільки за координатами та швидкістю, але й за кутовою орієнтацією.

Таким чином, об'єднання ІНС та СНС дозволяє створити комплекс нової якості, який має всі переваги складових його підсистем.

3.3. Аналіз та вибір схеми комплексної інерціально-супутникової системи наведення

У практиці створення інерціально-супутникових систем навігації (ІССН) на даний час використовуються два методи комплексування:

1. Слабо-зв'язані системи.
2. Жорстко-зв'язані системи.

У слабо-зв'язаних системах БІНС повинна забезпечити досить тривале функціонування зі збереженням прийнятної точності. Стандартні вимоги до помилок БІНС у цьому випадку – 1 морська миля в годину (≈ 1800 км/год). Таким чином, передбачається можливість як роздільного функціонування БІНС та СРНС протягом тривалого періоду часу, так і їхнє спільне функціонування в інтегрованому режимі.

Підвищений рівень автономності БІНС (передбачається, що підсистема БІНС може працювати автономно в порядку 1-ї години) вимагає великої точності інерціальних датчиків (датчиків кутових швидкостей та акселерометрів) і застосування досить складних алгоритмів інтегрування рівнянь обертального й поступального рухів. Тому такі системи є досить дорогими й складними. Крім високої точності БІНС, ці системи мають важливу властивість надмірності, оскільки пропонують рішення навігаційної задачі різними методами, що підвищує контролепридатність та відмовостійкість. Такі системи доцільно застосовувати на середньо і далеко-магістральних літаках цивільної авіації, але для керованої вогнегасної бомби вони занадто дорогі.

У жорстко-зв'язаних системах ступінь автономності БІНС значно менше, ніж у сильно-зв'язаних системах: допускається автономна робота протягом від декількох секунд до декількох десятків секунд. Практично в цих системах БІНС найчастіше є додатком для СРНС. Основна навігаційна інформація виробляється в СРНС, у той час як БІНС інтерполює значення навігаційних параметрів у період між двома сусідніми тактами надходження інформації від СРНС, а також забезпечує навігаційною інформацією системи керування польотом при короткочасній втраті сигналів від супутників.

У жорстко-зв'язаних системах БІНС (рис. 3.4) забезпечує “сирі виміри”. Блок датчиків видає вектори кутових і лінійних координат.

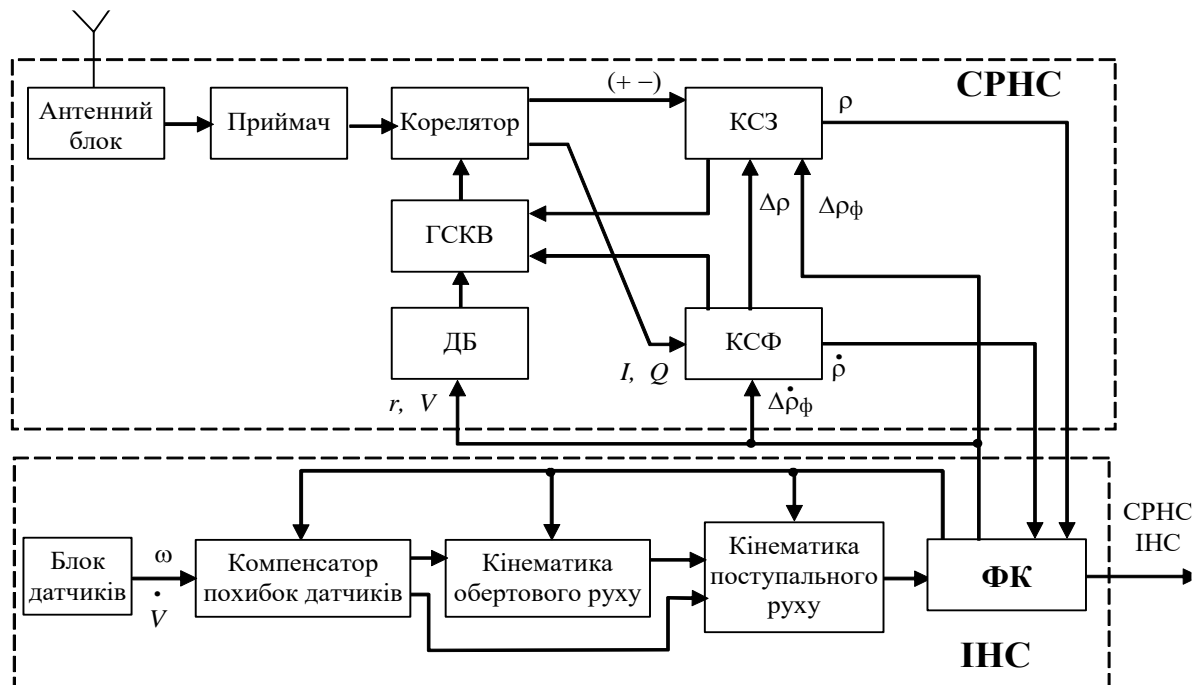


Рис.3.4. Жорстко-зв'язана інерціально-супутникова

Компенсація похибок датчиків відповідно до моделей цих похибок виконується в блоці компенсатора похибок від розширеного фільтра Калмана. Інтегрування кінематичних рівнянь обертального руху та поступального руху виконується з урахуванням скоректованих координат. Тобто в у жорстко-зв'язаних системах виконується одночасно процедури оцінювання (фільтрації) і коректування БІНС.

Фільтр Калмена на відміну від попереднього випадку є дуже швидкодіючим. Це пов'язане з тим, що зв'язок блоку фільтра Калмена з контурами приймача СРНС-навігації значно більш жорсткий, ніж у попередньому випадку.

Підсистема інтеграції інерціальної і супутникової систем реалізується в блоці фільтра Калмена (ФК) і оцінює положення й швидкість БПЛА (разом з деякими похибками датчиків і зсувами годинників), причому ці дані надходять не тільки споживачам, але й контурам спостереження за затримкою (КСЗ) та за фазою (КСФ) приймачів СРНС. Необхідно, щоб ці дані надходили з високою швидкістю так, щоб період часу між вимірами в підсистемі СРНС був розбитий на велику кількість підінтервалів для цілей корекції контурів спостереження. Це потрібно для того, щоб постачати контуру спостереження інформацію навіть тоді, коли вхідний сигнал приймача відсутній або подавлений завадами.

Жорстко зв'язані системи мають більшу точність при тих самих інерціальних датчиках у порівнянні зі слабо зв'язаними системами. У цих системах за рахунок додаткових сигналів корекції від БНС смуга пропускання контурів спостереження СРНС може бути значно зменшена. При цьому зростає завадостійкість цих систем і зменшується імовірність втрати сигналів, що відслідковуються. До того ж застосування фільтра Калмана, що відновлює повний вектор стану, включаючи псевдодальність ρ і швидкість її зміни $\dot{\rho}$, навіть при неповних вимірах, дозволяє СРНС працювати навіть при кількості видимих супутників менше 4-х. Якщо кількість цих супутників більше 4-х, то фільтр Калмана здійснює комплексування інформації, що надходить від видимих супутників.

Як і у слабо-зв'язаних системах тут передбачено коректування СРНС від коректованої БНС на етапах “холодного” та “гарячого” стартів, а відновлені значення псевдодальності $\Delta\rho_\phi$ і швидкості її зміни $\Delta\dot{\rho}_\phi$, надходячи в контури спостереження за затримкою КСЗ та за фазою КСФ сигналу СРНС, забезпечують процедуру інтерполяції.

Одним із серйозних недоліків систем із жорсткою у порівнянні із системами зі слабою інтеграцією є відсутність надмірності, що ускладнює рішення задач діагностики і контролю.

Тому доцільно розглянути ще один варіант інтегрування СРНС та БНС - інерціально-супутникові системи середньої інтеграції. Цей варіант (рис. 3.5) являє собою проміжне рішення між жорсткою і слабою інтеграціями.

Система, що представлена на рис. 3.5 виробляє два навігаційних рішення: одне виходить на виході блоку СРНС, інше – на виході ІНС. Блоки, що представлені на схемі рис. 3.5, мають той же зміст, що і на попередніх схемах. ІНС забезпечує рішення навігаційної задачі у відсутності сигналів від СРНС. Крім того передбачений режим часткової корекції СРНС від ІНС, що виконує такі функції. Блок СЗФ – блок спостереження за фазою несучої частоти, зазвичай, більш уразливий для природних або штучних перешкод. Тому, якщо цей блок спостереження “втратив захоплення” фази, а працює тільки блок КСЗ – блок спостереження за затримкою, то ІНС замінює відсутній сигнал $\Delta\rho$ на сигнал \dot{V} , підтримуючи, таким чином, роботу супутникової системи без збоїв.

ІНС у цьому випадку, так само як і у всіх інших, використовується також і для екстраполяції сигналів положення r і швидкості V між двома вимірами СРНС.

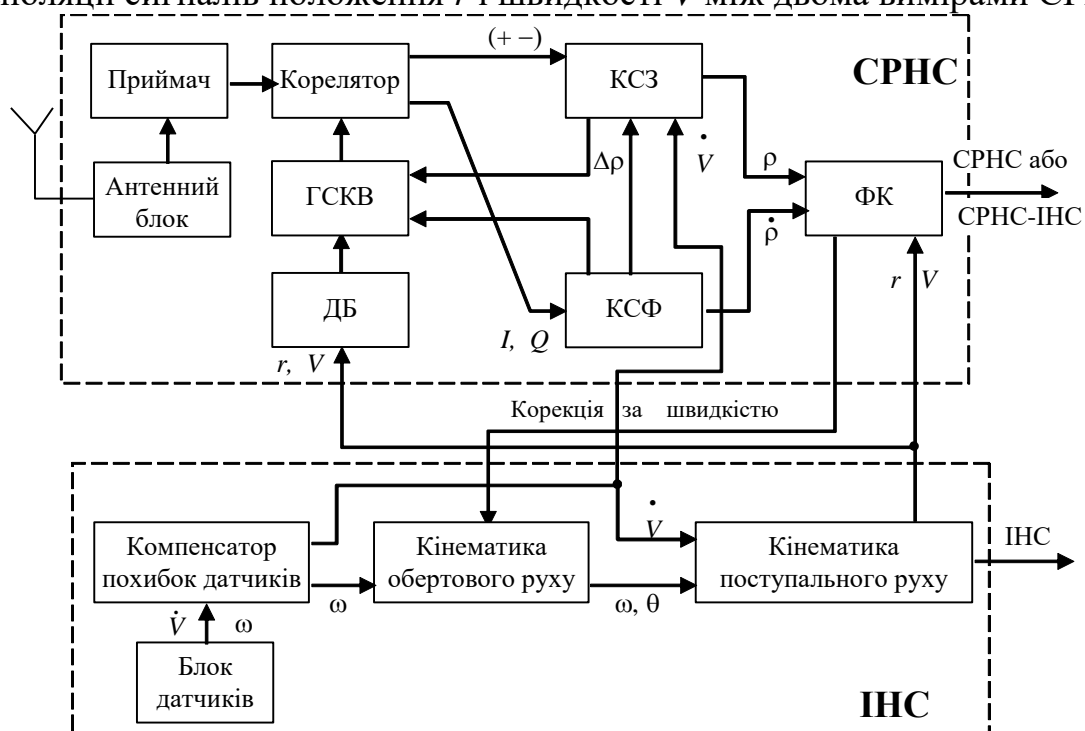


Рис. 3.5. Інерціально-супутникова система середньої

Оскільки у фільтрі Калмана відновлюється цілком весь вектор стану ЛА, то кутові змінні використовуються для корекції алгоритмів інтегрування кінематичних рівнянь кутового руху, тобто здійснюється корекція за швидкістю.

Крім розглянутих варіантів структур комплексної системи існують ще й інші варіанти, що побудовані як за принципом слабкої, так і жорсткої інтеграції. Але при цьому слід мати на увазі, що ці варіанти вимагають значно більш складного і дорогого

математичного забезпечення в порівнянні з уже розглянутими варіантами структур. За результатами аналізу слабо і жорстко зв'язаних інерціально-супутникових систем можна зробити такі висновки. Для застосування в задачах безпілотних ЛА, призначених для роботи протягом короткого періоду часу, слабо-зв'язані системи є неприйнятними через складність і дорожнечу, тому що вони вимагають застосування високоточних дорогих датчиків для інерціальних вимірів, а також складних алгоритмів інерціальної навігації та калманівської фільтрації. Остання обставина вимагає застосування більш складних і дорогих бортових обчислювачів, що вимагають великого енергоспоживання і мають великий обсяг і масу. Системи з жорсткою інтеграцією в цьому змісті значно переважніші. Тому за основу в даній роботі обираємо варіант інерціально-супутникової системи з жорсткою інтеграцією.

3.4. Розробка схеми комплексної інерціально-супутникової системи навігації з жорсткою інтеграцією

При вирішенні задачі комплексування в інерціально-супутникових системах навігації найбільш привабливою є, безумовно, Калманівська фільтрація (КФ). Проте, використання КФ передбачає зустріч певних труднощів при її практичній реалізації на борті ЛА. Зокрема це феномен дивергенції, який виникає при роботі з невідомим стохастичним сигналом, на вході фільтра, що характерно для безплатформних інерціальних систем навігації (БІНС).

На даний час у сучасних бортових комплексах крім алгоритмів оптимального оцінювання вектора стану (алгоритмів КФ), застосовують й інші способи обробки однорідної інформації, які добре себе зарекомендували на практиці. Зокрема це спосіб взаємної компенсації (ВК). В роботі запропонований фільтр схеми ВК, який забезпечує комплексування навігаційних складових вектора стану з якістю, що не поступається оптимальної КФ.

Порівняльний аналіз різних варіантів комплексування навігаційних складових вектора стану, які спостерігаються, стає дуже актуальною задачею розробки алгоритмів побудови інерціально-супутникових систем навігації.

При порівняльному аналізі алгоритмів фільтрації обмежимося тільки групою алгоритмів лінійної фільтрації інформаційних компонентів типу сигнал/шум, в яких

частоти сигналу та шуму не перекриваються, тобто мають значну різницю в частотних характеристиках похибок, і які працюють в системах реального часу. Саме до цієї групи відносяться алгоритми схем комплексування ІССН.

У традиційних алгоритмах комплексування, здійснюється оцінювання похибок числення координат БІНС за допомогою інформації від супутникової навігаційної системи (СНС), або від інших радіотехнічних систем з подальшою корекцією вихідної інформації БІНС. Ця схема відома досить давно і отримала назву інваріантної схеми комплексування. З використанням цієї схеми вирішується задача оцінювання похибок однієї підсистеми на фоні похибок іншої підсистеми.

При синтезі оптимального фільтру Калмана (ФК), обмежуючись алгоритмами фільтрації тільки в поздовжньому каналі, з урахуванням припущення про його незалежність від бічного каналу, модель похибок числення параметрів польоту зручно представити у вигляді:

$$\Delta \dot{X} = \Delta V_x; \quad \Delta \dot{V}_x = \Delta a_x; \quad \Delta \dot{a}_x = \xi_x$$

де ΔX , ΔV_x , Δa_x – похибки БІНС по координатах та їх похідних; ξ_x – шум акселерометрів, які задані у вигляді білого шуму з інтенсивністю S_{ax} .

Модель спостереження запишемо у вигляді:

$$Z_1 = X_{\text{ІНС}} - X_{\text{СНС}} = \Delta X + \zeta_x;$$

$$Z_2 = X_{\text{ІНС}} - X_{\text{СНС}} = \Delta X + \zeta_v;$$

$$X_{\text{ІНС}} = X^i + \Delta X; \quad V_{\text{ІНС}} = V^i + \Delta V;$$

$$X_{\text{СНС}} = X^i + \zeta_x; \quad V_{\text{СНС}} = V^i + \zeta_v.$$

Розв'язком даної задачі є алгоритм редукованого неперервного ФК:

$$\Delta \hat{X} = \Delta \hat{V} + K_{\phi 1} (Z_1 - \Delta \hat{X});$$

$$\Delta \hat{V} = \Delta \hat{a} + K_{\phi 2} (Z_2 - \Delta \hat{V});$$

$$\Delta \hat{a} = K_{\phi 3} (Z_1 - \Delta \hat{X});$$

Тут: $X_{\text{ІНС}}$, $V_{\text{ІНС}}$ – координата та швидкість, які вимірює БІНС; $X_{\text{СНС}}$, $V_{\text{СНС}}$ – координата та швидкість, що надходять від приймача СНС; X^i – істинні значення координат;

$\Delta X, \Delta V$ – похибки БІНС, що розглядаються як систематичні похибки, обумовлені відходом гіроскопів і неточністю акселерометрів; ζ_x, ζ_v – білошумні складові похибок СНС-приймача; $K_{\phi_i}, i = \overline{1,3}$ – коефіцієнти фільтрації, які можна отримати як константи зі сталого рівняння Ріккати.

Структурна схема реалізації методу ВК представлена на рис. 3.6. Тут $F(p)$ – динамічний фільтр схеми ВК; $X_{\text{БІНС}}, X_{\text{СНС}}$ – навігаційні параметри (координати і

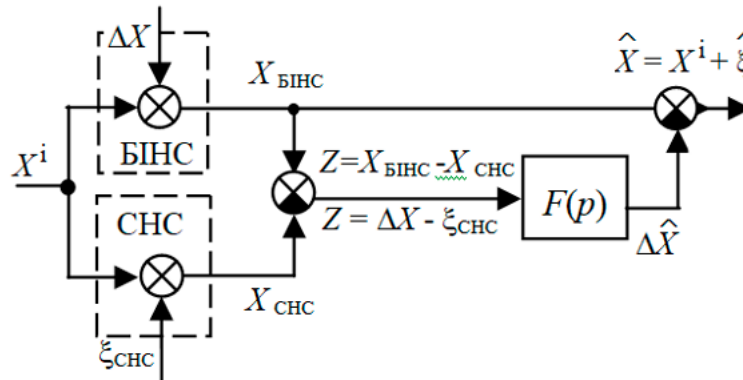


Рис. 3.6

складові швидкості) одержувані від БІНС і СНС; \hat{X} – оцінка навігаційного параметра; X^i – істинне значення навігаційного параметру; ΔX – похибка БІНС; $\xi_{\text{СНС}}$ – шумова складова похибки СНС; Z – навігаційні параметри спостереження;

$$\hat{\xi} = [1 - A(p)]\Delta X + F(p)\xi_{\text{СНС}} \text{ – похибка комплексної системи.}$$

Алгоритм комплексної обробки інформації, що використовує метод ВК, має наступний вигляд:

$$\hat{X} = X_{\text{БІНС}} - F(p)Z.$$

Рівняння схеми ВК (рис. 3.6) може бути записане у вигляді:

$$\hat{X} = X^i + \Delta X - F(p)(\Delta X - \xi_{\text{СНС}}) \text{ або } \hat{X} = X^i + [1 - F(p)]\Delta X + F(p)\xi_{\text{СНС}} = X^i + \hat{\xi}.$$

Похибка $\hat{\xi}$ буде менше, ніж розбіжність у спектральних характеристиках похибок вимірників ΔX і $\xi_{\text{СНС}}$. Якщо вибрати фільтр $F(p)$ таким, щоб він з мінімальним спотворенням пропускав заваду ΔX і заглушував заваду $\xi_{\text{СНС}}$, то помилка комплексної системи буде мінімальною. При значній різниці в частотних характеристиках завад

на виході фільтра $F(p)$ (див. рис. 3.6) повністю буде відтворюватися завада ΔX , а на виході схеми ВК відтворюється точне значення вимірюваного параметра X^i .

У роботі на основі фільтра Батерворта другого порядку був синтезований динамічний фільтр схеми ВК з досить простою моделлю компенсації інерційності, яка являє собою аперіодичний фільтр з форсуванням

$$W_{\text{комп}}(p) = (3T_{\phi}p + 1)/(T_{\phi}p + 1). \quad (1)$$

Порівняльний аналіз схем комплексної обробки інформації, що реалізують метод ВК і алгоритм КФ здійснювалися шляхом математичного моделювання з використанням програми *Simulink*, що входить до складу математичного пакета програмування *MATLAB*.

Результати моделювання, які ілюструють похибки оцінювання координат і складових вектора швидкості двома алгоритмами комплексування на фоні похибок СНС, наведені на рис. 3.7 (для більш детального перегляду використовується збільшений масштаб).

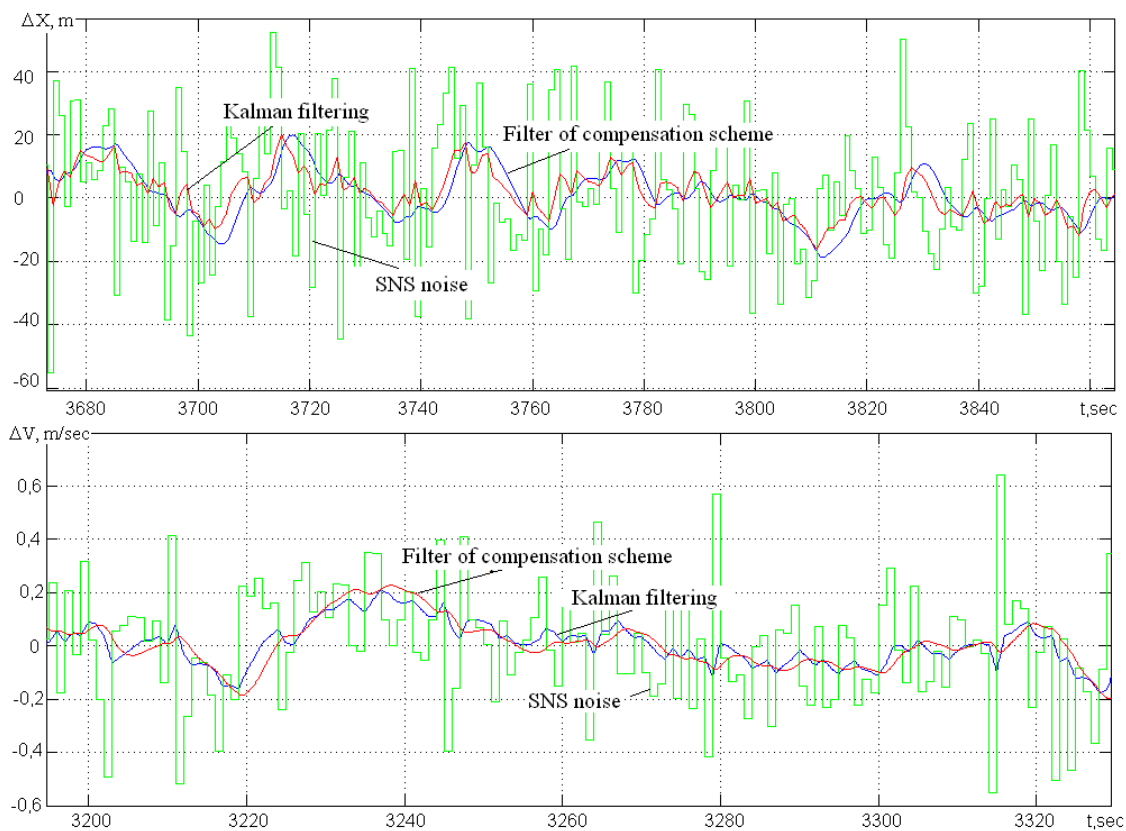


Рис. 3.7

Аналіз результатів моделювання свідчить про ідентичність двох схем комплексування, хоча наявність в схемі ВК фільтра Батерворта другого порядку дозволяє здійснювати більш ефективне згладжування шумових складових похибок СНС.

Для покращення якості процедури оцінювання похибок методом ВК пропонується компенсацію інерційності фільтрів Батерворта другого порядку в каналі координат здійснювати складовою $\hat{\Delta V}$ з каналу оцінювання похибки швидкості, а в каналі швидкості складовою $\Delta \hat{a}$ з каналу оцінювання похибок горизонтального прискорення. Оцінене значення горизонтальної складової прискорення центра мас одержують шляхом комплексування інформації БІНС і диференційованого сигналу швидкості, що надходить від СНС. При диференціюванні зашумленого радіотехнічного сигналу СНС виконуються звичайні для таких сигналів процедури фільтрації.

На рис. 3.8 наведена структура динамічного фільтра $F_1(p)$ схеми ВК в каналі координат. Аналогічну структуру має фільтр $F(p)$ в каналі швидкості, а в каналі прискорення залишається фільтр зі схемою компенсації інерційності (1).

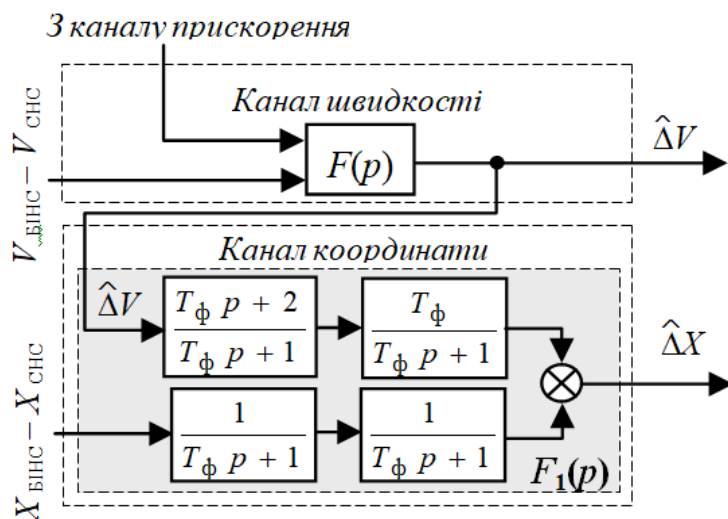


Рис. 3.8

Результати моделювання, які ілюструють похибки оцінювання координат для різних варіантів комплексування на фоні похибок СНС, у збільшеному масштабі наведені на рис. 3.9.

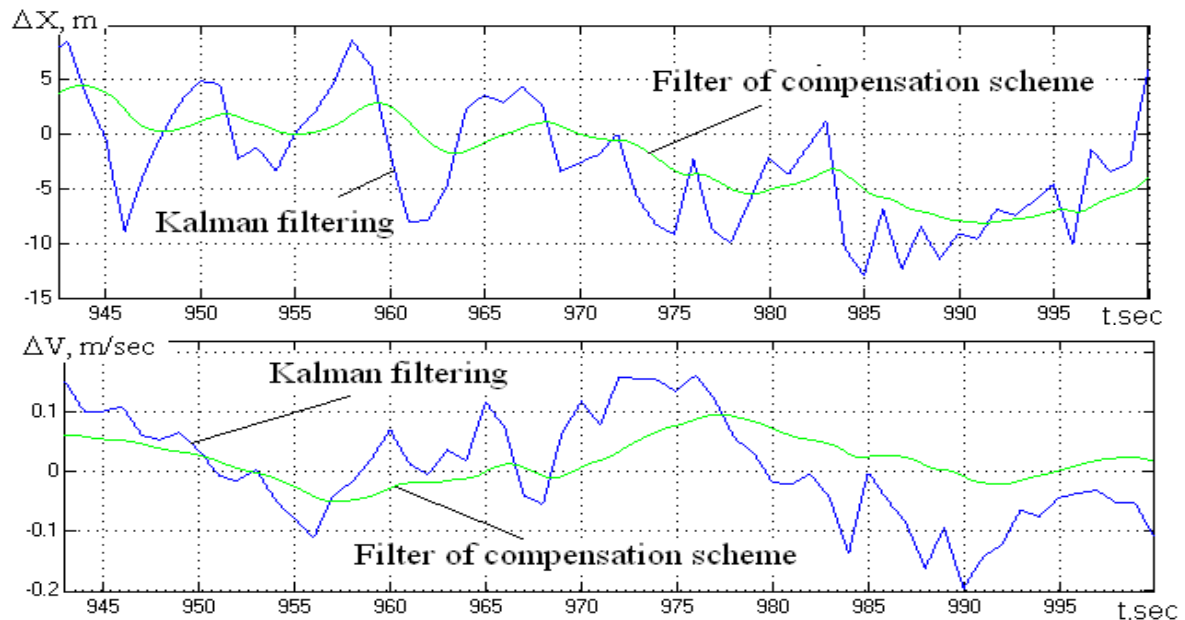


Рис. 3.9

Порівняльний аналіз результатів моделювання показує, що за точністю оцінювання похибок координати пропонується схема компенсації з динамічним фільтром $F_2(p)$, що будується на основі фільтра Батерворта другого порядку, не поступається схемі оптимальної калманівської фільтрації, проте за якістю фільтрації шумових складових СНС навіть її перевершує.

Отримані внаслідок комплексної обробки інформації значення поточних координат місцезнаходження \hat{X} та вектора шляхової швидкості споживача \hat{X} в системі, де реалізується алгоритм обробки інформації від СРНС і БІНС за схемою компенсації, використовуються для корекції БІНС.

Конкретизуючи цю схему під розглянуту раніше схему комплексної інерціально-супутникової системи навігації з жорсткою інтеграцією, тобто замінюючи блок, що реалізує калманівську фільтрацію, на схему реалізації алгоритму обробки інформації від СРНС і БІНС за методом компенсації, отримаємо структурну схему запропонованої системи

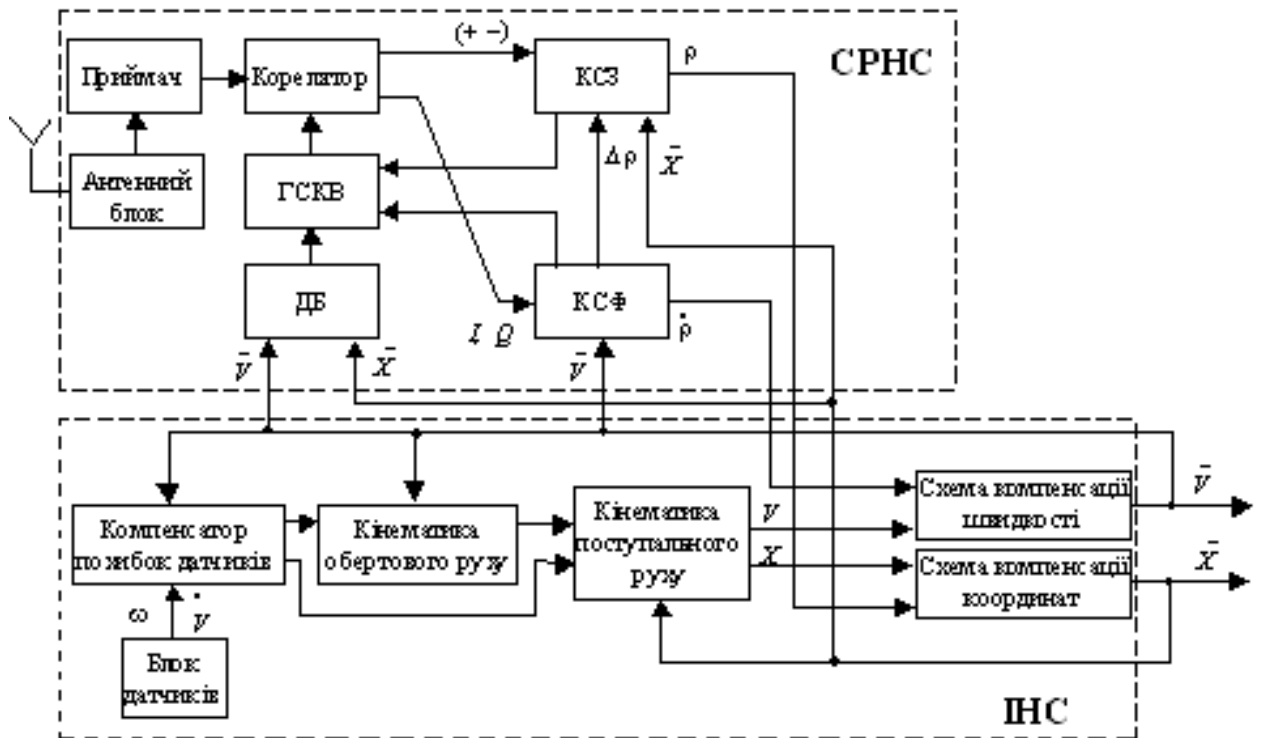


Рис. 3.10. Структурна схема запропонованої системи

Схеми компенсації швидкості та координат на відміну від фільтра Калмана є дуже швидкодіючими. Це сприяє роботі комплексної інерціально-супутникової системи навігації з жорсткою інтеграцією оскільки зв'язок схем оцінювання з контурами приймача СРНС-навігації тут значно більш жорсткий, ніж у випадку слабо-зв'язаних інерціально-супутникових систем.

Підсистема інтеграції інерціальної і супутникової систем оцінює положення й швидкість БПЛА, причому ці дані надходять не тільки споживачам, але й контурам спостереження за затримкою (КСЗ) та за фазою (КСФ) приймачів СРНС. Застосування схем фільтрації на відміну від фільтра Калмана забезпечує надходження цих даних з високою швидкістю, дозволяючи розбити період часу між вимірами в підсистемі СРНС на велику кількість підінтервалів для цілей корекції контурів спостереження. Це потрібно для того, щоб постачати контуру спостереження інформацію навіть тоді, коли вхідний сигнал приймача відсутній або подавлений завадами.

За рахунок додаткових сигналів корекції від ІНС смуга пропускання контурів спостереження СРНС може бути значно зменшена. При цьому зростає завадостійкість цих систем і зменшується імовірність втрати сигналів, що відслідковуються.

У результаті застосування високошвидкісних схем фільтрації досягається можливість здійснення режиму “real-time kinematics”, що дозволяє стежити за всіма параметрами польоту високоманеврених БПЛА при постановці активних завад супротивником.

За результатами оцінювання здійснюється корекція алгоритмів безплатформної ІНС шляхом інтегрування кінематичних рівнянь обертового руху з корекцією від схеми фільтрації швидкості, а поступального руху від схеми фільтрації координат.

Компенсація похибок датчиків відповідно до моделей цих похибок виконується в блоці “компенсатор похибок датчиків”.

Саме таку схему побудови комплексної інерціально-супутникової системи навігації пропонується застосовувати у системи наведення навісного комплекту вогнегасної бомби.

РОЗДІЛ 4

МЕТОД АВТОНОМНОГО НАВЕДЕННЯ БОМБИ НА ОСЕРЕДОК ПОЖЕЖІ

4.1. Схеми прицілювання на осередок пожежі при бомбометанні

Завдання прицілювання зводиться до виявлення цілі і подальшого виконання двох операцій:

1) *прицілювання за напрямком або бічним наведенням*, у результаті виконання якого літак виводиться на бойовий курс, тобто його поздовжня вісь певним чином орієнтується відносно цілі;

2) *прицілювання за дальністю*, коли на бойовому курсі визначаються точка і момент скидання бомби.

Просторове положення літака за напрямком і дальністю відносно цілі в момент скидання бомби в припущенні, що траєкторія останньої пройде через ціль, визначається прицільною схемою.

У найпростішому випадку бомбометання за відсутності вітру для виходу літака на бойовий курс $\psi_{б.к}$ досить після виявлення цілі так розгорнути літак, щоб його поздовжня вісь (вектор повітряної швидкості V) була спрямована на ціль. Схема прицілювання при цьому виходить плоскою (рис. 4.1, де $O_{вих}$ - точка виходу літака на бойовий курс, $O_{бр}$ - точка скидання бомби, φ_B - кут візування, φ_0 - кут прицілювання). Згідно з прицільною схемою положення літака відносно цілі в момент скидання бомби однозначно визначається двома координатами: висотою його польоту H і кутом прицілювання φ_0 . Легко помітити, що за час падіння бомби літак переміститься в точку O_k , пройшовши шлях $O_{бр}O_k = VT_6$ (припускається, що вектор його швидкості не змінюється). Оскільки на бомбу діє сила опору повітря, вона відстане від літака на відстань Δ_6 , тобто в момент її скидання літак має бути віддалений від цілі Δ_6 на відстань $O_{бр}^*Ц = A_0$, де A_0 - штильове поздовжнє відношення бомби. Отже, значення кута прицілювання можна розрахувати як

$$\operatorname{tg}\varphi_0 = \frac{A_0}{H} = \frac{VT_6 - \Delta_6}{H} = \frac{VT_6}{H} - \operatorname{tg}\gamma_6,$$

а точка скидання бомби при цьому фіксується на бойовому курсі руху літака як момент досягнення поточним кутом візування значення кута прицілювання, тобто момент, коли $\varphi_{Bi} = \varphi_0$.

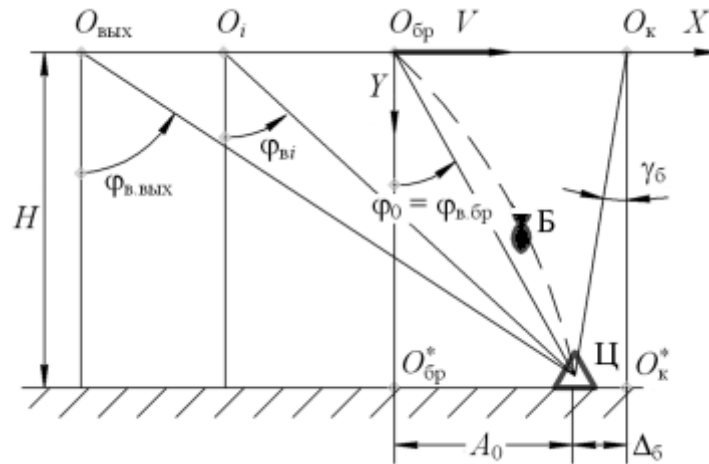


Рис. 4.1

Таким чином, для розв'язання задачі прицілювання ОПБ повинен: 1) у процесі безперервного стеження за ціллю виробити команди на розворот літака для його виходу на бойовий курс, на якому бортовий кут пеленгу цілі $\alpha_{п-к} = 0$; 2) розрахувати значення кута прицілювання як $\varphi_0 = f(H, V, \Theta)$; 3) у момент досягнення рівності $\varphi_{Bi} = \varphi_0$ видати команду на скидання бомби.

Завдання і схема прицілювання істотно ускладнюються за наявності бічного вітру. У цьому разі для виходу літака на бойовий курс він повинен розвернутися в просторі таким чином, щоб вектор його шляхової швидкості $W = V + U$ проходив із навітряного боку від цілі на відстані бокового відносу бомби $A_{бок} = \Delta_б \sin \alpha$, де α - кут зносу літака на його бойовому курсі $\psi_{бк}$ (рис. 4.2).

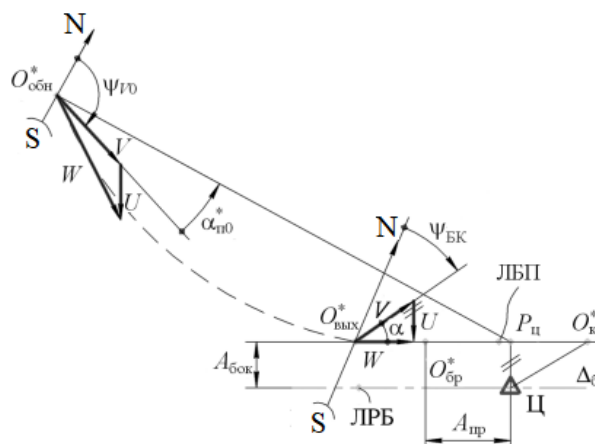


Рис. 4.2

Відрізок $O^*_{вих}O^*_к$ називається лінією бойового шляху (ЛБШ); пряма, їй паралельна і така, що проходить через ціль Ц , є лінією розривів бомб (ЛРБ), а відрізок $O_{бр}P_{ц} = A_{пр}$ - подовжнє відношення бомб.

Схема прицілювання після виходу літака на бойовий курс, коли $\alpha^* = \alpha$ (α^* - бортовий кут пеленга псевдоцілі $P_{ц}$, що є проекцією цілі на ЛБШ у напрямку вектора U), представлено на рис. 4.3. За час падіння бомби літак переміститься в точку O_2 , пройшовши шлях $O_{бр}O_2 = WT_6$. Під дією сили опору повітря (а вона в кожному момент часу спрямована в бік, протилежний вектору переміщення бомби відносно повітря, і завжди лежить у вертикальній площині, паралельній площині $XO_{бр}Y$) бомба відстане від літака на величину лінійного відставання Δ_6 (як і за відсутності вітру). Тому Δ_6 потрібно відкласти від точки O_2 у напрямку, протилежному вектору V (початкової швидкості бомби), тобто бомба зустрінеться із землею в точці Ц , де й має перебувати ціль.

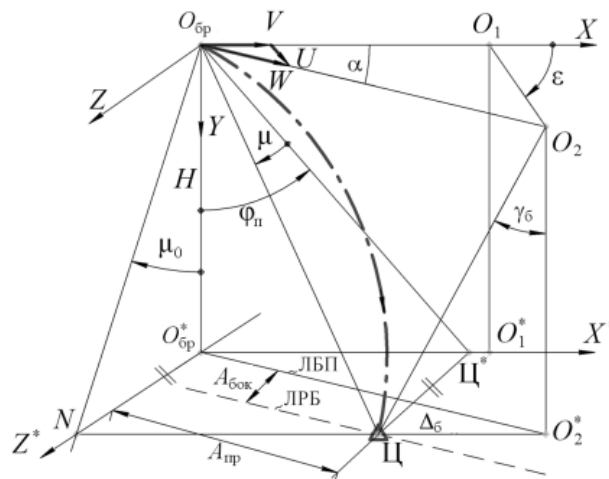


Рис. 4.3

Згідно з прицільною схемою можна отримати, що

$$\operatorname{tg} \varphi_{\pi} = \frac{W_x T_6 - \Delta_6}{H} = \frac{W_x T_6}{H} - \operatorname{tg} \gamma_6,$$

де $W_x = V + U_x = V + U \cos \varepsilon$ (U_x - подовжня складова вектора вітру; ε - його бортовий кут), а також

$$\operatorname{tg} \mu = \frac{W_z T_6}{H} \cos \varphi_{\pi} = \mu_0 \cos \varphi_{\pi},$$

де $W_z = W \sin \alpha = U_z = U \sin \varepsilon$ - бічна складова вектора вітру.

Вираз для розрахунку кута прицілювання можна представити також у вигляді

$$\operatorname{tg}\varphi_{\Pi} = \frac{VT_A}{H} + \frac{V_x T_6}{H}$$

де $T_{A0} = A_0/V$ - час, за який літак пролетить відстань, що дорівнює штильовому відносу бомби A_0 .

Таким чином, до моменту скидання бомби в процесі безперервного стеження за метою необхідно: 1) сформулювати команди на розворот літака для його виходу на бойовий курс, коли $\alpha^*_{\Pi} - \alpha \rightarrow 0$; 2) за участю оператора уточнити початково введені складові вектора вітру, а потім розрахувати і побудувати кути φ_{Π} і μ ; 3) видати команду на скидання бомби в момент досягнення рівності $\varphi_{\text{в}} = \varphi_{\Pi}$.

Розглянутий спосіб прицілювання може виявитися скрутним під час бомбометання по осередках пожежі за відсутності в них орієнтирів, а також у разі сильної задимленості місцевості. У таких ситуаціях виведення носія в точку скидання без візуальної прив'язки до цілі може забезпечити інформація від супутникових систем навігації.

Розв'язання задачі прицілювання за інформацією від СНС

Під час польоту за маршрутом у режимі навігації з ЛА зв'язують систему координат $OX_{\Gamma}Y_{\Gamma}Z_{\Gamma}$, початок якої розташовують у точці O - місцезнаходження ЛА, вісь OX_{Γ} спрямовують на північ за дотичною до географічного меридіана, що проходить через точку O , вісь OZ_{Γ} спрямовують на схід по дотичній до географічної паралелі, що проходить через точку O , а вісь OY_{Γ} спрямовують угору перпендикулярно до площини $OX_{\Gamma}Z_{\Gamma}$ (рис. 4.4).

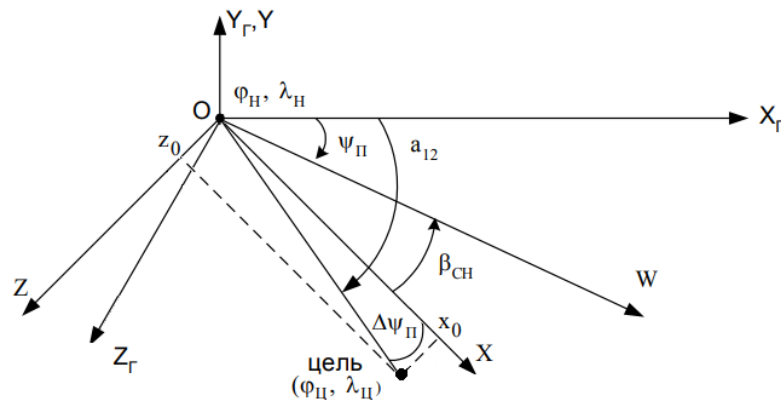


Рис. 4.4

За радіосигналами від штучних супутників Землі СНС у системі координат $OX_{\Gamma}Y_{\Gamma}Z_{\Gamma}$ визначає інформацію:

- $\varphi_{\text{н}}, \lambda_{\text{н}}, H_{\text{н}}$ - відповідно географічну широту, географічну довготу і висоту над рівнем моря носія;

- $\varphi_{\text{ц}}, \lambda_{\text{ц}}, H_{\text{ц}}$ - відповідно географічну широту, географічну довготу і висоту над рівнем моря цілі;

- $\Psi_{\text{п}}, W, \beta_{\text{сн}}$ - відповідно шляховий кут, шляхову швидкість і кут зносу ЛА.

Географічні координати цілей вводяться в обчислювач прицільного комплексу або надходять по радіоканалах від наземних служб.

Завдання прицільовання під час використання інформації від СНС зводиться до переходу від абсолютних географічних координат ЛА і цілі до визначення лінійних величин відносного положення ЛА і цілі в горизонтальній системі координат ЛА $OXYZ$, де вісь OX спрямовано вздовж проєкції на горизонтальну площину поздовжньої осі ЛА, напрям осі OY збігається з напрямком осі OY_{Γ} , а вісь OZ доповнює систему до правої. Це виконується таким чином.

Позначимо через $\Delta\varphi, \Delta\lambda$ відповідно проєкції відносного положення цілі та ЛА за широтою і довготою, тобто

$$\left. \begin{aligned} \Delta\varphi &= \varphi_{\text{ц}} - \varphi_{\text{н}} \\ \Delta\lambda &= \lambda_{\text{ц}} - \lambda_{\text{н}} \end{aligned} \right\} \quad (4.1)$$

Тоді формули для обчислення лінійних координат відносного положення за довготою ($\Delta\lambda_z$) і широтою ($\Delta\varphi_x$) набувають вигляду:

$$\Delta\lambda_z = \frac{\pi}{180^\circ} \frac{a_0 \cos \varphi_{\text{ц}}}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi_{\text{ц}}}} \Delta\lambda$$

$$\Delta\varphi_x = 60,0 [1840 + (a_1 \varphi_{\text{ц}} + b_1 \varphi_{\text{ц}} + c_1)] \Delta\varphi \quad (4.2)$$

де: $a_0 = 6378245$ м - радіус екватора; $e^2 = 0,0066934216$ - перший меридіанний ексцентриситет; a_1, b_1, c_1 - коефіцієнти полінома 2-го порядку, що характеризує відому таблицю залежності довжини дуги меридіана від широти місцевості; визначені методом найменших квадратів, вони мають такі значення:

$$a_1 = 0,000049,$$

$e_1 = 0,234662$ при $\varphi_{ц} \geq 0$ - північна півкуля,

$e_1 = -0,234662$ при $\varphi_{ц} < 0$ - південна півкуля,

$c_1 = 1,449971$;

З урахуванням (4.1) і (4.2) визначається горизонтальна дальність до цілі:

$$D = \sqrt{\Delta\varphi_x^2 + \Delta\lambda_z^2}$$

Зазначимо, що діапазони зміни координат такі:

$0 \leq \varphi_{ц} \leq 90^\circ$, $0 \leq \varphi_{н} \leq 90^\circ$ - у північній півкулі,

$-90^\circ \leq \varphi_{ц} \leq 0$, $-90^\circ \leq \varphi_{н} \leq 0$ – у південній півкулі,

$-180^\circ \leq \lambda_{ц} \leq 180^\circ$, $-180^\circ \leq \lambda_{н} \leq 180^\circ$.

Кут a_{12} між напрямком на північ і напрямком на ціль визначається таким чином:

$$a_{12} = \begin{cases} 180^\circ - 90^\circ \text{sign}(\alpha_z) + (\chi - 90^\circ) \text{sign}(\alpha_x) & \text{при } |\alpha_x| \geq |\alpha_z| \\ 180^\circ - 90^\circ \text{sign}(\alpha_z) - \chi \text{sign}(\alpha_x) \text{sign}(\alpha_z) & \text{при } |\alpha_x| < |\alpha_z| \end{cases}$$

де

$$\chi = \frac{180^\circ}{\pi} \arctan U$$

$$U = \begin{cases} \left| \frac{\alpha_z}{\alpha_x} \right| & \text{при } |\alpha_x| \geq |\alpha_z| \\ \left| \frac{\alpha_x}{\alpha_z} \right| & \text{при } |\alpha_x| < |\alpha_z| \end{cases}$$

Причому α_x , α_z визначаються за формулами:

$$\alpha_x = (\varphi_{ц} - \varphi_{н}) + \cos \varphi_{ц} \sin \varphi_{н} [1 - \cos(\lambda_{п} - \lambda_{н})]$$

$$\alpha_z = \cos \varphi_{ц} \sin(\lambda_{п} - \lambda_{н})$$

Визначаємо кут $\Delta\Psi_{п}$ між поздовжньою віссю ЛА і напрямком на ціль:

$$\Delta\Psi_{п} = a_{12} - (\Psi_{п} - \beta_{зн})$$

Проектуємо D у горизонтальну систему координат OXYZ, пов'язану з ЛА:

$$x_0 = D \cos(\Delta\Psi_{п})$$

$$z_0 = D \sin(\Delta\Psi_{п})$$

Використання супутникової інформації в режимі бомбометання і чисельних методів розв'язування диференціальних рівнянь для визначення балістичного відносу дає змогу легко врахувати вплив температури зовнішнього повітря і сил Коріоліса на величину балістичного відносу, що є суттєвим для визначення моменту виходу в

точку скидання на другому етапі прицілювання. На цьому етапі за відомих координат x_0 і z_0 проводять обчислення шляху і визначення поточних координат цілі відповідно до такої системи рівнянь:

$$X_T = x_0 - \int_0^{t_c} W_x dt \quad (4.3)$$

$$Z_T = z_0 - \int_0^{t_c} W_z dt$$

де W_x , W_z - проекції вектора шляхової швидкості на осі OX , OZ системи координат $OXYZ$.

Як у разі використання СНС, так і без нього, поточні координати X_T , Z_T визначаються відповідно до системи (4.3). Основна відмінність полягає в тому, що без використання інформації від СНС час інтегрування t^c визначається від моменту накладення перехрестя на ціль до моменту скидання боєприпасу, тобто може змінюватися від нуля до 2-3 хвилин, а в разі використання інформації від СНС цей час визначається частотою обміну і не перевищує 1 с.

Частота оновлення інформації від СНС становить зазвичай 1-100 Гц. Тому помилка інтегрування не накопичується, що значно зменшує похибку виведення ЛА в точку скидання.

У режимі прицілювання за різницею висот над рівнем моря ЛА і цілі, за фізичними характеристиками руху ЛА, за типом застосовуваних бомб обчислюють штильове відношення A_0 і час падіння бомби T , які з урахуванням впливу вітру перераховують у поздовжнє A_x і бічне A_z , що становлять балістичне відношення. У процесі пілотування ЛА обчислюється час, що залишився до виходу в точку скидання:

$$t_{\text{ост}} = (Z_T - A_z)/X_T$$

(де V_x - поздовжня складова приладової швидкості ЛА),

а також кут відхилення від траєкторії виходу в точку скидання (кут довороту на ціль)

$$\Delta K_P = (Z_T - A_z)/X_T$$

Параметри $t_{\text{ост}}$ і ΔK_P видаються на індикацію. Під час пілотування ЛА має виконуватися вимога:

$$\Delta K_P \rightarrow 0,$$

а умова виходу ЛА в точку скидання має вигляд:

$$X_T - A_x \leq 0.$$

4.2. Схема автономного наведення бомби на осередок пожежі

При вході літака-носія в зону скидання бомба відділяється від літака. Перед відділенням бомби відбувається перехід електроживлення всіх систем бомби на термальну акумуляторну батарею.

Наведення авіабомби на ціль після скидання з літака-носія спочатку не здійснюється. У цей період БІНС через блок кермових приводів, розташованих також у хвостовому відсіку, формують команду, відповідно до якої одразу ж після скидання авіабомби здійснюється тільки її кутова стабілізація по каналах крену, курсу і тангажу. При цьому парируються стартові збурення, і забезпечується безпека літака під час відділення авіабомби. Виключається удар авіабомби по літаку-носію під час скидання бомби з недольотом. Через 3 с після скидання починається бічне наведення авіабомби на ціль.

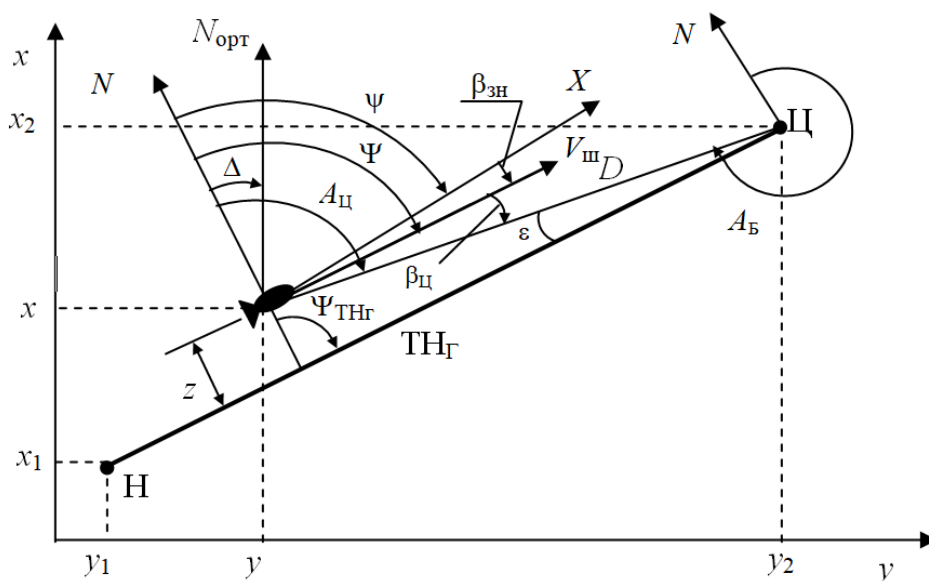


Рис. 4.5

В момент скидання бомби в обчислювач навісного комплексу вводиться траєкторія наведення бомби в горизонтальній площині, яка лежить і площині скидання, з початком у точці скидання і проходить через ціль.

На рис.4.5 зображений найбільш загальний випадок – формування траєкторії наведення в горизонтальній площині (ТН_Г) двома точками (Н - носій і Ц - ціль), початок відліку курсу ЛА відповідає геодезичній системі координат.

Положення бомби відносно ТН_Г і ціллю (точка Ц) визначається такими навігаційними параметрами:

ψ – істинним курсом польоту бомби;

$\beta_{зн}$ - кутом знесення;

Ψ – істинним шляховим кутом польоту бомби;

$\beta_{ц}$ – курсовим кутом цілі;

$\Psi_{ТНГ}$ – істинним шляховим кутом траєкторії наведення;

$A_{ц}$ – істинним пеленгом (азимутом) цілі;

$A_{Б}$ – істинним пеленгом (азимутом) бомби відносно цілі;

Δ – кутом сходження меридіанів;

ε – кутовим бічним відхиленням бомби відносно ТН_Г;

z – лінійним бічним відхиленням бомби від ТН_Г;

D – горизонтальною дальністю до цілі.

Залежно від того, які з навігаційних параметрів використовуються для наведення бомби на ціль, виділяють різні методи наведення.

Наведення у бічному каналі. У режимі автономного бічного наведення на ціль реалізується програмний метод за лінійною траєкторією наведення. Програмний метод наведення польотом дозволяє утримувати бомбу у площині бомбометання, усуваючи відхилення z центра мас бомби від траєкторії наведення в горизонтальній площині (ТН_Г)

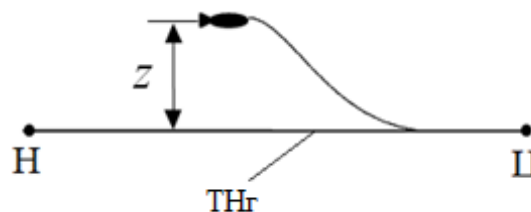


Рис. 4.6

(рис. 4.6). Цей метод потребує інформації про параметри відхилення від ТНГ: величину бічного відхилення z , швидкість зміни бічного відхилення \dot{z} , дальність D до цілі.

Обчислення z , \dot{z} , D для реалізації програмного методу наведення здійснюється або в етапно-ортодромічній (рис. 4.7) системі координат, або в спільній для всіх етапів системі координат (рис. 4.8).

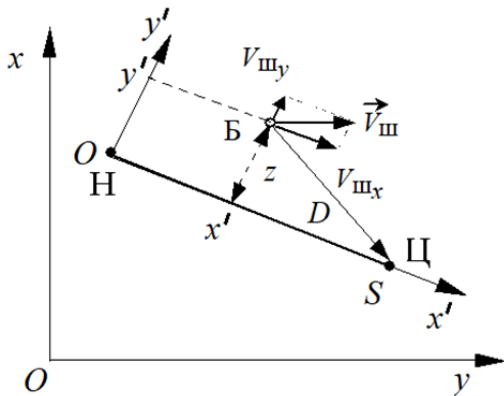


Рис. 4.7

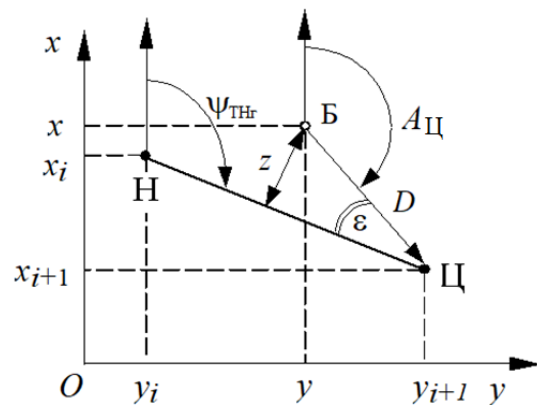


Рис. 4.8

У першому варіанті при формуванні траєкторії наведення використовується своя система координат $Ox'y'$, вісь Ox' якої з'єднує точку скидання бомби з носія - точку Н та ціль - точку Ц, а параметри, що необхідні для управління бомбою при наведенні, визначаються за формулами:

$$z = y^l; \quad \dot{z} = V_{шy}; \quad D = \sqrt{(S - x^l)^2 + (y^l)^2},$$

де x^l, y^l - поточні координати центра бомби;

$V_{шy}$ - проекція вектора шляхової швидкості на вісь Oy' ;

S - відстань між точками Н та Ц.

Другий варіант передбачає обчислення параметрів наведення в спільній для всіх етапів системі координат Oxy . Тут обчислення виконуються за очевидними співвідношеннями, що випливають з рис. 4.8:

$$\varepsilon = A_{HT} - \Psi_{ТНГ} = \arctg \left| \frac{y_{i+1} - y}{x_{i+1} - x} \right| - \arctg \left| \frac{y_{i+1} - y_i}{x_{i+1} - x_i} \right|;$$

$$D = \sqrt{(x_{i+1} - x^l)^2 + (y_{i+1} - y)^2};$$

$$z = D \sin \varepsilon.$$

У цьому варіанті певні труднощі виникають при обчисленні \dot{z} , тому якщо цей параметр необхідний для формування управління на етапі польоту за маршрутом, то його отримують шляхом диференціювання сигналу z безпосередньо в обчислювачі системи наведення. Інші навігаційні параметри розраховуються в обчислювачі БНС навісного комплексу бомби.

Управління авіабомбою реалізується за допомогою Х-подібного оперення встановленого на задньому кінці обтічника: три поверхні оперення рухливі, і відіграють роль руля направлення і диференціального стабілізатора, які відхиляються електричним приводом навісного комплексу, четверта поверхня нерухома і є простим стабілізатором.

Пропонована протипожежна авіаційна бомба, стабілізована по крену, а управління бічним рухом бомби реалізується через канал руля направлення.

Стабілізація авіабомби по крену здійснюється диференційним відхиленням стабілізатора, використовуючи сервопривод з ізодромним зворотним зв'язком:

$$\frac{T_{ip}}{T_{ip} + 1} \delta_{ст}^y = K_\gamma \gamma - K_{\omega_x} \omega_x.$$

Тут $\delta_{ст}^y$ – диференційне відхилення стабілізатора; γ , ω_x – поточні значення кута та кутової швидкості крену, які надходять з обчислювача БНС.

Контур з ізодромним зворотним зв'язком забезпечує астатичну стабілізацію авіабомби по крену.

При реалізації наведення у бічному каналі використовують канал руля направлення. Закон управління бічним рухом центра мас реалізується у вигляді:

$$\frac{T_{ip}}{T_{ip} + 1} \delta_n = K_z z + \frac{T_{\psi p}}{T_{\psi p} + 1} K_\psi (\psi - \psi_{ТНГ}) + K_{\omega_y} \omega_y. \quad (4.4)$$

Тут δ_n – відхилення руля направлення; z - бічне відхилення центра мас літака від траєкторії наведення; $(\psi - \psi_{ТНГ})$ - відхилення поточного курсу бомби від істинного шляхового кута траєкторії наведення. Аналіз статичних характеристик таких контурів показує, що при дії бічного вітру закон управління типу (4.4) не забезпечує безпомилкової стабілізації центра мас літака на заданій лінії шляху. Ось чому доцільніше замість сигналу $\psi - \psi_{ТНГ}$ формувати сигнал відхилення від шляхового кута

заданої лінії шляху $\Psi - \Psi_{\text{ТНГ}}$, тобто враховувати кут знесення (бічний вітер), або ізодромувати сигнал відхилення поточного курсу бомби від істинного шляхового кута траєкторії наведення.

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_n = K_z z + K_\psi \frac{T_\psi p}{T_\psi p + 1} (\psi - \psi_{\text{ТНГ}}) + K_{\omega_y} \omega_y$$

Ізодромна $T_\psi p / (T_\psi p + 1)$ ланка у колі сигналу $(\psi - \psi_{\text{ТНГ}})$ забезпечує підвищену ступень астатизму по відношенню до основного керуючого сигналу - похибки бічного наведення.

Конструктивно-аеродинамічна компоновка авіабомби забезпечує її малу статичну стійкість, за рахунок чого формуються траєкторії підходу до цілі, близькі до вертикалі. Такі траєкторії підходу до цілі дозволяють реалізувати високу результуючу ефективність авіабомби, але на таких траєкторіях закон управління, який передбачає контроль поточного курсу бомби, реалізувати досить складно.

Інший варіант закону управління при бічному наведенні має вигляд:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_n = (K_z + K_z p) + K_{\omega_y} \omega_y$$

У цьому варіанті бічного наведення використовується тільки інформація про похибку бічного наведення z . Похідну \dot{z} , яка забезпечує структурну стійкість контуру управління, отримують шляхом диференціювання, а сигнал кутової швидкості ω_x , який демпфірує кутові коливання бомби відносно центру мас, надходить від блоку інерційних датчиків БІНС.

Наведення за дальністю. Дальність до цілі $D_{\text{ц}}$, абсолютне значення горизонтальної дальності до цілі $D_{\text{ц}}^{\text{гор}}$, земну швидкість авіабомби V_6 і швидкість горизонтального зближення авіабомби з ціллю $V_6^{\text{гор}}$ будемо обчислювати через наступні параметри: координати авіабомби – X_6, Y_6, Z_6 ; координати цілі – $X_{\text{ц}}, Y_{\text{ц}}, Z_{\text{ц}}$; складові швидкості авіабомби – V_6^x, V_6^y, V_6^z

$$D_{\text{ц}} = \sqrt{(X_6 - X_{\text{ц}})^2 + (Y_6 - Y_{\text{ц}})^2 + (Z_6 - Z_{\text{ц}})^2};$$

$$V_6 = \sqrt{(V_6^x)^2 + (V_6^y)^2 + (V_6^z)^2};$$

$$D_{ц}^{гор} = \sqrt{(X_б - X_{ц})^2 + (Z_б - Z_{ц})^2};$$

$$V_б^{гор} = \sqrt{(V_б^x)^2 + (V_б^z)^2}.$$

Для наведення будемо використовувати метод пропорційного зближення.

Після скидання бомби в обчислювачі БНС починає безперервно розраховуватися кут нахилу лінії візування цілі.

$$\Phi_{лв} = \arccos \frac{D_{ц}^{гор}}{D_{ц}};$$

За рахунок конструктивно-аеродинамічної компоновки авіабомби траєкторії підходу до цілі формуються близькими до вертикалі, тому кут нахилу лінії візування цілі весь час буде збільшуватися (рис. 4.9).

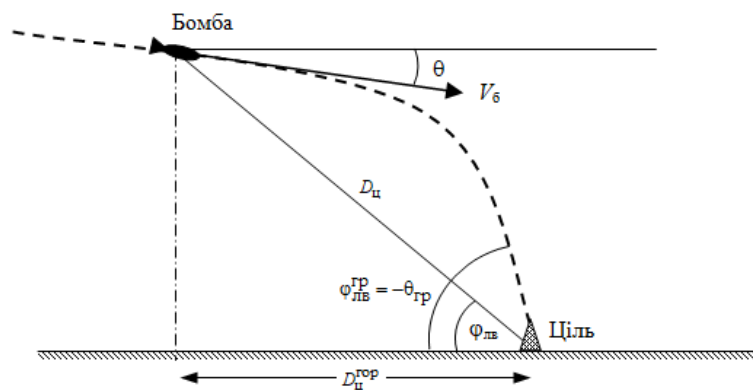


Рис. 4.9

У певний момент часу взаємне положення авіабомби та цілі складе кут нахилу лінії візування цілі, який буде відповідати граничному значенню крутої траєкторії підходу до цілі.

$$\Phi_{лв}^{гр} = -\theta_{гр}$$

З цього моменту й починається процес наведення у поздовжньому каналі, який забезпечує стабілізацію кута нахилу лінії візування, що відповідає граничному значенню траєкторії підходу до цілі. Керуючий сигнал контуру наведення формується у вигляді:

$$\theta_з = -\varphi_{лв}.$$

Управління поздовжнім рухом авіабомби здійснюється синхронним відхиленням стабілізатора через контур нормального перевантаження, використовуючи сервопривод з ізодромним зворотним зв'язком:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_{\text{ст}}^{\theta} = K_{n_y} (n_y + n_{y_3}) + K_{\omega_z} \omega_z,$$

де $n_{y_3} = K_{\theta}(\theta - \theta_3)$

Використання даного алгоритму дозволяє досить точно навести авіабомбу на кінцеву точку траєкторії і при цьому забезпечити підхід до неї з необхідним кутом.

Комбінація INS, GPS та пропоновані алгоритми наведення дозволять вогнегасній бомбі влучати в осередок пожежі з можливим круговим відхиленням не більше 10-12 метрів.

Пропонована конструкція навісного комплексу системи наведення стійка до перешкод системи GPS, оскільки, її приймальна антена розміщена на хвості бомби, і в польоті спрямована в небо. Але якщо дані GPS раптом почнуть значно розходитися з даними INS, що свідчить про збої у роботі GPS-навігатора, то система наведення бомби проігнорує ці сумнівні дані і буде орієнтуватися тільки на INS. Це призведе до зниження точності та збільшення середньоквадратичної похибки наведення приблизно до 30 метрів.

При реалізації комбінованої технології килимового вогнегасіння, такі похибки наведення вогнегасної бомби є цілком прийнятними. Але у випадках гасіння точкових осередків пожежі, наприклад бурових нафтових вишок, танкерів з нафтопродуктами, складів пально-мастильних матеріалів тощо потрібно збільшувати точність системи наведення, використовуючи на останньому етапі наведення додаткову систему – систему самонаведення.

ВИСНОВКИ

1. Аналіз технологій гасіння лісових пожеж з повітря показав, що використання пожежної авіації є ефективним і важливим інструментом у боротьбі з лісовими пожежами. Але грандіозні лісові пожежі в США, Китаї та низці країн Європи, Африки, в Австралії переконливо засвідчили, що авіаційне розпилення-скидання з літаків і гелікоптерів великих мас води на лісову пожежу є малоефективним.
2. Використання вогнегасних бомб як засобу «першого удару» підвищує ефективність подальшого застосування традиційних зливних систем у 50...70 разів.
3. Застосування навісного комплексу типу JDAM на основі дешевої високоточної та компактної ICCH із запропонованим алгоритмом комплексної обробки інформації створює систему наведення ВБ типу "скинув-і-забув"
4. Пропонована конструкція навісного комплексу системи наведення стійка до перешкод системи GPS, оскільки, її приймальна антена розміщена на хвості бомби, і в польоті спрямована в небо.
5. Розв'язання задачі прицілювання за інформацією від СНС не потребує наявності у точці прицілювання будь-яких орієнтирів.
6. Пропоновані методи наведення ВБ на осередок пожежі, що реалізують метод пропорційного зближення забезпечують стійкість системи наведення.

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. *Інтернет-посилання:* <https://www.forester.org.ua/systema-vyyavlennya-zagoryannya-lisovyh-masyviv-i-rannogo-opovishhennya/>
2. *Інтернет-посилання:*
https://www.researchgate.net/publication/354749845_Statta_Pancenکو_AVIACIA
3. *Інтернет-посилання:*
https://nuczu.edu.ua/images/topmenu/science/spetsializovani-vcheni-rady/06/diser_sov.pdf
4. *Інтернет-посилання:* <https://focus.ua/uk/voennye-novosti/500211-likvidiruet-450-kv-metrov-ognya-v-kitae-ispytali-aviabombu-dlya-tusheniya-pozharov-video>
5. *Інтернет-посилання:* <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%90%D0%A1%D0%9F-500>
6. *Інтернет-посилання:* <https://uk.wikipedia.org/wiki/>
7. Вибухонебезпечні предмети як елемент гібридних загроз: виклики та протидія. Матеріали I Міжнародної науково-практичної конференції (м. Київ, 27 квітня 2021 р.). – Київ : НУОУ ім. Івана Черняхівського, 2021. 244 с.
8. *Інтернет-посилання:* https://en.wikipedia.org/wiki/Inertial_navigation_system
9. Інерціально-супутникові навігаційні системи: навч. посіб. / М.К. Філяшкін, В.О. Рогожин, А.В. Скрипець, Т.І. Лукінова – К.: Нац. авіац. ун-т «НАУ-друк», 2009. – 272 с.
10. *Інтернет-посилання:* <https://habr.com/ru/articles/166693/>
11. *Інтернет-посилання:* <https://studfile.net/preview/9407502/page:4/>
12. *Інтернет-посилання:* https://xn--j1ahb.xn--j1amh/articles/GPS_GLONASS_AGPS_RTK/
13. *Інтернет-посилання:* <https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%A5-29>
14. Мікроелектромеханічні системи у сучасному приладобудуванні Гірняк Юрій, 2008 Національний університет “Львівська політехніка”, кафедра приладів точної механіки, вул. С. Бандери, 12, Львів, Україна
15. Васильчук, Д. А. Датчик кутової швидкості : дипломний проект бакалавра : 6.051003 Приладобудування / Васильчук Денис Андрійович. - Київ, 2019. - 35с.
16. *Інтернет-посилання:*
https://stud.com.ua/14338/logistika/suputnikovi_radionavigatsiyini_sistemi_srns
17. Голубек О.В., Лебедь А.В. Основи навігації та орієнтації ракет носіїв, навчальний посібник.