

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
КАФЕДРА АВІОНІКИ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач випускової кафедри
_____ С.В. Павлова
«___» _____ 2021 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВРА
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»

Тема: «Засоби визначення параметрів літаководіння»

Виконавець: _____ Камінський Дмитро Юрійович _____
(студент, група, прізвище, ім'я, по батькові)

Керівник: _____ ст.викл., Єгоров Сергій Гаврилович _____
(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по батькові)

Нормоконтролер: _____ В.В.Левківський _____
(підпис) (П.І.Б.)

Київ 2021

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Спеціальність 173 «Авіоніка»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Павлова С.В.

(підпис)

(П.І.Б.)

«_____» _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

Камінського Дмитра Юрійовича

1. Тема дипломної роботи: «Засоби визначення параметрів літаководіння»

затверджена наказом ректора від «22» березня 2021 р. №469 /ст

2. Термін виконання роботи: 17 травня 2021 по 9 червня 2021.

3. Вихідні дані до роботи: Основні технічні характеристики інформаційного комплексу вертикалі і курсу ІК-ВК-80.

4. Зміст пояснювальної записки: Засоби визначення просторового положення сучасного ПС з використанням механічних, оптоелектронних та лазерних способів; Пристрої, системи та комплекси визначення просторового положення літака; Особливості технічної експлуатації навігаційного обладнання.

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: рисунки, таблиці.

Рис.1.1. Схема моделі першого гіроскопа ФУКО, 1852 року.

Рис.1.2. Кінетична схема двоступеневого гіроскопа.

Рис.1.4. Треступеневий гіроскоп.

Рис.1.6. Авіаційний гіропоказчик курсу з повітряним приводом.

Рис.1.8. Розріз обертового гіроскопа Саньяка.

Рис.1.11. Схема лазерного гіроскопа.

Рис.2.2. Індикація на лобовому склі.

Рис.2.3. Нашоломна система індикації.

Рис.2.8. ІНС напівавтоматичного типу.

Рис.2.10. ІНС геометричного типу.

Рис.2.11. Зовнішній вигляд системи БІНС-500НС.

Рис.2.12. Лазерний гіроскоп.

Рис.3.1. Авіагоризонт АГК-47.

Рис.3.2. Курсова система БСФК-1.

6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Підбір матеріалу за темою ДР		виконано
2	Проведення аналізу та опрацювання матеріалу розділу 1		виконано
3	Проведення аналізу та опрацювання матеріалу розділу 2		виконано
4	Проведення аналізу та опрацювання матеріалу розділу 3		виконано
5	Оформлення пояснювальної записки		виконано

7. Дата видачі завдання « ____ » _____ 2021 р.

Керівник дипломної роботи _____
(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____
(підпис студента) (П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Засоби визначення параметрів літаководіння» складає: 89 сторінок, 36 рисунків, і 10 використаних джерел.

Ключові слова: НАВІГАЦІЯ, ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНИЙ КОМПЛЕКС, ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ, РЕМОНТ, КУРС, КРЕН, ТАНГАЖ ГРОСКОП, АКСЕЛЕРОМЕТР, ІНЕРЦІАЛЬНА КУРСОВЕРТИКАЛЬ.

Об'єкт та предмет дослідження: процес визначення параметрів та способів літаководіння, навігації та орієнтації повітряного судна у просторі.

Мета дипломної роботи: комплексне дослідження параметрів і характеристик визначення навігаційних параметрів, поняття навігації та орієнтування, дослідження принципів роботи здійснення літаководіння за допомогою технічних засобів.

Методи дослідження: дослідження складних систем, методи ефективності роботи технічних засобів здійснення та визначення показників польоту та просторового положення, дослідження технічного обслуговування.

Матеріали дипломної роботи рекомендується використовувати під час проходження навчальних дисциплін в університеті і переддипломної практики.

Прогнозні припущення щодо розвитку об'єкта дослідження: подальше вдосконалення навігаційних систем літака, що неминуче призведе до значного підвищення надійності, точності, вміння професійного обслуговування пілотажно-навігаційної техніки.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ ВСТУП

РОЗДІЛ 1 Засоби визначення просторового положення сучасного ПС

- 1.1. Механічні
- 1.2. Оптоелектронні
- 1.3. Лазерні

РОЗДІЛ 2 Пристрої, системи та комплекси визначення просторового положення літака

- 2.1. Авіагоризонти
- 2.2. Інерціальні навігаційні системи
- 2.3. Лазерні курсовертикалі
- 2.4. Система обробки пілотажних даних

2.5. Метод і пристрій для відображення даних про напрямок руху, курсу та координат на місцевості

РОЗДІЛ 3 Особливості технічної експлуатації навігаційного обладнання

- 3.1. Експлуатація гіроскопічних та курсових приладів
- 3.2. Особливості експлуатації інформаційного комплексу вертикалі і курсу
- 3.3. Експлуатація в польоті пілотажно-навігаційного обладнання

ВИСНОВОК

Перелік використаної літератури

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

ЛА - літальний апарат
ЛГ – лазерний гіроскоп
ІД – індукційний датчик
СПС - система повітряних сигналів
ІК ВШП - інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів
ППТ - приймач повітряного тиску
ПСТ - приймач статичного тиску
ЧЕ - чутливий елемент
ОП – операційний підсилювач
НЛП - норма льотної придатності
РЛЕ - регламент льотної експлуатації
МДТ - мікродатчики тиску
НП - напівпровідниковий перетворювач
ІІТ - інтегральний перетворювач тиску
НСІ – нашоломні системи індикації
РЛС – радіолокаційна система
ДМ – датчик моменту
ГСП – гіростабілізована платформа
АЗС – акумуляторна станція зарядна
ІКВ – інерціальні курсовертикалі
ЦОМ – Цифрова обчислювальна машина
ЗПС – злітно посадкова смуга
МГВ – малогабаритна гіровертикаль
НТП – норми технічних параметрів
ЕУП – електричний показчик повороту
ІНС – інерціальна навігаційна система

ГФК – гірофлекс

ПУ – пульт управління

СЕП – система електропостачання

УПР – управління повітр

НК – навігаційні комплекси

САУ – системи автоматичного управління

ІС – індикатор спрямованості

ГІС – горизонтальний індикатор ситуації

КПМ - контрольований політ на місцевість

ВСТУП

На сьогоднішній день розрізняють декілька способів керування сучасним повітряним судном, а саме – ручний (штурвальний), що здійснює суб'єкт керування, яким є людина (пілот); автоматичний, що здійснює об'єкт керування, яким є комп'ютеризована система автоматичного керування; напівавтоматичний (директорний), який об'єднає в керуванні літаком як суб'єкт, так і об'єкт керування.

Також потрібно зрозуміти поняття «повітряної навігації» для того щоб з'ясувати навігаційні параметри руху повітряного судна в теорії і на практиці. Повітряна навігація (аеронавігація) - наука про методи та засоби водіння повітряним судном за заданою або оперативно обраною просторово-часовою траєкторією. При вирішенні завдань повітряної навігації розглядається в якості точкового об'єкту, місце розташування якого збігається з центром мас ПС, і таким чином завдання навігації зводяться до завдань з управління рухом центру мас ПС.

Базовими поняттями аеронавігації є параметри руху (навігаційні елементи) - величини, знання яких необхідно для виконання (реалізації) завдань повітряної навігації. У загальній постановці параметрами руху виявляються безлічі координат ВС і їх похідних, порядок яких залежить від необхідної точності літаководіння, а номенклатура - від вибору системи координат.

Літаководіння - це наука про точне, надійне та безпечне водіння повітряних суден з однієї точки земної поверхні в іншу. Під літаководінням розуміється також комплекс дій екіпажу повітряного судна та працівників наземних технічних засобів служб руху, спрямованих на забезпечення безпеки, найбільшої точності виконання польотів по встановленим трасах (маршрутами) і прибуття в пункт призначення в заданий час. Основними завданнями екіпажу (пілота) повітряного судна цивільної авіації при здійсненні літаководіння є:

- точне виконання польоту за встановленою трасою (маршруту) на заданій висоті з витриманням такого режиму польоту, який забезпечує виконання завдання;
- визначення навігаційних елементів, необхідних для виконання польоту за встановленим маршрутом або поставленої спеціальної задачі (фотографування, скидання вантажу і ін.);
- забезпечення прибуття повітряного судна в район польотів, в пункт або аеродром призначення в заданий час і виконання безпечної посадки;
- забезпечення безпеки польоту.

Для вирішення зазначених завдань екіпаж повітряного судна використовує різні технічні засоби літаководіння, які поділяються за місцем розташування, характером використання і принципу дії.

Для вдалого здійснення керування польотом, а саме – пілотуванням літака (утриманням його в повітрі) та власно літаководінням (перельотом за визначеним маршрутом) всіма цими способами, як суб'єкту керування так і САК необхідно «знати» ряд параметрів, які характеризують положення та рух літака у тривимірному просторі. До таких параметрів відносяться повітряні параметри та параметри просторового положення.

До повітряних параметрів відносяться: $H_{\text{абс.}}$, $H_{\text{відн.}}$, $V_{\text{пр.}}$, $V_{\text{мд.}}$, ($V_{\text{МО}}$, V_{FE} , V_{L0} , V_{LE}), $V_{\text{іст}}$, M , $P_{\text{дин.}}$, $P_{\text{повн.}}$, $\alpha_{\text{місьць.}}$, $\alpha_{\text{поточ.}}$, $\alpha_{\text{сигн.}}$, V_y , $t_{\text{нв}}$, $t_{\text{т}}$, $n_{\text{у поточ.}}$, $n_{\text{у max}}$ (а).

До параметрів просторового положення відносяться: γ – кут крену, ν – кут тангажу, ψ – кут ристання (курс), θ – кут нахилу траєкторії, кутові швидкості руху центру мас літака відносно висей зв'язаної системи координат (ω_x , ω_y , ω_z) та інші.

Друга група параметрів має важливе значення в пілотуванні при здійсненні маневрування як в вертикальній, так і в горизонтальній площині і разом з повітряними параметрами забезпечують достатній рівень безпеки польотів.

Для здійснення літаководіння сучасного повітряного судна пілотам необхідно знати наступну інформацію: кутове положення, а саме, кут тангажу, кут крену, кут рискання (курс) та координати місця знаходження літака відносно картографії місцевості.

Кут крену - це кут між поперечною віссю літака і площиною горизонту, що вимірюється в вертикальній площині. Кут тангажу - це кут між поздовжньою віссю літака і площиною горизонту, теж вимірюється у вертикальній площині. Кут крену і тангажу визначають шляхом встановлення справжньої вертикалі, створення на її основі опорної системи координат і вимірювання щодо її осей кутів крену і тангажу. Кут рискання (курс) — під курсом розуміють кут між вертикальною площиною, прийнятою за початок відліку, і проекцією поздовжньої осі повітряного судна на площину горизонт. Кут відраховується за годинниковою стрілкою в межах від 0 до 360°.

Льотні характеристики літака, від яких залежить оптимальний вертикальний профіль польоту, ґрунтуються на аеродинамічній моделі літака. Такі параметри як тяга двигуна, витрачання пального та операційні обмеження, є факторами, що визначаються обчислювальною системою літаководіння.

Для складання штурманського плану польоту по визначеному маршруту, пілоту необхідно знати наступні характеристики: стан проходження маршруту, також потрібно виконувати розвертання для того щоб долати деякі ділянки маршруту. Літаководіння забезпечується пілотуванням літака за допомогою автопілота або системи директорного керування. Оптимальне пілотування багато в чому залежить від обчислювальної системи літаководіння, оскільки вона визначає льотні характеристики літака, які необхідні для виконання плану польоту. Польотні команди надходять до

автопілота для відповідного керування літаком. Комп'ютерна система керування польотом FMCS (flight management computer system) є однією з підсистем системи керування польотом середньо-магістрального літака, такого як «Boeing 737». До інших підсистем відносяться: навігаційна інерціальна система IRS, система електронних пілотажних приладів EFIS, цифрова система керування польотом DFCS та автомат тяги АТ. FMCS забезпечує пілотування за попередньо запланованим профілем польоту. Вона призначена для спрощення пілотажних процедур шляхом об'єднання функцій навігації та функцій керування льотною якістю. Крім того, вона є центром об'єднаної системи вмонтованого контролю FMS.

В сучасному світі польоти всі польоти на літаках намагаються проводити на оптимальних висотах та швидкостях, внаслідок цього відбувається збільшення щільності руху на економічно вигідних ешелонах, але потрібно не забувати що зі збільшення щільності руху на ешелонах потребує скорочення норм вертикального та горизонтального ешелонування, при цьому потрібно не забувати головні умови літаководіння – забезпечення певного рівня безпеки не спираючись на умови польоту. Тому все більше зростають вимоги до точності навігаційних систем літаків цивільної авіації, які з урахуванням усіх похибок, включаючи помилки пілотування, повинні відповідати нормам ешелонування.

В розділі I будуть розглянути методи визначення навігаційних параметрів руху повітряного судна.

РОЗДІЛ 1. ЗАСОБИ ВИЗНАЧЕННЯ НАВІГАЦІЙНИХ

ПАРАМЕТРІВ РУХУ ПС

Прогрес сучасного літакобудування, вдосконалення засобів та системи забезпечення літакового устаткування пред'являють все більш високі вимоги бортовим вимірювально-інформаційним системам. Такі системи повинні володіти високою точністю, бути дешевими та надійними в експлуатації.

Найбільш повно цим вимогам задовольняють безплатформні інерціальні навігаційні системи (БІНС) та безплатформні інерціальні системи орієнтації (БІСО). Автономні інерціальні системи дозволяють виробляти неперервне значення лінійної швидкості, координати місця та параметрів кутової орієнтації рухомого судна. Для технічної реалізації таких систем потрібна відповідна елементна база.

Відомо, що автономні інерціальні системи можуть працювати з заданою точністю лише на протязі обмеженого проміжку часу, а для зменшення помилок таких систем необхідно здійснювати періодичну і безперервну корекцію за інформацією, що виробляється іншими бортовими інформаційно-вимірювальними системами.

Нині у світовій практиці спостерігається тенденція збільшення замовлень на виробництво БІНС, зв'язана з тим, що саме БІНС володіє рядом переваг над системами, побудованими на базі гіростабілізованої платформи (ГСП). Вартість літакових ІНС на ГСП достатньо велика, тоді як початкова вартість БІНС без урахування розробки становить 75% цієї суми, витрати на експлуатацію всього 20%. Це обумовлюється тим, що відсутність БІНС складних електромеханічних вузлів, карданового підвісу пов'язаних з ним елементів (стабілізуючих двигунів, підшипників і тому подібне) призводить до спрощення конструкції цих систем,

Кафедра авіоники

НАУ 21

<i>Виконав</i>	Камінський Д.Ю.			Засоби визначення параметрів літаководіння	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушів</i>
<i>Керівник</i>	Сгоров С.Г.					17	89

знижує вартість виробництва технічного обслуговування, збільшує характеристики надійності БІНС .

Таким чином, висока надійність і порівняно низька експлуатаційна вартість БІНС та БІСО протягом всього терміну служби є вагомими перевагами в порівнянні з традиційними ІНС і припускають широке використання таких систем в літакобудуванні, системах озброєння, авіації як основу сучасних систем інформаційного забезпечення інтегрованих систем навігації та орієнтації рухомих об'єктів.

Для вирішення цих завдань потрібно відповідне інформаційне забезпечення. Розглянемо сучасний стан інформаційного забезпечення даних завдань, а також нову постановку в їх вирішенні.

В сучасній авіації для визначення просторового положення ПС використовуються вимірювальні пристрої, системи та комплекси, що спроектовані на різних методах вимірювання. Сьогодні до таких засобів відносяться гіроскопичні пристрої трьох типів:

- механічні;
- оптоелектронні;
- лазерні.

Кожен з цих типів гіроскопів виконує однакові завдання, що пов'язані з вимірюванням параметрів.

1.1. Механічні

Гіроскоп був винайдений Йоганном Боненбергером і опублікований в вигляді опису в 1817 році. Однак французький математик Пуассон згадав Боненбергера як винахідника цього пристрою в 1813 році. У 1832 році американець Уолтер Р. Джонсон

подарував світові обертовий дисковий гіроскоп. Французький учений Лаплас рекомендував цей пристрій в навчальних цілях. У 1852 році французький вчений Фуко вдосконалив гіроскоп і вперше використав його як пристрій, що показує зміну напрямку (в даному випадку Землі) через рік після винаходу маятника Фуко, який також був заснований на збереженні крутного моменту. Саме Фуко дав назву «Гіроскоп».

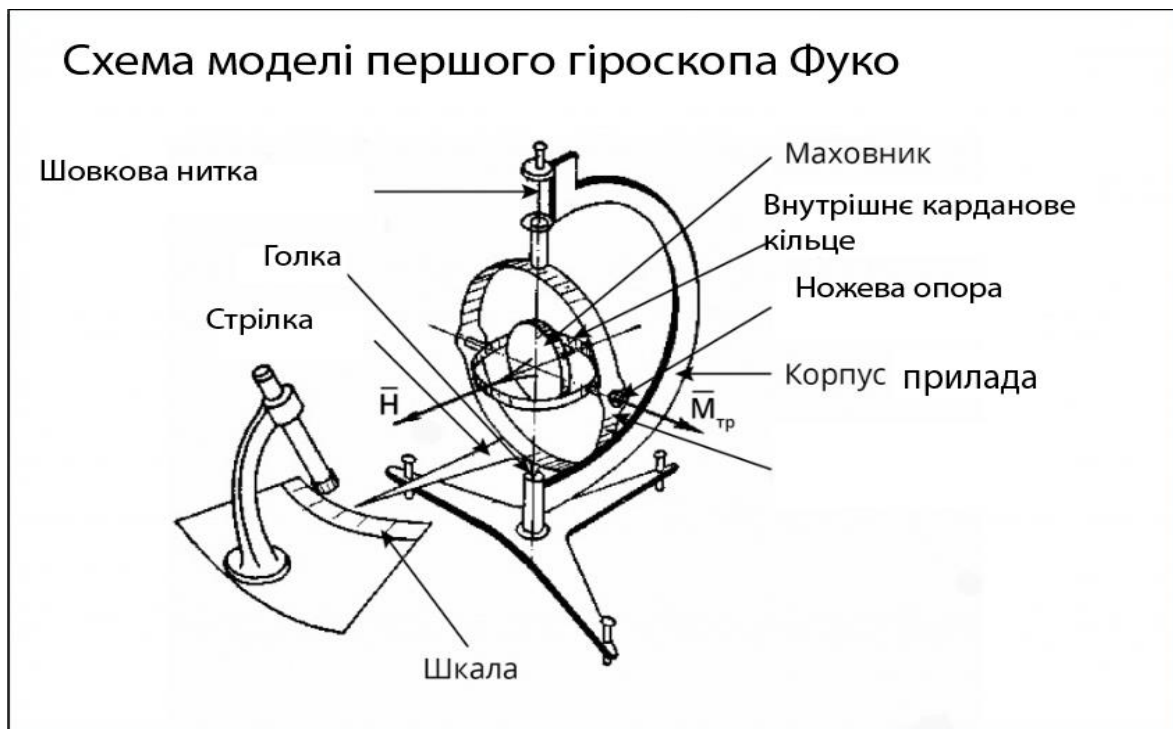


Рис.1.1. Схема моделі першого гіроскопа ФУКО, 1852 року.

Як вже було сказано, винахід гіроскопа стало в певному сенсі результатом вивчення поведінки найдавнішої дитячої іграшки - дзиги. Якщо розкрутити дзигу щодо осі симетрії, то з'ясується, що вона надає енергійний опір спробі змінити положення осі обертання, його вісь обертання стійко зберігає свій стан при нахилах його основи або поштовхах. Саме в силу цієї властивості дзига яка обертається не падає, а вісь описує конус навколо вертикалі; цей рух називається регулярною прецесією важкого твердого тіла. Можна показати, що вісь дзиги в кінці кінців встановлюється паралельно земної осі. Цим і пояснюється застосування «дзиги» в гіроскопах.

У гіроскопі Фуко ротор (дзига) був встановлений в карданний підвіс з вертикальною віссю зовнішньої рамки. Фуко вказав на три можливості використання гіроскопа:

- якщо ротор, що швидко обертається, має три ступені свободи, то його вісь обертання зберігає незмінну орієнтацію в інерціальному просторі, що дозволяє за допомогою такого приладу спостерігати обертання Землі;
- якщо внутрішню рамку жорстко пов'язати з зовнішньою так, щоб вісь ротора могла повертатися лише в горизонтальній площині, то ця вісь прагне встановитися в площину меридіана;
- якщо зовнішню рамку жорстко пов'язати з корпусом, а у внутрішній рамці дати свободу обертання щодо її осі та встановити вісь ротора в площину меридіана, то вона намагається стати паралельно осі обертання Землі.

В авіаційній сфері найбільш широкого застосування отримали дві групи механічних гіроскопів, які відрізняються за кількістю ступенів вільності, а саме:

- двоступеневі – для вимірювань, зазвичай, кутових швидкостей центру мас літака відносно трьох осей зв'язаної з літаком системи координат;
- триступеневі – для вимірювання параметрів кутового положення – кута тангажу, кута крену та кута ролу.

Принцип дії двоступеневого механічного гіроскопа заснований на його здатності найкоротшим чином поєднувати вісь власного обертання з віссю вимушеного обертання - властивість прецесії.

У двоступеневих гіроскопів є тільки одна рама (внутрішня), а зовнішня рама відсутня або нерухома (рис.1.2). Такий гіроскоп широко використовується як датчик кутової швидкості для вимірювання швидкості обертання окремих елементів в приладах і літака в цілому щодо його осей. Це застосування обумовлено тим, що двоступеневий гіроскоп реагує на розмір кутової швидкості обертання його основи.

Гіроскоп складається з: корпус (1), пружини (2), демпфер (3), рамка (4), ротор (5), показник вихідного кута рамки (6).

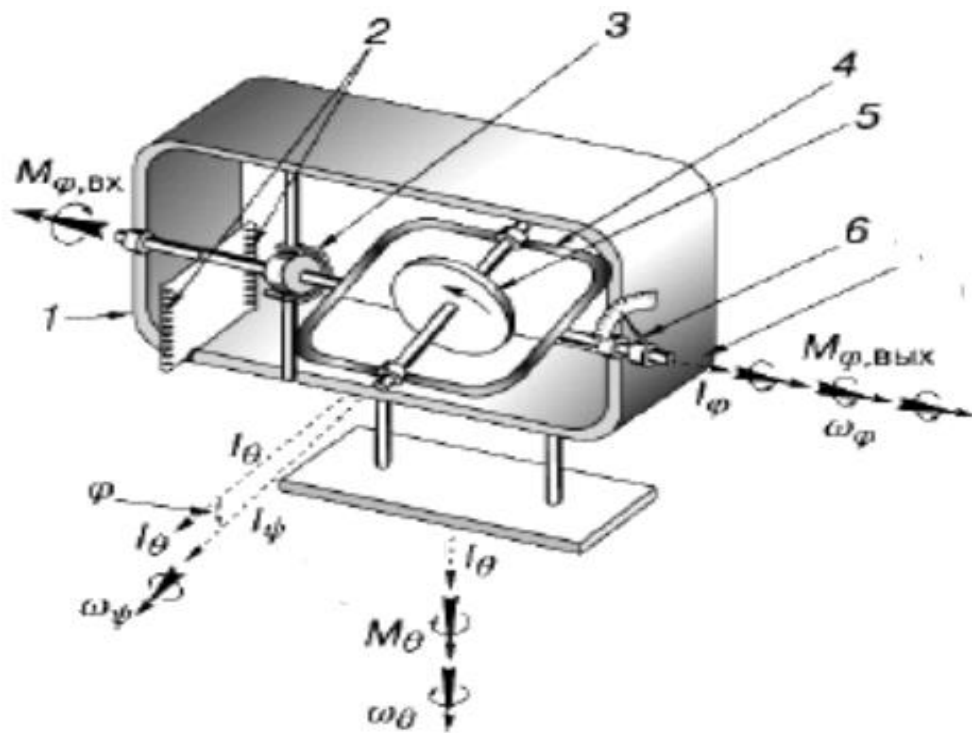


Рис.1.2. Кінетична схема двоступеневого гіроскопа

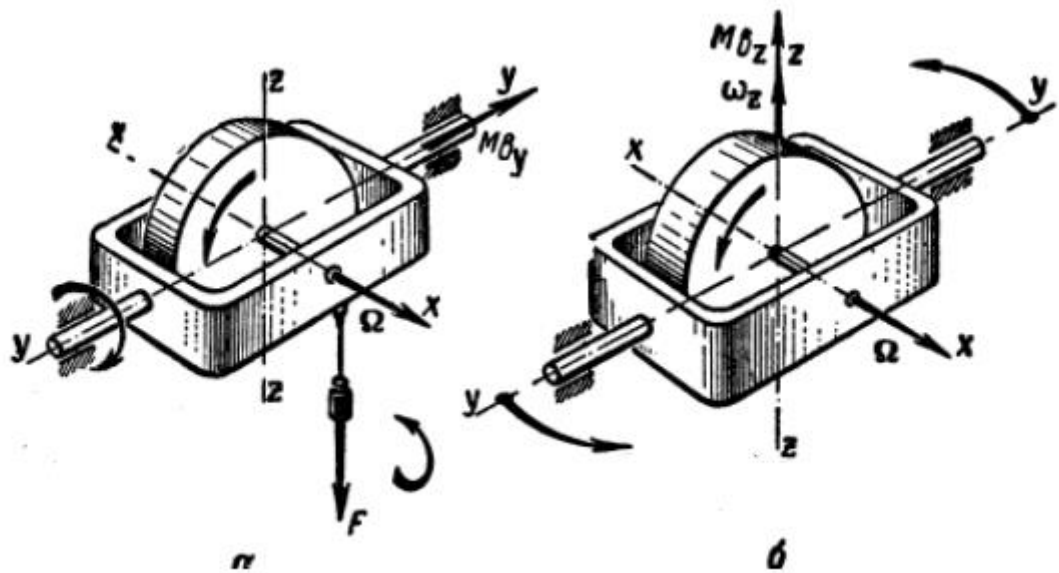


Рис.1.3. Кінетична схема двоступеневого гіроскопа

Якщо до двоступеневого гіроскопа прикладений момент зовнішньої сили F , що діє відносно осі yy , то прецесія не виникає через те, що в гіроскопа навколо осі zz немає свободи обертання. Але під дією моменту від сили F ротор разом з рамкою повертається навколо осі yy , як зазвичай тіло яке не обертається.

Якщо ж гіроскоп разом з його підставою повертається навколо осі zz з кутовою швидкістю, то головна вісь xx прецесує навколо осі yy . Напрямок прецесії, як і в гіроскопі з трьома ступенями свободи, визначається рухом по найкоротшому шляху вектора головного обертання до вектора M_{Bz} зовнішньої сили, спрямованої в даному випадку по осі zz . Прецесія гіроскопа з двома ступенями свободи відбувається не з постійною швидкістю, а з прискоренням.

$$\varepsilon = \frac{J_x \Omega \omega_z}{J_y} \sin \theta, (1.1)$$

де ω_z - кутова швидкість вимушеного обертання навколо осі zz , θ - кут між віссю власного обертання xx і віссю zz , J_y - момент інерції ротора щодо осі yy .

З формули видно, що чим більше кутова швидкість ω_z і більше кутова швидкість обертання ротора, тим з більшим прискоренням повертається гіроскоп щодо осі yy . Величина прискорення залежить від кута θ . Гіроскоп буде повертатися до тих пір, поки його вісь власного обертання xx не буде збігатися з віссю вимушеного обертання zz . Як тільки це станеться, кут θ і прискорення ε дорівнюватимуть нулю і прецесія припиниться.

Тож, властивість двоступеневого гіроскопа: якщо основа гіроскопа обертати з кутовою швидкістю щодо осі Z , то гіроскоп разом з внутрішньою рамою розгортається під дією гіроскопічного моменту з кутовим прискоренням так, щоб по найкоротшій відстані поєднати вектор власної швидкості обертання гіроскопа з вектором кутової швидкості обертання підстави.

Гіроскопи з двома ступенями свободи застосовуються в вимикачах корекції ВК-53 та ВК-90, датчиках кутових швидкостей (ДУС), електричних показчиках повороту типу ЕУП-53 і ДА-30.

На (рис.1.4) зображена спрощена кінематична схема гіроскопа з трьома ступенями свободи (трима осями обертання), напрямки обертання на ній показані вигнутими стрілками.

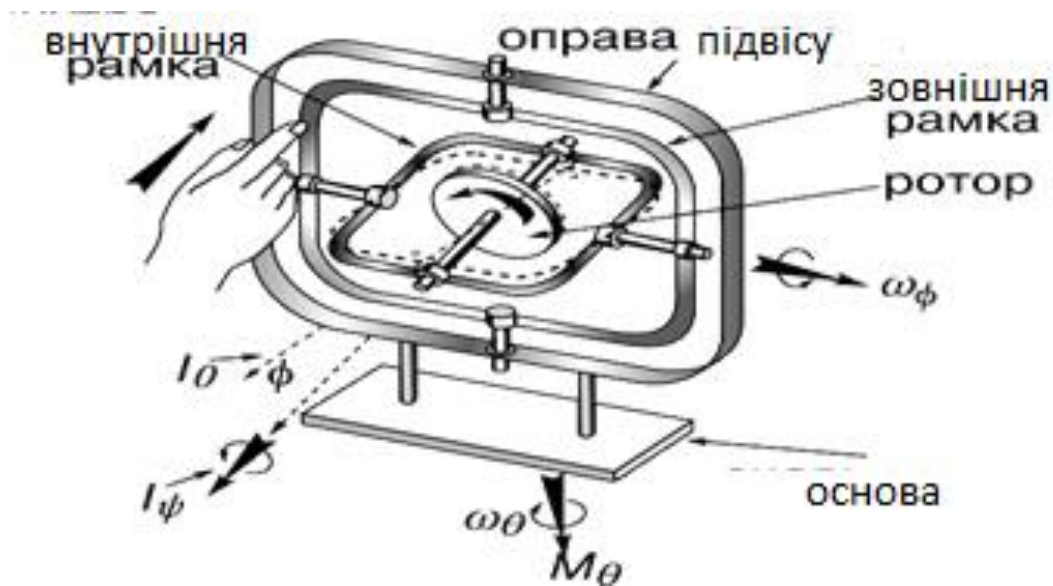


Рис.1.4. Триступеневий гіроскоп

Припустимо, що в гіроскопі з трьома ступенями свободи ротор обертається відносно головної осі з кутовою швидкістю

$$\Omega = \frac{2\pi n}{60}, (1.2)$$

де n - це число обертів ротора на хвилину. Це обертання називається власним обертанням гіроскопа.

Якщо вісь, гіроскопа який обертається направити на певну точку інерціального простору, то при кутових рухах підстави приладу в різних площинах (в тому числі і при русі підстави приладу разом з обертанням Землі) вісь ротора зберігає заданий

напрямок щодо світового простору. При ударі по будь-якій рамі гіроскопа виникають швидкозгасні (з малою амплітудою) коливання осі ротора гіроскопа.

Дамо поняття астатичного (ідеального) і статичного (реального) гіроскопа. Астатичний - це гіроскоп, у якого відсутнє тертя в осях карданового підвісу і його вісь власного обертання й осі обох рамок перетинаються в одній точці і ця точка є центром мас гіроскопа. Статичному гіроскопові притаманне тертя в осях карданового підвісу і незбалансованості ротора. Якраз ці сили і діють постійно на гіроскоп.

Докладемо тепер до внутрішньої рамки підвісу (рис.1.5) на відстані l від осі zz силу F , направлену уздовж осі zz і перпендикулярно осі yy .

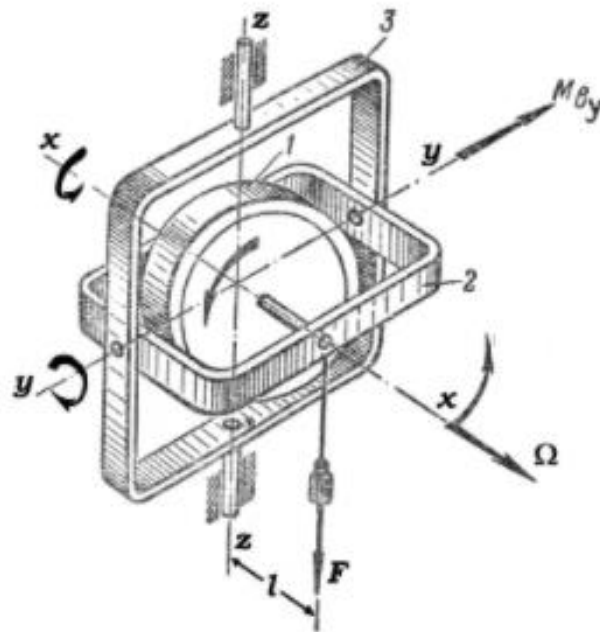


Рис.1.5. Кінетична схема

Якби ротор не обертався, то під дією цієї сили внутрішня рамка разом з ротором почала б обертатися навколо осі yy . Однак зовсім по-іншому поводить ся гіроскоп: під дією сили F , тобто під дією зовнішнього моменту $M_y = F \cdot l$, головна вісь

гіроскопа xx обертається з постійною кутовою швидкістю не навколо осі yy , а навколо осі zz , тобто під кутом 90° до напрямку дії сили F . Кутова швидкість прецесії дорівнює:

$$\omega_z = \frac{M_{By}}{J_x \Omega}, \quad (1.3)$$

$H = J_x \cdot \Omega$ називають кінетичним моментом гіроскопа. І тоді:

$$\omega_z = \frac{M_{By}}{H} \quad (1.4)$$

Напрямок прецесії можна визначити за наступним правилом: під дією моменту зовнішньої сили M_B гіроскоп повертається так, що вектор головного обертання Ω прагне по найкоротшому шляху поєднатися з вектором зовнішнього моменту M_B .

З розглянутого прикладу видно, зовнішня сила F діє щодо осі yy і вектор моменту M_{By} цієї сили спрямований по осі yy , вектор Ω головного обертання спрямований по осі xx . Прецесія відбувається навколо осі zz . З схеми видно, що осі xx і yy , а значить і спрямовані по ним вектори Ω і M_{By} весь час залишаються взаємно перпендикулярними, тому прецесія відбувається весь час, поки діє сила F .

Інша картина виходить, коли зовнішня сила діє щодо осі zz . В цьому випадку прецесія відбувається навколо осі yy , причому вектор головного обертання Ω при своєму повороті може збігтися з вектором зовнішнього моменту M_{Bz} . Як тільки це відбудеться, тобто як тільки внутрішня рамка виявиться в площині зовнішньої рамки, гіроскоп втратить одну ступінь свободи і прецесія припиниться.

Тож, основні властивості трьохступеневого гіроскопа: якщо на гіроскоп не діє зовнішня сила, то головна вісь гіроскопа зберігає незмінним свій напрямок в світовому просторі. Під дією зовнішньої сили, яка тривалий час додається до головної осі, гіроскоп прецесує (повертає головну вісь) в площині, перпендикулярній прикладеній силі. Гіроскоп не реагує на короткочасні імпульси (удари).

Кутові швидкості прецесії w_z і w_y обернено пропорційні швидкості обертання і моменту інерції ротора, іншими словами, чим більше швидкість обертання ротора і більше його кінетичний момент, тим менше швидкість прецесії, тим стійкіше гіроскоп, тим стабільніше напрямок головної його осі в світовому просторі. Тому там, де не сильно важлива вага, стійкість гіроскопа забезпечується дуже масивним ротором. Приклад цьому - гіроскопи на кораблях. Їх ротори настільки масивні, що після знеструмлення вони продовжують обертатися за інерцією не один день. На повітряних судах вага грає величезну роль і ротори авіаційних гіроскопів немасивна. З іншого боку, гіроскоп повинен бути ретельно збалансований, тобто центр мас гіромотора повинен збігатися з точкою перетину осей карданового підвісу. В іншому випадку на гіроскоп діють моменти від прискорення сили тяжіння. Для підвищення стійкості також необхідно зменшувати моменти тертя в осях карданового підвісу, застосовуючи більш якісні підшипники (як приклад, обертові).

На (рис.1.6) наведено приклад використання триступеневого гіроскопа в авіаційному показчику курсу (гіронапівкомпаса).

Гіропоказчик складається з: підстава (1), зубчасте колесо синхронізатора (2), ручка аретира (3), аретир (4), шкала азимута (5), повітряне сопло (6), зовнішня рамка (7), ротор (8), корпус (9), піввісь зовнішньої рамки з фіксаторною гайкою (10), внутрішня рамка (11).

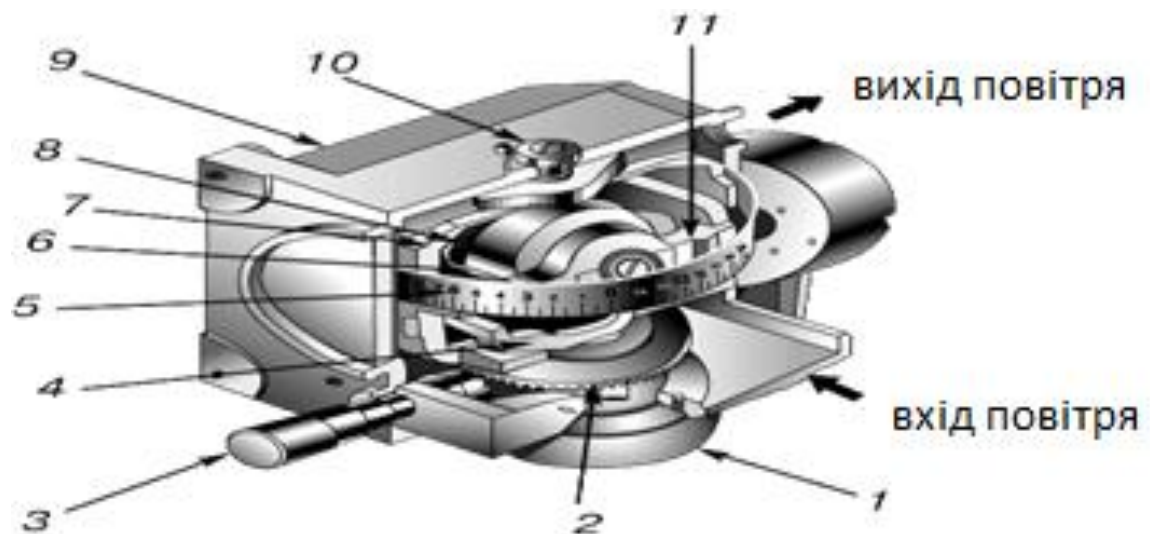


Рис.1.6. Авіаційний гіропоказчик курсу з повітряним приводом

Обертання ротора в кулькових підшипниках виникає і підтримується потоком стисненого повітря, спрямованого на рифлену поверхню обода. Внутрішня та зовнішня рами карданового підвісу забезпечують повну свободу обертання осі власного обертання ротора. На азимутальній шкалі, прикріпленій до зовнішньої рами, можна ввести будь-яке значення азимута і вирівняти вісь обертання ротора з основою приладу. Тертя в підшипниках настільки незначне, що після введення цього значення азимуту вісь обертання ротора зберігає певне положення в просторі, а азимутальна шкала може контролювати обертання літака за допомогою стрілки, прикріпленій до основи. Значення кривих не показують відхилень, за винятком ефектів дрейфу, пов'язаних з недосконалістю механізму, і не вимагають зв'язку із зовнішніми засобами навігації.

1.2. Оптоелектронні

Розглянемо оптоелектронні гіроскопи на прикладі волоконно-оптичного гіроскопа.

Волоконно-оптичний гіроскоп Саньяка - це версія процесу Саньяка, яка в даний час використовується в навігаційних системах. Два світлових сигнали надходять навколо волоконно-оптичного кільця в протилежних напрямках. Обидва сигнали зустрічаються в кінці кільця там, де вони зазнають перешкод, що стабільно, доки весь апарат не обертається. Однак, як тільки він обертається, сигналам потрібен різний час для переміщення до точки перешкод, залежно від їх напрямку. Це змінює фазу сигналу в цій точці, і відповідна зміна фази може бути використана для визначення факту обертання та кутової швидкості обертання.

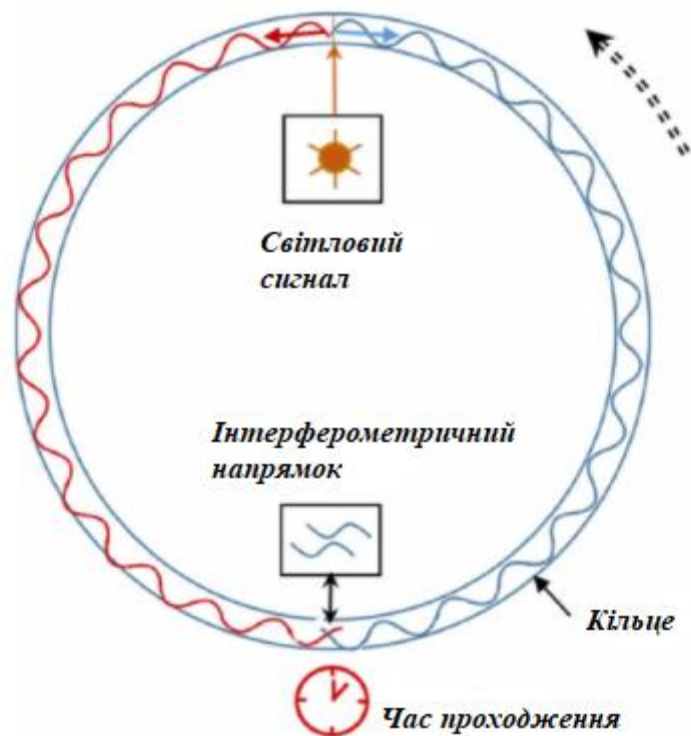


Рис.1.7. Волоконно-оптичний гіроскоп (спрощений вигляд з однією петлею)

Ефект Саньяка, особливо його технічне застосування як оптичного (волоконного) гіроскопа, явно суперечить інтерпретації Ейнштейном особливої теорії відносності. Сумісність між спеціальною теорією відносності та експериментом Саньяка неодноразово досліджувалась і загалом підтверджувалась. Однак у цих випадках експеримент досліджували для об'єкта, який перебуває в стані спокою щодо експерименту, тобто він не обертається. У цьому випадку проблем немає. Однак, якщо процес Саньяка досліджується для спостерігача, який обертається разом з установкою,

це призводить до конфлікту в його системі відліку. Цей конфлікт, як правило, спростовується, стверджуючи, що спеціальна теорія відносності застосовується лише до інерційних систем у лінійному русі, а не до обертових систем. Однак можна показати, що можна здійснити безперервний перехід від обертової установки Саньяка до системи в лінійному русі, під час якої конфлікт не змінюється і не зникає. Уявіть собі таке налаштування: Ми передбачаємо невелику ділянку оптичного волокна в петлі Саньяка. Паралельно цій ділянці ми передбачаємо коротку, пряму ділянку світлового шляху, який не є кривим. Ця ділянка рухається по дотичній у напрямку ділянки досліджуваної петлі волокон, що обертається. Швидкість поверхні волокна позначена v , пряма ділянка може рухатися з однаковою тангенціальною швидкістю v (рис.1.8). Для простоти будемо вважати, що швидкість світла у волокні номінальна c .

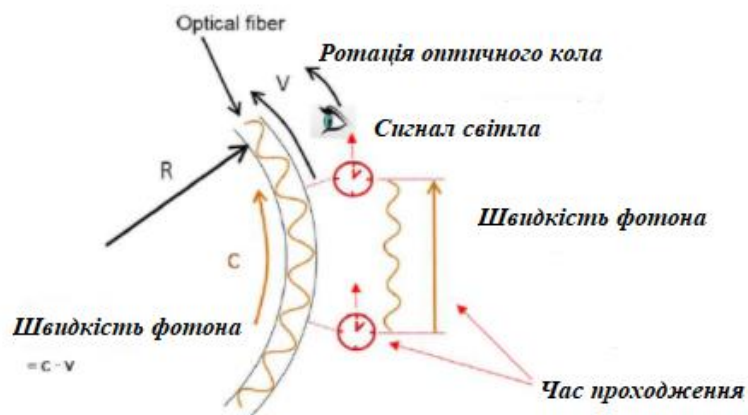


Рис.1.8. Розріз обертового гіроскопа Саньяка

Об'єкт рухається слідом за поверхнею волокна по вигнутому шляху і таким чином майже паралельно прямій ділянці також рухається з поверхневою швидкістю v . А як щодо вимірної швидкості світла? Як видно з об'єкта, що перебуває в спокої, швидкість світлового сигналу всередині волокна фактично c . Але, як бачить рухомий об'єкт, швидкість світлового сигналу дорівнює $c - v$ або $c + v$, залежно від напрямку сигналу в волокні. Це результат вимірювання швидкості світла по всьому контуру. За просторовою симетрією ця швидкість повинна бути однаковою для будь-якої ділянки

кола. На прямій ділянці (яка також рухається при v) швидкість світла завжди становить c , за Ейнштейном. Він вимірюється як одностороннє вимірювання, для якого потрібні два годинники, які синхронізовані, як описано Ейнштейном. Тут ми бачимо розбіжність, а саме v , між волокном Саньяка та прогнозом Ейнштейна. Зазвичай це не сприймається як розбіжність, оскільки система Саньяка обертається, а спеціальна теорія відносності не охоплює обертові системи. Однак ми можемо дозволити зближенню двох випадків. Припустимо, що система Саньяка стає все більшою і більшою, тобто її радіус збільшується. Його обертання адаптоване таким чином, що швидкість на поверхні залишається v . Різниця між Саньяком та Ейнштейном тоді залишається незмінною, при $\Delta = +/- v$. Але тепер фізична різниця між секцією Саньяка та Ейнштейном стане меншою і меншою і нарешті зникне, коли радіус установки Саньяка наближається до нескінченності. У цій новій ситуації, коли фізична різниця між секцією Саньяка та секцією Ейнштейна знає будь-якої заданої різниці, вимірjana швидкість світлового сигналу підтримує постійну різницю до результату Ейнштейна, два вимірювання стають несумісними. Один із результатів повинен бути помилковим.

Результат для ефекту Саньяка повинен бути правильним, оскільки він щодня перевіряється навігаційними системами. Отже, результат Ейнштейна повинен бути помилковим. Тож, як це можна пояснити? Це легко пояснити, якщо ми подивимось на відомий документ Ейнштейна 1905 р. , який вводить особливу теорію відносності. Ось оригінальний текст Ейнштейна з відповідними для цієї справи частинами (перекладений англійською мовою): «Якщо в точці А простору є годинник, об'єкт в А може визначити значення часу подій у безпосередній близькості від А за допомогою знаходження позицій рук, які є одночасними з цими подіями. Якщо в точці В у просторі є інший годинник, що у всьому нагадує годинник А, спостерігач в точці В може визначити часові значення подій у безпосередній близькості від В. Але це неможливо без подальших припущень для порівняння щодо часу події в А з подією в В. Наразі ми визначили лише "Час" і "Час В". Ми не визначили загальний "час" для А і В, оскільки останній взагалі не може бути визначений, якщо тільки ми не встановимо

за визначенням, що "час", необхідний світлу для подорожі від А до В, дорівнює "часу", необхідному для подорожі від В до А. Нехай промінь світла починається в "А" час t_A від А до В, нехай він у "В час" t_B відбивається на В у напрямку А і знову прибуває в А в "А час" t'_A .

1.3.Лазерні

Не секрет, що найбільш значні наукові і практичні результати в області лазерної та волоконно-оптичної гіроскопії були отримані в надрах військово-промислових комплексів провідних держав.

Одну з перших моделей продемонструвала компанія Lockheed Martin вже в середині 60-х років. ЛГ був побудований за модульною схемою і включав в себе He-Ne лазер з довжиною хвилі 1152,3 нм, трикутний контур зі сторонами 7,62 мм, утворений призми повного внутрішнього відображення, фарадеївського осередку для штучного створення невзаємності й п'єзоелектричного приводу на одній з призм для контролю і управління периметром. Резонатор був виконаний з алюмінію і додатково оснащений датчиком температури і набором обігрівачів. Вони підтримували постійну температуру 65°C, забезпечуючи тим самим сталість геометричних розмірів резонатора. Конструкція в зборі містилася в корпус, забезпечений термічними і магнітним екранами для збереження стабільних умов експлуатації. Так виглядав представлений вперше зразок лазерного гіроскопа, в якому був відсутній ротор обертання (рис.1.10).

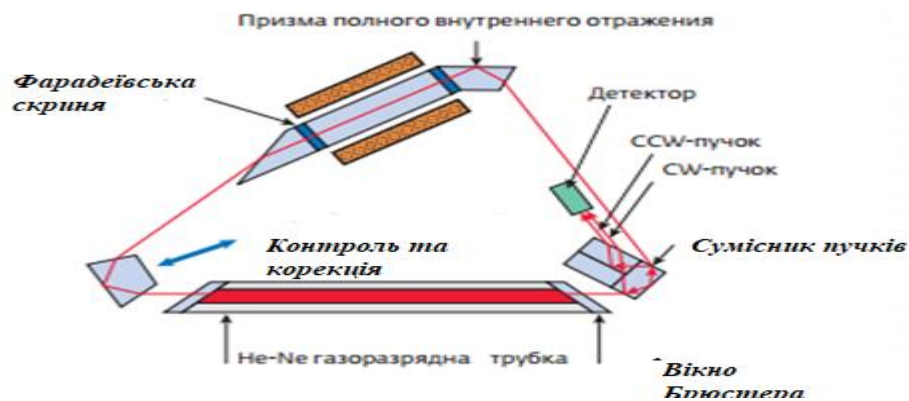


Рис.1.9. Схема першого лазера

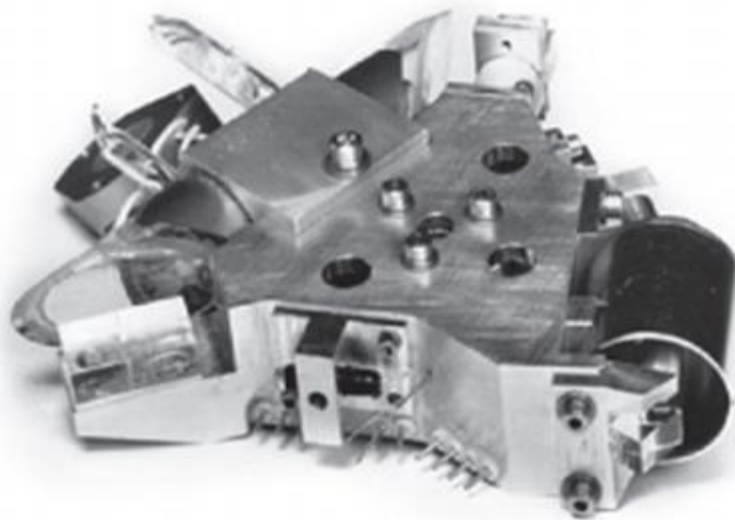


Рис.1.10. Фото першого лазерного гіроскопа

За своїми характеристиками лазерний гіроскоп виявився найбільш придатним для використання в безплатформних інерційних системах (БІНС), розвиток яких почався бурхливими темпами, чому в чималому ступені сприяло появу швидкодіючої обчислювальної техніки.

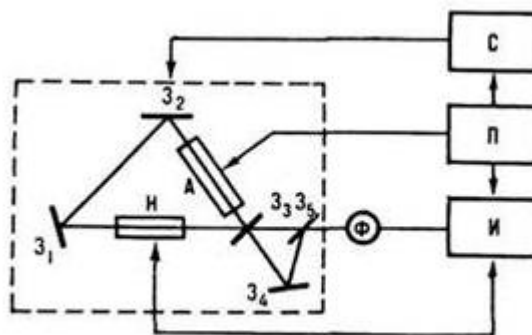


Рис.1.11. Схема лазерного гіроскопа

Зусилля конструкторських розробок спрямовані на створення жорсткої, малогабаритної і монолітної конструкції кільцевого резонатора лазерного гіроскопа. У сучасних конструкціях лазерні гіроскопи застосовують як трикутні, чотирикутні, моноблочні, так і волоконно-оптичні кільцеві резонатори. Моноблочні резонатори

виготовляють з матеріалів, коефіцієнт лінійного розширення яких малий: це інвар, плавлений кварц, ситалл і констасіл, що частково вирішує проблему стабілізації параметрів (зокрема, вихідні характеристики). Це досягається також одномодовим режимом роботи і автоматичною стабілізацією потужності і частоти випромінювання кільцевого лазера. Датчики кутових швидкостей, що встановлюються на - літальних апаратах, повинні бути компактними з відношенням маси до обсягу ~ 1 кг/дм³. Надійність такої конструкції повинна гарантувати термін служби 5000 ... 14 000 год і термін зберігання приблизно 14 років. В одній з останніх конструкцій лазерного гіроскопа замість окремих трубок і дзеркал використовується заготовка з високоякісного плавленого кварцу, в якій виточені отвори і порожнини для генераційних каналів і є два анода, катод, а також отвори для заповнення сумішшю газів (рис.1.11). Чотири отвори утворюють генераційний канал - квадратний світловод з круглим перетином, який одночасно є і єдиною газорозрядною трубкою, наповненою сумішшю ізотопів Ne3 і Ne20, Ne22.

Функція лазерного гіроскопа полягає в тому, щоб будь-коли можливо було знайти орієнтацію об'єкта в інерційному просторі. Звичайні гіроскопи роблять це методом, подібним до того, як людське вухо виявляє рух. Сенсори виявляють рух шляхом посилення збурень на інше тіло в інерційній системі.

Лазерний гіроскоп встановлюється як кільцевий інтерферометр. Цей інтерферометр має вузькі тунелі у формі замкненого кола, що оточує трикутний блок із скла. Дзеркала розміщені в кожній вершині (всього 3). Далі одночастотний лазерний промінь розбивається на дві частини і робиться таким, що проходить по периметру трикутного блоку. Однак кожен роздільний промінь буде рухатися в протилежних напрямках. Крім того, балки будуть входити і виходити в тому ж куті. Інтерферометр вимірюватиме рекомбінований сигнал на виході.

Коли гіроскоп нерухомий, пучки будуть проходити однакові відстані з усіх боків. Таким чином, відбудеться повне конструктивне втручання. Як згадувалося на початку цього розділу, "нерухоме тіло" є цією моделлю перешкод. Якщо гіроскоп перебуває в

русі, промені будуть проходити різні відстані (як у спеціальній теорії відносності). Через рух довший шлях буде з напрямком обертання, а коротший - протилежним. Як наслідок, пучки матимуть руйнівні перешкоди та чисту різницю фаз на величину, пропорційну швидкості обертання (ефект Саньяка). Іншими словами, інтерферометр вимірюватиме сигнал з різною амплітудою та фазовим зсувом, який надає кутову швидкість розглянутого об'єкта.

Сучасний лазерний гіроскоп представляє собою складну оптико-електронну систему. Конструкція лазерного гіроскопу виконується у вигляді монолітного блоку з високоякісного кварцу або ситаллу, у якому мають канали, що формують єдиний чотирикутний або трикутний контур. За кутами оптичного контуру розміщені дзеркала з високим коефіцієнтом відбиття (або призми повного внутрішнього відбиття), що формують кільцевий резонатор.

Для забезпечення високої жорсткості конструкцій відбивачі з'єднуються з моноблоком методом молекулярної адгезії, для чого контактні поверхні виконують переважно плоскими і ретельно поліруються, внутрішні позиції блоку, заповнені активною речовиною, у якому використовується суміш гелію та неону при тискові близько $2.6 \cdot 10^5$ Па.

У моноблоці доступні також електроди (анод і катод), необхідні для руху активних середовищ. На електроди подається високе навантаження, яке іонізує газ і створює струмовий розряд. При цьому виникає незгасне випромінювання когерентно, тобто має одну і ту ж частоту, положення фази та густину коливань.

В одному з газорозрядних резонаторів встановлюється діафрагма, управління якою дає можливість отримати одномодовий режим роботи, при якій гіроскоп генерує виведення в одній вузькій полосі спектра. Для виділення сигналів різної частоти зустрічні промені проходять через сумісну призму і підключають до фотоелектронного помножувача або фотокатода оптичного детектора, що мають дві узкочутливі площі, орієнтовані на вдовж світлих і темних смуг. При цьому площі фотоприймача відстає один від іншого за станом, рівно $1/4$ частини періоду інтерференційної картини. Таким

чином, світловий сигнал перетворюється в електричний. На (рис.1.12) показаний хід променів у пристрої з'єднання вихідного сигналу.

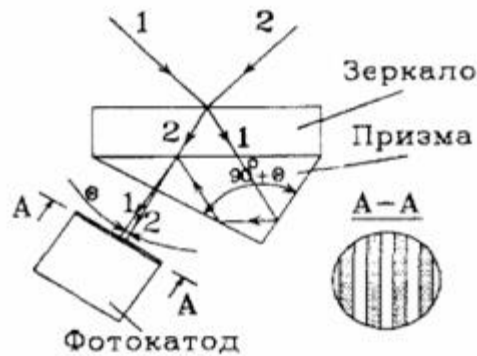


Рис.1.12. Електромагнітні хвилі

На двох виходах фотоприймача, пов'язаних з чутливими майданчиками, спостерігаються два сигнали синусоїдальної форми з фазовим зрушенням 90° . Інформація про кут повороту лазера міститься в зміні фази кожного сигналу. При цьому в разі обертання приладу проти годинникової стрілки фаза першого сигналу випереджає на 90° фазу другого сигналу, а в разі обертання за годинниковою стрілкою фаза другого сигналу випереджає фазу першого сигналу на ті ж 90° . Таким чином, виробляючи фазовий аналіз сигналів, можна визначити кут повороту кільцевого лазера і напрямок його обертання. Основний чутливий сучасного лазерного гіроскопа працює з багатьма підсистемами, які покликані ліквідувати вплив окремих дестабілізаційних факторів і поліпшити його характеристики. До них відносяться підсистеми регулювання потужності накачування, підсистеми стабілізації частоти випромінювання і стабілізації периметра резонатора, а також підсистеми частотної підставки кінематичного або електричного типу. Крім того, до складу лазерних гіроскопів входять підсистеми знімання і перетворення вихідної інформації.

Сьогодні створені досить точні гіроскопічні системи, що задовольняють велике коло споживачів. Скорочення коштів, що виділяються для військово-промислового комплексу в бюджетах провідних світових країн, різко підвищило інтерес до цивільних застосувань гіроскопічної техніки.

Ми розглянули деякі фізичні явища, які можуть бути покладені в основу створення приладів, чутливих до обертання. Завдання, в яких виникає необхідність застосовувати гіроскопічні пристрої, різноманітні, як по цілям, так і за призначенням. Найбільш цікавим і перспективним серед гіроскопічних приладів є лазерний гіроскоп. Лазерні гіроскопи по праву відносяться до числа найбільш наукоємних і унікальних лазерних приладів, виробництво яких акумулює і стимулює розвиток новітніх технологій, включаючи нанотехнології. На закінчення хочеться додати, що перспективи розвитку гіроскопічного приладобудування дуже великі, і лазерні гіроскопи зберігають сьогодні лідуючі позиції в області високоточних безплатформних інерційних навігаційних систем (БІНС).

Тож, на базі принципів, що були розглянуті побудовані пристрої, системи і комплекси визначення параметрів просторового положення сучасного літака, що будуть розглянуті у розділі II.

РОЗДІЛ 2. ПРИСТРОЇ, СИСТЕМИ ТА КОМПЛЕКСИ ВИЗНАЧЕННЯ ПРОСТОРОВОГО ПОЛОЖЕННЯ ЛІТАКА

У польоті одним з факторів, що впливають на успішність його виконання, є просторова орієнтація пілота - сприйняття пілотом лінійного і кутового положення літака відносно землі. В авіації третя частина авіакатастроф відбувається з вини втрати просторового орієнтування пілота. Причинами можуть бути критичні або складні умови польоту. Психофізіологічний стан пілота, а також неадекватне відображення інформації на приладах в кабіні екіпажу, складність зчитування якої збільшується при виникненні нестандартних умов польоту. Тому визначення переваг і недоліків приладів в критичних умовах польоту є дуже важливим етапом для забезпечення безпечного і легкого в управлінні польоту.

Просторове орієнтування пілота в критичних ситуаціях є дуже важливим питанням для забезпечення якісного управління польотом. Існує багато методів і способів для забезпечення просторового орієнтування, заснованих на практичній і теоретичній підготовці екіпажу, а також застосування надійних пілотажно-навігаційних приладів.

Головними критеріями при проектуванні інформаційних пілотажно-навігаційних приладів є:

- характеристики і склад інформаційних приладів як найважливіших засобів діяльності операторів;
- облік зовнішнього середовища, мінімізація напруженості і втоми операторів, а також потенційних помилок в складних непередбачених ситуаціях;
- повне функціональне забезпечення діяльності оператора по рішенням покладених на нього завдань, у тому числі вибір оптимальної підготовки оператора.

Проблема просторового орієнтування під час польоту є частиною ширшої проблеми сприйняття оператором навколишнього середовища. Від того, наскільки добре орієнтується оператор в просторі, залежить успішність виконання його польотного завдання.

Кафедра авіоніки

<i>Виконав</i>	Камінський Д.Ю.			Засоби визначення	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушів</i>
<i>Керівник</i>	Єгоров С.Г.					21	89

Однією з причин здійснення оператором помилок є неправильне сприйняття даних, відображаються приладами в кабіні екіпажу.

Інформаційні системи на борту літака повинні максимально полегшувати управління ВС в стандартних умовах польоту і забезпечувати прийняття правильного рішення в нестандартних, критичних умовах. Для забезпечення надійності і швидкості прийняття рішень оператором в стандартних ситуаціях необхідна адекватна структура засобів відображення інформації структурі сенсорних, розумових і виконавчих дій оператора. У той же час пристосування оператора до непередбачених ситуацій може бути реалізована за допомогою запасу інформації про стан польоту, який зазвичай майже повністю відсутня в інформаційних системах внаслідок того, що вони пристосовані до вирішення тільки певних завдань.

Тому перед авіацією стоїть завдання в розробці інформаційних систем відображення візуальної інформації в кабіні екіпажу, які повинні чітко і миттєво інформувати про стан польоту і бути доступними для легкого сприйняття, що допоможе зменшити кількість аварій і катастроф, викликаних просторовою дезорієнтацією пілота.

Пілот є активним оператором, який сприймає і обробляє інформацію для орієнтування в просторі. Образ польоту є базовим компонентом психічного відображення. Також його компонентами є образ просторового положення, почуття літака і сприйняття приладів. Тому для якісного і безпечного управління ПС необхідно, щоб були узгоджені концептуальна, оперативна та інформаційна моделі польоту. В цьому випадку час сприйняття, аналізу і прийняття рішення з управління ПС буде мінімальним.

Концептуальна модель створюється пілотом за допомогою уявлення польоту на землі під час підготовки. Наприклад, користуючись макетом літака, пілот моделює різні етапи польоту і можливі ситуації.

Оперативна модель польоту - модель, створювана пілотом за допомогою просторового орієнтування, тобто уявлення про стан польоту, на основі власних відчуттів щодо положення літака в просторі під час польоту, тобто знання пілота про місце знаходження та переміщення ВС в певний момент часу. Інформаційна модель - взаємодія пілотажно-навігаційного обладнання в кабіні екіпажу і візуальної моделі польоту (зорове спостереження за становищем і переміщенням ВС в просторі)

2.1. Авіагоризонти

Авіагоризонт - це гіроскопічний прилад, який використовується в авіації для визначення кута нахилу і кута тангажу - кутів орієнтування щодо істинної вертикалі. Авіагоризонт з «зворотною» індикацією або «вид з землі на ПС» має схему відображення інформації, на якій силует ПС рухається за віссю крену щодо нерухомого зображення штучного горизонту (рис. 2.1, а). Така індикація повністю відтворює рух літака в реальному польоті, в якому істинний горизонт завжди залишається нерухомим, а літак, своєю чергою, змінює своє положення відносно горизонту. Індикація цього типу легка для сприйняття, тому що повністю відповідає природному орієнтуванню людини в просторі. Недоліком такого типу індикації є те, що в момент переходу від приладового польоту до візуального, що рухається силует ПС нахилений щодо лінії горизонту на кут в два рази більший ніж ВС, що, в свою чергу, може привести до дезорієнтації пілота.

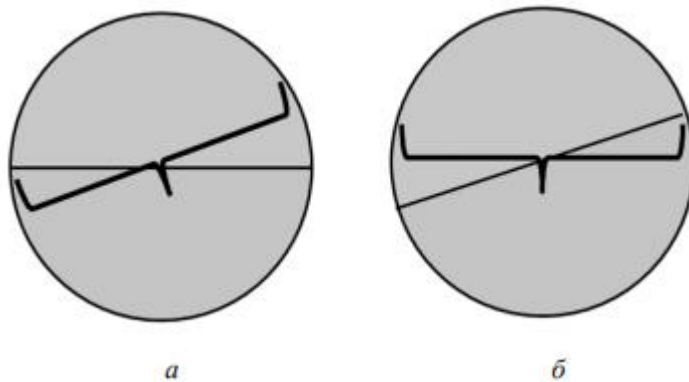


Рис.2.1. Авіагоризонт: а – «поворотна» індикація; б – «пряма» індикація

У такому типі авіагоризонту рухомою частиною є зображення неба-землі і лінії штучного горизонту по відношенню до нерухомого силуету літака (рис. 2.1, б). Кути крену і кут тангажу визначаються нахилом штучного горизонту і на тлі зображення неба-землі. Вибір такого виконання інформаційного табла мало сприяти просторовому орієнтуванню пілота у будь-яких метеоумовах, а цифрові свідчення кутів крену і кута тангажу - управління літаком. Однак лінія умовного горизонту має такі параметри, які не дозволяють залучити периферійний зір при орієнтуванні в просторі. Тому індикація такого типу може привести тільки до труднощів при визначенні пілотом справжнього просторового положення ПС, оскільки рухомий горизонт і нерухомий силует ПС суперечать поданням пілота про реальне розміщення ПС в просторі.

До переваг використання даного типу авіагоризонту відноситься збіг натурального і штучного горизонтів при переході з приладового до візуального польоту. Але така перевага істотно не впливає на безпеку приладового польоту.

Авіагоризонт зі «змішаною» індикацією має рухливий силует літака на тлі нерухомого зображення неба-землі і рухливий по фоні тангажу планку лінії умовного горизонту.

Авіагоризонт з «зворотною» індикацією кута крену і «прямою» індикацією кута тангажу має всі переваги і недоліки «зворотної» індикації крену і «прямої» індикації кута тангажу. Використання «прямої» індикації по каналу тангажу знижує складність індикації кута тангажу при перевернутому польоті і не викликає такої складності, як при «прямої» індикації по каналу крену, тому що зображення горизонту є нерухомим, що ні суперечить уявленню пілота про навколишній простір, але в свою чергу, «зворотна» індикація по каналу крену має такий же недолік, як і авіагоризонт з «зворотною» індикацією при переході від приладового до візуального польоту.

До нового обладнання, яке допоможе зробити політ успішним, також стосується дисплея лобового скла та систем, встановлених на шоломі. Дисплей знаходиться в прямій видимості між пілотом і фронтальним склом (рис. 2.2). Дисплей майже

прозорий, щоб пілот бачив інформація на тлі навколишнього середовища. Щоб пілот подивився

Управління літаком за допомогою інформації індикації на лобовому склі (ІЛС) дозволяє пілоту не дивитися вниз, щоб прочитати інформацію з інформаційної панелі. Це означає, що пілот ні секунди не втрачає контроль над позицією літака відносно землі та над повітряним рухом навколо ПС. Відображення інформації про політ подібне до традиційного пілотажного формату. У складі цього формату індикуються основні пілотажні параметри польоту (повітряна та шляхова швидкості, тангаж, крен та інша необхідна інформація).



Рис.2.2. Індикація на лобовому склі

Нашоломні системи індикації мають схожу схему відображення інформації, істотною відмінністю є те, що екран закріплений на шоломі перед очима пілота (рис.2.3). Але, на жаль, такі системи використовуються тільки на бойових літаках і гелікоптерах. Нашоломні системи індикації, крім індикації польотної інформації, використовуються для прицілювання. Ще однією відмінністю є те, що на ІЛС пілот бачить зображення тільки тоді, коли дивиться прямо, а на НСІ він бачить інформацію постійно, куди б він не дивився.



Рис.2.3. Нашоломна система індикації

Попри всі ці позитивні якості, ІЛС і НСІ мають недоліки. Інформація, яка відображається на екрані, постійно закриває частина зовнішнього простору в найважливішій області огляду. Для того щоб менше закривати зовнішній простір, індикацію роблять максимально простою і лаконічною. Крім того, іноді у пілота на відстані витягнутої руки виникає «темний фокус», який призводить до неправильного сприйняття дистанцій.

Для уникнення виникнення ілюзій просторового орієнтування розробляються поліпшені моделі авіагоризонтів. Прикладом одного з яких є авіагоризонт з додатковими шкалами (рис. 2.4).

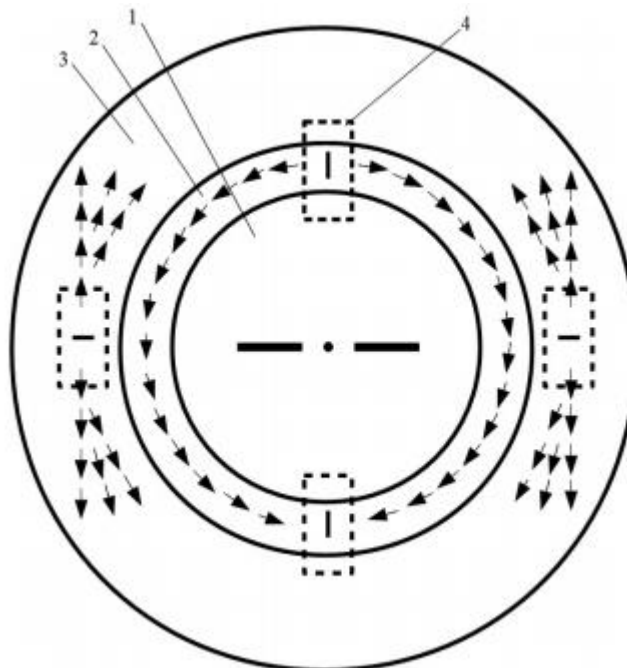


Рис.2.4. Авіагоризонт з додатковими шкалами

У польоті виникають ситуації, коли пілот відхиляється щодо інформаційних приладів, це, в свою чергу, може привести до неправильної інтерпретації даних, яку вказують на приладах. Для виключення такої помилки, на авіагоризонт розміщуються додаткові шкали у вигляді стрілок (1-4), які змінюють своє положення щодо вікон під час відхилення рухомої частини приладу від початкової осі руху ПС.

У разі відхилення ПС по куту тангажу або за кутом крену з'являються стрілки і показують напрямок, куди необхідно відхилити штурвал, це має полегшувати пілотів керування літаком.

Також існують авіагоризонти з різними способами відображення інформації. Прикладом є командно-пілотажний прилад логічної індикації положення і управління ПС в просторі (рис. 2.5, а) і авіагоризонт, що має тривимірний силует відображення літака в польоті (рис. 2.5, б).

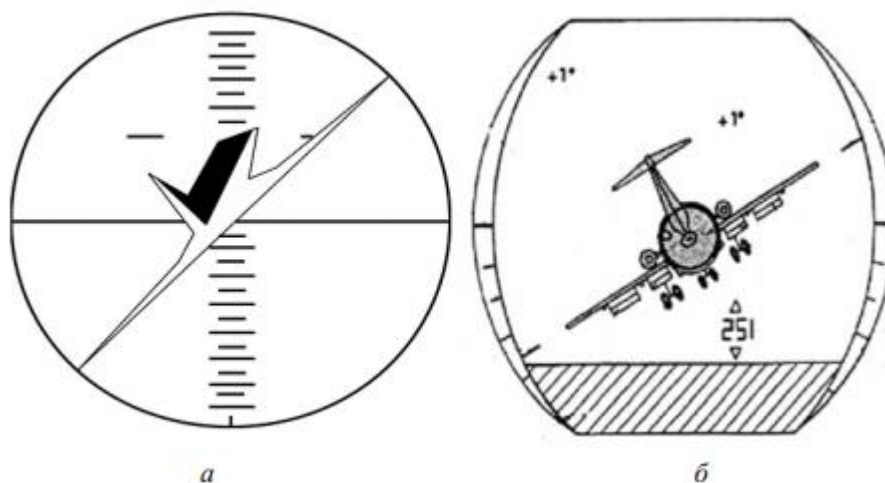


Рис.2.5. Інформаційне табло авіагоризонту: а – командно-пілотажного приладу логічної індикації положення та управління ПС; б – з тривірним відображенням інформації

Інформаційне табло авіагоризонту командно-пілотажного приладу логічної індикації положення управління ПС має прозорий опуклий екран, під яким знаходиться вигнута шкала і об'ємний макет ПС, носова частина якого орієнтована від екрану в напрямку його середньої вертикалі екрана. На екрані зверху нанесена дугоподібна

шкала крену. Винесення шкали крену за межі екрана має знімати перевантаження екрана інформацією і акцентувати увагу пілота на положенні об'ємного макета літака. У авіагоризонтах з тривимірним силуетом літака, як і на попередніх авіагоризонтах, інформаційне табло ділиться на небо і землю. Силует літака проєктується в тривимірному просторі, нижня і верхня частина фюзеляжу відрізняються кольором. При цьому силует літака повинен бути схожим на модель, якою управляє пілот. Силует ПС відтворює всі маневри літака при зльоті, польоті і заході на посадку, що забезпечує високу інформативність при управлінні.

На відміну від попередніх інтерфейсів, в авіагоризонті без лінії штучного горизонту (рис. 2.6) кут крену визначається за допомогою стрілки 1 і силуету літака 2, а кут тангажу за допомогою стрілки 3. В стандартному польоті дані відображаються зеленим кольором, а при переході до великих нахилів по куту тангажу або кутку крену індикація стає червоною для попередження пілота про вихід за межі нормального польоту.

Всі перераховані види авіагоризонтів відображають велику кількість інформації. Але надмірність інформаційних даних допустиме лише в тому випадку, коли вона дозволяє пілоту орієнтуватися в критичних умовах польоту, не знижуючи надійність його роботи в стандартних умовах. Незалежно від якісної інтерпретації сприймання інформації пілотом загальним вимогам, які ставляться до інформаційних приладів, є надання інформації, адекватної реальній зовнішній обстановці в такій формі, яка дозволить операторам з достатньою ймовірністю приймати правильні рішення і підтримувати задані значення критеріїв ефективності і надійності системи.

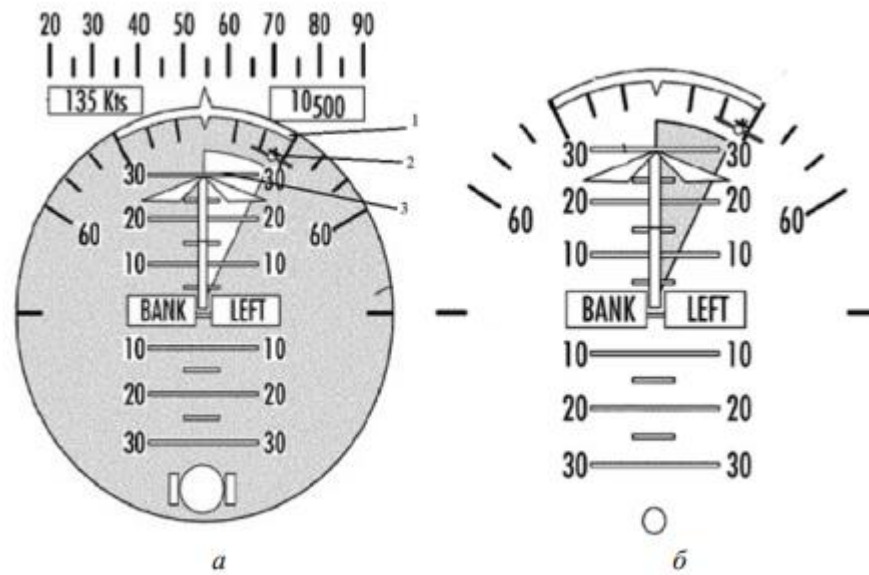


Рис. 2.6. Авіагоризонт без лінії штучного горизонту: ф – вид інтерфейса на приладовій дошці в кабіні екіпажу; б – вид інтерфейса на ІЛС

Використання авіагоризонтів надає можливість визначати справжній стан літака в просторі, але в той же час, всі типи індикації авіагоризонтів мають недоліки: некоректне відображення інформації при переході від приладового до візуального польоту, складності при зчитуванні інформації при переході на критичні режими польотів та інші. Чи не вирішують цю проблему і нові способи проектування авіагоризонтів. Авіагоризонт з додатковими шкалами частково компенсує недоліки сприйняття інформації пілотом в складних і критичних умовах польоту, однак не вирішує проблему просторового орієнтування в повному обсязі.

Авіагоризонт це в першу чергу гіроскопічний прилад для вимірювання кутів крену і тангажу літального апарату. Кут тангажу - кут між поздовжньою віссю апарату і горизонтальною площиною, а кут нахилу - кут нахилу поздовжньої площини апарату до вертикалі. Основні частини - гіроскоп з трьома ступенями свободи, що зберігає положення своєї осі в просторі незмінним, і маятникова система корекції, усуває відхилення осі ротора гіроскопа від істинної вертикалі. У всіх випадках розбіжності осі ротора гіроскопа з істинною вертикаллю система корекції, що складається з маятника, розташованого на внутрішній рамі гіроскопа, і корекційних двигунів, викликає

прецесію осі (рух її в площині, перпендикулярній напрямку додатка сили) до тих пір, поки вісь не займе заданого їй положення.

Як тільки вісь збігається з вертикаллю, прецесія припиняється. На практиці найбільш поширені авіагоризонти, у яких на лицьовій частині приладу нанесений силует літака (2), нерухомий відносно корпусу (1) і, отже, літака. За силуетом знаходиться сфера (3), положення якої стабілізовано гіроскопом. Нижня половина сфери забарвлена в блакитний колір (небо), а верхня - в коричневий (земля). Лінія розділу кольорових півсфер служить лінією штучного горизонту (5). На сферу також нанесені шкали для вимірювання кутів тангажа (4) і крену (6). Спостерігаючи за положенням зображеного на шкалі приладу силует відносно переміщається лінії штучного горизонту, льотчик судить про наявність і величину цих кутів. До корпусу вмонтований також покажчик ковзання (7) літака з міткою нульового положення (8). У минулому застосовувалися з пневматичними гіроскопами і коригуючими пристроями; в подальшому набули поширення авіагоризонти з електричними гіроскопами і коригуючими пристроями. Загальна похибка показань електричних авіагоризонтів при прямолінійному польоті не перевищує 1° , а після виходу з віражу з креном 20° при швидкості літака 400 км/год - 2° , що практично забезпечує можливість пілотування поза видимістю землі.

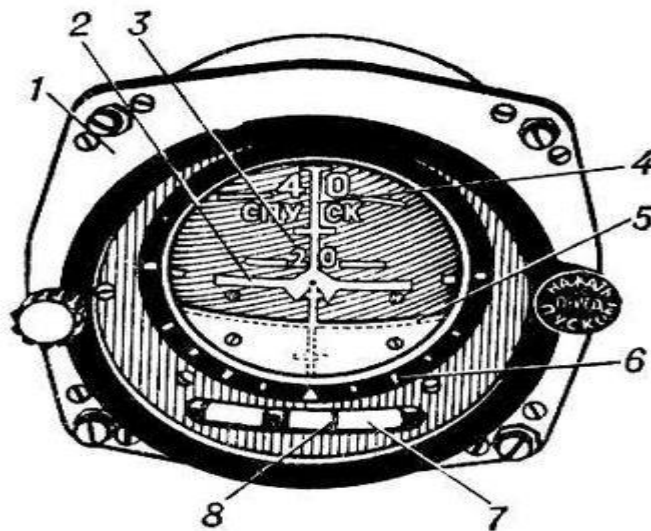


Рис.2.7. Зовнішній вигляд авіагоризонту зі сферичною шкалою і покажчиком ковзання

2.2. Інерціальні навігаційні системи

Навігація, здійснювана автономними засобами, тобто на основі інформації, яка вимірюється тільки на борту об'єкта акселерометрами, гіроскопами і годинами є інерціальною.

Ідея інерціальної навігації - це дворазове інтегрування виміряного ними прискорення. Прискорення носить абсолютний характер. Спостерігач, який знаходиться всередині об'єкта, виявить прискорений рух завдяки того, що на нього буде діяти сила інерції. Всі вимірювальні пристрої, засновані на різних фізичних принципах (механічних, оптичних), будуть реагувати на силу інерції і тим самим встановлять факт прискореного руху об'єкта без залучення будь-якої зовнішньої інформації. Таким чином, інерціальний спосіб визначення місця розташування об'єкта можна уподібнити властивості годинників і хронометрів вимірювати час незалежно від контактів із зовнішнім світом. Іншими словами, принципи інерціальної навігації засновані на фізичних законах, що діють у Всесвіті, незалежно від установлених людиною зв'язків із зовнішнім середовищем.

Фізичні явища, пов'язані з інерцією тіл і використовуються в інерціальній навігації, підпадають під дію законів механіки, які справедливі по відношенню до інерціальної системи координат. У інерціальних навігаційних системах виробляється штучна матеріалізація інерційної координатної системи з точністю до приладових помилок відповідних пристроїв. Цим, мабуть, і пояснюється походження терміна «інерціальна навігація».

Наприклад, основний принцип ІНС напіваналітичного типу полягає у тому, що треба повертати платформу з кутовою швидкістю, так що відповідає величині горизонтальної складової швидкості об'єкта, отриманої за допомогою інтегрування прискорення. Система платформа - акселерометр - зворотний зв'язок становить

замкнутий контур і може розглядатися як синтезований математичний маятник, що володіє двома властивостями:

1) в положенні рівноваги вимірювальні осі акселерометрів розташовуються перпендикулярно місцевим напрямкам сили тяжіння;

2) при рухові об'єкта перехід маятника до нового напрямку вертикалі, тобто до нового положення рівноваги, відбувається без коливань, якщо період власних коливань системи налаштований на період Шулера, рівний 84,4 хв.

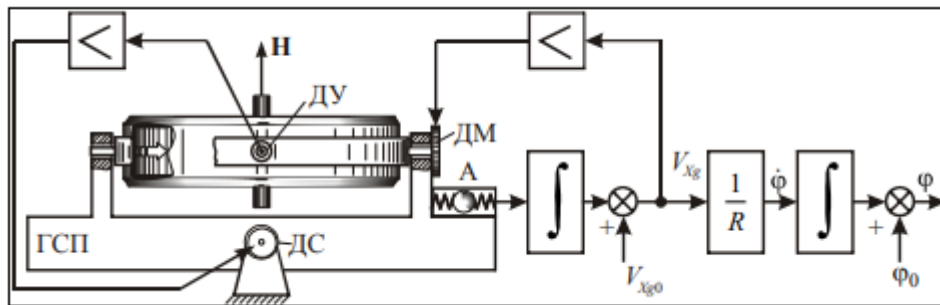


Рис.2.8. ІНС напівавтоматичного типу

ІНС діляться на платформні і безплатформні. Основою для платформних ІНС служить гіростабілізована платформа. У безплатформних системах акселерометри і гіроскопи жорстко пов'язані з корпусом приладу. Функції платформи моделюються математично обчислювальною системою. Безплатформні системи вигідно відрізняються меншою вагою і габаритами, а також можливістю працювати при значних перевантаженнях.

Переваги ІНС перед іншими навігаційними системами полягають в їх повній незалежності від зовнішніх джерел даних, підвищеного захисту від перешкод, високу інформативність і можливість передавати інформацію на великій швидкості. Відсутністю будь-якого випромінювання при роботі ІНС забезпечується скритність об'єкта, на якому вона використовується.

Недоліком ІНС можна назвати помилки, які накопичуються з плином часу в одержуваній від приладів інформації. Це можуть бути як методичні помилки, так і помилки, пов'язані з невірними початковими налаштуваннями обладнання. Для їх

корекції створюються інтегровані навігаційні системи, де дані, одержувані ІНС, доповнюються даними, які надходять від неавтономних систем, наприклад супутникової навігації. Ще одним відносним мінусом ІНС є висока вартість вхідного в їхній склад обладнання.

Розглянемо азимутальний канал ІНС напіваналітичного типу з географічною орієнтацією осей чутливості акселерометрів. Внаслідок обертання Землі і руху об'єкта вздовж її поверхні нормальна система координат обертається щодо інерціального простору, зокрема навколо вертикалі OY_g з кутовою швидкістю

$$u_{z_g} = U_3 \sin \varphi + \frac{V_{z_g}}{R} \operatorname{tg} \varphi. (2.1)$$

Отже, для приведення вимірювальних осей акселерометрів до осей OX_g і OZ_g необхідно розгортати платформу з кутовою швидкістю u_{z_g} (рис. 2.9). сигнал u_{z_g} формується в обчислювальному приладі і підводиться до датчика моменту ДМ азимутального гіроскопа.

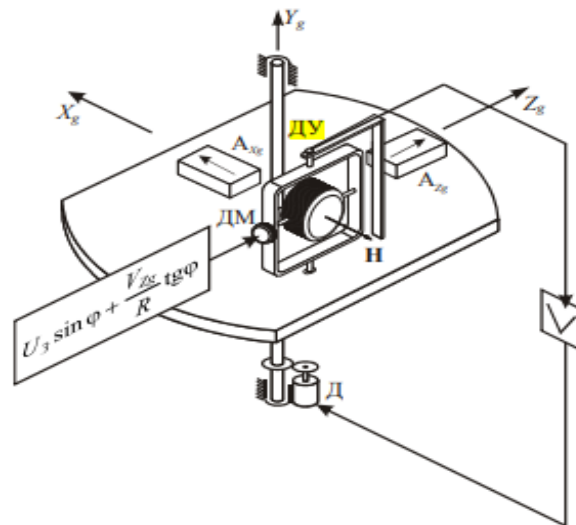


Рис.2.9. Спрощена схема азимутального каналу ІНС напіваналітичного типу

Азимутальний гіроскоп прецесує навколо осі обертання зовнішньої рамки внаслідок чого на датчику кута ДУ з'являється сигнал пропорційний кутовій швидкості ω_{z_g} , котрий далі подається на двигун Д. Останній

розгортає платформу, погоджуючи тим самим, вимірювальні осі акселерометрів з осями географічного тригранника.

Іншим способом побудови ІНС є система, в якій гіростабілізована платформа нерухома відносно інерційного простору, а акселерометр встановлений на спеціальній площині побудовника вертикалі (ПВ), що моделює справжню вертикаль або, що те ж саме, площину місцевого горизонту. Така система називається ІНС геометричного типу. Коротко розглянемо цей тип ІНС (рис.2.10).

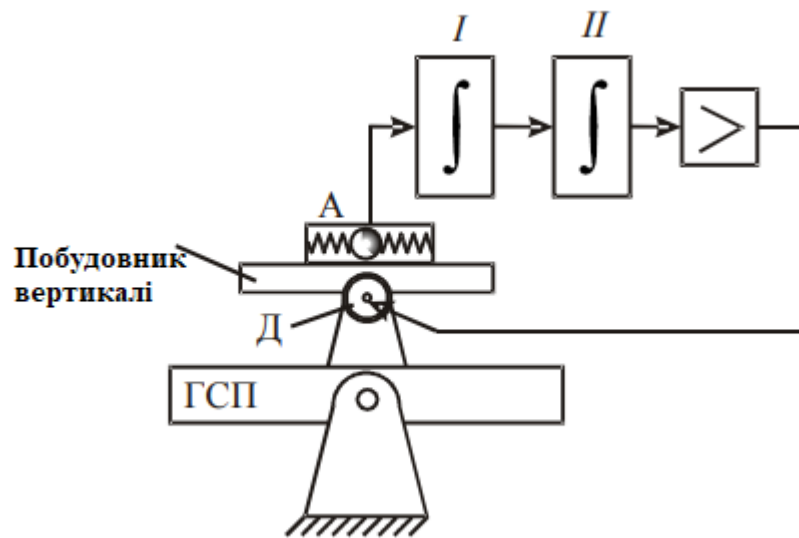


Рис.2.10. ІНС геометричного типу

Поворот площини ПВ здійснюється за допомогою двигуна Д, на який подається сигнал, пропорційний другому інтегралу від показань акселерометра А. У ІНС геометричного типу обидва інтегратора входять в ланцюг побудовника вертикалі, завдяки чому їх також називають системами з корекцією по відстані. Канал довготи в ІНС геометричного типу працює аналогічно. Так як ГСП моделює інерційну систему відліку, а площина побудовника вертикалі - географічну систему координат, то широта й довгота визначаються геометрично, як кути між гіростабілізованою платформою та побудовником вертикалі.

Основні особливості ІНС геометричного типу наступні:

- 1) в найпростішому випадку система може бути реалізована на базі карданового підвісу. У реальних умовах для забезпечення працездатності ІНС при довільному характері руху об'єкта доводиться ускладнювати систему шляхом введення ряду допоміжних кілець механічних розв'язків;
- 2) зміна орієнтації гіроскопів щодо вектора місцевого гравітаційного прискорення зумовлює зміну швидкості дрейфу гіроскопів за неминучої залишкової незбалансованості;
- 3) незважаючи на порівняльну простоту обчислювального пристрою, ІНС геометричного типу мають складну конструкцію, в зв'язку з чим перевищують за масою і габаритами ІНС інших типів.

Гіростабілізована платформа, запобігаючи акселерометри від впливу кутових переміщень об'єкта, має ряд істотних недоліків: ГСП, будучи прецизійним електромеханічним пристроєм ненадійна, споживає багато енергії, має велику масу і габарити, складна при складанні і коштовна. Іншим способом побудови інерціальні навігаційні системи є розміщення акселерометрів і гіроскопів безпосередньо на борту рухомого об'єкта, а функції ГСП виконують бортові обчислювальні машини. У зв'язку з цим такі пристрої називаються безплатформні (бескарданні) інерційні навігаційні системи (БІНС).

До інерціальних чутливих елементам БІНС пред'являються надзвичайно високі вимоги. Гіроскопи та акселерометри, будучи жорстко встановлені на борту об'єкта повинні володіти заданою точністю в широкому діапазоні кутових швидкостей і прискорень, а також функціонувати в умовах вібрацій, ударів і тому подібне. У БІНС, використовувані чутливі елементи - акселерометри і вимірювачі параметрів орієнтації (гіроскопи), можуть бути побудовані на різних фізичних принципах. При цьому кількість вимірювачів має бути такою, щоб отримувати інформацію про вектори уявного прискорення об'єкта, в якому встановлені вимірювальні прилади та про вектор абсолютної кутової швидкості, що характеризує обертання. Залежно від складу інерціальних чутливих елементів БІНС можуть бути побудовані з використанням

наступних приладів: датчиків кутової швидкості (ДУС) і акселерометрів, тільки акселерометрів, акселерометрів і некерованих гіроскопів.

Тому, визначимо такі переваги 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, стосовно 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 роботи ІНС лежить використання законів Ньютона для визначень координат, проекції швидкості та кутової орієнтації об'єкта. Згідно до 2-го закону Ньютона, вектор абсолютного прискорення центру мас матеріального тіла може бути виражений через вектор рівнодійних всіх прикладених до тіла сил F і масу цього тіла m :

$$a = \frac{F}{m}. (2.1)$$

Уявімо силу F у вигляді 2-х складових: $F_{\text{акт}}$ - негравітаційних або активних (сил тяги, аеродинамічних, керуючих), G - сил гравітаційного впливу.

$$a = \frac{F_{\text{акт}} + G}{m}. (2.2)$$

Відношення

$$\frac{F_{\text{акт}}}{m} = n$$

визначає здається прискорення, а відношення

$$\frac{G}{m} = g_{\text{гр}}$$

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

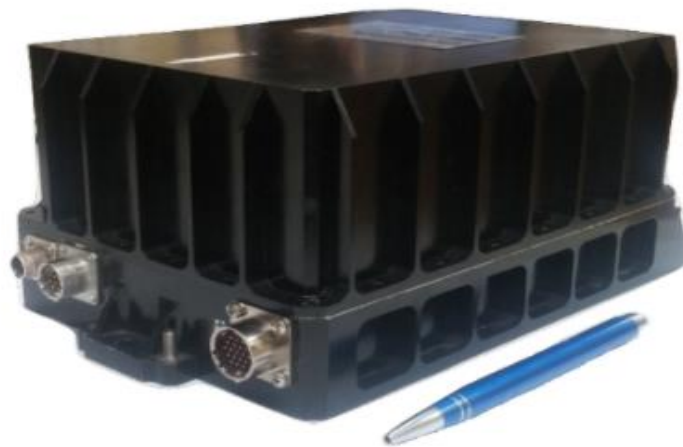


Рис.2.11. Зовнішній вигляд системи БНС-500НС

2.3. Лазерні курсовертикалі

На початку 60-х років був винайдений принцип роботи так званих лазерних гіроскопів, широке впровадження яких (через 20-30 років) дозволило вирішити багато проблем. «Лазерний гіроскоп» - не коректна назва, оскільки цей пристрій зовсім не є гіроскопом, в ньому немає частин які швидко обертаються. Називається ж він так тільки тому, що призначений для вирішення тієї ж задачі, для якої призначений гіроскоп в традиційній ІНС - визначення напрямків в просторі (Верх-низ, північ-південь, схід-захід) незалежно від кутового положення ПС. Знову зазначу, що ІНС, засновані на використанні лазерних гіроскопів, називають безплатформними інерційними системами (БІНС), оскільки в них відсутня гіроплатформа, яку необхідно

утримувати в необхідному положенні. Акселерометри в таких системах жорстко закріплені на літаку і спрямовані на його будівельних осях (вперед, вправо, вгору).

Кільцевій лазерний гіроскоп являє собою складний квантовий оптико-механічний прилад, що включає в себе лазер, систему дзеркал і керуючі електронні системи.

Оптичний квантовий генератор або лазер («посилення світла за допомогою вимушеного випромінювання») - це пристрій, що використовує квантово-механічний ефект вимушеного випромінювання для створення когерентного, монохроматичного, поляризованого і вузьконаправленого потоку випромінювання. На відміну від звичайного джерела світла, що випромінює зазвичай цілий спектр частот, лазер випромінює на певній частоті. Лазерний гіроскоп називається кільцевим, оскільки промінь в ньому, відбиваючись від дзеркал, проходить по замкнутому контуру в формі квадрата або трикутника (рис. 2.12).

По кільцевому контуру проходять два променя лазера в протилежних напрямках, назустріч один одному. Якщо вся ця система лазера і дзеркал нерухома в інерційній системі відліку, то частоти обох променів, сприймаються детектором, будуть однакові. Але якщо ця система буде обертатися навколо осі, перпендикулярній площині траєкторії променів, то вимірювані частоти променів внаслідок ефекту Доплера будуть відрізнятися. Причому, тим сильніше, чим більше кутова швидкість обертання. Таким чином, за допомогою лазерного гіроскопа можна виміряти кутову швидкість обертання. У БІНС використовується три таких лазерних гіроскопа, що вимірюють кутові швидкості обертання навколо трьох перпендикулярних осей.

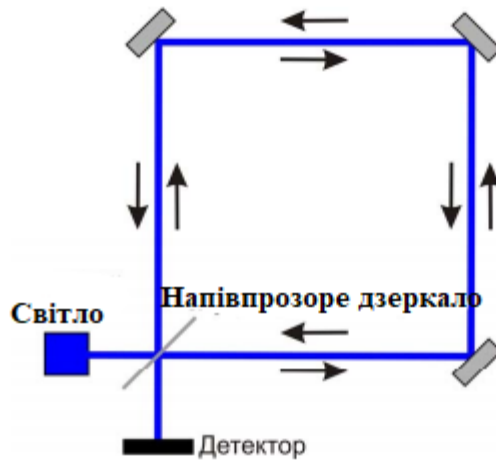


Рис.2.12. Лазерний гіроскоп

Оскільки у будь-який момент часу відома кутова швидкість, то в будь-який момент можна розрахувати кут, на який повернулась система за порівняно з початковим становищем. Адже кутова швидкість - похідна (швидкість зміни) кута повороту. Отже, сам кут можна визначити шляхом інтегрування кутової швидкості. Це завдання безперервно вирішує обчислювач БІНС. Якщо в початковий момент часу було відомо, як спрямовані осі ПС і орієнтовані по ним акселерометри по відношенню до земної системі координат, то по розрахованим кутах повороту можна визначити їх орієнтацію і в будь-який поточний момент часу. Залишається тільки перерахувати виміряні прискорення в іншу, пов'язані з землею і повернені щодо ПС, прямокутну систему координат. Таким чином, як і в традиційних ІНС, виявляються відомими значеннями прискорень по напрямках північ-південь, схід-захід, верх-низ.

Відсутність в БІНС гіроплатформи, гіроскопів що обертаються і пов'язаних з ними проблем дозволило зробити цей пристрій більш компактним. Досягнення ще більш високої точності лазерних гіроскопів стримується поки явище «захоплення променів», тобто взаємодією зустрічних променів, яке призводить до розсіювання світла.

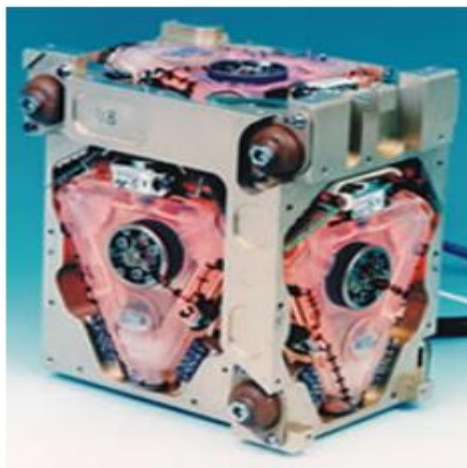


Рис.2.13. Моноблок з трьох взаємно перпендикулярних трикутних лазерних гіроскопів

2.4. Система обробки пілотажних даних (FMS)

Система FMS забезпечує безперервне подання траєкторії польоту. Вона обчислює повітряні швидкості, висоту, точки підйому і зниження, відповідні найбільш економного споживання палива. При цьому система використовує плани польоту, що зберігаються в її пам'яті, але дозволяє також пілотові змінювати їх і вводити нові за допомогою комп'ютерного дисплея (FMC / CDU). Система FMS виробляє і виводить на дисплей льотні, навігаційні і режимні дані, вона видає також команди для автопілота і командного пілотажного приладу. На додаток до всього вона забезпечує безперервну автоматичну навігацію з моменту зльоту до моменту приземлення. Дані системи FMS представляються на ПНК, командному авіагоризонті і комп'ютерному дисплеї FMC/CDU.

Існує сигналізаційна система попередження повітряних сутичок (TCAS) - це бортова система, що видає екіпажу інформацію про необхідні маневри. Система TCAS інформує екіпаж про інші літаки, що з'являються поблизу. Потім вона видає

повідомлення попереджувального пріоритету із зазначенням маневрів, необхідних для того, щоб уникнути зіткнення.

Глобальна система визначення місцезнаходження (GPS) - військова супутникова система навігації, робоча зона якої охоплює всю земну кулю, - тепер доступна і цивільним користувачам. До кінця тисячоліття системи «Лоран», «Омега», VOR/DME та VORTAC були практично повністю витіснені супутниковими системами.

Монітор стану (статусу) польоту (FSM) - вдосконалена комбінація існуючих систем сповіщення та попередження - допомагає екіпажу в нештатних льотних ситуаціях і при відмовах систем. Монітор FSM збирає дані всіх бортових систем і видає екіпажу текстові приписи для виконання в аварійних ситуаціях. Крім того, він контролює і оцінює ефективність вжитих заходів корекції.

Призначення ПНК слід розглядати на основі призначення і способів застосування ПС, що забезпечується даним комплексом. Компактним зображенням способів застосування і етапів польоту ЛА є графік, форма якого представлена на (рис.2.14). Окремі етапи польоту зображені тут пунктирними, суцільними і хвилястими лініями. Якщо етап позначений тільки пунктирною лінією, то це означає, що на даному етапі здійснюється тільки ручне управління по візуальній інформації.

Суцільна лінія означає автоматичне керування, а хвиляста - напівавтоматичне управління літальним апаратом. Наявність двох або всіх трьох зазначених видів ліній на будь-якому етапі означає, що на цьому етапі можливий будь-який з двох або всіх трьох видів управління. Лінія, що проходить посередині, відповідає основним видам управління на даному етапі. Так, якщо посередині проходить суцільна лінія, як на етапах 3-16, 3-4, 3-22, 22-23, то основним є автоматичне керування. Якщо посередині проведена пунктирна лінія, як на етапах 1-2, 2-3, 23-24, то основним на даному етапі є ручне управління.

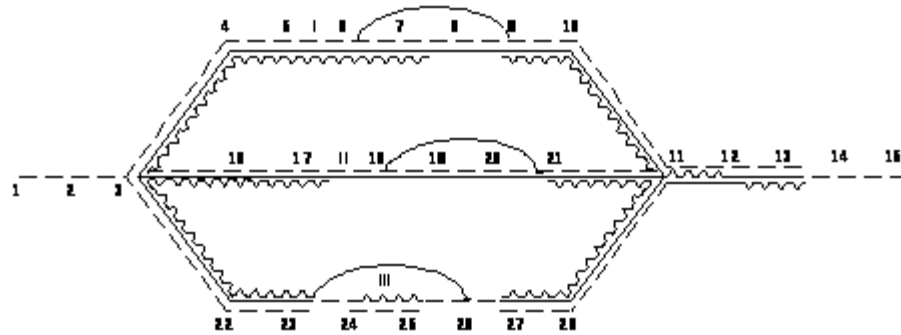


Рис.2.14. Графік деяких етапів польоту літального апарату

Призначення автоматизованого ПНК в основному характеризується сукупністю етапів, зазначених суцільними і хвилястими лініями. Однак ця характеристика не є повною. Крім обробки інформації та безперервного управління, велике значення мають разові дискретні команди, що виробляються самим ПНК або екіпажем. На кожному етапі польоту можна вказати кілька (іноді понад десяти) таких команд. Це команди управління окремими агрегатами і підсистемами літака (приклади: випуск і прибирання шасі, випуск і прибирання закрилків, випуск парашута), а також команди управління підсистемами самого ПНК (наприклад, включення режимів «пробивання хмарності», «посадка», приведення до горизонту і т. п.).

2.5. Метод і пристрій для відображення даних про напрямок руху, курсу та місцевості

Історично склалося так, що пілотам доводилося використовувати комбінацію дисплеїв під час польоту. Засоби індикації навігаційної інформації має велике значення для забезпечення безпеки польоту, до того ж, розглянуті попередні засоби дещо застарілі та втрачають свою актуальність та мають багато недоліків перед новими, інноваційними системами.

Індикатор спрямованості (ІС) відображає інформацію про висоту та поворот літака. Горизонтальний індикатор ситуації (ГІС) відображає напрямок компаса та вирівнювання літака з певними навігаційними засобами. Навігаційний дисплей, який іноді називають бічною картою, забезпечує пілоту інформацію про місцевість, шляхові точки, аеропорти та інші навігаційні засоби. Ця система багаторазового відображення вимагає від пілота постійного сканування декількох блоків дисплея та розумової інтеграції інформації для забезпечення або посилення ситуаційної обізнаності.

На додаток до технологій, описаних вище, інші передові технології літальних апаратів та автоматики, більшість з яких забезпечують відображення в кабіні пілотів, можуть мати тенденцію до збільшення навантаження для льотний екіпажу. Отже, хоча передова технологія забезпечує більш високі або безпечні характеристики повітряного судна, відповідальність льотного екіпажу за правильне та своєчасне виконання цих дій може не зменшуватися.

Контрольований політ на місцевість (КПМ) - це вид аварії, якого пілоту або льотному складу може бути складно уникнути, оскільки він передбачає розумову інтеграцію декількох дисплеїв, наприклад, ІС, ГІС та навігаційних дисплеїв. Однак КПМ можна уникнути, якщо пілот має належну психічну картину або «усвідомлення ситуації» поточного положення літака, траєкторії та інших параметрів польоту щодо місцевості.

В одному аспекті пропонується спосіб відображення даних про висоту, курс і навігацію на одному дисплеї. Спосіб включає конфігурування відображення з даними місцевості, накладання дисплея місцевості дисплеєм компаса і накладення індикатора напрямку руху на дисплей компаса, індикатор напрямку, що відноситься до центру компаса.

Ще в одному аспекті передбачений формат візуального відображення для навігаційної системи. Формат візуального відображення включає відображення місцевості, що накладає частину згаданого дисплея місцевості, та індикатор напрямку

руху, накладений на згаданий підйом компаса, зазначений індикатор напрямку відношення відноситься до центру згаданого компаса.

На (рис.2.15.) - ілюстрація дисплея 50 показчика напрямку руху (ADI). Дисплей 50 ADI забезпечує графічну інформацію про висоту та нахил літака для пілота. Посилаючись на дисплей 50, опорна лінія 52 нульової висоти тону відокремлює позитивну область 54 висоти тону та область негативного кроку 56 дисплея, а сітка 58 забезпечує числові дані щодо висоти тону. Вказується позитивний крок близько семи градусів. Сітка 60 рулону забезпечує дані щодо рулону літака. Дисплей 50 також включає дані про висоту 62 і дані про швидкість руху повітря 64.

Як описано вище, уникнути контрольованих польотів на місцевість важко. Ці випадки можуть бути зменшені, якщо пілот має належну психічну картину або «усвідомлення ситуації» поточного положення повітряного судна щодо місцевості. Щоб зменшити ризики льотної події, описані нижче методи та апарати описують інтеграцію як стратегічної, так і тактичної інформації про обізнаність з місцевістю на одному дисплеї, а також основну інформацію про стан.

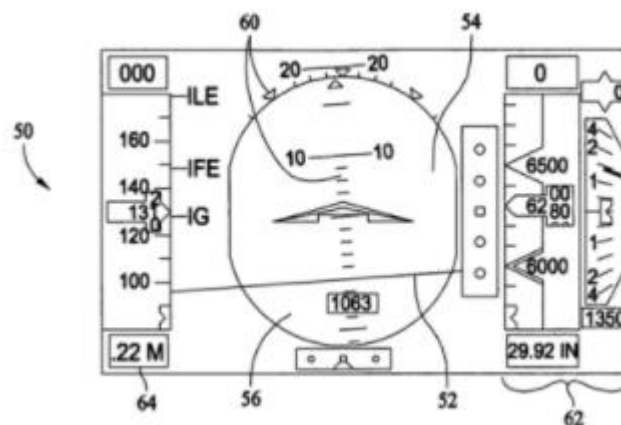


Рис.2.15. Ілюстрація дисплея показчика напрямку руху

Зокрема, вважається, що інтеграція рельєфу місцевості та орієнтації, навігації та основних параметрів повітряного судна (наприклад, повітряної швидкості, висоти та

вертикальної швидкості) на одному дисплеї забезпечує рішення, яке допоможе зменшити кількість подій. Поєднання інформації, офіційно представленої в окремих горизонтальних індикаторах ситуації, навігації та відображення індикатора на одному дисплеї, полегшує операторові декодування.

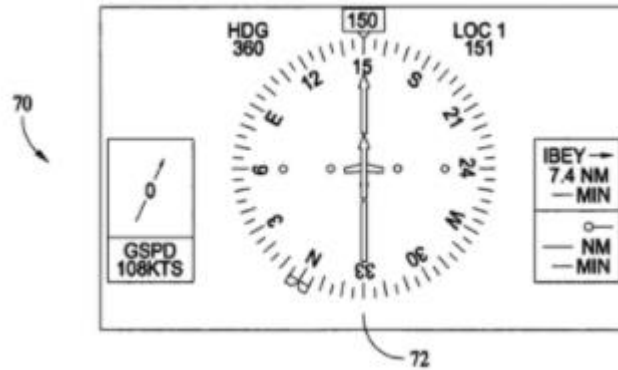


Рис.2.16. Ілюстрація дисплея горизонтального індикатора ситуації

На (рис.2.16) - ілюстрація дисплея 70 горизонтального індикатора ситуації (HSI). Дисплей 70 HSI забезпечує графічний напрямок компаса та вирівнювання для літака для пілота. Крім того, HSI-дисплей 70 також забезпечує наведення маршруту до вибраного джерела навігації або маршрутної точки. Наприклад, дисплей HSI вказує, скільки «точок» (крапки дорівнюють частці градуса, яка залежить від типу джерела навігації), або бічну математичну відстань від курсу в милях (залежно від типу навігації джерело або маршрутна точка). Посилаючись на дисплей 70, заголовки компаса 72 забезпечені нульовим градусом півночі. Дисплей 70 ілюструє напрямок для літака, ілюстрований на дисплеї 70 із 150 градусів, який, як правило, знаходиться на південному сході.

На (рис.2.17) - блок-схема системи 10 навігації та управління польотом, що ілюструє зв'язок між датчиками літальних апаратів та дисплеями, пов'язаними з датчиками. Зокрема, датчик 12 горизонтального індикатора ситуації (HSI) забезпечує дані датчика, що стосуються курсу компаса і вирівнювання літака до HSI-процесора 14.

Процесор 14 HSI забезпечує цифрові дані, що стосуються курсу компаса і вирівнювання літака до дисплея HSI 16, а також на комп'ютер місії 20.

Індикатор напрямку руху (ADI) 22 подає дані датчика, що стосуються кроку та нахилу літака, до процесора 24 ADI, який забезпечує цифрові дані, що стосуються кроку та нахилу літака, до дисплея ADI 26 та до комп'ютера місії 20. Навігаційні датчики 32 забезпечують дані датчиків щодо розташування місцевості на навігаційний комп'ютер 34. Дані датчиків з навігаційних датчиків 32 співвідносяться з картографічними даними, що перебувають у навігаційному комп'ютері 34, для формування цифрових даних місцевості, які передаються на дисплей навігаційної карти 36 та на комп'ютер місії 20. Цифрові Дані про місцевість включають інформацію про місцевість, дані про шляхові точки, дані аеропорту та інші навігаційні засоби. Літак також зазвичай включає один або кілька багатофункціональних дисплеїв 40, 42 і 44, які отримують дані від комп'ютера місії 20.

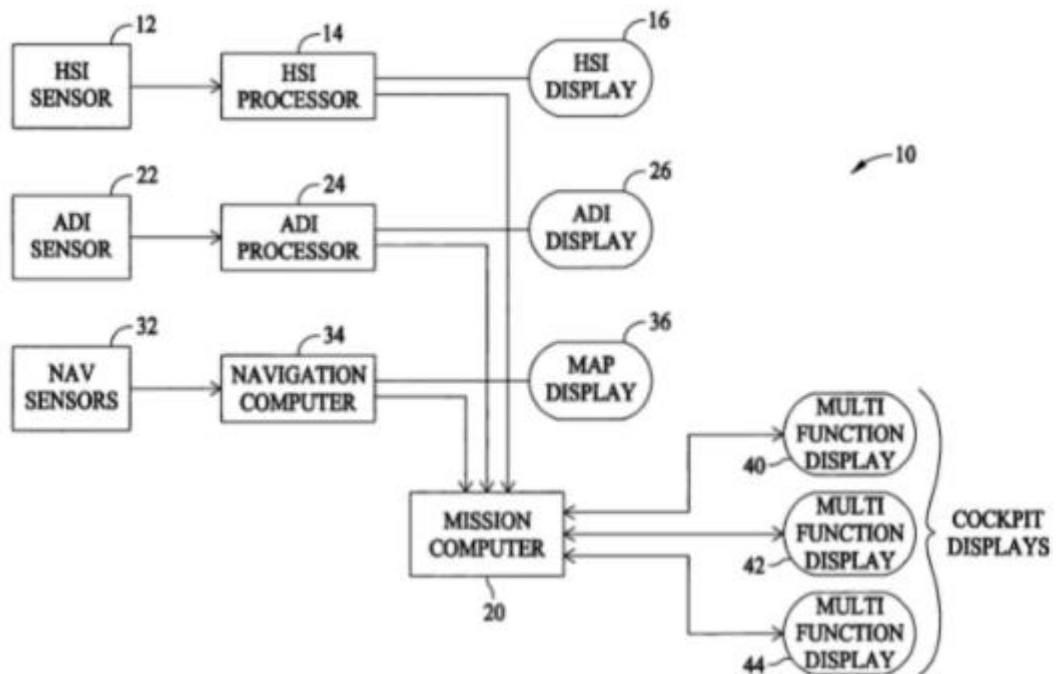


Рис.2.17. Блок-схема системи

Дані, що відображаються багатофункціональними дисплеями 40, 42 і 44, як правило, базуються на пілотному введенні, отриманому на комп'ютері місії 20, наприклад, за допомогою кнопок (не показані) на багатофункціональних дисплеях (МФУ) 40, 42 і 44. В іншому застосуванні пілот може також взаємодіяти з МФУ 40, 42 і 44 за допомогою пристрою управління курсором. Активація кнопок або пристрою керування курсором дозволяє пілоту вибрати, які дані відобразатимуться на кожному з багатофункціональних дисплеїв 40, 42 і 44. Наприклад, багатофункціональний дисплей 40 може використовуватися для відображення даних HSI, поки багатофункціональний дисплей 42 відображає дані про місцевість. У той час як багатофункціональні дисплеї 40, 42 і 44 зазвичай використовуються для відображення вищеописаних даних, літальний апарат також зазвичай включає дисплей HSI 16, дисплей ADI 26 і дисплей 36 навігаційної карти (спільно іменовані спеціальними дисплеями) для забезпечення резервного копіювання багатофункціональні дисплеї 40, 42 і 44. Виділені дисплеї також можуть бути дещо маленькими і непомітними порівняно з багатофункціональними дисплеями 40, 42 і 44. Таке розташування виділених дисплеїв та багатофункціональних дисплеїв змушує пілота постійно сканувати кілька дисплеїв і змушує його подумки інтегрувати інформацію з окремих дисплеїв, щоб підвищити свою ситуаційну обізнаність. Хоча виділених дисплеїв може не існувати в певному додатку, виключне використання багатофункціональних дисплеїв 40, 42 і 44 все одно забезпечує лише дані з одного HSI, ADI та навігаційних даних, або, щонайбільше, поєднання HSI та навігації даних.

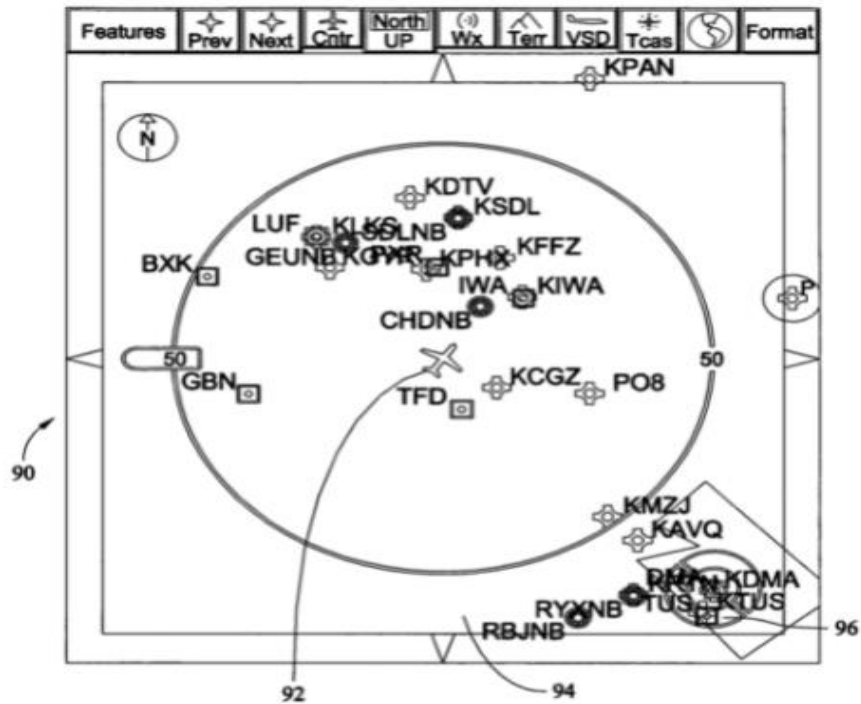


Рис.2.18. Ілюстрація навігаційного дисплея

На (рис.2.18) - ілюстрація навігаційного дисплея 90. Дисплей 90 включає в себе рендерінг літака 92, накладеного на карту місцевості 94. Різні локатори шляхових точок та аеропортів 96 також накладаються на карту місцевості 94. Багато літальних апаратів включають обладнання для інформування про місцевість, яке використовується при навігації повітряного судна від точки до точки або при навігації до цілі.

На (2.19) - ілюстрація комбінованого ADI, HSI та навігаційного дисплея 140. Як описано вище, ADI, HSI та навігаційна карта у відомих системах представлені користувачеві на трьох окремих дисплеях, включаючи виділені дисплеї, наприклад, багатофункціональний відображає 40, 42 і 44 або їх комбінацію. Поєднаний ADI, HSI та навігаційний дисплей 140 об'єднує три окремі дисплеї в єдиний формат відображення. Хоча тут описано, що він застосовується до ситуації пілота та літака, комбіновані ADI, HSI та навігаційний дисплей 140 та подібні дисплеї застосовуються

до інших ситуацій навігації транспортних засобів, наприклад, наземний оператор одного або декількох безпілотних повітряних суден (БПЛА).

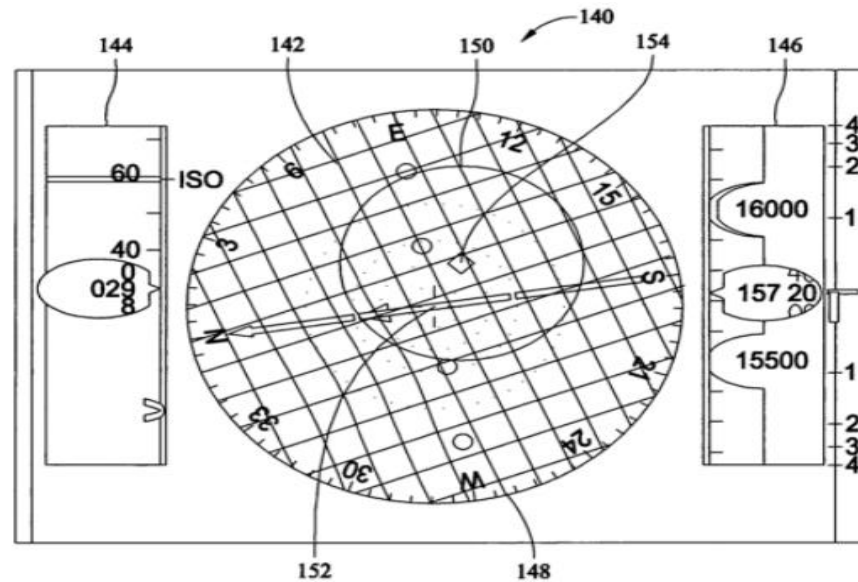


Рис.2.19. Ілюстрація комбінованого ADI, HSI та навігаційного дисплея

Комбінований ADI, HSI та навігаційний дисплей 140 забезпечує вигляд зверху вниз на тривимірну відтворену ділянку місцевості 142. На місцевість 142 накладається індикатор швидкості 144 та індикатор висоти 146. По суті, в центрі дисплея 140 знаходиться 360 градус компаса піднявся 148, який, в одному варіанті здійснення, включає напівпрозорий, круговий індикатор кулі 150, дисплей 140 вказує напрямок між 100 і 105 градусами. Зміщення кулі 150 індикатора положення від центра 152 авіагоризонту 148, як додатково зазначено зміщенням центра 154 кульки 150 індикатора положення, що вказує на величину відхилення в осях кроку та кочення. Додаткові елементи, які передбачаються для включення на дисплей 140, включають показник відхилення курсу, поточну та пропоновану наземну колію та дані орієнтиру або перешкоди, включаючи аеропорти та злітно-посадкові смуги.

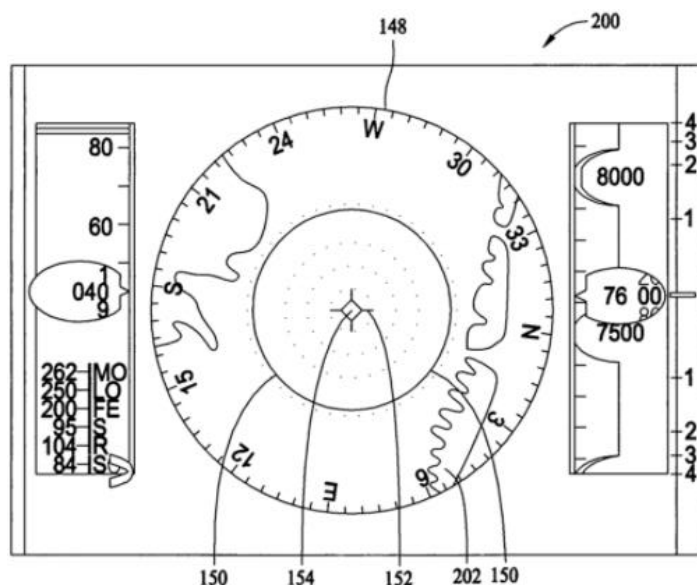


Рис.2.20. Ілюстрація комбінованого ADI, HSI та навігаційного дисплея, що ілюструє нульовий крок і нахил

На (рис.2.20) - ілюстрація комбінованого ADI, HSI та навігаційного дисплея 200, що ілюструє нульовий градусний крок і нульовий градусний крен. Дисплей 200 також ілюструє більш визначені особливості місцевості 202, ніж проілюстровані на дисплеї 140. Центр 154 кулі 150 індикатора положення вирівняний в центрі 152 підняття компаса 148, щоб вказати нульовий градусний крок і нульовий градусний крен транспортного засобу, пов'язаний з дисплеєм 200.

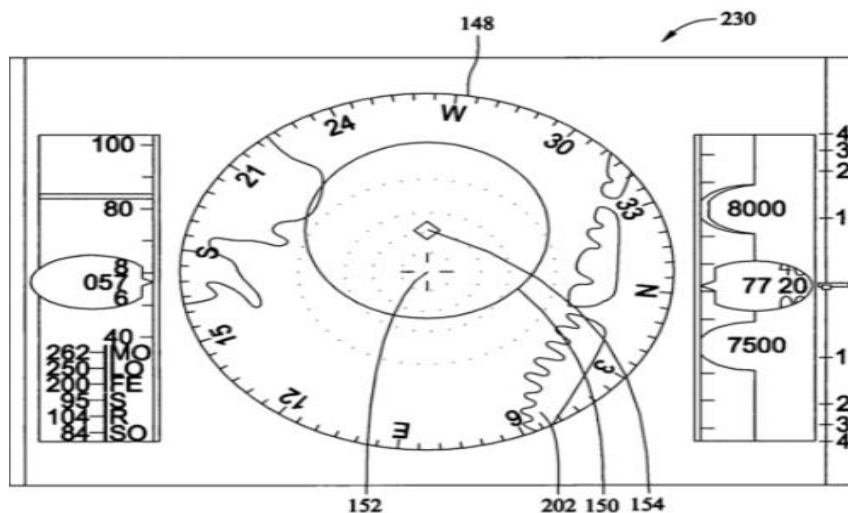


Рис.2.21. Ілюстрація комбінованого ADI, HSI та навігаційного дисплея, що ілюструє негативний крок та нульовий крен

На (рис.2.21) - ілюстрація комбінованого ADI, HSI та навігаційного дисплея 230, що ілюструє негативний крок та нульовий крен. Центр 154 кулі 150 індикатора положення знаходиться безпосередньо над центром 152 підняття компаса 148 для позначення негативного кроку та нульового нахилу транспортного засобу, пов'язаного з дисплеєм 230.

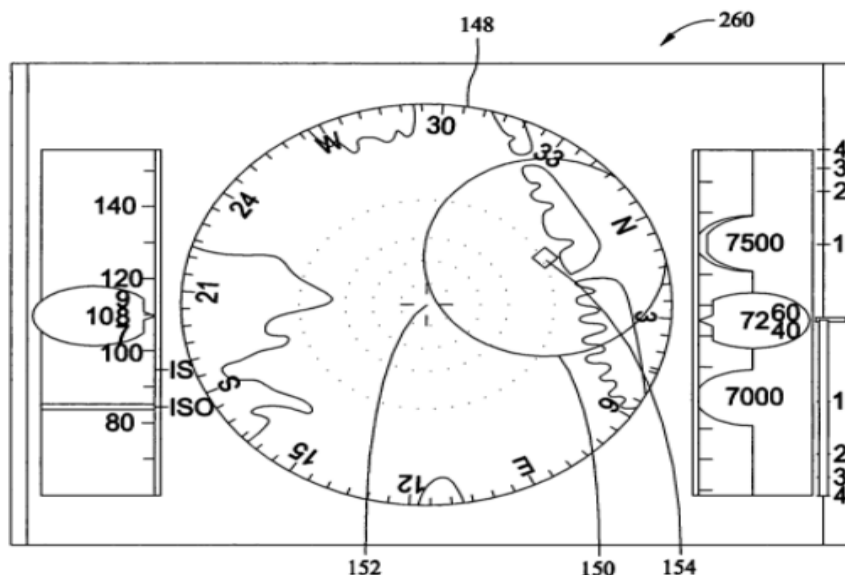


Рис.2.22. Ілюстрація комбінованого ADI, HSI та навігаційного дисплея, що ілюструє негативний крок та нахил

На (рис.2.22) - ілюстрація комбінованого ADI, HSI та навігаційного дисплея 260, що ілюструє від'ємний крок та від'ємний крен (тобто рулон ліворуч). Центр 154 кулі 150 індикатора положення знаходиться над центром 152 підняття компаса 148 для позначення негативного кроку, а праворуч від центру 152 підняття компаса 148 для позначення негативного крену транспортного засобу, пов'язаного з дисплеєм 200.

Інтегрований дисплей 140 представлений у вигляді набору машинних інструкцій, що приймаються та експлуатуються системою презентації дисплея 300. Машинні інструкції включають інструкції для прийому даних від одного або більше

інформаційних сигналів приладу, доступних на будь-якому ЛА шина даних 302 або інший придатний засіб для забезпечення електронного джерела даних електронного сигналу в реальному часі приладових сигналів, що повідомляють інформацію про параметри польоту. Сигнали приладу подають різні сигнали до інтегрованої системи презентації дисплея 300.

Ці сигнали використовуються як входи в інтегровану схему презентації дисплея, що, в свою чергу, ефективно для формування інтегрованої безлічі сигналів керування дисплеєм, що призводить до інтегрованого дисплея 140. Інтегровані безліч сигналів управління дисплеєм застосовується до генератора дисплея, що в поворот генерує безліч сигналів керування дисплеєм, які призводять до того, що на дисплеї кабіни відображаються інформація про обізнаність щодо ситуації на місцевості, інформація про напрямок та контрольна інформація про висоту (наприклад, інтегрований дисплей 140).

Інформація про тиск або барометричну висоту відносно рівня моря, вертикальної швидкості та поточної швидкості повітряного судна доступна в навігаційній системі, в комп'ютері даних про повітря, в системі опорних даних про повітря і напрямках, або від барометричного альтиметра та схеми барометричної швидкості, присутніх на літаку.

Поточна висота відносно землі, забезпечується інтегрованою схемою презентації відображення ситуаційної обізнаності про місцевість згідно з винаходом за допомогою сигналів від радіовисотоміра, який зазвичай є радіолокатором з низьким рівнем потужності, що вимірює вертикальну відстань між літаком і землею. Радіовисотоміри є важливою частиною багатьох систем авіоніки і широко використовуються в гірських регіонах для позначення місцевості. Також відомі лазерні висотоміри, в яких лазерний промінь, модульований радіочастотами, спрямований вниз і відбивається від місцевості. Відображення збирається за допомогою телескопічної системи, що вимірюється за допомогою фотопомножувача. Необов'язково використовувати дані

висоти GPS. В іншій відомій системі оцінка висоти над землею базується на алгоритмі, який поєднує дані одного або декількох GPS, інерційних датчиків та ADHRS.

Система управління польотом FMS, з'єднана з шиною даних, зберігає в ній інформацію про передбачуваний курс під час поточного польоту, включаючи інформацію про положення пунктів маршруту на траєкторії польоту повітряного судна. Точки руху можуть бути як тривимірними, так і чотиривимірними (включаючи час). Використовуючи дані, що подаються різними інформаційними сигналами приладу, доступними на шині даних, процесор керує одним або кількома алгоритмами для генерації безлічі сигналів керування дисплеєм. Сигнали управління дисплеєм виводяться на генератор дисплея, який інтерпретує сигнали управління дисплеєм, щоб генерувати символіку усвідомлення ситуації.

За бажанням, процесор 310 управляє додатковими машинними інструкціями для формування сигналів керування дисплеєм, які застосовуються до генератора 304 дисплея, щоб генерувати безліч сигналів керування дисплеєм, що призводять до того, що на дисплеї 140 відображаються оновлена інформація про ситуаційну обізнаність про місцевість, а також положення та напрямок руху в режимі реального часу.

Інтегрована система презентації дисплея включає в себе безліч машинних інструкцій, що зберігаються в бортовій пам'яті, які отримує і керує процесор для генерації інформації про стан місцевості, спрямованості та напрямку на дисплеї з використанням конформної символіки, завдяки чому зовнішні зв'язки відтворюються на дисплеї всередині літака. В одному варіанті здійснення змодельована інформація про місцевість альтернативно відображається на дисплеї з використанням справжнього однозначного відображення або стисненого відображення, що максимізує обсяг інформації, представленої на дисплеї. Таким чином, інтегрована система презентації дисплея представляє інформацію про місцевість із використанням символіки, яка по суті імітує форму місцевості, як вона виглядає. Крім того, інтегрована система презентації дисплея дозволяє користувачеві збільшувати або зменшувати відображену

місцевість. Іншими словами, інформація про місцевість подається у форматі, що відповідає наведеному вище погляду фактичної місцевості. Коментар до конформної символіки стосується не лише місцевості, але також і перешкод, бажаного шляху, пунктів пропуску, аеропортів та інших об'єктів, які можуть відобразитися за допомогою інтегрованої системи презентації дисплея.

Інтеграція інформації з трьох окремих дисплеїв в єдиний дисплей (наприклад, комбінований ADI, HSI та навігаційний дисплей зменшує робоче навантаження пілота, забезпечуючи ментальну карту, яка відповідає руху оператора у просторі. Отже, створюючи збіжність інформації, яка раніше містилася у трьох окремих дисплеях, зокрема, інтегруючи інформацію про ставлення до стратегічного та тактичного усвідомлення рельєфу на одному дисплеї, менша потреба в розумовій ротації та перекладі з боку пілота. Незважаючи на те, що винахід було описано з точки зору різних конкретних варіантів здійснення, фахівці в даній галузі зрозуміють, що винахід можна застосовувати з модифікацією в дусі та обсязі формули винаходу.

Спосіб відображення даних про позицію, заголовок та навігацію на одному дисплеї, що включає:

- налаштування дисплея з видом зверху вниз на місцевість;
- накладення частини дисплея місцевості дисплеєм з компасом;
- накладаючи індикатор напрямку руху на дисплей компаса, індикатор напрямку руху, що відноситься до центру траса компаса, при цьому зміщення центру індикатора напрямку руху щодо центру траса компаса вказує на величину відхилення в висоті та валки сокир.

Сам пристрій управління дисплеєм, що містить:

- процесор, структурований для отримання інформації про обізнаність з місцевістю та зразків поточного напрямку та ставлення;

- один або більше алгоритмів, що знаходяться на згаданому процесорі, для генерації, як функції поточного заголовка та положення, одного або більше сигналів керування відображенням, щоб пристрій відображення відображав вид зверху вниз частини інформації про об'єктність про місцевість та інформації.

Запропонований новий метод відноситься загалом до конфігурації дисплеїв кабіни літака, а більш конкретно, до способів і пристроїв для відображення даних про напрямок руху, напрямку руху та місцевості. Спосіб включає конфігурування відображення з даними місцевості, накладання дисплея місцевості дисплеєм авіагоризонту і накладення індикатора напрямку руху на дисплей авіагоризонту. Описана вище інтеграція в єдиний дисплей зменшує робоче навантаження пілота, полегшує оцінку ситуації та зменшує помилку пілота, підвищуючи безпеку польоту на місцевості.

Тож, тверде знання основ теорії і вміння вирішувати практичні завдання повітряної навігації - необхідна умова точного, надійного та безпечного водіння ПС, що забезпечується знанням місцезнаходження ПС. З розвитком авіації удосконалюються і технічні засоби, створюються пілотажно-навігаційні комплекси (ПНК), що забезпечують автоматизацію процесу літаководіння і управління ПС. Великого значення в цій справі набули такі системи як авіагоризонт, інерціально-навігаційні системи, системи лазерних курсовертекалей а також системи обробки та індикації. В розділі III буде розглянута методика технічного обслуговування та застосування агрегатів для визначення просторового положення.

РОЗДІЛ 3. Особливості технічної експлуатації навігаційного обладнання

Будь-який технічний об'єкт протягом його експлуатації проходить певні фази свого існування. Так, будь-який літак цивільної авіації застосовується перш за все для вирішення однієї або декількох завдань. При цьому екіпаж здійснює пілотування, використовуючи складний комплекс бортового приладового, електричного та радіоелектронного обладнання. Ця робота екіпажу здійснюється в тісній взаємодії зі службою управління повітряним рухом. Спеціальний комплекс бортового обладнання застосовується в польоті для безпосереднього обслуговування пасажирів, створення комфортних умов польоту.

Для використання ПС за призначенням при забезпеченні високої безпеки і регулярності польотів необхідно виконати великий обсяг робіт на землі. Літак повинен пройти процес спеціального підготування його до кожного польоту: контроль справності бортових систем, усунення виявлених несправностей, заправка паливом, рідинами, газами, демонтаж і монтаж знімного обладнання.

З плином часу експлуатації ПС в його деталях, обладнанні йде процес розвитку і накопичення несправностей - корозія, знос, окислення і підгорання контактів, ослаблення кріплень, старіння матеріалів, тріщини. У випадковий момент часу процес такого поступового накопичення несправностей може перейти в новий стан - відбувається відмова того чи іншого об'єкта авіаційної техніки. Щоб цього не допустити, інженерно-технічний склад повинен проводити великий обсяг профілактичних і відновних робіт як на борту ПС, так і в лабораторіях на знятому з борту обладнанні.

Для реалізації всіх зазначених заходів необхідно забезпечити їх оптимальну організацію, оформлення спеціальної документації, а також управління особистим складом експлуатаційних підприємств.

<i>Кафедра авіоніки</i>				<i>НАУ 21</i>			
<i>Виконав</i>	Камінський Д.Ю.			Засоби визначення параметрів літаководіння	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушів</i>
<i>Керівник</i>	Єгоров С.Г.					64	89

Сукупність усіх фаз існування об'єктів: підготовки до користування, використання по призначенню, різних видів технічного обслуговування і ремонту, збереження, транспортування, а також процесів управління льотним та інженерно-технічним складом авіаційних підприємств з метою забезпечення цих фаз визначається терміном експлуатація авіаційної техніки. З цього визначення, що експлуатація авіаційної техніки містить в собі технічну експлуатацію, льотну експлуатацію, ремонт на авіаційних ремонтних заводах.

Технічна експлуатація авіаційної техніки являє собою виробничу діяльність авіапідприємств, організацій, управлінь та працівників ЦА по інженерно-авіаційному забезпеченню польотів для досягнення: безпеки і регулярності польотів ПС, високої надійності і справності АТ, високої якості і підготовки АТ до польотів, правильної експлуатації її на землі і в польоті, збереження заданих нормами льотної придатності характеристик АТ протягом встановлених ресурсів і термінів служби, найбільш ефективного використання ПС при економічних витратах трудових, матеріальних і паливно-енергетичних ресурсів.

Технічна експлуатація охоплює в собі: технічне обслуговування АТ, організаційне забезпечення технічного обслуговування АТ та інших робіт на авіатехніці, управління обладнанням літаків на землі і в польоті для встановлення найвигідніших режимів його роботи, інформаційне забезпечення експлуатації, науково-дослідницькі роботи в області технічної експлуатації АТ, розробку і проведення заходів щодо підвищення ефективності технічної експлуатації. Управління обладнанням літаків в польоті, з метою встановлення найвигідніших режимів його роботи називається льотно-технічною експлуатацією. Система дій екіпажу по безпосередньому використанні авіаційної техніки в польоті називається льотною експлуатацією.

Технічне обслуговування авіаційної техніки є комплексом робіт (операцій), виконуваних інженерно-технічним і робочим складом інженерно-авіаційної служби (ІАС) на авіаційній техніці для підтримки працездатності або справності виробу під час використання його за призначенням, очікуванні, зберіганні і транспортуванні.

Технічне обслуговування включає в себе: організацію та виконання робіт, визначених регламентом технічного обслуговування відповідного типу ПС, виконання додаткових до регламенту робіт по усуненню відмов і несправностей, виявлених в польоті і в процесі обслуговування АТ, проведення доробок АТ, виконання спеціальних оглядів, заміни вироблених ресурсів агрегатів.

Інженерно-технічний склад в процесі технічного обслуговування багато часу витрачає на усунення несправностей і відмов, виявлені в польотах і при підготовках до польотів. Такий процес відновлення працездатності авіаційної техніки називається поточним ремонтом.

Організаційне забезпечення технічного обслуговування ставлять перед собою систему заходів інженерно-авіаційної служби по організації технічного обслуговування АТ (планування обслуговування і використання АТ, планування і розподіл інженерно технічного і робочого складу, засобів технічного обслуговування, контроль якості і термінів технічного обслуговування).

Науково-дослідні роботи в області експлуатації АТ проводяться силами наукових організацій і навчальних інститутів цивільної авіації, а також інженерно-технічним складом експлуатаційних підприємств з метою пошуку методів, способів і засобів вдосконалення процесів технічної і льотної експлуатації, підвищення ефективності використання і безпеки польотів ПС.

Система технічного обслуговування і ремонту являє собою сукупність взаємозв'язаних засобів, документації, технічного обслуговування і ремонту і виконавців (інженерно-

технічного складу), необхідних для підтримки і відновлення якості виробів, що входять в цю систему. Вона є важливою частиною системи технічної експлуатації.

3.1. Експлуатація гіроскопічних та курсових приладів

На ПС застосовуються гіроскопічні пристрої, які ми розглядали вище - авіагоризонти, гіровертикалі, інерціальні курсовертикалі, покажчики повороту вимикачі корекції, датчики кутових швидкостей, а також гіроагрегати курсових систем.

Всі авіагоризонти можна розділити на чотири групи:

- авіагоризонти, використовувані як самостійні прилади. На ПС встановлюються АГК-47Б, АГК, - 47ВК, АГБ-ЗК, АГР-72А, АГР-74-Ю та інші, які використовуються як основні прилади на ПС місцевих повітряних ліній і в народному господарстві і є резервними середовищами при наявності на борту інших авіагоризонтів;
- авіагоризонти дистанційні, що являють собою поєднання датчика і покажчика, наприклад АГД-1, що встановлюються по два комплекти на літаках Ан-24, Ту-134;
- гіровертикалі, наприклад ЦГВ-4, ЦГВ-10П, малогабаритні гіровертикалі МГВ-1СК, МГВ-1СУ-8. З гіровертикалей сигнали знімаються на самостійні прилади або прилади, що входять в комплект інших систем. Як правило, на ПС встановлюється кілька гіровертикалей;
- інерціальні курсовертикалі (ІКВ), для вимірювання кутів тангажу, крену і гіроскопічного курсу ПС.



Рис.3.1. Авіагоризонт АГК-47

Авіагоризонти живляться від основної системи електропостачання (СЕР) напругою 36 В, 400 Гц (гіромотори) і напругою бортмережі постійного струму 27 В (ланцюга сигналізації, управління). Гіромотори резервних авіагоризонтів мають індивідуальні джерела живлення (ПТ-125, ПТ-200, ПТС-25М), які в свою чергу підключені до шин аварійного живлення, що виключає одночасний відмова авіагоризонтів на борту при відмові основної СЕР. На РС, що мають три авіагоризонти, встановлюється один – два блоки контролю кренів БКК-18. На деяких РС встановлені сигналізатори порушення живлення СНП-1, які при відмові живлення вказівних приладів і гіровертикалей, в тому числі при зниженні живлячих напруг по постійному струмові до $(15 + 3)$ В і змінному струмі до $(27 + 3)$ В, видають сигнал про відмову цих пристроїв.

Перед польотом виробляють зовнішній огляд авіагоризонтів, перевіряють параметри живильних напруг, вмикають відповідні АЗС і вимикачі і натискають кнопку «аретира» (якщо така я операція передбачена). Через деякий час після включення авіагоризонти повинні показати стоянкові кути крену і тангажу РС з визначеною допустимою похибкою. Потім перевіряють справність блоку контролю кренів БКК-18 й сигналізатор несправності живлення СНП-1 за допомогою перемикача «ТЕСТ-БКК» або іншого комутаційного пристрою.

При включенні живлення ІКВ працює в режимі «Налаштування». При цьому гіроплатформа наводиться в робоче положення в два етапи. На першому етапі (прискорений вихід) гіроплатформа протягом 0,5 ... 1 хв грубо встановлюється в горизонтальне положення і раз повертається по азимуту. На другому етапі («радіальна корекція» або «Точна виставка») проводиться уточнення горизонтального положення гіроплатформи з похибкою до 3' і обчислення величини заходу (дрейфу) гіроскопів. По закінченню другого етапу (до 10 хв) і при наявності сигналу «Справність» спрацьовує сигнал «Готовність». За цим сигналом гіроплатформа готова перейти в робочий стан, але не переходить до тих пір, поки перемикачі «Р-Н» на пульті управління ПУ-41 знаходяться в положенні «Н».

Режим настройки повинен тривати не менше 10 хв. Цей час необхідний для більш точного визначення заходу гіроскопів. Через 10 хв по сигналу ЦОМ при наявності сигналу готовності від трьох ІКВ і за умови введення координат місця стоянки загоряється табло «Вкл.Раб.ІКВ». За цим сигналом перемикач «Р-Н» слід перевести в положення «Р» і зафіксувати запобіжним ковпачком. В результаті ІКВ переходить в робочий стан. При цьому вмикається інтегральна корекція гіроплатформи по кутах крену і тангажу, гіроплатформа стає вільною в азимуті, запам'ятовується обчислювальне значення заходу гіроскопів, гасне табло «Настройка» і «Вкл.Раб.ІКВ». Значення заходу гіроскопів використовується для компенсації догляду гіроскопів в азимут протягом всієї роботи ІКВ до виключення.

Якщо ЦОМ несправна або не включена, то перемикач «Р-Н» переводять в режим «Р» через 10 хв, контролюючи час без ЦОМ (по звичайним годинах). ІКВ не може довго працювати без обдування холодним повітрям. Так, при температурі охолоджуючого повітря +30°C час її роботи не більше 1 год.

Несправності авіагоризонтів і гіровертикалей пов'язані в основному з відмовами гіромоторів, поворотних рам, платформ. Є випадки люфтів в підшипниках, розбалансуванні гіровузлів, що проявляється в вигляді неправильних показань,

підвищеного шуму при роботі. У авіагоризонтів з ручним аретиром ці несправності можуть виникати під час аретирування гіровузла при великій частоті обертання ротора гіроскопа (при неспинному гіромоторі). Зустрічаються відмови аретира пристроїв, двигунів корекції, електромеханічних передач, підсилювачів, вироблення елементів редукторів, змінний контакт в ланцюгах сигналізації, на рушення в електричній проводці, відшаровування захисної плівки скла приладу та інше.

При експлуатації авіагоризонтів спостерігається значне число непідтверджених відмов, коли зауваження екіпажів на неправильне свідчення авіагоризонтів в лабораторії не підтверджуються. Однією з причин появи неправильних (до декількох градусів) показань може бути вплив на роботу авіагоризонту значного віброперевантаження, що виникає при русі ПС по ЗПС під час зльоту і посадки. Такі випадки мали місце за рахунок впливу вібрації на МГВ, встановленої в районі перед стійками шасі на літаку Ту-154.

На ПС з авіагоризонту АГД-1 блок БКК-18 може видати сигнал відмови авіагоризонту при різкому крену або виведення його з крену. Це пояснюється виникненням певної різниці в показаннях у АГД-1 і резервного авіагоризонту. Можлива причина цього - інерційність і різна швидкість від виробітку систем стеження АГД-1.

Перевірка авіагоризонтів на відповідність нормам технічних параметрів (НТП) при обслуговуванні і при пошуку несправностей виконується в лабораторії. Після установки авіагоризонтів на борту ПС перевіряють їх функціонування, різниця показань основних авіагоризонтів і резервного, яка повинна бути не більше допустимої. Допускається зменшувати цю різницю шляхом повороту корпусу АГР навколо поздовжньої осі в межах наявних люфтів отворів кріплення на приладовій дошці. На борту перевіряють роботу основних і резервних авіагоризонтів при їх підключенні до різних джерел електроенергії.

При установці резервного авіагоризонту з одного типу ПС на інший, що має інший кут нахилу приладової дошки, потрібно його перерегулювання в умовах лабораторії. Перевірка МГВ на відповідність НТП може виконуватися в лабораторії і на борту. Для перевірки використовують пульт ППБ-88 і приставку до нього.

На борту у МГВ перевіряють функціонування системи корекції шляхом ввімкнення сигналу «Завал». При цьому змінюються на $1-2^\circ$ покази покажчиків крену і тангажу. При включенні сигналу визначають швидкість відновлення гіровузла з завалу. Зв'язок МГВ зі споживачами можна визначати шляхом створення обертального руху або нахилу корпусу на величину ходу амортизаторів. При цьому спостерігають за правильністю напрямки відхилення рулів ВС, що стежать систем і індикації по індикаторним приладам.

Перевірку основних параметрів ІКВ-72 виконують за допомогою установки КПАП БСКВ згідно технологічними картами. Для живлення ІКВ при перевірках і підготовці до польоту повинні використовуватися джерела електроенергії з стабільними параметрами і по напрузі і частоті.

Для визначення кутової швидкості ПС встановлюються електричні показники повороту і ковзання ЕУП-53, ЕУП-53МК-500, ЕУП-53МП-500. ЕУП може використовуватися як резервний авіагоризонт. При цьому показання кута крену за шкалою відповідають дійсним значенням при координованому розмірі літака тільки при швидкості 500 км / год. При великих значеннях швидкості показання занижуються.

Для контролю працездатності покажчика повороту через 2 ... 3 хв після включення живлення натискають на край приладової дошки для створення деякого переміщення навколо вертикальної осі. При цьому стрілка ЕУП повинна правильно реагувати на напрям руху приладової дошки.

Неправильні показання ЕУП відбуваються через розбалансування гіровузла, забруднення демпфера або заїдання його штока викликає мляву реакцію на розворот. В

результаті розбалансування гіровузла стрілка може бути відхилена від нульової позначки при поперечних кренах. Відхилення від норми можуть бути пов'язані з наявністю щітково-колекторного вузла двигуна постійного струму, накопиченням щіткового пилу в приладі, руйнуванням підшипників, перегорання котушок фільтрів і тому подібне.

Під час періодичного технічного обслуговування знімають прилад з борту ПС, контролюють стан двигуна постійного струму. При необхідності видаляють щітковий пил, колектор прочищають і продувають стисненим повітрям з тиском 0,15 ... 0,2 МПа, змінюють щітки.

При включенні живлення перевіряють роботу гіромотора на слух, роботу відцентрового вимикача, вимірюють струм. На установці МПУ-1 (УПГ-56) перевіряють чутливість при плоскому розвороті із заданою кутовою швидкістю, похибка при заданих значеннях крену і кутової швидкості. При появі повітряних бульбашок в трубці показчика ковзання їх слід видалити шляхом нахилу приладу.

На ПС застосовують вимикачі корекції ВК-53рШ, ВК-53рБ, ВК-90М, які потрібні для відключення системи корекції в гіроскопічних приладах при розворотах ПС.

При періодичному обслуговуванні в лабораторії перевіряють споживаний струм в фазах гіромотора, час затримки відключення корекції. Для ВК-90 визначають також час затримки зворотного включення корекції від реле часу. Для перевірки працездатності і деяких параметрів вимикача корекції на борту, а також пошуку несправностей використовують пульти перевірки, наприклад ППК-90. При експлуатації гіроскопічних приладів і пристроїв слід дотримуватися одного важливого правила – знімати з борта і транспортувати гіроскопічні пристрої дозволяється тільки після повної зупинки гіромоторов. Інерційну курсовертикаль, наприклад, ІКВ-72 дозволяється знімати з борта не раніше ніж через 10 хв після вимкнення живлення.

Перевозити гіроскопічні прилади та пристрої слід в спеціально обладнаних транспортних засобах або в спеціальній тарі, яка виключає різкі рухи, удари.

На літаках найбільшого застосування знаходять такі курсові системи: гіроіндукційний компас ГИК-t (Ан-2), гіромагнітний компас ГМК-1 (Ан-24, Як-40, Ка-26, Мі-8 та ін.), гіронапівкомпас ЦПК 52АП (Ан-12), курсова система КС-6 (Іл-18, Ан-12), КС-8 (Ту-134), точна курсова система ТКС-П2 (Ту-154, Іл-62), базова система формування курсу БСФК-1 (Як 42), базова система курсу і вертикалі БСКВ (Іл-86). Крім того, практично на всіх ПС встановлюється магнітний компас КІ-13, виконує роль резервного приладу в разі відмови інших засобів для визначення курсу ПС.

Технічне обслуговування перерахованих курсових систем має багато спільного. Перед польотом проводиться зовнішній огляд доступних для цього блоків, перевіряється правильність положень перемикачів, значення параметрів живлення напруг. У тих системах, де передбачено, встановлюють значення географічної широти аеродрому вильоту.



Рис.3.2. Курсова система БСФК-1

Кожна курсова система вмикається в роботу приблизно в одній послідовності. Після включення живлення перевіряють її працездатність на всіх режимах. В режимі ГПК

працездатність системи перевіряють за допомогою перемикача отримувача задатчика курсу. Контроль здійснюють за приладами, які повинні відповідно показати збільшення і зменшення курсу. Далі переводять систему в режим магнітної корекції (МК). При цьому перевіряють велику швидкість узгодження шляхом натискання на е відповідну кнопку на пульті управління. Для включення БСФК в роботу перемикач «Налаштування» - «Робота» переводять в положення «Налаштування». При цьому відбувається початкове узгодження гіроскопічних датчиків. Сигнали справності в цьому режимі відсутні, що супроводжується випаданням індикатора на пульті ПУ-41 і згасання ламп справності на блоках. За закінченням настройки систему переводять в режим «Робота». Перевірка БСФК багато в чому аналогічна перевіркам курсових систем КС, ТКС. Разом з тим є істотні відмінності, пов'язані із застосуванням кнопок «Тест» і «МК-315». При натисканні на кнопку «Тест» в канал наведеного та гіромагнітного курсу подається стимулюючий сигнал. При цьому виникає неузгодженість системи стеження на кут близько 20° і видається сигнал відмови, при якому випадає індикатор на пульті ПУ-41 і гаснуть сигнальні лампи на БСК-4 і БГМК-6. При цьому також знімається сигнал справності, який подається до споживачів курсу, а шкали БСК-4 і БГМК-6 відхиляються на кут близько 20° . При відпусканні кнопки свідчення курсу відновлюються і з'являється сигнал виправлення.

У всіх курсових систем, крім БСФК, при контролі працездатності не перевіряється слідкуюча система «Індукційний датчик - корекційний механізм». У БСФК для цих цілей є кнопка «МК-315», при натисканні на яку в індукційному датчику створюється додаткове магнітне поле, орієнтоване щодо поздовжньої осі ПС на 315° . У результаті на шкалі БГМК-6 встановлюється вказаний кут. При відпусканні кнопки свідчення повинні відновлюватись.

Для курсових систем найбільш характерними несправностями являються відмови гіроагрегатів. Крім того, можуть відбуватися відмови комутаційних елементів в блоках реле, електродвигунів ДД-05 і підсилювачів в слідкуючих системах.

При періодичному обслуговуванні кожної з курсових систем контролюють роботу слідкуючих систем при великій і нормальній швидкостях узгодження, захід гіроскопа в азимуті, перевіряють працездатність систем у всіх режимах. Перевірка заходу гіроскопа в азимут найчастіше виконується в лабораторії.

Девіаційні роботи повинні виконуватися при заміні компаса КІ-13, індукційного датчика (ІД), корекційного механізму (КМ) або блоку гіромагнітного курсу БГМК-6 систем БСФК, БСКВ, а також у разі невідповідності показань магнітного курсу в режимі МК. Усунення девіації виконують штурмани підрозділів або екіпажу спільно з фахівцями з авіаційного обладнання.

Ці роботи рекомендується починати через 2 години після сходу і закінчують за 2 год до заходу сонця. Роботу проводять на немагнітному поворотному девіаційному колі (платформі) або на майданчику з ґрунтовим, асфальтовим або бетонним покриттям, попередньо переконавшись у відсутності магнітних аномалій.

Літак встановлюють на девіаційний майданчик на будь-який курс, зручний для пеленгування з боку носової або хвостової частини. Для пеленгування використовують теодоліт з бусоллю, встановлений на відстані 100...200 м від ПС. Вибирають орієнтир (не ближче 2,5 км), за яким за допомогою теодоліта визначають курс ПС. Потім вмикають курсову систему і всі споживачі курсу. при визначенні девіації джерело живлення (АПА) повинне знаходитися від розташування індукційного датчика не менше ніж в 1,5 м.

Встановлюють ПС на найближчий курс, кратний 45° , з похибкою не більше $+2^\circ$ і записують показання компасного курсу $\psi_{\text{КК}}$. За теодолітом відраховують фактичний магнітний стояночний курс $\psi_{\text{МК}}$. Далі визначають значення $\psi_{\text{КК}}$ і $\psi_{\text{МК}}$ ПС на інших курсах, кратних 45° . В результаті на кожному курсі визначають похибку (девіацію) $\Delta\psi_{\text{К}} = \psi_{\text{КК}} - \psi_{\text{МК}}$. Отримані дані використовуються для розрахунку кругової, напівкругової і четвертої девіацій.

Кругову девіацію компаса КІ-13 компенсують шляхом повороту його навколо вертикальної осі на осереднений кут $\Delta\psi_{\text{кер}}$, отриманий на декількох курсах. Напівкругову девіацію компаса компенсують регулювальними гвинтами девіаційного приладу, який розташований в його нижній частині. Остаточну девіацію компаса КІ-13 накреслюють у вигляді графіка, поміщають в касету і встановлюють в кабіні ПС. У компасах, курсових системах девіацію усувають за допомогою лекальної стрічки корекційного механізму.

3.2. Особливості експлуатації інформаційного комплексу вертикалі і курсу ІК-ВК-80

Розглянемо основні умови експлуатації інерціальних курсовертикалей на пристрої ІК-ВК-80.

ІК-ВК-80 призначений для визначення і видачі споживачам значень:

- курсу, крену, тангажу;
- трьох складових абсолютної швидкості.

Основними компонентами комплексу є інерційні курсовертикалі - основна типу ІКВ-80-6 і резервна типу ІКВ-80-4. Інерціальні курсовертикалі вимірюють кути крену, тангажу, гіроскопічного курсу, а також 3 компоненти вектора абсолютного прискорення ЛА. Подібність конструкцій обох ІКВ дозволяє при необхідності встановлювати на літак "основну" ІКВ-80-6 замість резервної ІКВ-80-4.

Основу ІКВ становить гіростабілізована платформа з індикаторною системою стабілізації і двома 3-степеневими динамічно налаштованими гіроскопами з внутрішнім кардановим підвісом - гірофлексами (ГФК). Кожен гіроскоп працює з двома датчиками кута і двома датчиками моменту. При цьому вісь одного гіроскопа горизонтальна, а іншого - вертикальна.

Особливості експлуатації ІК-ВК-80 в основному полягають в оцінці технічного стану комплексу і в передпольотній підготовці комплексу. Оцінка технічного стану проводиться за допомогою системи вбудованого контролю і за допомогою наземної апаратури типу «КПА ІК-ВК». Вбудований контроль охоплює обидві ІКВ і блок БУС-3, тобто більшу частину ІК-ВК-80. контроль вмикається автоматично при подачі живлення в комплекс. Якщо всі ланцюги справні, в ІК-ВК формується команда «справність ІК-ВК». При наявності відповідних сигналів справності від інших компонентів СН-29 по закінченню «УВ» або «НВ» в сигнальному табло в кабіні пілотів загоряється транспарант «прискорити. Готовий» або «Чи готовий навігація». При відмовах на ІЛС кабіни і УСТ системи ЕКРАН індикуються відповідні повідомлення. Особливістю системи вбудованого контролю ІК-ВК є те, що ланцюги контролю функціонують постійно протягом всього часу роботи комплексу.

Контроль ІК-ВК-80 проводиться за допомогою наземної апаратури "КПА ІК-ВК". Передполітна підготовка ІК-ВК-80 виконується в складі комплексу СН-29 і включає:

- введення вихідних даних в обчислювач "А-323", ІК-ВК і СВС;
- власне підготовку ІК-ВК;
- контроль працездатності СН-29.

У обчислювач "А-323" вводяться:

- координати трьох аеродромів, трьох ППМ і трьох радіомаяків (у вигляді геодезичних координат);
- пеленги 3-4 орієнтирів на аеродромі вильоту;
- курси ВПП запрограмованих аеродромів;
- номери і коди каналів радіомаяків;
- широта В0 початку умовної системи координат (довгота L0 початку системи координат дорівнює істинної довготи аеродрому вильоту і введена раніше при введенні координат аеродрому вильоту);
- гальмо курс літака (при необхідності).

Введення всіх даних в обчислювач виконується за допомогою встановлених на літаку пульта введення програм «ПВП» і щита управління «ШУ А-323».

В ІК-ВК вводять значення географічної широти і магнітне схилення місця виставки (широта - на пульті ПШК-7, а схилення на ЗМС-3). Після введення широти і схилення виконується прискорена або нормальна виставка ІК-ВК (найчастіше прискорена) з використанням режиму «МК» для введення ручного курсу. У разі використання нормального виставлення гальмо курс вводять від ЗМС-3, а визначають його значення, як правило, за допомогою оптичного візира прицільної системи. Для цього на відстані не менше 500м від літака вибирають один з запрограмованих орієнтирів з відомим азимутом (з точністю не гірше 1-ї кутової хвилини), набирають номер орієнтира на щитку управління системою, кніпелем оптичного прицілу суміщають прицільну мітку з обраним орієнтиром і натискають кнопку захоплення на важелі управління двигуном - РУД. Значення стояночного курсу обчислюється за формулою:

$$\psi_{ст} = A_{ор} + \beta, (3.1)$$

де $A_{ор}$ - азимут орієнтира; β - кут візування орієнтира (по оптичному візирі).

Необхідною умовою візування є виконання умови $|\beta| < 12$ град. Умова ця легко здійснима, оскільки орієнтирів зазвичай не менше трьох і видалені вони на відстань понад 500 м. Отримане значення стоянкового курсу вводиться в ІК-ВК через ЗМС-3, далі виконується нормальна виставка ІК-ВК-80.

Контроль працездатності всього комплексу СН-29 здійснюється безперервно за допомогою узагальненої системи контролю обладнання літака "ЕКРАН" і водночас із пульта контролю ПК-31, розміщеного в кабіні. В останньому випадку необхідно ввести на покажчику висоти СВС-2-72-3 тиск 760 мм рт.ст. Результат контролю визначають за відповідністю параметрів, які видаються СН-29, їх контрольних значень:

$$|H-5000м| < 140м;$$

$$|V_{\text{ист}} - 224 \text{ м/с}| < 3 \text{ м/с};$$

$$|D - 250 \text{ км}| < 1 \text{ км};$$

$$|A - 180 \text{ град}| < 11,25 \text{ град};$$

$$|\psi_{\text{ГМК}} - 315 \text{ град}| < 1,42 \text{ град};$$

$$|\psi_{\text{Г}}| < 1,4 \text{ град};$$

$$|\vartheta| < 6,4 \text{ град}.$$

При невиконанні будь-якої з умов в обчислювачі «А-323» формується відповідна ознака несправності.

Після підготовки комплексу в робочий режим прилад КПП повинен показати стоянкові кути γ і ν з точністю до 2,5 град, а ППП - істинний курс з цієї ж точністю. Після виконання всіх робіт при справному комплексі СН-29 дозволяється починати вирулювання літака від місця стоянки.

На закінчення варто відзначити, що ІНС на сьогоднішній день по ряду таких показників, як автономність, перешкодозахищеність, важкість виявлення займають передові позиції і в найближчій перспективі збережуть свою актуальність.

3.3. Експлуатація в польоті пілотажно-навігаційного обладнання

Перед вильотом літака стрілки барометричних висотомірів і покажчики висоти СВС встановлюються на позначці «0». Якщо при цьому похибка шкали барометричного тиску (лічильника) перевищує допустиму, то виліт з таким висотоміром забороняється.

Після зльоту, набору висоти і виходу на ешелон командир корабля, другий пілот і штурман за допомогою кремальєри на висотомірі встановлюють тиск 760 мм рт.ст. при

цьому від показчика УВО-15К, встановленого на приладовій дошці командира корабля, через радіовідповідач СОМ-64 до диспетчера управління повітряним рухом йде інформація про абсолютну висоту польоту. Якщо політ виконується в режимі автоматичної стабілізації числа М або навігаційна система працює в режимі «Числення від СВС», то забороняється користуватися кнопкою «Контроль СВС» вбудованої системи контролю, інакше результати тестового сигналу спотворять правильні дані на виході СВС, які подаються в сполучні системи НК, ПНК.

Кожному ПС задається визначений ешелон висоти польоту. При цьому за висоту ешелону прийнята барометрична висота відповідно умовного барометричного рівня, відповідного атмосферному тиску 760 мм рт.ст. Для забезпечення безпеки польотів ця висота має бути витримана з більшою точністю. В історії авіації відбувалося багато льотних подій через великі похибки барометричних висотомірів.

Наприклад, якщо похибка висотоміра одного літака дорівнює + 150 м, а похибка висотоміра літака, який летить в сусідньому ешелоні, - 150 мм, то при відстані між ешелонами 300 м є імовірність їх зіткнення. Тому пілот повинен чітко знати і вміти правильно визначати дійсну барометричну висоту польоту. А для цього повинна враховуватись сумарна поправка до показань висотоміра.

Сумарна поправка висотоміра дорівнює сумі аеродинамічній і інструментальній поправок. Аеродинамічна помилка висотоміра визначається зміщенням епюри тиску повітря щодо приймача статичного тиску при зміні швидкості польоту.

Перед посадкою кремальєрою встановлюють шкалу тисків на значення тиску на рівні ЗПС. Якщо посадка виконується на високогірному аеродромі, то відцифрованої шкали тисків може не вистачити і у вікні з'явиться чорний фон. У цьому випадку необхідно по радіо запросити абсолютну висоту на рівні ЗПС посадки і з допомогою кремальєри встановити рухливі індекси приладу на цю висоту. При виконанні зазначених операцій висотомір буде вимірювати висоту щодо ЗПС.

У польоті можуть мати місце несправності аерометричних приладів, які є передумовами до льотних подій. До таких несправностей відносяться:

- затикання приймача повного тиску окалиною, що утворюється в результаті перегріву в зоні знаходження обігрівального елемента;
- затикання трубопроводів повного і статичного тисків в результаті попадання і замерзання в них вологи;
- розгерметизація систем повного або статичного тисків через низьку якість їх технічного обслуговування (зрив різьби в штуцері з накидною гайкою крана перемикачів динамічної проводки, тріщини в розподільних колекторах динамічної системи, погана якість приєднання гумових шлангів трубопроводів повітряних тисків до приладів (були випадки, коли ці шланги взагалі забували приєднувати), перетискання шлангів тисків приладовими дошками або електроджгутів.

У польоті ознаками затикання (наприклад, обмерзання) приймача повного тиску можуть бути: в горизонтальному польоті - неправильні відхилення стрілок істинної і приладової швидкостей, числа М при зміні швидкості польоту, при наборі висоти - зростання даних приладів (при великій висоті вони можуть досягти максимальної позначки шкали) і зменшення показань при зниженні ПС.

При появі зазначених ознак затикання системи повного тиску необхідно перевірити включення обігріву приймачів.

Якщо при включенні обігріву показники приладів лівого пілота залишаються невірними, то необхідно кран перемикачів «Динаміка» переставити в положення, при якому живлення приладів здійснюється від приймача ППД, яке живить прилади правого пілота. Якщо ж система не має резерву, то пілотування має здійснюватись з використанням показань приладів, підключених до робочої системи повного тиску.

Ознакою розгерметизації трубопроводів повного тиску є зростання показань швидкостей і числа M польоту зі збільшенням висоти польоту, оскільки в систему повного тиску надходить тиску повітря з кабіни, яке практично не змінюється зі збільшенням висоти. Отже, ознака розгерметизації буде такою ж, як і при затиканні трубопроводів системи ППД. Тому і дії оператора повинні бути подібні розгляду для цього випадку.

Якщо перемикання крана «Динаміка» не призводить до відновлення правильності показань приборів лівого пілота, то це свідчить про те, що розгерметизація сталася на ділянці між краном і приладами. В цьому випадку кран «Динаміка» слід повернути в попереднє положення, щоб не підключати пошкоджену ділянку до справних приладів правого пілота. В іншому випадку невірними будуть показання приладів лівого і правого пілотів.

Ознаками замерзання або забруднення трубопроводів статичного тиску є: відсутність показань варіометра зі зміною висоти польоту, сталість показань висотоміра зі зміною висоти, занижені показання покажчика швидкості при наборі висоти, а при зменшенні висоти - завищені.

Гіроагрегати, як правило, слід вмикати в роботу на стоянці до початку рулювання ПС. Рулювання з несправним або з нерозкрученим до номінальної частоти обертання гіроскопом неприпустимо, оскільки це може викликати удари гіровузла об деталі корпусу агрегату і внаслідок цього поява несправності. Вимикати гіроагрегати після закінчення польоту слід після зарулювання ПС на стоянку.

У польоті необхідно контролювати правильність показань авіагогоризонтів, оскільки якість їх роботи істотно впливає на безпеку польотів. Контроль здійснюється шляхом порівняння один з другим показань всіх авіагоризонтів, а також з показаннями дублюючих приладів (варіометра, показників повороту і ковзання). При зміні балансування кута літака для зручності витримування заданого режиму доцільно за

допомогою кремальєри поєднувати лінію заданого кута тангажу літака з його силуетом.

При відмові авіагоризонту випадає червоний індикатор АГ на панелі приладу. При випаданні індикатор АГ на одному з ПКП-1 або загорянні табло «Відмова 1 МГВ» пілотам необхідно підвищити увагу до якості показань справних авіагоризонтів. Показаннями авіагоризонтів, у яких випав індикатор АГ, використовуватися не можна.

Якщо з'явилися неузгодженості в показаннях ПКП-1, АГР-144, ЕУП, ВАР (без випадання індикатор АГ), то шляхом порівняння показань виділяється несправний авіагоризонт. У горизонтальному польоті безрозворотів і зміни висоти польоту повинні показувати; авіагоризонти - нульовий кут нахилу; варіометр - відсутність зміни висоти польоту; електричний покажчик повороту - відсутність кутової швидкості розвороту; покажчик ковзання при проходженні - відсутність ковзання.

Після виявлення несправного авіагоризонту слід встановити літак в режим горизонтального польоту і потім зробити аретирування авіагоризонту. Якщо показання авіагоризонту продовжують лишатися невірними, то цим приладом користуватися не можна. Для деяких авіагоризонтів, наприклад АГД-1, користуватися кнопкою аретирування при кутах тангажу більш $\pm 4^\circ$ не слід, так як при цьому буде виключена поздовжня корекція гіровузла і, таким чином, авіагоризонт не буде видавати правильних показань.

Застосовуваний в якості аварійного магнітний компас КІ-13 можна використовувати тільки в прямолінійному горизонтальному польоті. При цьому повинні бути вимкнені джерела потужних електромагнітних полів, якими є бортові радіолокаційні станції, система обігріву передкрилків. У використанні курсових систем (БСКВ, БСФК, ТКС-П2 і ін.) є багато спільного.

Перед передпольотною перевіркою курсової системи ТКС-П2 вмикаються системи САУ. При цьому прилади ПКП-1 повинні показувати стоянкові кути крену і тангажу

літака. Після включення живлення ТКС і її обігріву здійснюється перевірка працездатності схеми задатчика курсу (з пульта управління). Через 8 ... 10 хв після включення курсової системи проводиться узгодження основного і контрольного курсових гіроагрегатів з магнітним курсом. З цією метою перемикач режимів роботи ТКС встановлюється в положення МК, перемикач «Корекції» - в положення «Осн.», перемикачів стрілки К УШ-3 – в положення «ГМК». Потім натисканням кнопки «Узгодження» виробляється узгодження показань стрілки К УШ-3, шкал ПНП-І і ІКУ-1 пілотів з магнітним курсом. Аналогічно після установки перемикача «Корекція» в положення «Контр.» проводиться узгодження з магнітним курсом контрольного гіроагрегата.

Після виконання узгодження слід обов'язково встановити перемикачі: «Корекція» - в положення «Осн.» і стрілки К УШ-3 - в положення «ГМК». На виконавчому старті літака виконується початкова установка гіроагрегатів, яка забезпечує уникнення можливої помилки їх першого узгодження з магнітним курсом. З цією метою літак встановлюється точно по осі ЗПС (її магнітний курс МК відомий). Перемикачем «Задатчик курсу» стрілку К УШ-3 і шкали обох ПНП-1 встановлюють на значення максимальної злітної МК. При цьому на ПНП-1, УШ-3, ІКУ-1 повинні встановитися одні і ті ж свідчення курсу. Польоти по трасах виконуються з ортодромічними магнітними шляховими кутами. При цьому за опорний приймається магнітний меридіан, що проходить через початкову точку ортодромії, де виробилась початкова виставка гіроагрегатів (аеродром вильоту).

Якщо в польоті вмикається система обігріву передкрилків (електромагнітне поле якої вносить похибки в вихідний сигнал індукційного датчика), то при цьому необхідно вимкнути магнітну корекцію блоку БГМК-2. Може виявитись, що в навігаційний обчислювач з ТКС видається курс з постійною помилкою. Це виявляється по систематичним боковим ухиленням літака від лінії заданого шляху.

При тривалому польоті над дезорієнтованою місцевістю немає можливості для корекції числення координат місцезнаходження ПС. У той же час гіроагрегати, як правило, мають неоднакові відходи, внаслідок чого наростає різниця показань ного курсу. Тому періодично треба вносити поправку в курс, який видається ними.

При відмові обох гіроагрегатів загоряються сигнальні лампи «Відмова О» і «Відмова К», а на ПНП-1 з'являється індикатор КС. У цьому випадку курс польоту слід витримувати за показаннями КМ-5 і КІ-13.

При цьому показання курсу слід відраховувати в моменти короточасного виключення системи протиобмерзання передкрилок (якщо вона включена).

У разі відмови БГМК-2 з'являється різниця показань курсу на ІКУ-1А і КМ-5, а при натисканні кнопки «Узгодження» вони не узгоджуються. Тоді БГМК слід вимкнути і не користуватися приладом ІКУ-1 А. При відмові ВД-3 або КМ-5 свідчення магнітного курсу на КМ-5 і гіромагнітного курсу на ІКУ-1 А неправильні, нестійкі і використовувати їх не можна. Якщо на ПС замість окремих гіровертикалей і курсових гіроагрегатів встановлено три системи курсовертикалі (СКВ), то їх використання в польоті в принципі не відрізняється від використання окремих гіроагрегатів. Однак в польоті можуть бути випадки, коли відмова СКВ викликає неправильну видачу сигналів курсу, крену і тангажу одночасно. Така відмова за допомогою одного з каналів вимірювання призводить до необхідності відключення всієї СКВ. При цьому можна користуватися показаннями двох СКВ, які залишилися справними. Якщо на ПС встановлена інерціальна курсовертикаль (ІКВ), то при її включенні через 3 хв в навігаційний комплекс повинні видаватися сигнали «Готовність», «Справність ІКВ», «Справність курсу», «Справність вертикалі», складові вертикального прискорення і абсолютних лінійних швидкостей зростання, гіроскопічний курс, кути крену і тангажу.

Основна ознака відмови ІКВ в польоті - зняття сигналу «Справність ІКВ». Якщо зник сигнал «Справність вертикалі» при наявності сигналу «Справність ІКВ», то не можна

користуватися інформацією про кути крену і тангажу. Аналогічно при зникненні сигналу «Справність курсу» при наявності сигналу «Справність ІКВ» не можна користуватися інформацією про курс.

Отже, під експлуатацією систем визначення просторового положення мається на увазі комплекс заходів, що включають використання її льотним екіпажем для виконання завдання на політ, а також підтримання її в справному та готовому до вильоту стану інженерно-технічним персоналом. Від справності гіроскопічних навігаційних приладів залежить можливість надійного пілотування, та можливе уникнення льотних подій.

ВИСНОВКИ

Під час польоту пілотові необхідно чітко орієнтуватися в просторі для виконання поставленого завдання. Для визначення місця літака в просторі необхідна якась система, яка визначала б положення літака відносно земної поверхні, а також кутове положення ЛА в обраній системі координат. Ці завдання в повному обсязі вирішують різні типи навігаційних систем.

НС тісно пов'язана з іншими системами і комплексами ЛА і використовує електричні сигнали, пропорційні параметрам навколишнього середовища, отримані іншими системами і датчиками (СВС, ДІСС, РСБН).

Без цієї системи немислимо управляти сучасними ЛА, і за допомогою старань розробників вона органічно вписана в електрообладнання повітряних суден.

У цій роботі у першому розділі були розглянуті механічні, оптоелектронні та лазерні гіроскопічні прилади, як основа гіроскопії та визначення навігаційних параметрів в цілому.

В другому розділі були розглянуті такі важливі комплекси індикації як: авіагоризонти, інерціальні навігаційні системи, лазерні курсовертикалі та система обробки пілотажних даних (FMS).

Авіагоризонт - це гіроскопічний прилад, який використовується в авіації для визначення кута нахилу і кута тангажу - кутів орієнтування щодо істинної вертикалі.

ІНС діляться на платформні і безплатформні. Основою для платформних ІНС служить гіростабілізована платформа. У безплатформних системах акселерометри і гіроскопи жорстко пов'язані з корпусом приладу. Функції платформи моделюються математично обчислювальною системою. Безплатформні системи вигідно відрізняються меншою вагою і габаритами, а також можливістю працювати при значних перевантаженнях.

Переваги ІНС перед іншими навігаційними системами полягають в їх повній незалежності від зовнішніх джерел даних, підвищеного захисту від перешкод, високу інформативність і можливість передавати інформацію на великій швидкості. Відсутністю будь-якого випромінювання при роботі ІНС забезпечується скритність об'єкта, на якому вона використовується.

Недоліком ІНС можна назвати помилки, які накопичуються з плином часу в одержуваній від приладів інформації. Це можуть бути як методичні помилки, так і помилки, пов'язані з невірними початковими налаштуваннями обладнання. Для їх корекції створюються інтегровані навігаційні системи, де дані, одержувані ІНС, доповнюються даними, які надходять від неавтономних систем, наприклад супутникової навігації. Ще одним відносним мінусом ІНС є висока вартість вхідного в їхній склад обладнання.

Остання забезпечує безпосереднє подання траєкторії польоту. Система FMS виробляє і виводить на дисплей льотні, навігаційні і режимні дані, вона видає також команди для автопілота і командного пілотажного приладу.

Тверде знання основ теорії і вміння вирішувати практичні завдання повітряної навігації - необхідна умова точного, надійного та безпечного водіння ПС, що забезпечується знанням місцезнаходження ПС. З розвитком авіації удосконалюються і технічні засоби, створюються пілотажно-навігаційні комплекси (ПНК), що забезпечують автоматизацію процесу літаководіння і управління ПС. Великого значення в цій справі набули такі системи як авіагоризонт, інерціально-навігаційні системи, системи лазерних курсовертекалей а також системи обробки та індикації.

В розділі три були розглянуті особливості технічної експлуатації навігаційного обладнання.

Технічне обслуговування авіаційної техніки є комплексом робіт (операцій), виконуваних інженерно-технічним і робочим складом інженерно-авіаційної служби (ІАС) на авіаційній техніці для підтримки працездатності або справності виробу під час використання його за призначенням, очікуванні, зберіганні і транспортуванні.

При експлуатації авіагоризонтів спостерігається значне число непідтверджених відмов, коли зауваження екіпажів на неправильне свідчення авіагоризонтів в лабораторії не підтверджуються. Однією з причин появи неправильних (до декількох градусів) показань може бути вплив на роботу авіагоризонту значного віброперевантаження, що виникає при русі ПС по ЗПС під час зльоту і посадки.

Дуже важливою умовою правильної роботи інерціальних курсовертикалей в основному полягають в оцінці технічного стану комплексу і в передпольотній підготовці комплексу.

ІНС на сьогоднішній день по ряду таких показників, як автономність, перешкодозахищеність, важкість виявлення займають передові позиції і в найближчій перспективі збережуть свою актуальність.

В сучасному світі польоти всі польоти на літаках намагаються проводити на оптимальних висотах та швидкостях, внаслідок цього відбувається збільшення щільності руху на економічно вигідних ешелонах, але потрібно не забувати що зі збільшення щільності руху на ешелонах потребує скорочення норм вертикального та горизонтального ешелонування, при цьому потрібно не забувати головні умови літаководіння – забезпечення певного рівня безпеки не спираючись на умови польоту. Тому все більше зростають вимоги до точності навігаційних систем літаків цивільної авіації, які з урахуванням усіх похибок, включаючи помилки пілотування, повинні відповідати нормам ешелонування.

