**А. М. Субота, В. Г. Джулгаков, Д. В. Сокол**

**ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНІ КОМПЛЕКСИ**

2021

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут»

**А. М. Субота, В. Г. Джулгаков, Д. В. Сокол**

**ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНІ КОМПЛЕКСИ**

**Конспект лекцій**

Харків «ХАІ» 2021

УДК 629.735.33.054.7(076.5)

С89

Рецензенти: канд. техн. наук, доц. Ю. О. Кузнєцов,

канд. техн. наук С. М. Флерко

**Субота, А. М.**

С89 Пілотажно-навігаційні комплекси [Текст] : конспект лекцій / А. М. Субота, В. Г. Джулгаков, Д. В. Сокол. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2021. – 108 с.

ISBN 978-966-662-728-8

Викладено основні принципи побудови пілотажно-навігаційних комплексів (ПНК) та їх алгоритмічного забезпечення. Особливу увагу приділено алгоритмам оцінювання вимірюваних параметрів польоту, основам інерціальної навігації, особливостям і умовам побудови інерціальних навігаційних систем різного типу (платформенних та безплатформенних), ак також методам діагностування окремих функціональних елементів та підсистем ПНК.

Для студентів, що навчаються за освітніми програмами «Авіоніка»,   
«Авіаційний транспорт», «Автоматизація та комп’ютерно-інтегровані технології».

Іл.\_\_. Табл. \_\_. Бібліогр.: \_\_ назв

**УДК 629.735.33.054.7(076.5)**

© Субота А. М., Джулгаков В. Г., Сокол Д. В. 2021

© Національний аерокосмічний

університет ім. М. Є. Жуковського

ІSBN 978-966-662-728-8 «Харківський авіаційний інститут», 2021

**ЗМІСТ**

|  |  |
| --- | --- |
| ПЕРЕДМОВА …………………………………………………………………… | 4 |
| Лекція №1. Принцип побудови та алгоритмічного забезпечення ПНК ………………………………………………………... | 5 |
| Лекція №2. ПРИЗНАЧЕННЯ І ПРИНЦИПИ ПОБУДОВИ ОСНОВНИХ СИСТЕМ ПНК ………………………………………………………………….. | 15 |
| Лекція №3. ОСНОВНІ АЛГОРИТМИ ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ У ПНК … | 22 |
| Лекція №4. АЛГОРИТМИ ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНИХ ПАРАМЕТРІВ ПОЛЬОТУ ………………………………… | 32 |
| Лекція №5. АЛГОРИТМ ОЦІНКИ РЕЗУЛЬТАТІВ ВИМІРЮВАННЯ ЗГІДНО МЕТОДУ НАЙМЕНШИХ КВАДРАТІВ …………………………….. | 41 |
| Лекція №6. РЕКУРЕНТНИЙ МЕТОД ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ …………. | 49 |
| Лекція №7. БЕЗПЛАТФОРМНІ ІНЕРЦІАЛЬНІ НАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ (БІНС) ……………………………………………………………………………. | 59 |
| Лекція №8. АЛГОРИТМ ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ОРІЄНТАЦІЇ БІНС ……………………………………………………………………………... | 71 |
| Лекція №9. ІНЕРЦІАЛЬНІ НАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ …………………….. | 76 |
| Лекція №10. ХАРАКТЕРНІ ОСОБЛИВОСТІ І УМОВИ ПОБУДОВИ РІЗНОГО ТИПУ ІНЕРЦІАЛЬНИХ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ …………… | 85 |
| Лекція №11. ОСНОВИ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЇ ………………………. | 93 |
| Лекція №12. НАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ …………………………………….. | 108 |
| Лекція №13. МЕТОДИ КОНТРОЛЮ ДАТЧИКІВ І ПІДСИСТЕМ ПЕРВИННОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ ІНФОРМАЦІЇ СИСТЕМ ОРІЄНТАЦІЇ І НАВІГАЦІЇ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ …………………………………………. | 118 |
| БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК | 132 |

**Передмова**

Системи автоматичного польоту є одними з найважливіших на борту сучасних літальних апаратів. Без таких систем неможливе ефективне та безпечне використання авіації.

Проектування автоматичних та автоматизованих систем керування рухом літака нерозривно пов’язане з вирішенням проблеми раціонального розподілу функцій між людиною-оператором та автоматичними системами. Тільки при виконанні таких умов можна забезпечити високу ефективність усіх систем у цілому. З аналізу проведених досліджень випливає, що діяльність людини-оператора в автоматичній системі керування доцільно моделювати на багаторівневій основі, коли дані, отримані на нижніх рівнях, є вхідними для моделей вищого рівня.

У навчальному посібнику детально розглянуті як аспекти апаратної структури ПНК, так і побудови алгоритмічного забезпечення для різних підсистем ПНК. Апаратна структура ПНК може бути побудована на принципах ініціальної навігації і як бесплатформенна система. Переваги та недоліки кожного із підходів є темою окремих лекцій.

Завершальна частина посібника присвячена сучасним підходам до контролю датчиків і підсистем первинної навігаційної інформації.

**ЛЕКЦІЯ №1**

**Принцип побудови та алгоритмічного забезпечення ПНК**

Поняття пілотажно-навігаційні комплекси (ПНК) з'явилося з впровадженням обчислювальної техніки на борту літального апарату (ЛА).

Згідно з нормативно-технічною документацією під пілотажним комплексом розуміють:

* сукупність бортових функціонально об'єднаних інформаційних засобів (датчиків), обчислювально-програмних, систем автоматичного управління, систем індикації та сигналізації, призначених для вирішення завдань літаководіння і забезпечення роботи інших бортових систем ЛА.

Звідси випливає, що ПНК в своєму складі об'єднує два комплекси: пілотажний і навігаційний.

Під пілотажним комплексом розуміють:

* сукупність систем автоматичного управління, включаючи автомати завантаження, обмеження і зміни передавальних чисел.

Під навігаційним комплексом розуміють:

* сукупність бортових систем і пристроїв, призначених для вирішення завдань навігації і визначення координат місцезнаходження ЛА.

Загальне призначення ПНК:

* забезпечення літаководіння на всіх етапах польотів у простих і складних метеорологічних умовах, у будь-який час року і доби, при польоті над морем і сушею;
* рішення задач пілотування, навігації та посадки;
* визначення та видача пілотажно-навігаційної інформації на індикацію і відповідним споживачам для вирішення спеціальних завдань польоту.

Крім того, на ПНК покладається вирішення таких завдань як:

* 1. Завдання побудови навігаційної програми польоту з урахуванням:
* автоматичного введення вихідних даних і програми польоту;
* розрахунок даних, що визначають заданий маршрут, параметри ліній заданого шляху, набору висоти і зниження, розвороти і так далі.
  1. Навігаційні задачі, які включають:
* перетворення координат, визначення параметрів польоту, комплексна обробка інформації;
* контроль просторово-часового графіка польоту;
* корекція координат місця розташування;
* визначення параметрів вітру;
* передпосадкове маневрування і захід на посадку.
  1. Пілотажні задачі, які включають:
* автоматизацію управління при зльоті і наборі висоти;
* автоматичну стабілізацію кутового положення ЛА, швидкості і висоти;
* автоматизацію польоту за маршрутом, групового польоту, автоматизацію посадки.
  1. Задачі контролю ПНК та режимів польоту, включаючи:
* безпосередній контроль працездатності підсистем ПНК;
* забезпечення реконфігурації ПНК при відмовах окремих підсистем;
* попередження екіпажу про аварійні ситуації або неприпустимі режими польоту.

Повний перелік завдань, що вирішуються ПНК визначається тактико-технічними вимогами.

**Тактико-технічні вимоги, що пред'являються до ПНК**

Ефективність ПНК, як правило, формується у вигляді ймовірності виконання авіаційним комплексом конкретних завдань в конкретних умовах.

Такими завданнями можуть бути:

* забезпечення основної цільової задачі – перевіз певної кількості пасажирів і багажу в заданий пункт маршруту за заданий час або відповідно до тимчасового графіку;
* визначення певного рівня безпеки польотів;
* забезпечення регулярності польотів;
* економічна ефективність і так далі.

Якщо врахувати, що часовий графік польоту ПС на дальність  для кожної поточної точки маршруту зумовлює обмеження відношення пройденого шляху  до середньої швидкості польоту , то умови, що відповідають виконанню основного завдання, можна записати так:

|  |  |
| --- | --- |
| , , | (1.1) |

|  |  |
| --- | --- |
| , | (1.2) |

де = – відхилення параметра вектору стану  від програмного значення ;

– гранично-допустимі значення -ї координати;

 – заданий час досягнення дальності ;

 – фактичний час досягнення дальності .

З урахуванням введених позначень повна ймовірність виконання основної цільової задачі виражається таким чином:

|  |  |
| --- | --- |
| , | (1.3) |

де , ;

;

,  – деякі параметри ПНК (маса, вартість і так далі),  – їх гранично-допустимі значення.

Розглянемо більш конкретно деякі вимоги, що пред'являються до ПНК.

**Точносні вимоги до ПНК**

Вектор пілотажно-навігаційних параметрів, який визначається за допомогою ПНК – , містить у собі величини, що характеризують стан і рух відносно центру мас.

Точність роботи ПНК характеризується відхиленням поточних пілотажно-навігаційних параметрів від їх заданих значень. Кількісною характеристикою цих значень є  – вектор помилок, що дорівнює

|  |  |
| --- | --- |
| , | (1.4) |

де  – вектор заданих значень пілотажно-навігаційних параметрів польоту ЛА.

Допустимі значення складових вектора помилок задаються в окремих тактико-технічних вимогах (ОТТВ) у вигляді середньоквадратичних, здвоєних середньоквадратичних  або гранично-допустимих помилок. У якості останніх приймають 3-х кратне значення середньоквадратичних помилок .

Розмірність вектора помилок ПНК визначається типом і призначенням ЛА. Нижче розглядаються вимоги до основних складових цього вектора з урахуванням можливості рішення авіаційних комплексів навігаційно-пілотажних завдань.

Головним завданням навігації є визначення горизонтальних координат місця розташування ЛА. При цьому основним методом їх визначення, є обчислення шляху в інерціальному, в інерціально-допплерівському, курсо-допплерівському або курсо-аерометричному режимах з корекцією окремих ділянок маршруту.

У режимі обчислення шляху помилки наростають з часом. Для всіх  
4-х зазначених режимів збільшення середньоквадратичних помилок різні, проте, для всіх режимів обчислення шляху вимоги задають у вигляді   за певний інтервал часу.

Приклади вимог до точності навігації для різних режимів обчислення шляху наведені в табл. 1.1.

Накопичені за час обчислення шляху помилки на інтервалі корекції списуються до рівня, обумовленого точністю системи корекції. Точність системи корекції, в свою чергу, залежить від типу системи, алгоритмів, часу корекції, режимів роботи, методів корекції і так далі.

Таблиця 1.1

Вимоги до точності навігації

|  |  |
| --- | --- |
| Режим обчислення шляху | Вимоги точності |
| Інерціальний | ≤ 5 км за 1 год |
| Інерціально-допплерівський | ≤ 3 км за 1 год |
| Курсо-допплерівський | ≤ 3 км за 20 хв |
| Курсо-аерометричний | ≤10 км за 20 хв |

Приклади вимог до точності корекції наведені в табл. 1.2.

###### Таблиця 1.2

Вимоги до точності корекції

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Система корекції | Умови корекції | Час корекції | Точність корекції |
| РСБН | Пряма видимість | Практично миттєво | ≤0,2 км |
| 100 с | ≤0,1 км |
| РСДН | Зона дії наземних радіомаяків | Практично миттєво | ≤2…3 км |
| 100 с | ≤1…2 км |
| Оптичні, електронно-оптичні візири | Дальність до орієнтира 10 км | Практично миттєво | ≤0,2 км |
| 10 с | ≤0,15 км |
| РЛС | Дальність до орієнтира 50 км | Практично миттєво | ≤1 км |
| 30 с | ≤0,5 км |
| КЕНС (за полем рельєфу місцевості) | Середньопересічна (горбиста місцевість) | 100 с | ≤0,15 км |
| КЕНС (за аномальним полем Землі) | Висота польоту 15 км | 300 с | ≤0,1 км |
| Супутникові системи навігації | В перспективі без обмежень |  | ≤0,1 км |

Нормативними показниками точності витримування заданої траєкторії для двомірної і тривимірної навігації є горизонтальне ешелонування і витримування висоти заданого ешелону.

Розрізняють два види горизонтального ешелонування – поздовжнє і бічне.

Поздовжнє ешелонування – це відстань між ЛА уздовж лінії шляху або часовий інтервал прольоту пунктів обов'язкового повідомлення. Ці величини не повинні бути менше ніж затверджені. Поздовжнє ешелонування регулюється швидкістю польоту і часом прольоту пунктів повідомлення.

При наявності радіолокаційного контролю норми поздовжнього ешелонування складають 30 км на трасах, 20 км в районі аеродрому. При відсутності радіолокаційного контролю норма поздовжнього ешелонування, яка вимірюється в часі, встановлена для трас при польоті по одному маршруту – 10 хв.

Бічне ешелонування – найкоротша відстань точки, що відповідає положенню центру мас ЛА до заданої лінії шляху. Воно встановлюється для повітряних суден усіх відомств рівним 10 км (по 5 км у кожну сторону від осі повітряної траси).

Вертикальні ешелони – поділяються залежно від географічного напрямку польоту (від магнітного курсу (МК)) –  та .

Схема ешелонування приведена на рис. 1.1.

Інтервали по висоті між зустрічними маршрутами на малих і середніх висотах (до 6000 м) встановлені в 300 м, а між попутними – 600 м. На висотах до 12000 м ці інтервали збільшуються удвічі. Інтервали на висотах понад 12000 м рівні 1000 м для зустрічних маршрутів і 2000 м – для попутних.

Ешелони відраховуються від умовного рівня, що відповідає середньостатистичному рівню Балтійського моря. Висота заданого ешелону вимірюється як баровисота. При цьому нулю відліку висоти відповідає 760 мм рт. ст.

Мінімальна висота ешелону залежить від рельєфу місцевості. І нижній безпечний ешелон вибирається шляхом округлення безпечної істинної висоти (рис. 1.2).

Вимога до надійності і безпеки.

У сучасних ПНК працездатність в режимі обчислення шляху повинна зберігатися при наявності одночасно двох відмов.

Це досягається за рахунок багаторазового резервування, надмірності вимірювань і розвиненої системи контролю.

Ергономічні вимоги.

Простота управління всіма режимами роботи ПНК спільно зі зручністю відображення пілотажно-навігаційної інформації.

Ергономічні вимоги передбачають оптимальне поєднання (об'єднання) автоматичного, директорного і ручного управління ЛА. При цьому виходять з максимальної міри автоматизації і використання ручного управління як резервного при наділення льотчика вищим пріоритетом в прийнятті рішень.

Вимоги до експлуатаційної технологічності ПНК.

Однією з найважливіших експлуатаційних вимог до ПНК є:

* зручність проведення тарувальних, юстірувальних робіт;
* робіт, пов'язаних з виставкою ІНС, а також мінімум часу, необхідного для підготовки бортового обладнання ПНК до польоту.

Виставка ІНС в азимуті може бути проведена як за рахунок гірокомпасування, так і за рахунок дрібноструктурних географічних полів (КЕС) і орієнтирів, в тому числі і на етапах руління і розбігу ЛА.



Рис. 1.1.



Рис. 1.2

**Загальна структура ПНК**

ПНК – це раціонально цільове і конструктивне об'єднання окремих пристроїв, приводів і систем, керованих одним або декількома бортовими обчислювачами і призначених для вирішення взаємопов'язаних завдань автоматизованого літаководіння.

В даний час розроблено декілька вітчизняних і зарубіжних структур НК і ПК, що відрізняються складом, характером обчислювачів, навігаційними та іншими можливостями.

ПНК в своєму складі об'єднує два комплекси:

* навігаційний (НК);
* пілотажний (ПК).

З метою скорочення багатотипності останнім часом розробляються три типи базових ПНК:

* БПНК-1 – для регіональних літаків цивільної авіації;
* БПНК-2 – для середньомагістральних літаків;
* БПНК-3 – для магістральних літаків.

Для побудови таких ПНК використовується функціонально-блоковий принцип, перевагою якого є можливість комплексування окремих підсистем ПНК, використання уніфікованих блоків і забезпечення високої точності і надійності. Склад ПНК представлений на рис. 1.3.

Датчики навігаційної інформації умовно діляться на 2 групи:

* датчики навігаційних параметрів стану – призначені для визначення координат місцезнаходження ЛА відносно опорних ліній, навігаційних точок або положення об'єктів відносно літака;
* датчики навігаційних параметрів руху – вимірюють параметри вектора швидкості і його складові: шляхову швидкість, вертикальну, напрямок польоту.

Датчики пілотажної інформації:

* вимірюють параметри польоту, які характеризують кутовий рух ЛА: кути крену, тангажу, рискання і їх кутові швидкості;
* датчики, що характеризують стан ЛА відносно набігаючого потоку: кути атаки і ковзання, повітряна швидкість, числа Маха.

Найважливішими з пілотажно-навігаційних датчиків і систем є:

* ІНС – інерціальна навігаційна система;
* ІКВ – інерціальна курсовертикаль;
* СКВ – система курсу і вертикалі;
* ДВШЗ – допплерівській вимірювач швидкості і кута зносу;
* ІК ВШП – інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів;
* СПС – система повітряних сигналів.

Найбільш інформативною в даній групі датчиків і систем є ІНС, яка дозволяє автономно визначати складові прискорення і швидкості польоту ЛА, гіроскопічний або ортодромічний курс, кути крену, тангажу і може бути отримана інформація про стан ЛА в просторі.

Якщо на ЛА ІНС відсутня, то основними датчиками кутового положення ЛА можуть бути:

* гіроскопічні датчики вертикалі – АГД (авіагоризонт дистанційний, ЦГВ або МГВ);
* БПНК-3 – для магістральних літаків, датчики курсу типу ГПК, ГІК,КС (гіроіндукційний комплекс, курсові системи);
* інерціальні курсовертикалі або системи курсовертикалі.

З метою збільшення точності і надійності на базі ДВШЗ реалізується інерціально-допплерівській режим обчислення шляху.

До навігаційних систем і датчиків, що визначають положення ЛА відносно навігаційних точок, орієнтирів, базових ліній, положення об'єктів відносно літака відносяться:

* радіотехнічні системи ближньої навігації (РСБН);
* радіотехнічні системи дальньої навігації (РСДН);
* далекоміри (РД, СНС);
* бортові радіотехнічні станції (БРЛС);
* різноманітні візирні пристрої;
* автоматичний радіокомплекс (АРК);
* астрономічні навігаційні системи (АНС);
* кореляційно-екстремальні навігаційні системи (КЕНС);
* літакові відповідачі (ЛВ, ЛВМ).



Рис. 1.3.

РСБН дозволяє визначити на борту ЛА його полярні координати:

* азимут (істинний пеленг ЛА);
* дальність відносно наземного маяка, координати якого заздалегідь відомі.

РСДН дозволяє визначити на борту ЛА його гіперболічні координати (у вигляді тимчасових затримок сигналів або різниці фаз відносно наземних станцій з відомими координатами). Ці дані в бортовій цифровій обчислювальній машині (БЦОМ) перетворюються в систему координат, в якій задана програма польоту.

КЕНС і ІНС це найбільш сучасні системи. Ці системи забезпечують екіпаж інформацією про координати місця розташування літака, про направлення і швидкості його руху в будь-якій точці земної кулі, на будь-яких висотах і швидкостях. При цьому КЕНС вимагає попереднього картографування фізичного поля Землі в районі польоту ЛА і запам'ятовування цих даних.

АРК використовується для вимірювання курсових кутів приводних і широкомовних радіостанцій при польоті по маршруту і під час передпосадкового маневрування.

Візирні пристрої забезпечують виявлення, розпізнавання і визначення координат орієнтирів відносно системи координат, пов'язаної з ЛА. Оптичні, електронно-оптичні, інфрачервоні, телевізійні пристрої визначають кутові координати орієнтиру, тобто вимірюють кути місця і курсовий кут орієнтиру, що потім використовується для корекції поточних координат ЛА. Як астронавігаційні системи в ПНК використовують автоматичні секстанти, що вимірюють висоти і курсові кути навігаційних зірок, місяця і Сонця, що використовується для корекції координат ЛА.

ЛВ або ЛВМ – міжнародні СВ в автоматичному режимі передають наземним радіолокаційним станціям служби управління повітряним рухом інформацію про номер літака, висоту польоту, запас палива та інші параметри.

Об'єднуючою ланкою всіх засобів, що входять до складу ПНК, є навігаційний обчислювач (БЦОМ).

Важливим елементом ПНК є система введення програми польоту (СВПП), тобто в пам'ять ПНК вводяться параметри, які характеризують задану траєкторію польоту. Програми вводять за допомогою пристроїв введення та індикації (ПВПІ), а також за допомогою пульта оперативної зміни програми польоту (ПОЗП).

Для індикації навігаційних параметрів служить система відображення індикації (СВІ), що включає пілотажно-навігаційні прилади, індикатор навігаційної обстановки, табло навігаційної сигналізації, картографічні планшети. На підставі цієї інформації льотчик і здійснює політ (управління польотом). Цю ж задачу може виконувати САУ. При заході на посадку САУ формує сигнал управління на командно-пілотажні індикатори, за допомогою яких пілот виконує складні траєкторні маневри.

**ЛЕКЦІЯ №2**

**ПРИЗНАЧЕННЯ І ПРИНЦИПИ ПОБУДОВИ ОСНОВНИХ СИСТЕМ ПНК**

**Бортовий обчислювальний комплекс (БЦОМ)**

Переваги БЦОМ в порівнянні з аналоговими обчислювачами:

* можливість вирішення не тільки математичних, а й логічних задач, що підвищує ступінь автоматизації процесів управління ЛА;
* за рахунок збільшення розрядності може бути досягнута необхідна точність рішення навігаційних задач;
* можливість використання для вирішення навігаційних задач сучасних методів оптимального управління;
* значна гнучкість, обумовлена перепрограмуванням задач;
* можливість забезпечення глибокого контролю.

Для вирішення завдань навігації і управління перед БЦОМ встановлюють такі вимоги:

* висока точність обчислень;
* достатню швидкодію;
* зручність поводження з БЦОМ;
* живучість і ремонтопридатність;
* допустимі значення маси і габаритів.

Є ряд факторів, які обмежують застосування БЦОМ для повної автоматизації процесів управління ЛА. До цих факторів належать:

* є завдання, вирішення яких не піддається математичному опису;
* деякі характеристики окремих систем управління набагато гірше аналогічних характеристик екіпажу, наприклад, в здатності льотчика прийняти рішення в умовах нестачі інформації.

При проектуванні бортових цифрових обчислювачів для ПНК можуть бути використані наступні структурні варіанти:

* бортові спеціалізовані цифрові обчислювачі (БСЦО);
* бортові цифрові обчислювальні машини (БЦОМ);
* бортові цифрові обчислювальні системи (БЦОС) або комплекси (БЦОК).

БСЦО – в основному використовуються як обчислювачі окремих систем ПНК, наприклад, ІНС, СПС, САУ і так далі. Такі обчислювачі можуть бути виконані або за принципом універсальних машин або за принципом цифрових диференціальних аналізаторів (ЦДА), структура яких, в загальному, нагадує аналогові ОЧП і призначені для виконання певних математичних операцій () і так далі.

БЦОМ – призначені для вирішення завдань навігації, стабілізації, управління і вирішення спеціальних завдань відповідно до закладених алгоритмів. При наявності декількох БЦОМ на борту ЛА обміну інформації між ними зазвичай не здійснюється.

БЦОС – застосовується при проектуванні інтегрованих ПНК шляхом об'єднання БЦОМ в єдину систему з метою розширення процесів автоматизації контролю і управління. БЦОС поділяються на два класи:

* багатомашинні;
* мультипроцесорні.

При побудові багатомашинних БЦОС, оскільки зберігається структура і принцип функціонування кожної взятої окремо ОМ, то обмін інформацією між ними здійснюється за рахунок дуплексних, триплексних і дуальних СОІ.

Дуплексні і триплексні ОС складаються відповідно з 2-х і 3-х БЦОМ, що вирішують одночасно одні і ті ж задачі. З метою підвищення надійності застосовують спеціальні тести, а в триплексному – схеми мажоритування.

У дуальних БЦОС набір задач, що підлягають вирішенню, розподіляється між двома БЦОМ.

У мультипроцесорних БЦОС є декілька процесорів, що працюють паралельно під керуванням єдиного блоку управління.

БЦОМ в свою структуру включає ДЗП, ОЗП, ЗЗП.

У ДЗП зберігається підшивка алгоритмів роботи, ЗЗП зберігає тимчасово вхідну інформацію.

Основною характеристикою процесора є його швидкодія:

|  |  |
| --- | --- |
| , | (2.1) |

де  – частота виконання інформацій -го типу;

 – час виконання -ї операції;

– загальне число операцій.



**Інерціальні навігаційні системи (ІНС)**

Принцип дії інерціальних навігаційних систем (ІНС) заснований на використанні механічних явищ, що виникають при русі тіл в гравітаційному полі Землі, і полягає у вимірі прискорення ЛА. Прискорення вимірюється акселерометрами. Основна перевага ІНС – це її автономність.

Розглянемо ІНС з точки зору застосування її в складі ПНК. В сучасних ПНК широке застосування ІНС знайшли з ортодромічною орієнтацією і довільної в азимуті орієнтацією осей чутливості акселерометрів. Встановлені на гіроплатформі акселерометри вимірюють умовне прискорення, тобто різницю між абсолютним прискоренням ЛА і гравітаційним прискоренням:

|  |  |
| --- | --- |
| , | (2.2) |

де  – вимірюваний вектор прискорення (помірне або вдаваного):

 – вектор абсолютного прискорення;

 – вектор гравітаційного прискорення.

Для ортогонального розміщення осей чутливості акселерометрів уздовж прямокутної системи координат , пов'язаної з гіроплатформою, вимірювані акселерометром прискорення:

|  |  |
| --- | --- |
| , | (2.3) |

|  |  |
| --- | --- |
| . | (2.4) |

Як видно з виразів для прискорень, складові гравітаційного прискорення вносять помилки при вимірюванні абсолютних значень прискорення. Тому необхідна їх компенсація.

Компенсація гравітаційних складових по осях  і  здійснюється за рахунок розташування ГСП в площині горизонту, а компенсація  здійснюється алгоритмічно.

Для компенсації  і  акселерометри встановлюють на гіровертикалі з періодом коливань Шулера , виходи акселерометрів інтегруються і подаються на датчики моментів ГСП, які за рахунок прецесії зберігають горизонтальне положення.

У ІНС з ортодромічною орієнтацією осей чутливості акселерометрів вимірюють прискорення вздовж і перпендикулярно ортодромії.

У ІНС з вільною (довільної) в азимуті орієнтацією гіроплатформи осі чутливості акселерометрів мають в площині горизонту незмінну орієнтацію відносно інерціального простору. Осі платформи при цьому відносно площини географічного меридіана будуть обертатися навколо вертикалі місця з кутовою швидкістю

|  |  |
| --- | --- |
| , | (2.5) |

де  – кутова швидкість обертання Землі;

 – географічна широта місця розташування ЛА;

 – східна складова лінійної швидкості ЛА;

 – радіус Землі.

Відмінності в орієнтації осей чутливості акселерометрів (ГСП різних типів ІНС) визначає відмінність в системах відліку швидкості, які видаються ІНС в БЦОМ ПНК.

**ІНС з ортодромічною орієнтацією осей**

ІНС з ортодромічною орієнтацією осей чутливості акселерометрів видають складові шляхової швидкості в проекціях на осі ортодромічної системи координат і ортодромічний курс ЛА. Ортодромічні координати , ,  отримують шляхом інтегрування вихідних сигналів акселерометра.

|  |  |
| --- | --- |
|  | (2.6) |

де ,  – горизонтальні складові прискорення, вимірювані акселерометрами;

,  – поправки, що враховують переносне і коріолісове прискорення, що визначаються в БЦОМ згідно виразу

|  |  |
| --- | --- |
|  | (2.7) |

де ,  – кутові ортодромічні координати місця розташування ЛА (у градусах).

**ІНС з довільною орієнтацією осей**

ІНС з довільною орієнтацією осей чутливості акселерометрів видає складові абсолютної лінійної швидкості  і  уздовж горизонтальних осей платформи і гіроскопічний курс ЛА

|  |  |
| --- | --- |
|  | (2.8) |

Вирази (2.8) справедливі при відсутності помилок акселерометрів, гіроскопів, платформ, форми Землі тощо.

Характеристики деяких ІНС наведені в табл. 2.1.

**Аерометричні ПНК**

Аерометричні прилади забезпечують автономний безперервний процес вимірювання аерометричних параметрів з метою забезпечення заданих режимів пілотування і навігації. Існує велика різноманітність аерометричних приладів – висотомірів, коректорів висоти, вимірників , , , числа , варіометрів і так далі. Однак найбільш раціональним вважається отримання великого числа параметрів в рамках єдиної системи, необхідних як для роботи системи індикації, так і для роботи САУ. Прикладами таких систем є системи типу ЦШВ (централі швидкості і висоти), системи СПС (система повітряних сигналів), ІКВШП (інформаційні комплекси висотно-швидкісних параметрів).

При обчисленні параметрів руху, оскільки в польоті температура не може бути виміряна через нагрівання приймача, то її розраховують за формулою:

,

де  – температура повного гальмування повітряного потоку (вимірюється датчиком типу П-69).

Визначення числа Маха:

,

де  – стала адіабати;

,  – динамічний і статичний тиски.

Швидкість , = – швидкість звуку, = – функція, яка формується схемою обчислення числа Маха .

Таблиця 2.1

Характеристики ІНС

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Тип ІНС | Метод виставки | Час виставки | Похибка | | | |
| Коорди-нати за 1 год польоту | Швидкість за 1 рік польоту | Кути крену і тангажу | Курс |
| МІС-45 | ОГП  ДГП  ЗК | 30  50  15 | 7 км | 3 м/с | 6' | 15' |
| І-11 | ОГП  ДГП  ЗК | 30  70  15 | 3 км |  | 2' |  |
| ІС-1-72А | ГК  МГК  ОПТ | 20  5  3 | 5 км | 3 м/с | (3-4) ' |  |
| AN/ANP-185 (США, В-1А) |  |  | 1,85 км |  |  |  |
| AN/ANP-109 (США, F-15) |  | 10 |  |  |  |  |

Приладову швидкість = отримують як функцію . Абсолютна барометрична висота  обчислюється за геометричною формулою

,

де  – температура на рівні моря;

 – температурний градієнт;

.

Відносна барометрична висота  обчислюється як

,

де  – абсолютна баровисота заданої точки на поверхні Землі з тиском .

Таким чином, для обчислення всіх вихідних величин досить вимірювати лише три вхідні величини: ,  і температуру гальмування .

Динамічний тиск , тобто віднімають від повного  тиску статичний .

Принцип побудови електромеханічних СПС наведено на рис. 2.1.



Рис. 2.1.

Параметри , ,  обчислюються за допомогою 3-х потенціометричних мостів. УВ – індикатор висоти; УМШ – універсальний індикатор швидкості  і числа . Величина  вводиться для отримання .

Застосовані мостові схеми мають такі системи-двигуни, підсилювачі, нелінійні елементи.

У більш розвинених СПС типу СПС-НП-5 застосовуються масштабні підсилювачі, помножувачі, подільники, функціональні перетворювачі, що реалізують кусочно-лінійну апроксимацію і так далі. Операції множення іноді замінюються складанням при попередній логарифмічній обробці вхідних залежностей. У цифрових СПС типу СПС-2Ц всі параметри видаються з підвищеною точністю через застосування спеціальних обчислювачів.

**ЛЕКЦІЯ №3**

**ОСНОВНІ АЛГОРИТМИ ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ У ПНК**

Основними завданнями ПНК з точки зору джерела інформаційного забезпечення ЛА є:

* узагальнена обробка навігаційної інформації, яка надходить на борт ЛА;
* забезпечення високої надійності функціонування бортових систем і комплексів ЛА, і в підсумку безпеки польоту, за рахунок резервування джерел інформації.

До основних методів обробки інформації в ПНК відносяться оптимальна фільтрація і оптимальне управління, реалізовані в сучасних ПНК. Найкращі результати підвищення якісних характеристик вимірювальних комплексів досягаються в системах зі структурною надмірністю, і застосуванням методів комплексування.

В сучасних ПНК широкого поширення набули такі способи сумарної обробки однорідної інформації, яка надходить від декількох вимірників:

* взаємна компенсація і фільтрація помилок вимірювальних приладів, що вимірюють один і той же параметр;
* оптимальна оцінка вектора стану з використанням апріорної інформації про контрольований процес і поточні вимірювання, які реалізують алгоритм оптимальної фільтрації Калмана.

**Схема компенсації**

Припустимо, один і той же навігаційний параметр вимірюється двома або кількома вимірювачами, виконаними на різних фізичних принципах. Тоді алгоритм компенсації, що дозволяє знизити похибка вимірювання даного навігаційного параметра, може бути реалізований відповідно до схеми:



Рис. 3.1.

Сигнали вимірювальних пристроїв  і  крім вимірюваної величини містять в собі сигнали помилок ,  і надходять на вхід . На вході  формується сигнал

.

Сигнал  пропускається через динамічний фільтр  и надходить на вхід , на виході якого маємо



або

,

де  – помилка комплексної системи.

Зазвичай фільтр низьких частот в найпростішому випадку являє собою аперіодичну ланку

|  |  |
| --- | --- |
| , | (3.1) |

де  – стала часу.

Передавальна функція фільтра високих частот

|  |  |
| --- | --- |
|  | (3.2) |

практично являє собою реальну диференційну ланку.

З урахуванням передавальних функцій фільтрів (3.1) і (3.2) вихідна схема (рис. 3.1) для отримання  представлена на рис. 3.2.

З огляду на прогнозований характер спектральних характеристик  і  – спектральних щільностей  і  (рис. 3.3), можна показати графіки спектральних характеристик сигналів помилок  і  у вигляді дисперсій помилок  і , отриманих в результаті проходження сигналів через відповідні фільтри з амплітудно-частотними характеристиками (АЧХ)  і .

|  |  |
| --- | --- |
| ; | (3.3) |

|  |  |
| --- | --- |
| , | (3.4) |

де ,  – середньоквадратичні помилки вихідних сигналів.



Рис. 3.2.

Спектральна щільність  для функції  визначається за допомогою співвідношення Хінчина-Вінера

,

де .

В свою чергу, функція

.

Якщо

,

тоді

.

Дисперсія помилки системи при реалізації способу компенсації має вигляд:

|  |  |
| --- | --- |
| . | (3.5) |

На підставі рис. 3.3 можна зробити висновок про те, що дисперсія помилки системи тим менше, чим більше відрізняються частотою спектральні щільності помилок вхідних сигналів. Таким чином, завдання комплексування двох вимірювачів полягає у виборі такої частотної характеристики фільтра , щоб після підсумовування сигналів (див. рис. 3.2), параметр на виході схеми  був близький до вимірюваного параметру .

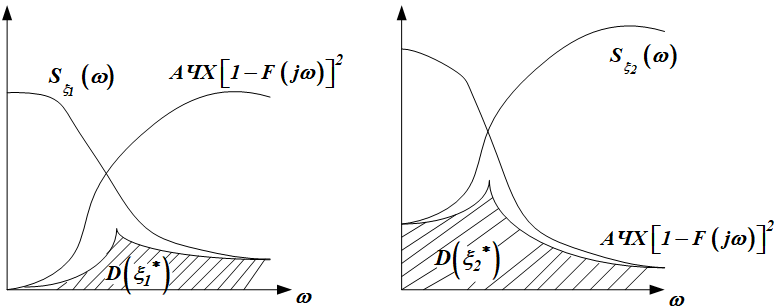


Рис. 3.3.

Схему компенсації можна реалізувати, використовуючи схему зі зворотним зв'язком (рис. 3.4). Рівняння помилок в цьому випадку еквівалентно отриманим раніше для схеми компенсації без зворотного зв'язку (див. рис. 3.1).



Рис. 3.4.

Для схеми компенсації, зображеної на рис. 3.4 можна записати як

|  |  |
| --- | --- |
| , | (3.6) |

звідки маємо

|  |  |
| --- | --- |
| , | (3.7) |

де

|  |  |
| --- | --- |
| . | (3.8) |

Якщо , то рівняння помилок повністю збігається.

Нехай  – низькочастотна поміха,  – високочастотна поміха.



Рис. 3.5.

Фільтр низьких частот: .

Високочастотний фільтр: .

=====,

де , тобто в даному випадку динамічні фільтри не пропускають відповідно на вихід високочастотну перешкоду , тобто вона не може пройти через низькочастотний динамічний фільтр  і навпаки фільтр  не пропускає низькочастотну складову поміхи .

**Схема фільтрації**

Схема фільтрації в разі, коли один і той же параметр вимірюється двома вимірювачами, має вигляд, представлений на рис. 3.6.



Рис. 3.6.

Сигнал на виході такої системи описується рівнянням

|  |  |
| --- | --- |
|  | (3.9) |

або

|  |  |
| --- | --- |
| . | (3.10) |

Для того, щоб система не вносила динамічних помилок, необхідно виконувати умову

|  |  |
| --- | --- |
| . | (3.11) |

У цьому випадку вихідний сигнал має вигляд

|  |  |
| --- | --- |
| , | (3.12) |

де .

Таким чином, при  вираз (3.12) перетворюється у вираз (3.1), що свідчить про еквівалентність схем компенсації і фільтрації.

Розглянемо параметричний синтез комплексної системи вимірювання висоти, яка використовує сигнал від радіовисотоміру і баровисотоміру.

Радіовисотомір має стаціонарну флуктуаційну помилку , що описується кореляційною функцією

|  |  |
| --- | --- |
| . | (3.13) |

Барометричний висотомір крім стаціонарної флуктуаційної складової помилки , яка описується кореляційною функцією

|  |  |
| --- | --- |
|  | (3.14) |

мають регуляторну нестаціонарну складову

|  |  |
| --- | --- |
| , | (3.15) |

де  – центрована випадкова величина із заданою дисперсією .

Таким чином

|  |  |
| --- | --- |
| . | (3.16) |

Спектр флуктуаційної помилки радіовисотоміру значно ширше спектра аналогічної помилки баровисотоміру (), тому для реалізації комплексної системи вимірювання висоти раціонально вибрати схему з фільтром сигналу, що дорівнює різниці сигналів на низькій частоті, тобто обробку інформації вимірників здійснювати відповідно до схеми компенсації, зображеної на рис. 3.6.



Рис. 3.7.

Вид передавальної функції фільтра, з метою виділення регуляторної складової помилки баровисотоміру, визначається з умов забезпечення астатизму першого порядку, тобто

|  |  |
| --- | --- |
| , | (3.17) |

де стала часу  визначається з умов мінімізації середньоквадратичної помилки комплексної системи.

У даному випадку параметричну мінімізацію зручніше проводити в частотній області. Переходячи до спектральних характеристик помилок, має місце вираз для спектральної щільності РВ

|  |  |
| --- | --- |
| , | (3.18) |

аналогічно спектральна щільність БВ

|  |  |
| --- | --- |
| . | (3.19) |

Враховуючи, що , спектр помилки радіовисотоміра в смузі пропускання фільтра низьких частот практично постійний і дорівнює значенню спектральної щільності при .

|  |  |
| --- | --- |
| . | (3.20) |

Таким чином, помилку радіовисотоміра можна вважати білим шумом.

Складові помилки комплексної системи  з урахуванням помилок окремих вимірників мають вигляд

|  |  |
| --- | --- |
| , . | (3.21) |

Передавальна функція фільтра для сигналу  дорівнює , і в такому випадку автоматично виконуються умови інваріантності при будь-яких параметрах фільтра . Відповідно дисперсії помилок БВ и РВ відповідно до формули (3.21) маємо

|  |  |
| --- | --- |
| ; | (3.22) |

|  |  |
| --- | --- |
| . | (3.23) |

Дисперсія помилки комплексної системи з урахуванням незалежності помилок вимірювачів визначається як

|  |  |
| --- | --- |
| . | (3.24) |

Вираз (3.24) є цільовою функцією, яку необхідно мінімізувати відносно параметра . Обмеженням на параметр  є тільки його позитивність.

Позначимо

|  |  |
| --- | --- |
| ;  , | (3.25) |

тоді враховуючи (3.25) вираз (3.24) представимо як

|  |  |
| --- | --- |
| . | (3.26) |

Мінімум функції  визначається з умови

|  |  |
| --- | --- |
|  | (3.27) |

Після диференціювання (3.26) і прирівнювання  маємо квадратичне рівняння

,

звідки



Значення  не задовольняє умові , тобто позитивності . При , виконується , так як  і  мають один порядок, а . (какой здесь знак?) Таким чином, рішенням (3.27) є .

Досліджуючи умови для , отримаємо

,

тобто  дійсно визначає мінімум функції , що задана формулою (3.26).

Оптимальне значення сталої часу  визначається у вигляді

.

**ЛЕКЦІЯ №4**

**АЛГОРИТМИ ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНИХ ПАРАМЕТРІВ ПОЛЬОТУ**

Поточні значення параметрів руху ЛА в просторі з метою підвищення їх точності розраховуються у вигляді оптимальних з точки зору середньоквадратичних похибок оцінки кожного з параметрів.

Для визначення таких оцінок можуть використовуватися методи оптимальної обробки інформації, а також значення математичних очікувань вимірювань параметрів за кілька циклів обчислень при дискретній обробці інформації або використання інтеграторів з заданим значенням часу інтегрування.

Для навігаційних параметрів, що мають надмірність (структурну або інформаційну) можуть бути застосовані комплексні методи обробки із застосуванням оптимальних фільтрів.

На сучасних ПНК ці методи застосовуються найбільш часто для оцінки складової шляхової швидкості ЛА в інерціально-допплерівській системі навігації.

Можливий варіант побудови функціональної схеми таких систем представлений на рис. 4.1.



Рис. 4.1. Система обробки та оцінки шляхової швидкості системи  
ІНС-ДВШЗ

Як видно з рис. 4.1, в такій системі реалізується алгоритм обробки інформації з ДВШЗ та ІНС за схемою компенсації. При цьому отримані в результаті комплексної обробки інформації значення проекцій шляхової швидкості  використовуються для корекції інерціальної системи. У свою чергу інформація ІНС про кути крену , тангажу  і курсу , використовується в ДВШЗ для перерахунку вектора шляхової швидкості на осі гіроплатформи ІНС, тобто для обчислення .

Приклад.

Розглянемо особливості оцінки висоти польоту.

1. Різні початки відліку у різних вимірників висоти і її похідних (баровисотомір, варіометр) – пов'язані з ізобаричною поверхнею районів польоту; РВ – із земною поверхнею, вертикальний акселерометр - з полем прискорення.

2. Необхідність для різних умов польотів ЛА вимірювати різні висоти і їх похідні.

У зв'язку з цим виникають проблеми комплексування вимірювачів висоти через розбіжності польотної інформації.

Як приклади розглянемо деякі типові схеми субоптимальної фільтрації поздовжнього руху.

**Оцінка вертикальної швидкості**

|  |  |
| --- | --- |
| , | (4.1) |

де  – оцінка вертикальної швидкості;

 – дійсна вертикальна швидкість;

 – шум акселерометра.



Рис. 4.2. Схема комплексування варіометра і акселерометра лінійних прискорень

Схема, представлена на рис. 4.2, дозволяє ліквідувати інерційність варіометра. Помилка варіометра  незначна, а шуми АЛП фільтруються інерційною ланкою. Однак необхідно в даній схемі забезпечити рівність сталих часу запізнювання варіометра і фільтра в ланцюзі сигналу акселерометра.

Для оцінки похідної істинної висоти шляхом диференціювання сигналу РВ доводиться стикатися з високим рівнем високочастотних шумів. Фільтрація такого сигналу призводить до запізнювання корисного сигнал, пов'язаного зі зміною висоти.

В цьому випадку хороші результати можна отримати шляхом комплексування РВ з вертикальним акселерометром (рис. 4.3).

Для схеми рис. 4.3 вихідний сигнал в операторній формі має вигляд

|  |  |
| --- | --- |
| , | (4.2) |

де  – оцінка швидкості істинної величини;

 – дійсна вертикальна швидкість;

 – друга похідна висот рельєфу місцевості;

 – шум РВ після диференціювання;

 – шум акселерометра.

Тут шуми  і  інтенсивно фільтруються аперіодичними ланками, а наявність у вихідному сигналі складової  можна розглядати як корисний ефект фільтрації дробової структури рельєфу в сигналі .



Рис. 4.3. Схема комплексування РВ і АЛП

**Оцінка усередненої істинної висоти**

Така оцінка необхідна при вирішенні завдань управління польотом на низькій висоті при посадці, контролі газових і нафтових трубопроводів, геологічній розвідці і так далі. З цією метою розглянемо схему комплексування вертикального каналу ІНС, радіовисотоміру і системи повітряних сигналів типу СПС (рис. 4.4).



Рис. 4.4. Схема комплексування ІНС, РВ, СПС

Зведемо всі сигнали в систему відліку абсолютної висоти

|  |  |
| --- | --- |
|  | (4.3) |

де , ,  – вихідні сигнали відповідних вимірників;

 – істинна абсолютна висота польоту;

 і  – помилки, які змінюються повільно;

 – висота рельєфу місцевості;

 – шум РВ.

Схема, представлена на рис. 4.4, має два виходи, сигнали з яких  і  утворюються за рахунок комплексної обробки інформації РВ і ІНС – для , РВ і СПС – для . В операторній формі оцінка виходів 1 і 2

|  |  |
| --- | --- |
| . | (4.4) |

Згідно (4.4) оцінки  і  – це оцінки істинної висоти відносно усередненого рельєфу місцевості, оскільки висота рельєфу фільтрується аперіодичною ланкою.

Основним вихідним сигналом є сигнал . У разі відмови ІНС використовується сигнал . При відмові РВ контакти по схемі перемикаються в положення 2. На виході інтегратора 2 запам'ятовується усереднена висота рельєфу місцевості (спільно з помилкою ), і сигнал  надходить замість сигналу РВ у верхню частину схеми для компенсації помилок вертикального каналу ІНС. Так забезпечується високий рівень функціонального резервування вимірювачів висоти.

Таким чином, з наведених вище прикладів випливає, що під час синтезу комплексної системи вимірювання параметрів руху ЛА важливим є вибір схеми комплексної обробки інформації вимірників, а також визначення параметрів комплексної системи (коефіцієнтів посилення, сталих часу і так далі).

**Визначення координат місцезнаходження ЛА**

Для вирішення навігаційних задач приймається модель руху центру мас ЛА в прямокутній системі координат

|  |  |
| --- | --- |
|  | (4.5) |

де ,  – координати місцезнаходження ЛА;

,  – швидкість зміни координат в напрямку осей  і .

Таким чином, поточні координати місця розташування ЛА можуть бути отримані шляхом інтегрування (4.5) за умови  і :

|  |  |
| --- | --- |
|  | (4.6) |

У тому випадку, якщо за навігаційну систему координат використовується права ортодромічна система координат, єдина для всього району польотів, то рівняння (4.6) буде мати вигляд

|  |  |
| --- | --- |
|  | (4.7) |

де  – ортодромічний курс ЛА;

 – радіус Землі.

Реалізація моделі (4.5) здійснюється в ПНК за допомогою ОЧП (аналогового або цифрового). В інших випадках вирішуються такі рівняння

|  |  |
| --- | --- |
|  | (4.8) |

або

|  |  |
| --- | --- |
|  | (4.9) |

де  і  – координати місця розташування ЛА на  кроці обчислень;

 – тривалість циклу обчислень  і залежить від умов польоту і типу БЦОМ.

У разі використання для обчислення шляху геоцентричної системи координат математична модель руху ЛА, яка використовується в БЦОМ, має вигляд



де  – істинний курс ЛА.

У сучасних навігаційних комплексах використовують такі режими обчислення шляху:

* інерціальний;
* інерціально-допплерівський;
* курсо-повітряний.

Основним режимом є інерційний або інерційно-допплерівський. Курсо-повітряний режим (курс – від КС або ІНС, повітряна швидкість – від СПС) розглядається як резервний.

Рівняння оцінки помилки у визначенні координати Х розташування ЛА інерціальним способом має вигляд

,

де  – початкова помилка виставки ІНС за координатою Х;

 – початкова помилка виставки ІНС за швидкістю;

 – початкова помилка виставки гіроплатформи ІНС;

 – помилка вимірювання прискорення ЛА акселерометра;

 – кутова швидкість дрейфу гіроплатформи;

 – прискорення вільного падіння;

 – частота Шулера.

Аналогічне рівняння оцінки помилки визначення координати У. Таким чином, в загальному випадку помилка у визначенні координат місця розташування ЛА за допомогою ІНС складається з 4-х складових:

* 1-а – сталої;
* 2-а – коливальна з періодом Шулера;
* 3-я – коливальна з періодом Шулера;
* 4-а – збільшується з часом і моделюється коливаннями з періодом Шулера.

Якщо переваги ІНС очевидні – висока перешкодозахищеність, автономність, то система ІНС-ДВШЗ має деякі недоліки.

Сучасні ДВШЗ забезпечують високу точність вимірювання проекції швидкості польоту в напрямку випромінювання . Але збереження такої точності – завдання надзвичайно складне через перерахунок виміряних складових шляхової швидкості по осі системи координат обчислення шляху. Розглянемо схему алгоритму такого перерахунку.

ДВШЗ має 3 або 4 вимірювальних променя, орієнтованих під фіксованими кутами відносно площини антенної системи. Допплерівські частоти  спільно з інформацією про характер відбивальної поверхні (поправка ) є вихідними сигналами ДВШЗ, згідно з якими в БЦОМ здійснюється обчислення складових швидкості ЛА в проекціях на осі системи координат, пов'язаної з антенною системою ДВШЗ, тобто , ,  (рис. 4.5).



Рис. 4.5. Система перерахунку складових швидкостей з ДВШЗ в складові систему координат ІНС

Тут  – частота передавача;  – кути установки променів,  
 – алгоритм обліку похибок ДВШЗ;  – алгоритми перерахунку складових шляхової швидкості на осі, пов'язані з корпусом гіроплатформи ІНС; , , , – помилки взаємної орієнтації ДВШЗ і ІНС;  
 – алгоритм перерахунку швидкостей від пов'язаної системи координат з корпусом гіроплатформи в складові шляхової швидкості, наприклад, відносно інерціальної або стартової системи координат; , ,  – кути, вимірювані ІНС.

Сучасні ДВШЗ вимірюють шляхову швидкість у діапазоні 150 ...2500 км/год, кут зносу  і на висотах 15 ...  20000 м. Зауважимо, що при маневруванні, наборах висоти, крену і тангажу  точності вимірів  і  низькі.

Як було вказано, резервною системою є курсо-повітряна система обчислення координат місця розташування ЛА.

Складові шляхової швидкості ЛА  і  в разі повітряного обчислення і правої ортодромічної системи координат (рис. 4.6) можуть бути визначені так



де  – повітряна швидкість ЛА (вимірюється системою СПС);

 – ортодромічний курс ЛА (вимірюється курсовою системою);

 – швидкість вітру;

 – ортодромічний напрямок вітру.



Рис. 4.6. Схематичне зображення складових шляхової швидкості ЛА

Характерні значення точності обчислення шляху для різних режимів роботи ПНК, які, як правило, наводяться у вигляді лінійних залежностей середньоквадратичного відхилення (СКВ) кругової помилки від пройденого шляху  або часу польоту , тобто  або  приведені в табл. 4.1.

Таблиця 4.1

Характерні значення точності обчислення шляху для різних режимів роботи ПНК

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Режими обчислення | | Помилка (СКО) |
| Курсо-повітряний | |  |
| Інерціально-допплерівський | |  |
| Інерційні | Грубі ІНС |  |
| Середній клас ІНС |  |
| Прецизійні ІНС |  |

**ЛЕКЦІЯ №5**

**АЛГОРИТМ ОЦІНКИ РЕЗУЛЬТАТІВ ВИМІРЮВАННЯ ЗГІДНО МЕТОДУ НАЙМЕНШИХ КВАДРАТІВ**

Метод найменших квадратів застосовується для отримання оцінок обробки накопичених вимірів. У тому випадку, якщо виконано  вимірів координат  (параметрів) системи

|  |  |
| --- | --- |
|  | (5.1) |

то оскільки компоненти вектора спостереження

|  |  |
| --- | --- |
|  | (5.2) |

вимірюються з помилками, то, як наслідок вимірювань, отримують новий вектор, тобто вектор вимірювань

|  |  |
| --- | --- |
| . | (5.3) |

У виразах (5.1) – (5.3) позначено:  – n-мірний вектор стану системи;  – квадратична матриця коефіцієнтів системи розмірності ;  – матриця збурень, розмірності ;  – k-мірний вектор збурень, що діють на вході динамічної системи;  – матриця зв'язку (спостережень);  – вектор вимірювань.

Таким чином, згідно з вектором вимірів  і заданої матриці спостереження  потрібно найкращим чином оцінити стан вектора . Критерієм такої оцінки згідно методу найменших квадратів служить функціонал

|  |  |
| --- | --- |
| , | (5.4) |

який мінімізує суму квадратів помилок вимірювання .

У матричному вигляді критерій (5.4) має вигляд

|  |  |
| --- | --- |
|  | (5.5) |

або, враховуючи, що  запишеться так

|  |  |
| --- | --- |
| . | (5.6) |

Оцінка вектора стану  системи  можна отримати шляхом вирішення рівняння

|  |  |
| --- | --- |
| , | (5.7) |

застосовуючи яке до (5.6), отримаємо

|  |  |
| --- | --- |
| . | (5.8) |

Вираз (5.8) приймає значення, рівне нулю в тому випадку, коли складові дорівнюють нулю

|  |  |
| --- | --- |
| ;  . | (5.9) |

Із виразу

|  |  |
| --- | --- |
|  | (5.10) |

випливає:

,

звідки

|  |  |
| --- | --- |
| . | (5.11) |

Тепер сформуємо необхідні і достатні умови отримання оптимальних оцінок вектора стану  системи  методом найменших квадратів, який передбачає:

* наявність накопичення спостережень ;
* значення матриці спостереження ;
* посередність матриці , тобто .

Структурна схема отримання оптимальних оцінок методом найменших квадратів може бути представлена у вигляді (рис. 5.1).



Рис. 5.1. Структурна схема отримання оптимальних оцінок методом найменших квадратів

Отримання оцінки  пов'язане з накопиченням спостережень , внаслідок чого нова оцінка параметра не збігається за часом з його поточним значенням через необхідність часу на накопичення спостережень. Тому алгоритм МНК для оцінки  використовують у разі вимірювання одного і того ж параметра кількома датчиками.

Розглянемо приклад використання МНК для оцінки пілотажно-навігаційних параметрів польоту.

Приклад.

Розглянемо систему вимірювання кутового положення ЛА з використанням МНК. У даній системі на основі інформації від трьох ідентичних ІНС обчислюється кут крену ЛА. Показання першої, другої і третьої ІНС відповідно рівні

|  |  |
| --- | --- |
|  | (\*) |

де  – поточне значення кута крену;

, ,  – помилки ІНС (компоненти вектора ).

У матричної формі (\*) має вигляд

|  |  |
| --- | --- |
| , | (\*\*) |

де ; ; ; .

Отже, необхідно відповідно до спостереження  і заданої матриці спостереження  здійснити оцінку стану вектора .

Оцінкою кута крену згідно МНК є

|  |  |
| --- | --- |
| , | (\*\*\*) |

де а) ;

б) ;

в) =.

Отримані значення підставимо в (\*\*\*):

.

Таким чином, в даному випадку значення крену визначається як середнє арифметичне показань трьох інерційних систем.

**Алгоритм оцінки згідно методу максимуму правдоподібності (ММП)**

Алгоритм оцінки згідно ММП як і алгоритм оцінки згідно МНК вимагає накопичення вимірювань, тобто наявності вектора спостереження. При цьому передбачається, що помилки вимірювань розподілені згідно нормального закону. Тоді щільність розподілу ймовірності вектора  (збурення) має вигляд

|  |  |
| --- | --- |
| , | (5.12) |

де  – кореляційна матриця помилок вимірювання;

 – визначник матриці .

Використання алгоритму ММП передбачає наявність не особливої матриці , тобто .

Так як , то звідси

|  |  |
| --- | --- |
|  | (5.13) |

і після підстановки (5.13) в (5.12) отримаємо функцію правдоподібності :

|  |  |
| --- | --- |
| , | (5.14) |

де  – функція правдоподібності.

Функція  являє собою щільність розподілу помилок вимірювання.

Необхідно вибрати таку оцінку , при якій функція правдоподібності  перетворюється на максимум, який відповідає мінімуму квадратів відхилень вимірюваних координат вектора  від їх дійсного значення, для чого необхідно, щоб



На практиці більш раціонально обчислення не самої функції правдоподібності, а її логарифма, тобто

|  |  |
| --- | --- |
| . | (5.15) |

Знайшовши похідну рівняння (5.15) за компонентами вектора  і прирівнюючи отриманий результат нулю, отримаємо

|  |  |
| --- | --- |
| . | (5.16) |

Як видно з (5.16) один доданок є транспонованим виразом іншого, тому досить прирівняти нулю, наприклад перший доданок

,

звідки

|  |  |
| --- | --- |
| . | (5.17) |

Вираз (5.17) є вихідним для розробки алгоритму оптимальної оцінки вектора стану системи вимірювань згідно методу максимуму правдоподібності. Таким чином, для визначення даних оцінок, перш за все необхідно:

* здійснити накопичення спостережень ;
* визначити кореляційну матрицю  помилок вимірювань;
* визначити матрицю зв'язку спостереження .

Структурна схема отримання оптимальних оцінок згідно методу ММП показана на рис. 5.2.



Рис. 5.2. Структурна схема отримання оптимальних оцінок згідно методу максимуму правдоподібності

Як і для алгоритму по МНК при отриманні оцінки вектора стану , так і відповідно до ММП необхідно здійснювати накопичення результатів вимірювань . У зв'язку з цим і в цьому випадку метод ММП придатний за умови вимірювання одного і того ж параметра кількома системами в одні і ті ж моменти часу

Приклад.

Географічна широта ЛА  вимірюється за допомогою ІНС і астроорієнтатора (зоряно-сонячного) ЗСО, помилки ІНС і ЗСО некорельовані. Згідно з паспортними даними дисперсії помилок ІНС і ЗСО складають

.

Потрібно здійснити оцінку визначення широти використовуючи метод максимальної правдоподібності за умови, що показання ІНС на даний момент часу складають , а показання ЗСО відповідно .

Рішення. Оцінка параметра методом ММП може бути може бути здійснена відповідно до виразу (5.17), де , , .

;

;

;

;



Таким чином, оцінка координат  за результатами вимірювань ІНС і ЗСО:

.

Після підстановки чисельних значень маємо



**ЛЕКЦІЯ №6**

**РЕКУРЕНТНИЙ МЕТОД ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ**

Рекурентний метод обробки інформації (РМОІ) дозволяє отримати оцінку параметра після кожного випробування. Щоб це пояснити, вважаємо, що виконано вимірювань  параметрів , тобто

,

де  – вимірюваний параметр;

 – помилка -го спостереження (вимірювання).

За результатами оцінки вимірюваного параметра  під час проведення  спостереження приймемо

|  |  |
| --- | --- |
| . | (6.1) |

Тоді на черговому кроці () кроці вимірювання значення оцінки

|  |  |
| --- | --- |
|  | (6.2) |

або

,

де  – останнє () спостереження.

До правої частини (6.2) додамо і віднімемо :



Позначимо , де  – коефіцієнт ваги.

Тоді остаточно маємо

|  |  |
| --- | --- |
| . | (6.3) |

Таким чином, оцінку  можна отримати на підставі попередньої оцінки  шляхом додавання її з різницею між новим спостереженням  і попередньої оцінкою, помноженої на коефіцієнт ваги . У цьому випадку немає необхідності збереження  спостережень, отриманих на попередніх етапах вимірювання, оскільки вся попередня інформація об'єднана в апріорній оцінці .

Математична модель рекурентного методу обробки інформації наведена на рис. 6.1.



Рис. 6.1. Математична модель рекурентного методу обробки інформації

Рекурентний алгоритм (6.3) пов'язує поточне значення оцінки  з її попереднім значенням .

Різниця  стає показником якості або цінності інформації, яку отримують на етапі спостереження  при отриманні . Дійсно, якщо різниця , то значення  не несе нової інформації в порівнянні з апріорною, тобто .

При  з урахуванням вагового коефіцієнта  можна отримати істотне уточнення оцінки , отриманої на попередньому кроці.

Недоліком цього методу є те, що коефіцієнт ваги  отримано без використання критерію оптимальності і тому оцінка  є не оптимальною.

Приклад застосування рекурентного способу.

Нехай є наступні результати вимірювань:

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| № вимірювання | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 |
| Результат вимірювання | 1,00 | 1,01 | 1,05 | 1,03 | 1,02 | 1,04 |

Оцінимо результати вимірювань після 5 і 6 вимірювань, використовуючи оцінку у вигляді математичного очікування

а) для 5 вимірів:



б) для 6 вимірювань 6 вимірів:

 (А)

Дамо оцінку 6-го вимірювання по рекурентному методу:

,

де коефіцієнт ваги .

Отже,

 (Б).

Таким чином, оцінки за формулами (А) і (Б) збігаються.

**Алгоритм неперервного оптимального фільтра Калмана**

Алгоритм неперервного оптимального фільтра Калмана (ОФК) об'єднує рішення двох завдань: спостереження і фільтрації. Принцип побудови ОФК розглянемо для випадку лінійної системи, описуваної рівняннями

|  |  |
| --- | --- |
|  | (6.4) |

де  – n-мірний вектор стану системи;

 – квадратична матриця коефіцієнтів системи розмірності n n;

 – матриця збурень;

 – k-мірний вектор збурення;

 – матриця зв'язку (матриця спостережень);

 – вектор помилок вимірювань .

При цьому ставиться задача: знайти такі оцінки , щоб помилки оцінки були мінімальними, що відповідає необхідності забезпечення мінімуму суми діагональних елементів матриці

|  |  |
| --- | --- |
| ; | (6.5) |

|  |  |
| --- | --- |
| , | (6.6) |

де  – так звана квадратична матриця;

 – діагональні елементи матриці характеризують дисперсії помилок оцінки координат , що збігаються;

 – елементи матриці, що характеризують взаємну кореляцію фазових координат .

Відомо, що для динамічної системи (6.4) оптимальним фільтром, який забезпечує мінімум сліду матриці  є алгоритм, що складається з 3-х блоків.

1. Основного блоку:

|  |  |
| --- | --- |
| . | (6.7) |

1. Блоку обчислення коефіцієнтів корекції:

|  |  |
| --- | --- |
| . | (6.8) |

1. Блоку рішення рівняння коваріації:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (6.9) |

Даний алгоритм забезпечує оцінку всіх координат вектора  при виконанні умов спостережливості динамічної системи. Особливості даного алгоритму полягають у виборі коефіцієнтів матриці . Вихідні значення оцінки  визначаються на підставі попередньої інформації про координати вектора . Коваріаційну матрицю поточних помилок оцінки  необхідно обчислювати постійно в процесі оцінювання або попередньо (апріорно), якщо є така можливість.

Зміст рівняння коваріації, згідно з яким обчислюється матриця , пояснюється так: якщо модель динамічної системи ідеально точна, то реальні помилки оцінки для фільтра, побудованого відповідно до цього рівняння, будуть збігатися з коваріацією  і при цьому вони будуть мінімальними. Таким чином, оптимальність фільтра буде досягнута тільки в разі точного опису структури моделі системи і правильно обраних параметрів: , , , , .

Ось чому під час синтезу системи оцінювання особливу увагу приділяють процесу розробки математичних моделей вимірників і досліджуваної системи.

Розглянемо фізичний зміст окремих елементів ОФК.

1. У рівнянні коваріації (6.9) член  характеризує зміну помилки в результаті власного руху системи. Для стійкої системи елементи матриці  (), що означає зменшення швидкості зміни дисперсій помилок оцінки співпадаючих координат () і призводить до зменшення помилок, оскільки  стійка система і  та , тобто початкова невизначеність з часом зменшується.
2. Множник  характеризує ефект корекції оцінок від вимірників і завжди визначає , тобто вказує на зменшення помилок оцінювання.
3. Множник  характеризує величину невизначеності контрольованого процесу і завжди визначає, що , а отже, помилки оцінювання не можуть бути повністю зведені до нуля.

Зауважимо, що оскільки рівняння коваріацій (6.9) автономно і не пов'язане з реальними вимірами , то його рішення може бути виконано окремо від основного алгоритму фільтра і навіть задовго. Перед рішенням рівняння коваріацій необхідно оцінити і задати початкове значення  на основі аналізу точності інформації про координати вектора  і початкові значення оцінки , яка існує до включення фільтра. На практиці зазвичай обмежуються завданням головної діагоналі , тобто вихідними дисперсіями помилок оцінювання, вважаючи, що .

Згодом процес вирішення рівняння коваріацій (рис. 6.2) приходить до сталого значення , при якому, виконується рівняння

.



Рис. 6.2. Вирішення рівняння коваріацій

Завдання оцінки параметрів полягає в знаходженні компромісу при фільтрації поміхи, спектр якої визначено  і корисним сигналом, спектр якого визначено , з урахуванням динамічних характеристик процесу, тобто матрицею коефіцієнтів системи ЛА.

Зауважимо, що для стійкої і детермінованої системи, тобто при відсутності випадкових збурень (), завжди , а .

Таким чином, з часом помилка в оцінюванні наближається до нуля. При цьому шуми вимірників не впливають на помилку оцінювання, оскільки самі вимірювачі відключаються від схеми фільтра при , і як наслідок відповідно від рівняння коефіцієнтів корекції .

Під час синтезу фільтрів цей ефект необхідно враховувати і до збурення, що діє на ЛА, а також враховувати і можливі неточності задання моделей процесу і вимірювання управління.

У рівнянні коефіцієнтів корекції (6.8) матриця  має вигляд

.

Елементи цієї матриці  характеризують зв'язок сигналу вимірювача  з оцінкою координати . Матриця спостережень  в рівнянні коефіцієнтів корекції визначає такий факт: якщо координата  не бере участь у формуванні сигналу , то коефіцієнт . Між коефіцієнтами  і  відповідно до рівняння корекції існує пряма залежність, що свідчить про те, що посилення корекції оцінок здійснюється сильніше в тих координатах, у яких більше передбачені помилки оцінювання, а протилежна залежність коефіцієнтів  і  (у рівнянні корекції ) визначає більш значущі сигнали корекції від більш точних вимірників.

Як висновок зобразимо структурну схему алгоритму ОФК, який відповідає вище наведеним рівнянням (рис. 6.3).

Зауважимо, що оскільки при обчисленні  необхідно обчислити обернену матрицю , то не для одного з вимірників не можна ставити , а якщо такий вимірювач існує, то необхідно штучно задати незначну величину .

Приклад.

Застосуємо ОФК до спільної обробки інформації про поздовжню складову шляхової швидкості ЛА, тобто , яка вимірюється ІНС і ДВШЗ. Необхідно побудувати структурну схему ОФК і вибрати коефіцієнти ОФК, які забезпечать отримання оптимальної оцінки .

З метою спрощення завдання припустимо, що контрольований процес описується рівнянням , тобто матриця коефіцієнтів системи . Як збурення  приймаємо білий шум зі спектральною щільністю .



Рис. 6.3. Структурна схему алгоритму оптимального фільтра Калмана

Результати вимірювань такі:

*  – вимір за допомогою ІНС;
*  – вимір за допомогою ДВШЗ,

де  і  – помилки вимірників зі спектральними щільностями  і  відповідно.

Визначимо матрицю коефіцієнтів  для сталого режиму оцінювання, тобто при . Тоді з урахуванням вище наведених зауважень рівняння ОФК матимуть вигляд

;

;

,

де ; ; ; .

Коваріаційне рівняння в цьому випадку має вигляд

.

У скалярному вигляді отримаємо

.

Позначимо  і знайдемо дисперсію помилок оцінювання як

,

де .

Запишемо вираз для коефіцієнтів корекції



або в скалярній формі

;

,

де ; .

На рис. 6.4 показана структурна схема отримання оцінки для даного прикладу. Коефіцієнти  і  відповідають оптимальним значенням, які отримують на етапі попереднього комплексування вимірників. Оскільки сума коефіцієнтів , то схема фільтра, що представлена на  
рис. 6.4 може бути перетворена у вигляді рис. 6.5.

Таким чином, для даної задачі показана можливість попереднього комплексування вимірювачів без порушення оптимального фільтра. Але для отримання оптимальної оцінки недостатньо просто використовувати вихід комплексного вимірювача , а необхідний додатковий фільтр у вигляді аперіодичної ланки зі сталою часу

.

Оптимальний фільтр, враховуючи характеристики контрольованого процесу, мінімізує помилку оцінювання.



Рис. 6.4. Структурна схема отримання оцінки



Рис. 6.5. Перетворена структурна схема отримання оцінки

**ЛЕКЦІЯ №7**

**БЕЗПЛАТФОРМНІ ІНЕРЦІАЛЬНІ НАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ (БІНС)**

1. Принцип роботи та основні уніфіковані схеми БІНС:

* висока інформативність і універсальність, тобто за допомогою ІНС визначається вся сукупність пілотажно-навігаційних параметрів, необхідних для управління ЛА;
* повна автономність функціонування;
* висока перешкодозахищеність;
* можливість високошвидкісної видачі інформації (до 100 Гц і вище).

Крім того, по відношенню до платформних ІНС БІНС має наступні потенційні переваги:

* менші розміри, масу і енергомісткість;
* підвищену надійність через відсутність складної механіки;
* відсутність обмежень по кутах розвороту;
* скорочення часу початкової виставки;
* універсальність системи, оскільки перехід до визначення тих чи інших параметрів навігації здійснюється алгоритмічно;
* спрощення вирішення завдань резервування і контролю працездатності системи і її елементів.

В основі принципу функціонування ІНС лежить використання законів Ньютона для визначення координат, проекції швидкості і кутової орієнтації об'єкта.

Згідно 2-го закону Ньютона:

* вектор абсолютного прискорення центру мас матеріального тіла може бути виражений через вектор рівнодійних всіх прикладених до тіла сил і масу цього тіла :



|  |  |
| --- | --- |
| . | (7.1) |

Представимо силу у вигляді 2-х складових:



* – негравітаційні або активі сили (сил тяги, аеродинамічних, керуючих);



* – сила гравітаційного впливу.



|  |  |
| --- | --- |
| . | (7.2) |

Відношення



визначає удаване прискорення, а відношення



визначає гравітаційне прискорення і залежить від геопотенціалу в даній точці, величина якого є функцією геоцентричного радіус-вектора місцезнаходження.

Абсолютне прискорення об'єкта виражається через другу похідну геоцентричного радіус-вектора місцезнаходження



|  |  |
| --- | --- |
| . | (7.3) |

Підставимо (7.3) в (7.2), отримаємо основне рівняння інерційної навігації

|  |  |
| --- | --- |
| . | (7.4) |

Тут вектор удаване прискорення може бути виміряний трьома ортогонально розташованими акселерометрами, гравітаційне прискорення задається у вигляді відомої функції від радіуса-вектора для конкретної моделі фігури Землі.



Рівняння (7.4) в формі Коші буде мати вигляд

|  |  |
| --- | --- |
|  | (7.5) |

|  |  |
| --- | --- |
|  | (7.6) |

де – вектор абсолютної швидкості рух ЛА.



Якщо система координат обертається з кутовою швидкістю , то



|  |  |
| --- | --- |
|  | (7.7) |

де і (какие здесь знаки над дифференциалами?) – локальні похідні від векторів і , взяті в базі, що обертається з кутовою швидкістю .



Після підстановки (7.7) в (7.5) і (7.6), отримаємо

|  |  |
| --- | --- |
|  | (7.8) |

Якщо визначити не вектор абсолютної швидкості руху ЛА , а вектор відносної швидкості , то основне рівняння навігації представимо у вигляді



|  |  |
| --- | --- |
| , | (7.9) |

де – вектор кутової швидкості обертання Землі, модуль якого  
= 15,0407 град / год = 7,292116·10-5 с-1;



– вектор, який визначає швидкість руху відносно Землі;



– вектор абсолютної швидкості руху ЛА;



– вектор положення об'єкта (геоцентричний радіус-вектор місцезнахождення ЛА).



Підставляючи (7.9) в (7.5) і (7.6), запишемо основне рівняння інерційної навігації в формі Коші

|  |  |
| --- | --- |
|  | (7.10) |

де – вектор градієнта поля сили тяжіння, (при виводі було прийнято , так як вектор кутової швидкості обертання Землі відомо з високою точністю).



Система (7.10) дозволяє визначити місцезнахождення і відносну швидкість в інерціальній системі координат. Для отримання цієї інформації в обертовому базисі необхідно скористатися співвідношеннями (7.7). При цьому

|  |  |
| --- | --- |
| , | (7.11) |

де ( какие здесь знаки над дифференциалами?) – локальна похідна від вектора , взятому в базисі, що обертається з кутовою швидкістю .



Враховуючи вирази (7.7) і (7.11), основне рівняння інерційної навігації можна записати у формі, що забезпечує обчислення відносно швидкості та місцеположення в системі координат, що обертається з кутовою швидкістю



|  |  |
| --- | --- |
|  | (7.12) |

Векторні системи рівнянь (7.5), (7.6), (7.8), (7.10), (7.12) можуть служити ос-новою для синтезу функціональних алгоритмів БІНС різного призначення.

Та чи інша векторна форма вибирається для отримання скалярного еквівалента функціональних алгоритмів, що служать для розробки чисельних алгоритмів БІНС.

Скалярний вид основного рівняння ІНС визначається навігаційним базисом, тобто базисом, в якому визначаються основні навігаційні параметри - координати і проекції швидкостей, а також типом ЛА.

Для КЛА, що здійснює орбітальний рух, використовується рішення в інерціальній системі координат рівнянь (7.5), (7.6). При цьому позиційну інформацію для БІНС ЛА, що рухаються в атмосфері, в тому числі БПЛА, найбільш часто використовується система координат з базовою площиною місцевого горизонту і певною орієнтацією осей в азимут. Під орієнтацією осей в азимут розуміється можливість їх орієнтації або по сторонах світу, коли дві горизонтальні осі спрямовані в східному і північному напрямку, або вільна або напіввільних орієнтація, коли горизонтальні осі, спочатку виставлені в певному напрямку, в подальшому обертаються з певною кутовою швидкістю ( в першому випадку і в другому випадку). При цьому позиційну інформацію визначають широтою, довготою і висотою, виміряною на еліпсоїді Красовського СК-42 або на еліпсоїді міжнародної системи WGS-84 (World Geodetic System 84), швидкість визначають на східну, північну, і вертикальні осі, якщо в якості навігаційної системи обрана система з орієнтацією осей по сторонах світу, або проекціями на осі горизонтального базису з іншої орієнтацією. Орієнтація при цьому визначається кутами крену, тангажу і справжнього курсу. Узагальнені функціональні схеми БІНС наведені на рис. 7.1 і 7.2.



Рис. 7.1. Узагальнена блок-схема БІНС, що працює в інерціальній системі координат



Рис. 7.2. Узагальнена блок-схема БІНС, що працює в системі координат, що обертається

Умовні позначення, прийняті на рис. 7.1, 7.2: БА – блок акселерометрів; БГ – блок гіроскопів; БП – блок перерахунків;  
АО – алгоритм орієнтації; НА – навігаційний алгоритм; – матриця напрямних косинусів.



На рис. 7.1 інформація з блоку гіроскопів (БГ) у вигляді проекцій кутової швидкості на зв'язані з ЛА осі використовується, а в алгоритмі орієнтації (АО) для формування матриці А напрямних косинусів між пов'язаними з інерційних осями (). Дані з блоку акселерометра (БА) у вигляді проекцій вектора вдаваного прискорення на зв'язані з ЛА в блоці перерахунку (БП) перераховуються до інерціальних осей з використанням отриманої матриці орієнтації. Перераховані проекції умовного прискорення на інерціальні осі (вектор ) передаються в блок рішення навігаційного алгоритму (НА), векторна форма якого задана системою (7.5) і (7.6). Вихідні параметри БІНС в цьому випадку представляються інерційними декартовими координатами радіус-вектора місцезнахождення , проекціями абсолютної швидкості руху , а також матрицею орієнтації ЛА в обраній інерціальній системі координат . Звичайно, що при необхідності з матриці орієнтації можуть бути отримані кути орієнтації ЛА відносно осей інерційної системи координат.



Друга типова схема побудови БІНС (рис. 7.2) реалізує алгоритм системи, що працює в системі координат, що обертається (частіше – горизонтальній).

Тут інформація з БГ у вигляді проекції кутової швидкості на зв'язані з ЛА осі використовується в АО, матриця направляючих косинусів тут між зв'язаними з ЛА осями і осями, які обертаються з кутовою швидкістю . Це призводить до модифікації алгоритму орієнтації і необхідності реалізації в НА проекцій вектора . Проекції вектора умовного прискорення на зв'язані з ЛА осі передаються в БП для приведення їх до навігаційних осей за допомогою матриці . Обчислені проекції вектора передаються в блок рішення НУ, векторна форма якого задається (8) або (12) в залежності від виду певної швидкості. На виході БІНС формується:



* радіус-вектор місцезнахождення ЛА: -;



* вектор швидкості: ;



* кути орієнтації.

Якщо в якості навігаційного базису обраний горизонтальний, орієнтований по сторонах світу тригранник на виході системи будуть сформовані географічні координати:

* радіус-вектора місцезнаходження ;



* проекції відносної швидкості руху ;



* кути орієнтації в географічній системі координат: істинний курс , тангаж і крен .



З огляду на сказане, розглянемо варіант побудови алгоритмів БІНС.

Перший алгоритм (рис. 7.2) відповідає БІНС, що працює з географічною системою координат, тобто служить для визначення:

* широти ;



* довготи ;



* висоти ;



* північної , східної і вертикальної проекцій відносної швидкості;



* кути орієнтації , і .



Такий алгоритм широко використовується в БІНС авіаційного застосування, в тому числі і для безпілотних ЛА.

Визначимо навігаційний географічний координатний тригранник з ортами і , для якого (орт ) направляє по зовнішній нормалі до поверхні еліпсоїда Красовського, вісь (орт ) – по меридіану на північ, і вісь (орт ) на схід (рис. 7.3).



Рис. 7.3. Географічний навігаційний тригранник

Нижче розглянемо найбільш загальний алгоритм БІНС, що визначає проекції відносної швидкості на горизонтальні (північна і східна проекції) і вертикальні осі, широту, довготу, висоту, кути крену , тангажу і істинного курсу .



Алгоритм БИНС укрупнено можна розділити на дві взаємозалежні частини:

* навігаційний алгоритм, в якому визначаються проекції швидкостей і координати;
* алгоритм визначення параметрів орієнтації, який обчислює матриці орієнтації чутливих елементів в просторі і кути орієнтації ЛА в горизонтальній системі координат.

Уявімо в координатній формі вектори, що входять в (7.12) і запишемо (7.12) в осях обраного базису і



|  |  |
| --- | --- |
| , | (7.13) |

де , , – проекції вектора на осі базису , ,   
( – прискорення, викликане силами негравітаційного походження, тобто активними силами).



Вектор абсолютної кутової швидкості обраного навігаційного тригранника представляємо у вигляді

|  |  |
| --- | --- |
| , | (7.14) |

де – вектор швидкості зміни координат .



У координатній формі співвідношення (7.14) має вигляд

|  |  |
| --- | --- |
| . | (7.15) |

Введемо позначення для відносних кутових швидкостей і проекцій кутової швидкості обертання Землі:

|  |  |
| --- | --- |
| . | (7.16) |

Тоді векторна сума в рівнянні (7.12) може бути представлена як



|  |  |
| --- | --- |
| . | (7.17) |

Ось обраного базису спрямована по нормалі, опущеної з точки місця об'єкта А до поверхні земного еліпсоїда, і перетинає цю поверхню в точці В. Визначення орієнтації цієї осі пов'язано з представленням моделі фігури Землі. В якості такої моделі в нашій країні використовують двовісний еліпсоїд обертання з параметрами, отриманими Ф. Н. Красовським.



До основних параметрів відносяться:

* велика піввісь земного еліпсоїда (радіус земного екватора) ;



* мала піввісь земної еліпсоїда ;



* квадрат ексцентриситету еліпсоїда .



Використовуючи математичний опис цієї моделі, величини можна виразити через лінійні швидкості руху точки А і радіуси кривизни нормальних перетинів еліпсоїда:



|  |  |
| --- | --- |
| , | (7.18) |

де – радіус кривизни меридіального перетину еліпсоїда (площа перетину визначена векторами , );



– радіус кривизни перетину площиною, яка визначається векторами і ;



– висота польоту над поверхнею Землі.



Величини і визначаються таким чином



|  |  |
| --- | --- |
| . | (7.19) |

При напрямку осі по нормалі до поверхні еліпсоїда



|  |  |
| --- | --- |
| . | (7.20) |

Для скалярного запису (7.12) представимо в координатної формі вектор :



|  |  |
| --- | --- |
| . | (7.21) |

Оскільки точка (т. А) місця ЛА не належить поверхні Землі, то вектор градієнта нормального поля сили тяжіння в цій точці буде спрямований по лінії нормалі, опущеної на неї до поверхні земного еліпсоїда (вісь ). Однак цей вектор буде розташований в площині меридіана точки А, тобто в площині, яка визначається векторами , . Тоді (7.21) набуває вигляд



|  |  |
| --- | --- |
| . | (7.22) |

Вираз для проекцій отримують на основі функції нормального поля тяжіння земного сфероїда



|  |  |
| --- | --- |
| ; | (7.22) |

|  |  |
| --- | --- |
|  | (7.23) |

де – прискорення сили тяжіння на екваторі;



– відношення відцентрової сили, обумовленої обертанням Землі, до сили тяжіння на екваторі;



– кутова швидкість обертання Землі.



У формулах (23) прийнято, що , що відповідає висотам, характерним для авіаційних об'єктів і безпілотних ЛА. Дані формули можуть бути спрощені, якщо в них зберегти, лише члени порядку . Тоді



.



На підставі (7.16) і (7.18), отримаємо наступну систему диференційованих рівнянь, що визначають



|  |  |
| --- | --- |
| . | (7.24) |

Функції і з точністю до набирають вигляду



|  |  |
| --- | --- |
| ;  . | (7.25) |

З урахуванням наведених співвідношень скалярний еквівалент векторної системи (7.12), що дозволяє обчислювати складові вектора швидкості ЛА в географічній системі координат, можна записати так

|  |  |
| --- | --- |
| , | (7.26) |

де , , – компоненти вектора кутової швидкості географічного базису відносно Землі (7.18);



, – компоненти вектора кутової швидкості Землі (7.16);



, , – компоненти вектора вдаваного прискорення, виміряні акселерометрами;



, , – компоненти вектора градієнта нормального поля сили тяжіння (7.23).



Вхідні в вираз (7.18) радіуси кривизни земного еліпсоїда можуть бути обчислені через свої зворотні функції по (7.25) або безпосередньо за формулами

|  |  |
| --- | --- |
| ; , | (7.27) |

де – велика піввісь еліпсоїда Красовського;



– перший ексцентриситет еліпсоїда Красовського.



Проекції кутової швидкості обертання географічного базису відносно Землі в географічній системі координат з урахуванням (27) виразяться в такий спосіб

|  |  |
| --- | --- |
| . | (7.28) |

Проекції кутової швидкості обертання Землі визначені відповідно до (7.16)

|  |  |
| --- | --- |
| , | (7.29) |

де – модуль кутової швидкості обертання Землі.



Алгоритм обчислення координат місцезнаходження і висоти ЛА у напрямку нормалі до поверхні земного еліпсоїда визначається рівняннями

|  |  |
| --- | --- |
| . | (7.30) |

Алгоритм обчислення проекції прискорення сили тяжіння Землі з точністю до величини порядку :



|  |  |
| --- | --- |
| , | (7.31) |

де – відношення відцентрової сили, що виникає внаслідок обертання Землі, до сили тяжіння по екватору ();



.



Сукупність співвідношень (7.26) – (7.31) являє собою навігаційний алгоритм БІНС алгоритм визначення параметрів орієнтації.

Алгоритм орієнтації служить для вирішення двох основних завдань:

* визначення взаємної орієнтації ортогонального базису, утвореного вимірювальними осями акселерометрів, і базису, використовуваного в якості навігаційного (в нашому випадку географічного), а так само для перерахунку показань акселерометрів в навігаційний базис (1-а задача);
* визначення кутових параметрів орієнтації - кутів курсу (рискання), тангажа, крену (2-а задача).

Без вирішення першого завдання неможливо визначення місцезнаходження і швидкості ЛА за допомогою БІНС. У цьому сенсі цей алгоритм є ключовим в структурі БІНС. Вирішення другого завдання необхідно для управління ЛА і наведення його на ціль в горизонтальній системі координат.

**ЛЕКЦІЯ №8**

**АЛГОРИТМ ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ОРІЄНТАЦІЇ БІНС**

Алгоритм визначення параметрів БІНС можна представити у вигляді 4-х субалгоритмів:

1. Алгоритм визначення початкової матриці орієнтації.

Тут обчислюються початкові значення елементів матриці направляючих косинусів, яка визначає взаємне положення пов'язаної з ЛА і геометричною системою координат. Алгоритми використовуються при початковій виставці БІНС на Землі. Виставка здійснюється методом векторного узгодження з вимірювань двох неколінеарних векторів вимірювальними елементами БІНС (акселерометрами, гіроскопами) – вектора абсолютної кутовий швидкості обертання ЛА, рівного кутовій швидкості обертання Землі , і вектора прискорення вільного падіння .



2. Алгоритм обчислення матриці взаємної орієнтації базису, пов'язаного з ЛА і географічного.

Цей алгоритм може бути побудований декількома істотно різними способами, вибір яких визначається особливостями гіроскопів БІНС і специфікою конкретного навігаційного завдання. Найбільш часто використовуються два способи.

Алгоритм визначення параметрів БІНС можна представити у вигляді 4-х субалгоритмів:

Перший спосіб базується на рішенні матричного модифікованого рівняння обертання Пуассона

|  |  |
| --- | --- |
| , | (8.1) |

де – проекції абсолютної кутової швидкості обертання географічної системи координат, що визначаються як



|  |  |
| --- | --- |
| , | (8.2) |

– абсолютні кутові швидкості ЛА, вимірювані гіроскопами, установленими жорстко на його корпусі.



Другий спосіб побудови алгоритму орієнтації базується на використанні проміжних параметрів орієнтації.

При створенні БІНС найбільш часто в якості таких використовуються параметри Родріга-Гамільтона (кватерніони). Матриця перерахунку з зв’язаної в географічну систему координат виходить шляхом перемноження двох матриць, з яких одна перераховується в зв'язаних в інерціальні осі - друга з інерційних в географічні. Кожна з двох матриць обчислюється на основі параметрів Родріга-Гамільтона, які в свою чергу визначаються чисельним алгоритмом другого порядку, побудованим на основі методу послідовних наближень Пікара:

|  |  |
| --- | --- |
| ;  ;  ;  ;  , | (8.3) |

де ;



;;;



, , – прирощення інтегралів від проекцій абсолютної кутової швидкості повороту об'єкта на осі чутливості гіроскопів (показання гіроскопів БІНС, що вимірюють не проекції кутових швидкостей, а приріст кутів повороту навколо своїх осей чутливості).



|  |  |
| --- | --- |
| ; |  |

|  |  |
| --- | --- |
| ; |  |

|  |  |
| --- | --- |
| ; |  |

|  |  |
| --- | --- |
| ; |  |
| , |  |

де , , – проекції абсолютної кутової швидкості географічного базису на його осі.



До переваг цього методу побудови матриці орієнтації відноситься гарантована ортогональність матриці орієнтації, обчисленої по співвідношенням (8.3). Крім цього практика показує, що обчислення з використанням параметрів Родріга-Гамільтона дає найменші обчислювальні витрати в порівнянні з іншими методами за умови забезпечення однакових точносних характеристик. Разом з тим, визначення матриці С через параметри Родріга-Гамільтона призводить до необхідності вирішення двох однотипних систем диференційних рівнянь  
4-го порядку кожної.

3. Алгоритм обчислення кутових параметрів орієнтації ЛА відносно географічної системи координат (обчислення істинного курсу , крену , тангажа ):



|  |  |
| --- | --- |
| , |  |

|  |  |
| --- | --- |
| , | (8.4) |

де - елементи введеної вище матриці .



4. Алгоритми перерахунку сигналів, отриманих з акселерометрів в географічну систему координат для використання в навігаційному алгоритмі:

|  |  |
| --- | --- |
| . | (8.5) |

Наведена сукупність співвідношень (7.26) – (8.5) являє собою замкнуту систему рівнянь, параметрів орієнтації ЛА.

Сукупність будь-якого з наведених рівнянь визначення матриці і кутів , , утворюють алгоритм орієнтації БІНС. Вибір конкретного алгоритму визначення матриці залежить від поставленого завдання і доступних ресурсів.



**Алгоритм БІНС, що працює в інерціальній системі координат**

У цьому варіанті БІНС визначають координати в інерціальній системі координат , вісь якої спрямована по полярній осі в бік північного полюса, а осі і розташовуються в площині екватора. В цьому випадку для синтезу алгоритму БІНС доцільно скористатися векторним рівнянням (7.6), скалярний еквівалент якого має вигляд



|  |  |
| --- | --- |
|  | (8.6) |

де , , – координати в обраній інерціальній системі координат;



, , , , , – проекції умовного і гравітаційного прискорення на ті ж осі, причому



;



,



де , , – проекції вектора гравітаційного прискорення на осі географічного базису, матриця А визначається, наприклад, з рішення рівняння Пуассона



,



де – матриця вимірюваних гіроскопом кутових швидкостей ЛА



,



а матриця В будується таким чином

,



де ;



.



**ЛЕКЦІЯ №9**

**ІНЕРЦІАЛЬНІ НАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ**

**Фізичні принципи інерціальної навігації та побудови інерціальних навігаційних систем**

* + 1. Фізичні принципи інерціальної навігації

Метод інерціальної навігації та інерціальні навігаційні системи (ІНС) в даний час знаходять широке застосування для навігації літальних апаратів. З усіх навігаційних систем ІНС є єдиними, які найкращим чином задовольняють цілому комплексу таких важливих вимог, як універсальність, повна автономність, перешкодозахищеність і стійкість перед перешкодами, а також скритність роботи. Разом з тим, вже при існуючому рівні розвитку техніки ці системи можуть забезпечувати достатньо високу точність навігації, яка обмежується тільки точністю датчиків первинної інформації і буде підвищуватися в міру їх вдосконалення.

Фізичні принципи інерціальної навігації нерозривно пов'язані з рішенням основної задачі динаміки: при відомих силах, що діють на тіло, а так само його початковому положенні і швидкості необхідно визначити його положення в будь-який момент часу відносно обраної системи відліку.

Вирішення цього завдання розбивають на два етапи:

* визначення руху центру мас;
* визначення руху тіла навколо центру мас.

Припустимо, що на рухомому поблизу поверхні Землі об'єкті встановлено трикомпонентний акселерометр. Модель такого акселерометра можна представити у вигляді матеріальної точки одиничної маси (чутливого елемента), встановленої в трикомпонентному пружному підвісі (рис. 9.1).

При вирішенні завдань загальної теорії інерціальної навігації рух цієї матеріальної точки розглядається як поступальний рух об'єкта. Крім того, вважають, що на чутливий елемент (ЧЕ) акселерометра діє дві сили – сила тяжіння Землі і сила пружної деформації підвісу.

Початок інерційної системи координат пов'яжемо з центром Землі. Одну з цих осей направимо уздовж осі власного обертання Землі.



Рис. 9.1. Модель трикомпонентного акселерометра:  
1 – чутливий елемент (ЧЕ); 2 – елемент пружного підвісу

Рівняння руху ЧЕ акселерометра в цій системі координат представимо як

|  |  |
| --- | --- |
|  | (9.1) |

де – радіус-вектор, котрий поєднує ЧЕ з початком інерційної системи координат;



– швидкість ЧЭ в інерціальній системі координат;



– пружна сила підвісу;



– напруженість гравітаційного поля Землі точці положення ЧЕ.



Приймемо модель поля тяжіння Землі у вигляді сфери. Тоді

|  |  |
| --- | --- |
| , | (9.2) |

де – константа.



Якщо виміряти деформацію підвісу, то при відомої його жорсткості можна знайти силу , в осях, пов'язаних з корпусом акселерометра, по відношенню до інерціальній системі координат, і при початкових умовах



,



в результаті інтегрування рівняння (9.1) можуть бути отримані поточні значення векторів і (відповідно положення і швидкості рухомого об'єкту).



Орієнтація осей, пов'язаних з корпусом акселерометра, визначається за допомогою гіроскопів. У найпростішому випадку акселерометр може бути встановлений на гіростабілізованій платформі, що зберігає задану орієнтацію в інерціальній системі координат.

Інтегрування рівняння (9.1) можна виконати в системі координат, пов'язаної з корпусом акселерометра, який обертається відносно інерціальної системи координат з довільною кутовою швидкістю . У цьому випадку рівняння (9.1) з урахуванням співвідношення (9.2) набуває вигляду



|  |  |
| --- | --- |
| , | (9.3) |

де точкою позначені локальні похідні в рухомий системі координат.

Якщо кутова швидкість відома (наприклад, за свідченнями гіроскопічних датчиків кутової швидкості) як функція , , , то інтегрування рівнянь (9.3) дає координати і швидкість ЛА в системі координат з початком в центрі Землі і осями, паралельними осям корпусу акселерометра.



Для вирішення навігаційного завдання необхідно визначити взаємну орієнтацію обертових і нерухомих (інерційних) осей. Позначимо орти інерційних осей , , , а орти рухомих осей , , . Тоді взаємна орієнтація осей визначається рішенням в рухомих осях трьох кінематичних рівнянь Пуассона



|  |  |
| --- | --- |
| . | (9.4) |

Для інтегрування рівняння необхідно задати початкове положення ортів рухомих осей відносно нерухомих.

Подальший перерахунок координат і швидкості зводиться до алгебраїчних операцій. Наприклад, якщо кінцевою метою є визначення координат і швидкості в основній (інерційній) системі координат, то

|  |  |
| --- | --- |
| . | (9.5) |

У загальному випадку система автономної інерціальної навігації може бути реалізована за допомогою наступних основних функціональних елементів:

1. Трикомпонентним акселерометром або еквівалентними йому трьома однокомпонентними акселерометрами;

2. Гіростабілізованої платформи або системи вільних гіроскопів або системи датчиків абсолютної кутової швидкості;

3. Обчислювального пристрою, що містить задатчик часу.

Перші дві групи елементів (первинні перетворювачі або чутливі елементи) виробляють поточну інформацію про компоненти векторів і (про вектори вдаваного прискорення і абсолютної кутової швидкості обертання ЛА).



Завданням обчислювального пристрою є рішення рівняння (9.1) або (9.3) – (9.5), тобто моделювання руху ЧЕ акселерометра і зміни взаємної орієнтації рухомого і нерухомого тригранників. Для цього в обчислювальний пристрій повинна бути введена інформація у вигляді функції , про кутову швидкість обертання Землі, про параметри форми Землі і так далі.



Підготовка ІНС до початку роботи полягає у визначенні та введенні в обчислювальний пристрій початкових значень розташування і швидкості об'єкта і параметрів початкової орієнтації рухомого і нерухомого (основного) тригранників.

ІНС поділяються на два основні класи: платформні і безплатформні. У платформних ІНС всі чутливі елементи (акселерометри, розміщуються на гіростабілізованій платформі). У безплатформної ІНС чутливі елементи розміщуються безпосередньо на корпусі ЛА.

При підготовці до роботи ІНС платформного типу гіростабілізована платформа встановлюється в задане положення по відношенню до географічної системи координат (тобто по відношенню до місцевих географічних вертикалі і меридіану).

В даний час найбільшого поширення набули платформні ІНС.

* + 1. Узагальнені схеми ІНС на базі ГСП.

Узагальнена схема ІНС зображена на рис. 9.2.



Рис. 9.2. Узагальнена схема ІНС:  
1 – гіростабілізована платформа; 2 – 3-х компонентний акселерометр;  
3 – інтегруючий пристрій (какие здесь символы перед некоторыми r?)

Трикомпонентний акселерометр розташований на гіростабілізованій платформі (ГСП). Акселерометр вимірює вектор прискорення активними силами. Після підсумовування прискорення  з вектором гравітаційного прискорення утворюється вектор повного прискорення .



Уточнимо схему ІНС стосовно навігації об'єкта поблизу поверхні сферичної Землі. Географічна система координат при навігації поблизу Землі показана на рис. 9.3.

Дана система координат прийнята за базову. Вісь направлена по радіус-вектору , що з'єднує центр Землі з точкою знаходження об'єкта. Дві інші осі лежать в площині місцевого горизонту. Вісь направлена по дотичній до паралелі на схід , вісь - по дотичній до місцевого меридіану на північ . Координати розташування об'єкта визначаються довжиною радіус-вектора , широтою и довготою . Якщо знехтувати висотою, то - радіус Землі, а об'єкт рухається по поверхні Землі зі швидкістю (рис. 9.4).



Тоді

|  |  |
| --- | --- |
| , | (9.6) |

де , – північна і східна складові швидкості об'єкта;



– істинний курс об'єкта.



Рис. 9.3. Географічна система координат:  
1 – нульовий меридіан; 2 – екватор, - довгота, - широта



На підставі рис. 9.3 можна отримати наступне співвідношення

|  |  |
| --- | --- |
| , | (9.7) |

де = – радіус паралелі.



Рис. 9.4. Вектор швидкості руху об'єкта і його складові

Припустимо, що за допомогою гіростабілізованої платформи (ГСП) змодельовано на борту об'єкта географічну система координат і на ній встановлено два однокомпонентних акселерометра. Акселерометри на ГСП встановлені так, що вимірювальна вісь одного з них орієнтована на північ (північний акселерометр ), а вимірювальна вісь іншого - на схід (східний акселерометр ). Тоді географічні координати місцезнаходження об'єкту і можуть бути обчислені на основі співвідношень (9.6) і (9.7). Схема ІНС, що вирішить завдання, наведена на рис. 9.5.



Акселерометри і вимірюють відповідно північну і східну , що складають прискорення об'єкта. Після інтегрування на перших інтеграторах північного і східного каналів отримують приріст швидкостей  і . Якщо  і  підсумувати з початковими значеннями швидкостей і , то в результаті отримаємо проекції векторів швидкостей північного і східного напрямів



|  |  |
| --- | --- |
| і . | (9.8) |



Рис. 9.5. Схема принципу побудови інерціальної навігаційної системи:  
1 – ГСП; 2 – акселерометр північного напрямку; 3 – акселерометр східного напрямку; 4 – інтегратори північного каналу; 5 – інтегратори східного каналу; 6,7 – масштабуючі елементи; 8 – обчислювальний канал курсу

На основі сигналів і за допомогою масштабуючих елементів і формуються сигнали і , які далі надходять на входи других інтеграторів: північного і східного . З входів других інтеграторів отримують приріст географічних координат об'єкту і . Після підсумовування і з початковими значеннями географічних координат місцеположення остаточно отримують інформацію про поточні значення широти і довготи



Істинний курс об'єкта виробляється в обчислювальному каналі курсу 8 на підставі складових і .



Для нормального функціонування ІНС (рис. 9.5) необхідно виконати початкову виставку ГСП, тобто осі ГСП повинні бути суміщені з осями географічної системи координат в момент початку роботи системи.



Надалі моделювання системи координат за допомогою ГСП може здійснюватися двома шляхами:



* в розімкнутих ІНС – без використання акселерометрів;
* в замкнутих ІНС – за сигналами акселерометрів.
  + 1. Класифікація ІНС

На ЛА, призначених для здійснення далеких польотів в повітряному просторі, розташованому в безпосередній близькості від поверхні Землі, використовують двох або трьохканальні автономні ІНС замкнутого типу, тобто системи з зворотними зв'язками. Застосування негативних зворотних зв'язків дозволяє істотно підвищити точність навігації і отримати систему, яка не обурюється силами інерції. Залежно від способу побудови ланцюга зворотного зв'язку, від способу реалізації на рухомій основі горизонтальної системи координат або вертикалі ІНС поділяють на: напівавтоматичні, геометричні та аналітичні.

У системах геометричного типу є геометричні образи площини місцевого горизонту, кутів широти і довготи місця розташування об'єкта.

В системах напіваналітичного типу площина місцевого горизонту будується геометрично, а широта і довгота місця обчислюються аналітично в обчислювальному пристрої.

В системах аналітичного типу і побудова вертикалі, і визначення географічних координат місця здійснюються аналітично в обчислювальному пристрої.

ІНС напіваналітичного типу ще класифікуються за типом азимутної орієнтації осей чутливості акселерометрів в площині горизонту:

* системи з географічною орієнтацією в яких виробляються географічні координати місця об'єкта;
* системи з ортодромічною орієнтацією в яких виробляється пройдений об'єктом шлях уздовж заданої траєкторії і переміщення об'єкта в напрямку, перпендикулярному ортодромії;
* системи з вільною в азимуті орієнтацією – за допомогою додаткового перерахункового пристрою виробляються географічні координати місця об'єкта.

Щоб ІНС володіла властивістю необурюваності прискореннями руху об'єкта, побудова вертикалі налаштовується на період маятника Шуллера



**ЛЕКЦІЯ №10**

**ХАРАКТЕРНІ ОСОБЛИВОСТІ І УМОВИ ПОБУДОВИ РІЗНОГО ТИПУ ІНЕРЦІАЛЬНИХ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ**

У загальному випадку при побудові інерційних систем необхідно враховувати наступне:

* способи вимірювання навігаційних параметрів ЛА відносно навігаційної системи відліку ;
* види орієнтації акселерометрів;
* особливості моделювання систем координат;
* методи обліку гравітаційного прискорення;
* методи обліку початкових параметрів руху.

У зв'язку з цим до складу будь-якої інерціальної системи входять наступні функціональні елементи:

* система акселерометрів, що вимірює складові вектора прискорення руху центру мас ЛА під дією активних сил;
* датчики кутової орієнтації, що моделюють навігаційну систему координат або вимірюють її кутову швидкість обертання;
* датчики первинної і вихідної інформації, в тому числі і даних про гравітаційне поле;
* лічильно-вирішальний пристрій для обчислення навігаційних алгоритмів;
* системи відображення вихідної інформації або видачі вихідних сигналів різним споживачам;
* системи управління і корекції похибок.

Введемо в розгляд два базових ортогональних триедра:

– перший базовий триедр, утворений осями чутливості акселерометрів;



– другий базовий триедр, що співпадає з осями чутливості датчиків кутової орієнтації (моделює навігаційну систему координат).



Триедр обертається з абсолютною кутовою швидкістю відносно системи відліку .



Вектор виміряного прискорення в системі координат дорівнює



|  |  |
| --- | --- |
| , | (10.1) |

де , , – орти системи координат .



Запишемо навігаційне рівняння, що враховує абсолютне прискорення центру мас ЛА, у вигляді

|  |  |
| --- | --- |
| , | (10.2) |

де – похідна за часом від вектора швидкості в системі координат , що обертається з кутовою швидкістю .



У рівнянні (10.2) компоненти прискорення вимірюються акселерометрами, гравітаційне прискорення задається одним з яких-небудь способів, швидкість отримують з виходу інтеграторів прискорення, отримують від датчиків кутових швидкостей або датчиків кутової орієнтації.



Положення акселерометрів відносно датчиків кутової орієнтації має такі особливості. Якщо зв'язок між акселерометрами і датчиками кутової орієнтації жорстка, то перший і другий базові триедри співпадають. За допомогою карданових рамок зв'язок між акселерометрами і датчиками кутової орієнтації ЛА може бути гнучкою. В цьому випадку триедри і можуть бути повернені відносно один одного на деякі кути. Значення величин цих кутів, звісно, повинні бути відомими. Тоді перехід від першого базового триедру до другого можна здійснювати на підставі відомих матриць напрямних косинусів



|  |  |
| --- | --- |
| і , | (10.3) |

де ;



– транспонована матриця від матриці .



Другий базовий триедр може обертатися відносно інерціального простору з кутовою швидкістю . Швидкість задається чи вимірюється як



|  |  |
| --- | --- |
| , | (10.4) |

де , , – орти системи координат .



Для вирішення навігаційного завдання відповідно до рівняння (10.2) необхідно визначити вектор кутової швидкості , рівний



|  |  |
| --- | --- |
| , | (10.5) |

де – вектор кутової швидкості триедрів і відносно один одного.



Тоді навігаційне рівняння (10.2) з урахуванням (10.5) набуває вигляду

|  |  |
| --- | --- |
| . | (10.6) |

Виходячи з виразу (10.6), можна виділити наступні характерні особливості і умови побудови різного типу інерційних систем навігації.

**Інерціальна система аналітичного типу**

У ІНС такого типу перший і другий базові триедри збігаються і не обертаються в інерціальній просторі. Орієнтація триедру зазвичай збігається з навігаційною системою . Тоді характерними особливостями такої системи є



|  |  |
| --- | --- |
| ; ; ; . | (10.7) |

**Інерціальна навігаційна система напіваналітичного типу**

У ІНС такого типу обидва базових триедрів збігаються з географічною (горизонтальною) системою координат .

У загальному вигляді така ІНС характеризується наступними умовами

|  |  |
| --- | --- |
| , , , , | (10.8) |

де – відповідні абсолютній кутовій швидкості на осі горизонтальної системи координат.



Для отримання виразу для розглянемо на рис. 10.1.



Рис. 10.1. Параметри руху в проекціях на осі географічної (горизонтальної) системи координат:  
 – вектор шляхової швидкості; – вектор кутовий швидкості обертання Землі; – шляховий кут



На основі рис. 10.1

|  |  |
| --- | --- |
| ;  . | (10.9) |

Залежно від способу орієнтації в азимуті напіваналітичні системи підрозділяються на:

а) вільні в азимуті, у яких вертикальна складова кутової швидкості базових триедру ;



б) меридиальні, у яких:

* одна з горизонтальних осей триедру поєднується з напрямком географічного меридіана;
* вертикальна складова кутової швидкості дорівнює

;



с) ортодромічні, у яких одна з горизонтальних осей орієнтована у напрямку ортодромії (), а .



**Інтегральна система пов’язаного типу**

Базові триедри ІНС такого типу збігаються зі пов'язаної з ЛА системою координат .



Така ІНС називається безплатформною (БІНС). Всі чутливі елементи в БІНС встановлюється не на ГСП, а жорстко кріпляться на корпусі ЛА.

БІНС характеризується такими умовами

,



де – кутова швидкість пов'язаної системи координат відносно нерухомої (інерційної).



**Інерціальна система напівпов’язаного типу.**

У ІНС такого типу базові триедри збігаються з напівпов’язаною системою координат . Система координат має свободу руху відносно пов'язаної з ЛА системи координат .



Напівпов’язана система координат зазвичай моделюється різними гіростабілізаторами.

**Інерціальна система геометричного типу.**

У таких ІНС перший базовий триедр поєднується з горизонтальною системою координат, а друга – не обертається відносно інерціального простору.

ІНС геометричного типу характеризується наступними умовами

,



де , – орти інерціальної системи координат .



За інерційну систему координат найчастіше приймають екваторіальну систему координат.

Як приклад розглянемо схему ІНС з системою координат, що обертається (рис. 10.2).



Рис. 10.2. Функціональна схема ІНС з системою координат, що обертається:  
1 – блок акселерометрів; 2 – ГСП; 3 – блок датчиків кутової орієнтації;

… – обчислювальні пристрої (блок 2 пустой)



Принцип побудови даної ІНС заснований на використанні акселерометра і датчиків кутової орієнтації. Блок акселерометрів 1 вимірює вектор прискорення; гіростабілізована платформа 2 здійснює кінематичний зв'язок акселерометрів з датчиками кутової орієнтації 3. Кінематичний зв'язок між першим та другим базовими триедрами визначається за допомогою матриці напрямних косинусів . Обчислювач є основним навігаційним обчислювачем. Його завдання полягає у виробленні поточної інформації про координати центру мас ЛА () і вектора швидкості (). Обчислювач призначений для обчислення коріолісового прискорення ; – обчислювач вектора гравітаційного прискорення ; – обчислювач керуючих сигналів системи кутової стабілізації акселерометрів.



Інерціальна навігаційна система може бути побудована тільки на датчиках лінійних прискорень (акселерометрах). Для реалізації таких ІНС може бути використано шість, дев'ять і більше однокомпонентних акселерометрів, що мають різні орієнтації осей чутливості.

Якщо гравітаційне прискорення задається або обчислюється в спеціальному обчислювачі, то для побудови ІНС досить шести акселерометрів. Нехай осі чутливості акселерометрів утворюють перший базовий триедр , а осі чутливості акселерометрів – відповідно другий базовий триедр . Розташуємо акселерометри на загальній жорсткій основі 1. Відстань між полюсами триедру позначимо через . Загалом – це радіус-вектор, що поєднує точки і . Однойменні осі триедрів розташуємо паралельно (, , ).



Функціональна схема ІНС на базі шести акселерометрів приведена на рис. 10.3.



Рис. 10.3. НС на основі шести акселерометрів:  
1 – жорстка основа; , – акселерометри



Виходячи з сигналів акселерометрів отримаємо наступні навігаційні рівняння

|  |  |
| --- | --- |
|  | (10.10) |

|  |  |
| --- | --- |
|  | (10.11) |

|  |  |
| --- | --- |
| ; | (10.12) |

|  |  |
| --- | --- |
| ; | (10.13) |

.



Таким чином, два векторних рівняння (10.10) і (10.11) містять дві невідомі величини и . Спільне рішення рівнянь (10.10) – (10.13), з урахуванням заданого вектора , дозволяє повністю вирішити навігаційну задачу.



**ЛЕКЦІЯ №11**

**ОСНОВИ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЇ**

**Принципове рішення задачі створення інерціальної навігаційної системи**

Постановка задачі: В просторі рухається об'єкт. Необхідно на його борту в кожен момент часу отримувати інформацію про орієнтацію, швидкості і координатах цього об'єкта відносно планети. А планета рухається відносно системи відліку. Тобто поставимо завдання створення системи, яка генерує в кожен момент часу руху об'єкта зазначену інформацію.

Для вирішення поставленого завдання розглянемо рухи об'єкта відносно планети (рис. 11.1).

Введемо позначення.

Системи координат і їх орти:

– пов’язана з об’єктом , – її орти, – полюс об’єкта;



– пов’язана з планетою, – її орти;



– пов’язана з інерціальною системою відліку, – її орти.



Рис. 11.1. Рухи об'єкта відносно планети



Рис. 11.2 Рухи об'єкта відносно планети з позначенням систем координат

Вектори:

– прискорення і швидкості полюса відносно інерціальної системи відліку;



– радіус-вектори полюса об'єкта відносно початку планетної системи відліку;



– абсолютна кутова швидкість планети;



– абсолютна кутова швидкість об'єкта;



– умовне прискорення полюса об'єкта;



– гравітаційне прискорення полюса об'єкта.



Проекції векторів (наведено в табл. 11.1).

Таблиця 11.1

Проекції векторів

|  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  | - |  |  |
|  | - |  |  | - |  |  | - |

Напрямні косинуси від планетної системи координат до об'єктної

|  |  |
| --- | --- |
| , | (11.1) |

де , – орти відповідних координатних осей , .



Початкові умови:

– значення напрямних косинусів в початковий момент часу ;



– значення проекцій векторів , на осі системи координат .



Застосувавши операцію абсолютного диференціювання за часом (АДЧ) до рівності (11.1), отримаємо

|  |  |
| --- | --- |
| . | (11.2) |

Таким чином, орт належить планетній системі координат, що обертається відносно інерціальної системи відліку з кутовою швидкістю , а орт належить об'єктній системі координат, що обертається відносно інерціальної з кутовою швидкістю , то



|  |  |
| --- | --- |
|  | (11.3) |

Підставимо (11.3) в (11.1) отримаємо

|  |  |
| --- | --- |
| . | (11.4) |

Вектор заданий проекціями в планетній системі координат, а вектор представимо через проекції в об'єктної системі координат



|  |  |
| --- | --- |
|  | (11.5) |

Підставивши (11.1) в (11.4), отримаємо

|  |  |
| --- | --- |
| . | (11.6) |

Використовуючи (11.1), складемо вираз

|  |  |
| --- | --- |
|  | (11.7) |

Підставивши (11.7) в (11.6) отримаємо

|  |  |
| --- | --- |
| . | (11.8) |

Використовуючи символ Лєві-Чівіта:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (11.9) |

перепишемо (11.8)

|  |  |
| --- | --- |
| . | (11.10) |

За визначенням кінематики

|  |  |
| --- | --- |
|  | (11.11) |

Використавши визначення удаваного прискорення полюса об'єкта

|  |  |
| --- | --- |
| , | (11.12) |

де – гравітаційне прискорення.



З урахуванням (11.12), перепишемо (11.11) так

|  |  |
| --- | --- |
| . | (11.13) |

Задавши вектори , в об'єктній системі координат, що обертаються відносно інерціальної з кутовою швидкістю , запишемо , і отримаємо рівняння



|  |  |
| --- | --- |
| ; | (11.14) |

|  |  |
| --- | --- |
| , | (11.15) |

де , – локальні похідні за часом в об'єктній системі координат.



Перепишемо (11.14), (11.15) у вигляді

|  |  |
| --- | --- |
| ; | (11.16) |

|  |  |
| --- | --- |
| . | (11.17) |

При сферичному полі тяжіння планети силова функція цього поля має вигляд

|  |  |
| --- | --- |
| , | (11.18) |

де – константа, яка дорівнює добутку маси планети на її гравітаційну сталу;



– радіус планети.



Тоді вектор визначається як



|  |  |
| --- | --- |
| , | (11.19) |

де в силу (11.18)

|  |  |
| --- | --- |
| , | (11.20) |

|  |  |
| --- | --- |
| . | (11.21) |

Підставимо (11.20) в (11.21) отримаємо

|  |  |
| --- | --- |
| . | (11.22) |

Так як

|  |  |
| --- | --- |
| , | (11.23) |

то

|  |  |
| --- | --- |
| . | (11.24) |

Позначимо

|  |  |
| --- | --- |
|  | (11.25) |

і помітимо, що це функція змінних . Використовуючи (11.24), перепишемо (11.25)



|  |  |
| --- | --- |
| . | (11.26) |

Спроектувавши (11.26) на осі системи координат , отримаємо його в скалярній формі



|  |  |
| --- | --- |
| . | (11.27) |

Отже, при сферичному поясі тяжіння планети проекції вектора гравітаційного прискорення полюса об'єкта на осі об'єктної системи координат є нелінійними функціями проекцій радіуса-вектора полюса об'єкта на осі цієї ж системи координат.

Запишемо векторні рівняння (11.16), (11.17) в скалярній формі. Для цього помножимо кожне з них на орт і отримаємо



|  |  |
| --- | --- |
| ; | (11.28) |

|  |  |
| --- | --- |
| . | (11.29) |

Вектори , , задані проекціями в об'єктній системі координат, тому (11.28), (11.29) перепишемо у вигляді



|  |  |
| --- | --- |
| ; | (11.30) |

|  |  |
| --- | --- |
| . | (11.31) |

Використовуючи символ Лєві-Чівіта (11.9), перепишемо (11.30), (11.31) як

|  |  |
| --- | --- |
| ; | (11.32) |

|  |  |
| --- | --- |
| . | (11.33) |

Вектори , представляються виразом через їх проекції на осі об'єктної системи координат



|  |  |
| --- | --- |
| . | (11.34) |

Помноживши кожне з цих вихідних рівності на орт скалярно і використавши (11.1), отримаємо

|  |  |
| --- | --- |
| ; | (11.35) |

|  |  |
| --- | --- |
| . | (11.36) |

Отже, отримані рівняння (11.10), (11.32), (11.33), формули (11.25) і залежності (11.27), (11.35), (11.36) , які дозволяють вказати склад системи, що генерує на борту об'єкта інформацію про його орієнтації, швидкості і координати в просторі.

Ця система повинна, по-перше, генерувати в кожен момент часу інформацію про проекції , векторів , . По-друге, вона повинна запам'ятати інформацію про гравітаційне поле (величини , або силову функцію ) і проекції вектора кутової швидкості планети. По-третє, вона повинна мати інформацію про початкові умови , , . По-четверте, ця система повинна мати в своєму складі обчислювальний пристрій, здатний вирішувати диференціальні рівняння (11.10), (11.32), (11.33) в реальному масштабі часу.



Описана система, в якій інформація про проекції , генерується на інерціальної навігаційної системи (ІНС).



**Узагальнена блок-схема ІНС**

Введемо деякі поняття і визначення:

* положення об'єкта в просторі будемо визначати координатами його полюса відносно базової системи координат;
* рух об'єкта в просторі будемо визначати проекціями вектора швидкості його полюса на осі об'єктної або базової системи координат;
* орієнтацію об'єкта в просторі будемо визначати напрямними косинусами від базової до об'єктної системі координат;
* навігаційною інформацією (НІ) називається сукупність змінних, що визначають положення, рух і орієнтацію об'єкта в просторі в кожен момент часу;
* апріорної інформацією (АІ) називається сукупність величин і функцій, що визначають гравітаційне поле, обертання планети і значення навігаційної інформації в початковий момент часу;
* вимірюваною інформацією (ВвимІ) називається сукупність вихідних сигналів інерційних датчиків і інших датчиків;
* інерціальною інформацією (ІНІ) називається сукупність шести скалярних змінних, три з яких визначають поступальний рух, інші три - його кутовий рух найчастіше, це три проекції вектора вдаваного прискорення полюса об'єкта і три проекції вектора його абсолютної кутової швидкості на осі об'єктної системи координат;
* алгоритмом функціонування ІНС називається послідовність вимірювальних і обчислювальних операцій виконання яких дозволяє отримати навігаційну інформацію.

На рис. 11.3 зображена узагальнена блок-схема ІНС, де вказані такі блоки:

0 – блок зберігання апріорної інформації (АІ);

1 – блок вимірюваної інформації (ВвимІ);

2 – блок інерційної інформації (ІНІ);

3 – блок навігаційної інформації (НІ);

4 – базовий обчислювальний пристрій (БОП);

5 – джерело енергії (ДЕ).



Рис. 11.3. Узагальнена блок-схема ІНС

Блок «0» зберігання апріорної інформації – це ЗП БЦОМ.

Блок «1» вимірюваної інформації – це блок інерціальних датчиків і інших датчиків, що генерують або безпосередньо дають інерційну інформацію, або інформацію, що дозволяє її обчислити.

Блок «2» інерційної інформації – це або вбудований в блок «1» спеціальний обчислювальний пристрій або частина БЦОМ, що обробляє вимірювану інформацію з метою отримання інерційної інформації.

Блок «3» навігаційної інформації – це БОП, в якому на основі апріорної і інерційної інформації обчислюється навігаційна інформація.

Джерело енергії «5» необхідний для забезпечення працездатності блоків «1» – «4».

**Функціонування ІНС**

Математична модель функціонування ІНС. Цією моделлю будемо називати сукупність рівнянь і формул, що дозволяють скласти алгоритм функціонування ІНС. Раніше були отримані рівняння (11.10), (11.32), (11.33), і формули (11.27), (11.35), (11.36). Запишемо їх у розгорнутій формі

|  |  |
| --- | --- |
|  | (11.37) |

|  |  |
| --- | --- |
|  | (11.38) |

Запишемо (11.37) в матричній формі. Для цього введемо матриці

|  |  |
| --- | --- |
|  | (11.39) |



|  |  |
| --- | --- |
| . | (11.40) |

Використавши ці матриці, запишемо диференціальні рівняння (11.37)

|  |  |
| --- | --- |
| , | (11.41) |

якби множник в (11.38) не був функцією змінних , , , то компоненти матриці були б тільки функціями часу. Тому, в загальному випадку, матричне диференціальне рівняння (11.41) є нелінійним. В окремому випадку, коли величину можна вважати сталою, рівняння (11.41) є лінійним з коефіцієнтом , який залежить тільки від часу.



**Алгоритм функціонування ІНС**

На основі попередніх результатів складемо алгоритм функціонування ІНС. Він являє собою наступні операції.

1. Задати:

, – інтервал часу функціонування;



– крок дискретності обчислень;



– гравітаційна стала;



– радіус планети (Землі).



 – початкові умови.

1. =



;



;



.



;



;



.



.



;



;



;



.



1. .



1. Вивести – перемінні навігаційної інформації.



1. =.



1. Якщо тоді перейти до 2. Якщо , тоді перейти до 10 (10го пункта нет).



1. Закінчити.

Виходячи з цього алгоритму можна пред'явити вимоги до бортового обчислювального пристрою ІНС, тобто визначити обсяг пам'яті, визначити швидкодію цього пристрою.

**Основні класи ІНС**

Схема безплатформної ІНС (БІНС) представлена на рис. 11.4. Блок «1» вимірюваної інформації являє собою три датчика поступального руху і три датчика кутового руху, що встановлені по осях зв'язаної з об'єктом системи координат. Блоки «0», «3» мають ті ж функціональні призначення, що і в узагальненій блок-схемі (рис. 11.3).



Рис. 11.4. Схема БІНС

Якщо в якості датчиків поступального руху використовуються акселерометри, а в якості датчиків кутового руху – гіроскопічні датчики кутової швидкості, то блок «1» видає спеціальну інформацію, а значить – блок «2» в цьому випадку не потрібен.

Алгоритм функціонування БІНС є загальний алгоритм функціонування ІНС.

Схема платформної ІНС представлена на рис. 11.5.



Рис. 11.5. Схема платформної ІНС

На об'єкті 0 встановлена стабілізаційна платформа 1, на якій жорстко закріплені інерціальні датчики 2, 3, 4 поступального руху. По осях стабілізації платформи встановлені (ДК) датчики кутів 5, 6, 7 її поворотів відносно об'єкта. ДК і інерціальні датчики підключені до БЦОМ (8). За інформацією з ДК в БЦОМ обчислюється інформація про орієнтацію об'єкта, а за інформацією з інерційних датчиків поступального руху обчислюється інформація про рух і положення об'єкта.

Стабілізована платформа може бути реалізована за допомогою ГСП (трьохосний ГС). Інерціальні датчики поступального руху – це або акселерометри, або гідроінтегратори лінійних прискорень.

Існує 3 типи платформних ІНС: геометрична, напіваналітична, аналітична. Вони відрізняються один від одного видом стабілізованої платформи і кількістю обчислювальних операцій, що вимагаються для обчислення інформації про рух і положення об'єкта. У ІНС геометричного типу таких операцій найменша кількість, в ІНС аналітичного типу найбільша.

Найпростіша схема платформної ІНС – це система, в якій платформа фізично моделює географічну систему координат, а на платформі встановлено взаємно ортогонально три акселерометра, а сигнали з цих акселерометрів подаються на інші інтегратори; вихідні сигнали тих і інших інтеграторів – це і є вихідна інтегруюча інформація.

**ЛЕКЦІЯ №12**

**НАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ**

**Загальні відомості**

Основним завданням навігації або літаководіння є виведення ЛА з допустимим ступенем точності в заданий пункт по заданому маршруту і в заданий час.

У навігаційній практиці існує кілька навігацій, що представляють собою сукупність взаємопов'язаних обчислювальних операцій, що дозволяють визначити поточне значення координат місцезнаходження і складові швидкості ЛА в обраній системі відліку на підставі вимірювань первинних навігаційних параметрів.

Навігаційні пристрої, що використовують різні методи навігації, відрізняються один від одного способами отримання первинної навігаційної інформації (інерційні, радіотехнічні, астрономічні, світлотехнічні, геотехнічні) характером взаємодії з навколишнім середовищем (автономні, неавтономні, змішані) і способом визначення координат місцезнаходження ЛА (обчислення шляху, ліній і поверхонь положення і оглядово-порівняльний).

**Метод обчислення шляху**

Цей метод навігації заснований на отриманні координат місцезнаходження шляхом інтегрування за часом виміряних швидкостей або прискорень і реалізується на основі повітряного, допплерівського і інерціального способів їх вимірювання.

Повітряне обчислення шляху полягає у визначенні координат місцезнаходження ЛА шляхом інтегрування складових його повітряної істинної швидкості  і швидкості вітру в горизонтальній системі координат , поверненою по відношенню до географічної системи координат на кут . При цьому вісь збігається з заданим напрямом польоту. Тоді складові шляху представлятимуть шлях, пройдений в заданому напрямку (складова по осі ), і бокове відхилення від заданого напрямку (складова по осі ). Умовою польоту по заданій траєкторії буде .



Нехай літак в даний момент часу знаходиться в точці (рис. 12.1). Його рух характеризується істинної швидкістю і курсом . Переміщення ЛА відносно Землі визначається шляховою швидкістю і шляховим кутом ПК, що дорівнює сумі



,

де – кут зносу.

Кут – це кут між горизонтальними проекціями істинної повітряної швидкості і шляхової швидкості , де .



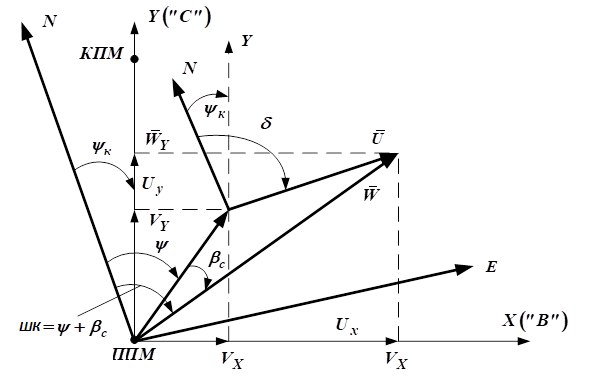


Рис. 12.1. Умовна прямокутна система координат

Параметрами, котрі характеризують вітер, є швидкість вітру і його напрямок .



Проекціями на осі кутової системи координат будуть



.



Оскільки вектори і в процесі польоту не є , то для отримання складових шляху в напрямку координатних осей необхідно інтегрувати складові шляхової швидкості і :



|  |  |
| --- | --- |
| ; | (12.1) |

|  |  |
| --- | --- |
| . | (12.2) |

Системи, що визначають координати ЛА відповідно до рівнянь (12.1) і (12.2), називаються навігаційними автоматами, наприклад НОП-ВІ – навігаційний обчислювальний пристрій.

У всіх системах обчислення шляху справжня повітряна швидкість вимірюється датчиком типу ДПШ, або видається централлю швидкості або висоти (ЦШП або ВПШ).

Сигнали курсу надходять або від компаса, або від курсової системи.



Кут карти , а також швидкість повітря і кут напряму вітру вводяться вручну в пристрій, який називається задатчиком вітру (ЗВ). Дані про вітер видають метеостанції або вимірюються на борту оптичними або радіотехнічними засобами.



**Метод допплерівського обчислення шляху**

Метод допплерівського обчислення шляху є більш точним, так як для своєї реалізації він не вимагає даних про параметр вітру.

Тут координати ЛА визначаються шляхом інтегрування горизонтальних складових шляхової швидкості , вимірюваної бортовою допплерівською станцією. Вимірювачі шляхової швидкості та зносу ДВШЗ мають похибку вимірювання , а . При допплерівському обчисленні шляху координати , визначаються рівнянням



|  |  |
| --- | --- |
| ; | (12.3) |

|  |  |
| --- | --- |
| . | (12.4) |

Система ЗКК – задатчик кута карти служить для введення в навігаційний пристрій кутів курсу і кута карти .



Допплерівське обчислення шляху – основний режим роботи ряду сучасних комплексних навігаційних систем, прикладом якого служить автоматичний навігаційний пристрій АНП-1.

**Автоматичний навігаційний пристрій АНП-1**

У навігаційному пристрої АНП-1 використовується допплерівське і повітряне обчислення шляху, що підвищує його надійність і перешкодозахищеність. В обох випадках для визначення координат необхідно інтегрувати шляхову швидкість .



Обчислення шляху відбувається в умовній прямокутній системі координат , розгорнутій відносно географічної системі координат на кут карти (див. рис. 12.1). При цьому ось (напрямок на умовний північ «П») проходить вихідний ИПМ та кінцевий КПМ пункти маршруту. При цьому ось спрямована на умовний схід «С».



При допплерівському обчисленні шляху на основі інформації про:

* курс , що надходить від курсової системи КС;



* кут карти , введеного вручну льотчиком;



* кут зносу і шляхової швидкості , вимірюваних за допомогою ДВШЗ, будується вектор і розкладається на складові та .



Інтегруючи ці складові з урахуванням початкових координат і , отримують за допомогою рівнянь (12.3) і (12.4) поточні координати в напрямку на умовний північ «П» і в напрямку на умовний схід «С».



Допплерівський вимірювач схильний до дій природних (при польоті над морем і в горах) і штучних перешкод, тому в зазначених випадках ДВШЗ відключається і координати , обчислюються методом повітряного обчислення. При цьому будуються вектори істинної повітряної швидкості , виміряні за допомогою датчика істинної повітряної швидкості і швидкості вітру , (передаються швидкість вітру і кута вітру з метеостанцій по каналу радіозв'язку або вимірюються на борту). потім вектори і розкладаються по осях умовної системи координат і їх суми інтегруються за допомогою рівнянь (12.1) та (12.2).



Функціональна схема АНП-1 приведена на рис. 12.2.

АНП-1 має три режими роботи:

1. ДВШЗ – режим допплерівського обчислення шляху (основний).

Перемикач В1 включений і значення і , виміряні ДВШЗ подаються в блок комутації (БК). При цьому надходить на синусно-косинусний потенціометр СКП1, а – на суматор С1, де додаються з , що подається від задатчика ЗКК. Величина подається також в СКП1, на виході якого формуються складові шляхової швидкості:



і

.



Потім ці складові через нормально замкнуті контакти реле і поступають на лічильник координат , де інтегруються за допомогою інтегруючих двигунів з урахуванням початкових координат, в результаті чого, стрілки «П» і «С» лічильника повернуться на кути, пропорційні обчисленим координатами і в кілометрах.



Одночасно складові і через нормально замкнуті контакти реле поступають на суматор кута «Пам'ять вітру» КПВ. На цей суматор подаються складові и істинної повітряної швидкості, що формуються синусно-косинусним потенціометром , на який від надходить різниця , а від датчика повітряної швидкості ДПШ – величина , що обчислюється ДПШ на основі повного і статичного тисків, що подаються від ППТ, і температури зовнішнього повітря, що поступає від приймача .



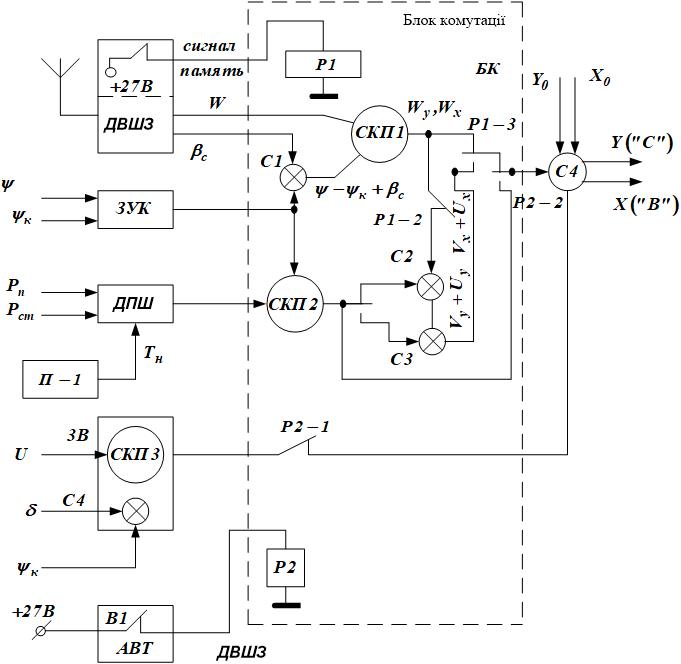


Рис. 12.2. Автоматичний навігаційний пристрій АНП-1

У суматорі обчислюються складові швидкості вітру у вигляді та .



1. «Пам'ять».

«Пам'ять» – проміжний режим роботи АНП-1, який використовує для формування складових і обчислених у вузлах «Пам'ять вітру» значення і , а так само складові і що йдуть з виходу .



У разі природних і штучних перешкод, а так само при великих кутах крену ДВШЗ автоматично відключається. При цьому з ДВШЗ на реле блока комутації () надходить сигнал «пам'ять» у вигляді сигналу , що призводить до відключення виходу від (контакти встановлюються вниз) і від суматора (контакт розмикаються), а так само до перемикання виходу від суматора до суматору (контакти встановлюються вниз).



В результаті на суматор надходять обчислені і після успішної реєстрації в складові і швидкості вітру і від складові і істинної повітряної швидкості. В суматорі додаються та і через замкнуті контакти та подаються для інтегрування в лічильник.



Інформація про вітер, після успішної реєстрації в швидко застаріває, тому через двадцять, тридцять хвилин після відключення ДВШЗ необхідно перейти в автономний режим.



1. «Автономний» режим».

Автономний режим АНП-1 базується на повітряному обчисленні. Для переходу системи в цьому режимі перемикач встановлюють «», що призводить до спрацьовування реле , контакти якого замикаються, а – встановлюються вниз.



На задатчику вітру вручну вводяться значення швидкості вітру (надходить на синусно-косинусний потенціометр ), кута вітру і кута карти (які спочатку поступають в суматор , а потім – в ). При цьому на виході формуються складові вітру у вигляді та .



Складові і швидкості вітру і , істинної повітряної швидкості подаються на лічильник для додавання.



При поновленні роботи ДВШЗ реле знеструмлюється, перемикач ставлять в положення «ДВШЗ», при цьому реле знеструмлюється і схема приходить в режим «ДВШЗ».



Похибка обчислення у відсотках від пройденого шляху становить в режимі «ДВШЗ» – ; в режимі «пам'ять» – ; в режимі «Автономний» – до .



**Навігаційний обчислювальний пристрій НОП-ВІ**

НОП-ВІ служить для вирішення наступних завдань:

* визначення умовних прямокутних координат , ЛА;



* визначення полярних координат об'єкту (цілі) з відомими прямокутними координатами;
* корекція за даними РЛС обчислюваних прямокутних координат літального апарату;
* розшифровка об'єктів, видимих на екрані РЛС.

Комплектація НОП-ВІ представлена на рис. 3.

НОП-ВІ складається з:

* вказівника-задатчика координат для обчислювача і відліку прямокутних координат , і введення координат цілі;



* блоку навігаційного побудовника (не уверен, что существует подходящее слово в укр.) для визначення вектора шляхової швидкості;



* блоку перетворювача координат прямокутних в полярні;



* вказівника дальності до мети ;



* задатчика вітру і кута карти ;



* блоку живлення .



Рис. 12.3. Навігаційне обчислювальний пристрій НОП-ВІ

Для своєї роботи НОП-ВІ від курсової системи використовує сигнали курсу, від централі швидкості і висоти ЦШВ – 1М (або СПШ) – сигнали про істинну повітряної швидкості, сигнали від і для радіолокаційного прицілу.



Принцип дії НОП-ВІ заснований на використанні методу повітряного обчислення шляху.

Координати , літака визначаються в умовній системі координат (див. рис. 12.1) за формулами (12.1) і (12.2). Вибором зазвичай сполучають вісь із заданим напрямом польоту, наприклад з ортодромії.



Початкові координати , і , швидкість вітру , кут вітру вводяться вручну.



На задатчику швидкості вітру формуються складові

;



;



.



Різниця надходить в блок навігаційного побудовника, де формується і , що подаються далі на для формування та і формування і . В блоці обчислюються і шляховий кут ШК, відлічуваний від осі і, що визначається зі співвідношення (рис. 12.4).



|  |
| --- |
|  |



Рис. 12.4. Полярна система координат

Сигнали ШК з навігаційного побудовника надходить в блок перетворювача координат для визначення кута довороту на ціль.



Модуль вектора шляхової швидкості в блоці обчислюється за формулою



.



Складові і інтегруються у вказівнику задатчика координат .



Обчислювані координати літака , і, які вводяться вручну, координати цілі і індиціюються на лічильниках вказівника-задатчика. Вихід блока і надходять в перетворювач координат і радіолокаційний приціл. У блоці перетворення координат обчислюються полярні координати цілі – дальність до цілі і кут довороту (КД) на ціль.



Дальність до цілі знаходиться зі співвідношення

.



Кут довороту (кут між вектором і напрямком на ціль) визначається як



,



де – пеленг цілі – кут між віссю і напрямком на ціль.



Сигнали дальності відпрацьовуються й індиціюються на покажчику дальності , а кут вказником курсової системи.



Похибка системи від пройденої відстані.



**ЛЕКЦІЯ №13**

**МЕТОДИ КОНТРОЛЮ ДАТЧИКІВ І ПІДСИСТЕМ ПЕРВИННОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ ІНФОРМАЦІЇ СИСТЕМ ОРІЄНТАЦІЇ І НАВІГАЦІЇ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ**

**Контроль і діагностика інерціальної навігаційної системи**

Одним з показників, що характеризують якість інформаційно-вимірювальних систем (ІВС) є надійність, тобто властивість об'єкта зберігати в часі значення всіх параметрів у встановлених межах і виконувати необхідні функції для заданих умов експлуатації. Теоретичні та практичні дослідження, спрямовані на підвищення надійності ІВС, безпосередньо пов'язані з вирішенням завдань зниження кількості відмов, несправностей та збоїв ІВС.

Метою даної роботи є узагальнення вже відомих і перспективних методів підвищення надійності та відмовостійкості окремих компонент і в цілому інформаційних систем орієнтації і навігації літальних апаратів (ЛА) під час розв'язання задачі комплексним методом, тобто – вироблення рішення про порушення в системі в умовах відсутності можливості використання вхідних тестових сигналів. Дане питання розглянемо на базі інерціальної навігаційної системи (ІНС).

Пілотажно-навігаційні комплекси ЛА можуть бути побудовані із застосуванням гіростабілізованої платформ і без них. Як у платформних так і безплатформних особливе місце займають прилади орієнтації і навігації, від надійності і точності роботи яких залежить надійність і точність виконання навігаційних завдань, поставлених перед всім ЛА і його місією. У зв'язку з цим далі розглядається принцип побудови системи контролю безплатформної інерціальної навігаційної системи (БІНС) безпілотного літального апарата (БПЛА). Вважаємо, що для вирішення навігаційного завдання на корпусі БПЛА розташовані тріади акселерометрів і датчиків кутових швидкостей, а також приймачі супутникової навігаційної системи (GPS/ГЛОНАСС). З метою спрощення розгляду даного питання обмежимося двома системами координат: пов'язаної з корпусом – OXYZ літального апарата і  – всесвітньої геодезичної системою координат WGS-84, відносно якої визначаються координати і швидкості центру мас ЛА за допомогою супутникової навігаційної системи (СНС). Відносне положення зазначених систем координат після відповідних послідовних поворотів на кути нишпорення, тангажа та крену наведено на рис. 13.1.

Суть методу контролю ІНС полягатиме в наступному. Як відомо прискорення центру мас об'єкту в інерціальній системі координат може бути представлено у вигляді

|  |  |
| --- | --- |
| , | (13.1) |

де  – вектор вдаваного прискорення;

 – вектор сили тяжіння;

 – вектор абсолютного прискорення.

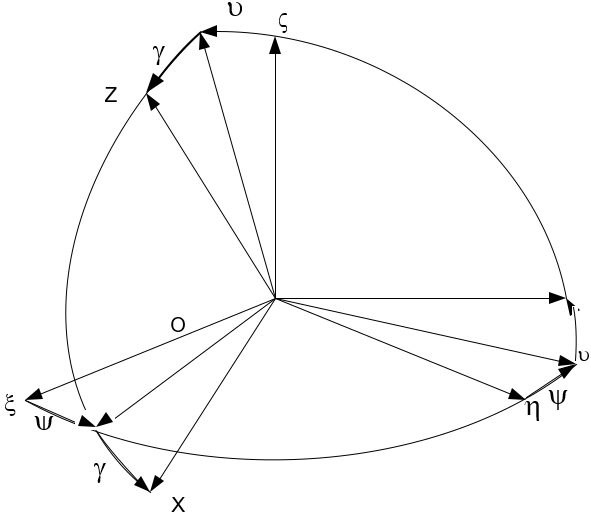


Рис.13.1. Відносне положення пов'язаної OXYZ і нерухомої  систем координат

Величина і напрямок вдаваного прискорення  задані проекціями , ,  на осі XYZ пов'язаної системи координат, величини  і  відповідно задані проекціями , ,  та , ,  теж на осі пов'язаної системи координат XYZ.

Проекції , ,  вимірюються акселерометрами лінійних прискорень, осі чутливості яких паралельні осям пов'язаної системі координат XYZ. Для визначення проекцій , ,  абсолютного прискорення скористаємося співвідношенням

|  |  |
| --- | --- |
|  | (13.2) |

або відповідно у проекціях:

|  |  |
| --- | --- |
| ; | (13.3) |

|  |  |
| --- | --- |
| ; | (13.4) |

|  |  |
| --- | --- |
| , | (13.5) |

де  – вектор лінійної швидкості об’єкта, величина та напрям якого визначаються проекціями , ,  на осі пов’язаної системи координат XYZ;

 – вектор лінійної швидкості об’єкта, величина та напрям якого визначаються проекціями , ,  на осі пов’язаної системи координат XYZ.

Для визначення проекцій , ,  прискорення сили тяжіння на осі пов’язаної системи координат XYZ використовуємо відношення

|  |  |
| --- | --- |
| , | (13.6) |

де  – вектор прискорення сили тяжіння, величина та напрям якого задані на осі горизонтальної земної нерухомої системи координат. Відповідні матриці переходу , ,  мають наступний вигляд

|  |  |
| --- | --- |
|  | (13.7) |

Матриці повороту пов’язаної системи координат відносно земної нерухомої системи координат , у якій прискорення сили тяжіння направлено вниз по осі , дозволяють отримати проекції вектора прискорення сили тяжіння на осі , ,  у вигляді

|  |  |
| --- | --- |
|  | (13.8) |

де кути  і  орієнтації БПЛА можуть бути отримані за рахунок:  
а) – обчислювальних процедур, що безпосередньо перевіряються ІНС,  
б) – з виходу надлишкових датчиків кутів, в) – шляхом інтегрування вихідних сигналів ДКШ, г) – за рахунок відповідної обробки інформації надлишкових приймачів СНС.

Аналогічно для визначення проекцій , ,  вектора  лінійної швидкості використовуємо вираз

|  |  |
| --- | --- |
| , | (13.9) |

де , ,  – проекції вектора  лінійної швидкості БПЛА на осі нерухомої географічної системи координат , які відповідно дорівнюють

|  |  |
| --- | --- |
|  | (13.10) |

Отримані вище вирази (13.3) – (13.5), (13.7), (13.8) і (13.10) підставимо у вихідний вираз (13.1). Тоді остаточно отримаємо критерій оцінки працездатності каналів ІНС відповідно осей ,  і  в наступному вигляді

|  |  |
| --- | --- |
|  | (13.11) |

Як видно з виразів (13.11), при виконанні умови рівності лівих і правих частин, канали ІНС по осях ОX, ОY і ОZ вважаються справними, в іншому випадку той канал вважається несправним, в якому дана рівність не виконується.

**Контроль і діагностика ДУС при їх дуальній схемі включення**

Далі розглянемо варіант перевірки працездатності датчиків кутової швидкості при їх дуальної схемі включення. При цьому датчик ДКШ1 безпосередньо включений у схему автопілоту і його відключення для перевірки працездатності зі схеми автопілоту неприпустимо. Другий датчик ДКШ2 знаходиться у гарячому резерві. За допомогою перемикачів К1 і К2 вихідні сигнали ДКШ1 і ДКШ2 можуть підключатися до системи діагностики, яка в свою чергу пов'язана з блоком прийняття рішення (рис. 13.2). Введемо наступні позначення:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (13.12) |

де ,  – відповідно сигнали на виходах датчиків кутової швидкості ДКШ1 і ДКШ2 за умови функціонування поза схемою автопілоту та встановлення їх на контрольній платформі, що обертається;

 – вхідний сигнал кутової швидкості, що формується за допомогою платформи;

 ,  – помилки вимірювання відповідно ДКШ1 і ДКШ2.

Надалі вважаємо .



Рис. 13.3. Схема дуальної системи діагностики датчика кутової швидкості ДКШ1 безпосередньо включеного у схему автопілоту

Вихідний сигнал датчика кутової швидкості ДКШ1, включеного у схему автопілоту, представимо у вигляді

|  |  |
| --- | --- |
| , | (13.13) |

де  і  – відповідно вихідний сигнал ДКШ1 і його додаткова похибка при функціонуванні у схемі автопілоту при вимірюванні кутової швидкості ДКШ1 у режимі обертання ЛА з кутовою швидкістю .

За допомогою ключів К1 і К2 подаються вихідні сигнали ДКШ1 і ДКШ2 на вхід системи діагностики. В результаті отримаємо

|  |  |
| --- | --- |
| . | (13.14) |

У тому випадку, якщо отриманий результат відповідає умові

|  |  |
| --- | --- |
| , | (13.15) |

де  – допустиме значення похибки датчика кутової швидкості ДКШ1, то датчики ДКШ1 і ДКШ2 справні, в іншому випадку необхідно з'ясувати який з датчиків не відповідає технічним вимогам експлуатації.

У тому випадку, якщо результатом обчислень відповідно до виразу (13.14) є величина

|  |  |
| --- | --- |
| , | (13.16) |

то це буде свідчити про несправності датчика кутової швидкості ДКШ2. При результаті обчислень за формулою (13.14), що дорівнює

|  |  |
| --- | --- |
|  | (13.17) |

несправним є датчик кутової швидкості ДКШ1.

До недоліків такої системи діагностики слід віднести необхідність льотчику виконувати тестовий розворот по крену з певною кутовою швидкістю. Однак такий контроль не вимагає відключення ДКШ з функціонуючої схеми автопілота.

**Спосіб контролю пілотажно-навігаційних комплексів, що базується на вимірюванні величини і напряму швидкості літака відносно навколишнього середовища і Землі**

Суть методу діагностики пілотажно-навігаційних комплексів (ПНК) складається в одночасному порівнянні обчисленої величини і напряму вимірюваного вектора швидкості вітру за допомогою датчиків і обчислювача контрольованого ПНК

|  |  |
| --- | --- |
|  | (13.18) |

з обчисленої за метеоданими оцінкою цього вектора

|  |  |
| --- | --- |
| , | (13.19) |

як функції лінійних переміщень X, Y повітряного судна по ортодромії. При цьому необхідно використовувати відоме співвідношення для горизонтальних проекцій векторів

|  |  |
| --- | --- |
| , | (13.20) |

де  – вектор шляхової швидкості, м/с;

 – вектор повітряної швидкості, м/с;

 – вектор швидкості вітру, м/с.

У справному ПНК в основному режимі в обчислювачі безперервно здійснюється рішення трикутника швидкостей відносно проекцій вектора швидкості вітру у вигляді

|  |  |
| --- | --- |
|  | (13.21) |

або

|  |  |
| --- | --- |
| . | (13.22) |

З огляду на розташування векторів у трикутнику швидкостей, останній вираз можна представити у вигляді

|  |  |
| --- | --- |
| [Ux,Uy]͆= [WsinІК – Ψк + КЗ), Wcos(ІК - Ψк + КЗ),  Vsin(ІК - Ψк), Vcos(ІК - Ψк)]͆ | (13.23) |

або

|  |  |
| --- | --- |
| [Ux,Uy]͆= [Wsin(ИК – Ψк + УС) - Vsin(ИК - Ψк), Wcos(ИК - Ψк + УС) - Vcos(ИК - Ψк)]͆,  де ІК, КЗ і Ψк – відповідно істинний курс, кут знесення та гіроскопічний курс.  . | (13.24) |

Безперервне визначення  і  у процесі польоту входить у повний алгоритм роботи і перевіряється, наприклад, повітряно-допплерівською системою обчислення шляху. Однак ця інформація в основному режимі обчислення шляху не використовується так як ПНК здійснює обчислення шляху у часі на базі складових шляхової швидкості  і :

|  |  |
| --- | --- |
| , | (13.25) |

де  і  – горизонтальні проекції вектора шляхової швидкості ПС на осі X і Y в умовній прямокутній ортодромічній системі координат.

Використовуючи координати X і Y розташування ПС а також карту метеопрогнозу ,  можна визначити напрям вітру. Оскільки метеопрогноз надається у географічних системах координат, а місце розташування ПС обчислюється в умовних прямокутних ортодромічних системах координат на базі датчиків курсу, задатчика кута карти, датчика кута зносу, то оцінки значень проекцій швидкості вітру визначаються через приріст  і  у вигляді

|  |  |
| --- | --- |
|  | (13.26) |

Таким чином, для основного режиму польоту, коли вирішується завдання обчислення шляху, алгоритм контролю ПНК без використання надлишкових інформаційних засобів може бути представлений у наступному вигляді

[Wx,Wy]͆ = [Wsin(ІК–Ψк+КЗ), Wcos(ІК-Ψк+КЗ);



[Ux,Uy]͆=[Wsin(ІК–Ψк+КЗ)-Vsin(ІК-Ψк), Wcos(ІК-Ψк+КЗ)-Vcos(ІК-Ψк)]͆;



[Ux,Uy]͆ - [Ûx,Ûy]͆ =[Ф1,Ф2]͆;

F1={0 при [F1]≤ [Ф1,Ф2]͆ (отказ);

F2={1 при [F2]≥ [Ф1,Ф2]͆ (норма),

де Ф1, Ф2) допустимі значення областей визначення векторів вітру.

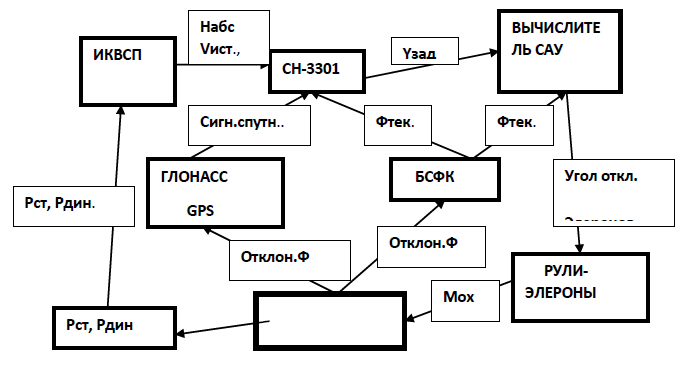
**Синтез динамічних моделей пілотажно-навігаційних комплексів ЛА при їх контролі та діагностиці на основі тензорного аналізу і теорії образів**

Як відомо, проведення льотних випробувань з метою виявлення дефектів ПНК є не дуже раціональним і дорогим методом. Рішення таких завдань можливе на базі динамічної моделі всього пілотажно-навігаційного обладнання як єдиного вимірювально-обчислювального комплексу при використанні таких математичних інструментів як теорія образів У. Гренадера і теорії тензорного аналізу Г. Крона. При цьому під динамічною моделлю розуміють: безліч регулярних конфігурацій , де  – являє собою набір правил і обмежень, а сама безліч  є просторово-тимчасовим чинником повної структури ПНК, що відображає всі пілотажні і навігаційні завдання, що виконуються ПНК у польоті.

Таким чином, завдання апаратних і алгоритмічних засобів діагностики зводиться до порівняння отриманого образу ПНК з реально існуючим оригіналом.

Конкретне завдання, яке вирішується ПНК, представляється у вигляді будь-якої конфігурації  з певним складом і структурою. Склад будь-якої конфігурації  – це набір , , де  утворюється зі стандартних блоків і агрегатів та моделює ПНК і її зв’язки.

Як приклад розглянемо побудову конфігурації ПНК для завдання підтримки ЛА на заданій траєкторії польоту літака типу АН-140 (рис. 13.4).



**Набс.**

**Vіст.**

**Сигн.супутн.**

**ІКВШП**

**Фпот.**

**Фпот**.

**Відхил. Ф**

**Відхил. Ф**

**Обчислювач**

**САУ**

**Кут відхилення елеронів**

**Рулі-**

**елерони**

**Літальний**

**апарат**

Рис. 13.4. Загальний вигляд конфігурації (образа) ПНК для вирішення завдання підтримки літака на заданій траєкторії

На рис. 13.4 введені наступні позначення:

ІКВШП – інерціальна курсовертикаль швидкісних параметрів;

СН – 3301 - супутниковий приймач;

Відхил. Ф– відхилення від заданої широти;

Мох – момент відносно осі ОХ;

Рст., Рдин. – відповідно статичний і динамічний повітряний тиск;

Hабс.,Vіст. – відповідно абсолюта висота і істинна швидкість;

Yзад. – задане положення літака;

БСФК – бортова система формування курсу літака;

Фпот. – поточне значення широти.

В рамках вирішення даного завдання окремі системи ПНК взаємодіють наступним чином:

1. У бортовій системі прийому супутникової навігаційної інформації з проміжного пункту маршруту (ППМ) програмується траєкторія польоту на базі інформації від СНС ГЛОНАСС і GPS, значень істинної повітряної швидкості від ІКВШП і поточного курсу Фпот. від БСФК.
2. Апаратура СН-3301 формує і видає у САУ сигнал заданого кута крену

|  |  |
| --- | --- |
| **= f(z, β, ∆AЗКК),** | (13.27) |

де  – складова шляхової швидкості;

 – кут знесення; ɣ

∆ЗКК – відхилення від заданого колійного кута;

Z – відхилення по осі ОZ.

1. Отримавши , обчислювач САУ формує закон управління по каналу крену

|  |  |
| --- | --- |
| , | (13.28) |

після чого літак повертається на задану траєкторію, замикаючи тим самим зворотний зв’язок усього процесу регулювання.

1. Звіривши поточні координати ЛА із заданими, маємо інформацію про правильне чи неправильне функціонування САУ.

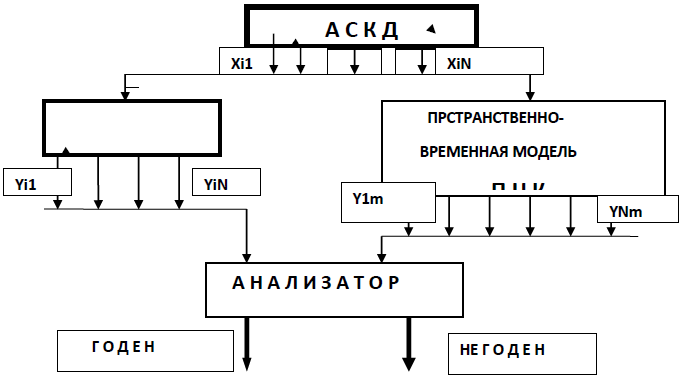
Таким чином, якщо ставити зміни вхідних впливів з урахуванням часу їх відпрацювання, то можна сформувати бази даних для двох експертних систем:

* для нормально функціонуючого ПНК і його агрегатів і підсистем;
* для наявності відмов агрегатів і підсистем ПНК.

Загалом апаратні засоби контролю і діагностики (АЗКД), будучи зкомплексованними в єдиний комплекс для перевірки, повинен забезпечувати формування та подання як на входи систем і агрегатів ПНК, що перевіряються, так і на вхід інтегрованої у вигляді просторово-часового образу моделі ПНК оптимальну безліч впливів . При цьому на виході систем і агрегатів ПНК буде сформовано безліч , а на виході просторово-часової моделі ПНК –  вихідних параметрів, які є ідеальною реакцією при повністю справному ПНК. Після порівнянь множин  і  в аналізаторі виконують операцію

|  |  |
| --- | --- |
| , | (13.29) |

де  – порогове значення, задане для кожного контрольованого параметра.



**НЕ ПРИДАТНИЙ**

**ПРИДАТНИЙ**

**АНАЛІЗАТОР**

**ПРОСТОРОВО – ЧАСОВА**

**МОДЕЛЬ**

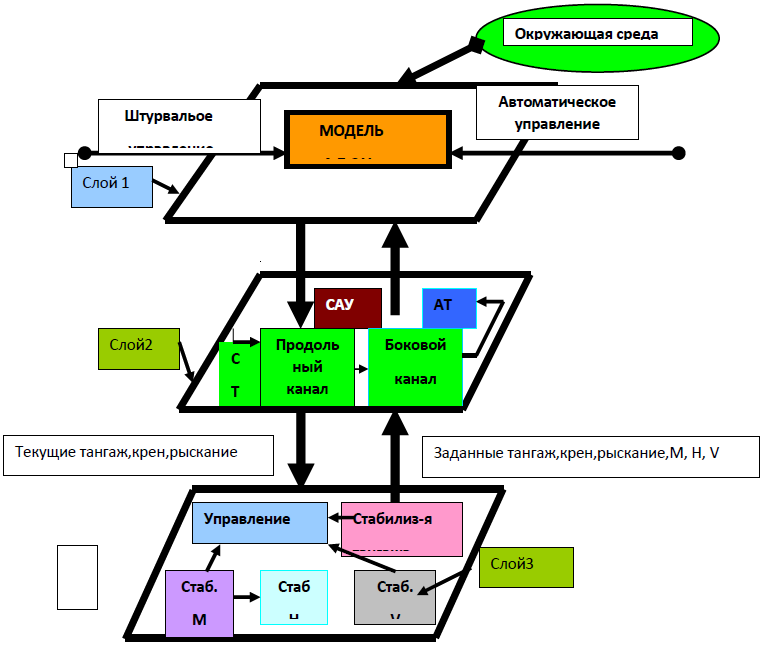
**ПНК**

**ПНК**

Рис. 13.5. Апаратні засоби контролю і діагностики

Далі розглянемо деякі підходи до подання образу автоматичної бортової системи управління (АБСУ) як складної ієрархічної структури з метою спрощення розробки алгоритмів контролю та діагностики.

Зазвичай складну систему АБСУ представляють як складений об'єкт, частини якого розглядаються у вигляді підсистем, закономірно об'єднаних в одне ціле відповідно до визначених правилами і обмеженнями. При цьому образ системи АБСУ представляють у вигляді багатошарової структури (рис. 13.6).



**САУ**

**Системи управління каналами,траекторного та**

**автоматом тяги**

**АТ**

**СТУ**

**Поздовж-**

**ний**

**канал**

**Бічний**

**канал**

**Системи управління та стабілізації**

**Задані крен,тангаж,рискання, М, Н, V**

**Поточні тангаж,крен,рискання**

**Стабілізація**

**Управління**

**Стаб.**

**М**

**Cтаб.**

**Н**

**Стаб.**

**V**

Шар 3

Шар 2

Шар 1

**Автоматичне**

**управління**

**Модель АБСУ**

**( віртуальна)**

**Штурвальне**

**управління**

**ЗОВНІШНЕ СЕРЕДОВИЩЕ**

Рис. 13.6. Образ багатошарової моделі АБСУ

Як видно з рис. 13.6, образ системи АБСУ є багатошаровою структурою. Все для структурного аналізу об'єднується у вигляді якби спрямованого ієрархічного графа. Підсистеми Шару 1 також є складними системами (підсистемами нижчого рівня), а з іншого боку-елементами Шару 2 і систем старшого рівня. Алгоритм діагностики задає процес обчислення , тобто передавальна функція подана у вигляді аналітичного виразу, що зв'язує вхідні сигнали і вихідні параметри АБСУ: , де  – потік вхідних сигналів системи (, , , , , , , , , , , …),  – потік вихідних характеристик системи (, , ),  – оператор, що характеризує перетворення.

**Структура бортової системи технічного обслуговування, діагностики та контролю пілотажно-навігаційних комплексів (ПНК)**

Бортова система технічного обслуговування (БСТО- рис. 13.7) є засобом узагальнення, об'єднання і кореляції результатів вбудованого контролю усіх бортових систем літака з централізованим доступом до інформації як систем, що обладнані засобами контролю (ВІТЕ-системи, ARINC-604), так і систем, що не обладнані такими засобами, за допомогою вбудованих алгоритмів контролю шляхом аналізу параметричної інформації від цих систем. До складу БСТО входять наступні основні компоненти: авіаційний обчислювач технічного обслуговування (АОТО), виносний термінал (ВТ), програмне забезпечення АОТО та ВТ.

АОТО – призначений для організації взаємодії з системами комплексу бортового радіоелектронного обладнання з метою збору, обробки і виведення на багатофункціональні пульти управління (БФПУ) і ВТ для льотного екіпажу і наземного техперсоналу інформації про стан функціональних систем ЛА у діапазоні температур -25 град ... + 60 град . за Цельсієм. При цьому АОТО виконує функції: реєстрацію у незалежній пам'яті даних про виявлені у польоті несправностей, видачу повідомлень про відмовний стан літакових систем у польоті і на землі, інтеграцію усіх рішень щодо виявлення відмов і несправностей, висновок параметричної інформації та кодів відмов у поєднані системи, організацію обміну інформацією між системами і БФПУ по ARINC-739 для відображення інформації.

ВТ-виносний термінал, що підключається до АОТО, забезпечує доступ до інформації про поточні відмови і несправності літакових систем. Може використовуватися при контролі емуляції БФПУ у наземних умовах.

БСТО знайшли широке застосування на літаках АН-148 (БСТО-А148), АН-158, АН-178 (БСТО-1А148).

На рис.13.7 окремі функціональні блоки і підсистеми позначені як:

ВСК – вбудована система контролю;

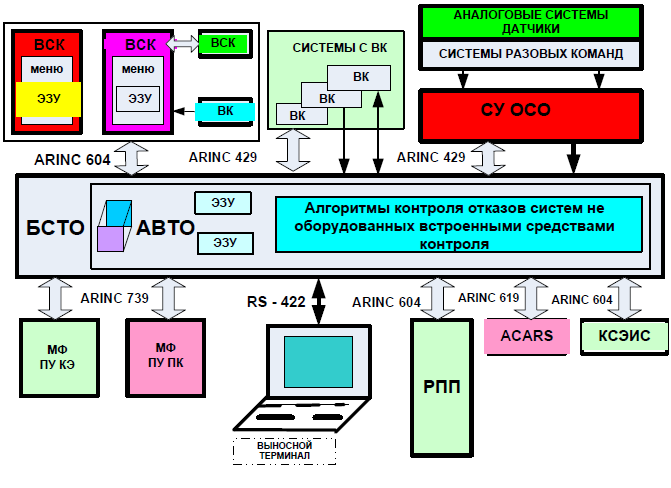
АОТО – автоматичний обчислювач технічного обслуговування;

БФ ПУ КЕ, БФ ПУ ПК – багатофункціональні пульти управління;

СУ ОСО – системи управління органами орієнтації та стабілізації;

ЕЗПП – енергонезалежний пристрій пам’яті;

ACARS – система авіаційного зв’язку.



**Виносний термінал**

БФ

ПУ

ПК

БФ ПУ

КЕ

Алгоритми контролю відмов систем, що не обладнані

вбудованими засобами контролю

ЕЗПП

ЕЗПП

АОТО

Системи разових команд

**Аналогові системи, датчики**

Автомати зВК

ЕЗПП

**ЕЗПП**

Рис. 13.7. Структура БСТО

В результаті оснащення літаків бортовими системами технічного обслуговування для авіакомпаній скоротився обсяг робіт по ТО літаків і підвищилася ймовірність відправки літаків в рейс за розкладом.

**БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК**

1. Воробьёв, В. Г. Авиационные приборы, информационно-измерительные системы и комплексы [Текст] / В. Г. Воробьев,   
В. В. Глуханов, И. К. Кадышев. – М. : Машиностроение, 1998. – 308 с.

2. Рогожин, В. О. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден [Текст] / В. О. Рогожин, В. М. Синєглазов, М. К. Філяшкін. – Київ : Книжк. вид-во НАУ, 2005. – 316 с.

3. Селезнёв, В. П. Навигационные устройства [Текст] / В. П. Селез-нёв. – М. : Машиностроение, 1974. – 610 с.

4. Синєглазов, В. М. Автоматизовані системи управління повітряних суден [Текст] / В. М. Синєглазов, М. К. Філяшкін. – Київ : Книжк. вид-во НАУ, 2004. – 502 с.

5. Субота, А. М. Функціональні системи і інформаційно-вимірювальні комплекси аерокосмічної техніки [Текст] : навч. посіб. до лаб. практикуму. У 2 ч. Ч. 2. / А. М. Субота, С. М. Фірсов. – Харків : ХАІ, 2005. – 55 с.

6. Браславский, В. А. Авиационные приборы и автоматы [Текст] /   
В. А. Браславский, С. С. Логунов, Д. С. Пельпор. – М. : Машиностроение, 1978. – 432 с.

7. Брехин, Н. И. Методы и средства измерения параметров движения самолетов [Текст] / Н. И. Брехин, Н. Д. Кошевой. – Харьков : Факт, 2004. – 344 с

Навчальне видання

**Субота Анатолій Максимович**

**Джулгаков Віталій Георгійович**

**Сокол Дмитро Вадимович**

**ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНІ КОМПЛЕКСИ**

Редактор \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_

Зв. план, 2021

Підписано до друку \_\_\_\_\_\_\_\_\_

Формат 60х84 1/16. Папір офс. № 2. Офс. друк

Ум. друк. арк. \_\_\_. Обл.-вид. арк. \_\_\_. Наклад 50 пр.

Замовлення \_\_\_ Ціна вільна

–––––––––––––––––––––––––––––––––––––––––––––––––––––––––––––––

Видавець і виготовлювач

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського

«Харківський авіаційний інститут»

61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

http/www.khai.edu

Видавничий центр «ХАІ»

61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

izdat@khai.edu

Свідоцтво про внесення суб’єкта видавничої справи

до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів   
видавничої продукції сер. ДК № 391 від 30.03.2001