

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**

Кафедра авіоніки

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри

_____ Павлова С.В.
“ _____ ” _____ 2020 р.

**ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
“МАГІСТР”**

Тема: «Засоби визначення параметрів кутового положення сучасного
повітряного судна»

Виконавець: Мурсалов Ілхам Муротович

Керівник: Єгоров Сергій Гаврилович

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

Козлітін Олексій Олександрович, Фролов Валерій Федорович

Нормоконтролер: Левківський Василій Васильович

Київ 2020

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напря́м (спеціальність) 173 «Авіоніка»
(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Павлова С.В.
«_____» _____ 2020р.

ЗАВДАННЯ
на виконання дипломної роботи

Мурсалов Ілхам Муротович

(прізвище, ім'я, по батькові випускника в родовому відмінку)

1. Тема дипломної роботи «Засоби визначення параметрів кутового положення сучасного повітряного судна»

затверджена наказом ректора від «_____» _____ 2020 р. № _____

2. Термін виконання роботи : з _____ по _____

3. Вихідні дані до роботи : Основні технічні характеристики безплатформенної курсовертикалі LCR -100

4. Зміст пояснювальної записки: Засоби визначення просторового положення сучасного ПС, Пристрої, системи та комплекси визначення просторового положення літака, Особливості технічної експлуатації оптоволоконної курсовертикалі.

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу:

Принципова схема двоступеневого гіроскопа; принципова схема триступеневого гіроскопа; схема оптоволоконного гіроскопа; принципова схема лазерного гіроскопа; схема авіагоризонту; принципова схема бінс вимірювальна частина; бінс структурна схема курсовертикалі adigu; інформація по ікв на кпі; структурна схема ікв; багатофункціональний пульт керування; вихідне меню бсто; алгоритм перевірки працездатності та пошуку несправностей;

6. Календарний план-графік

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

7. Консультанти з окремих розділів

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
4			
5			

8. Дата видачі завдання: “ _____ ” _____ 202__ р.

Керівник дипломної роботи (проекту) _____
(підпис керівника)

Єгоров С.Г.
(П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____
(підпис випускника)

Мурсалов І.М.
(П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломного проекту: «Засоби визначення параметрів кутового положення сучасного повітряного судна»:

101 стор., 24 рис., 5 табл., 11 використаних джерел.

Ключові слова: НАВІГАЦІЯ, ПЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНИЙ КОМПЛЕКС, ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ, СИСТЕМА, КУРС, КРЕН, ТАНГАЖ ГІРОСКОП, АКСЕЛЕРОМЕТР, ІНЕРЦІАЛЬНА КУРСОВЕРТИКАЛЬ.

Об'єкт дослідження: безплатформна курсовертикаль.

Мета випускової роботи: дослідження особливостей технічної експлуатації засобів визначення навігаційних параметрів та розробка алгоритму відтворення працездатного стану безплатформної курсовертикалі LCR-100.

Метод дослідження: аналіз роботи і технічного обслуговування засобів визначення навігаційних параметрів.

Матеріали дипломного 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, зменшення ваги, більшої стійкості до механічних пошкоджень.

ЗМІСТ

	стор.
ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ.....	7
ВСТУП.....	9
РОЗДІЛ 1 ЗАСОБИ ВИЗНАЧЕННЯ ПРОСТОРОВОГО ПОЛОЖЕННЯ СУЧАСНОГО ПС	
1.1. Механічні.....	12
1.2. Оптиволоконні.....	20
1.3. Лазерні.....	24
РОЗДІЛ 2 ПРИСТРОЇ, СИСТЕМИ ТА КОМПЛЕКСИ ВИЗНАЧЕННЯ ПРОСТОРОВОГО ПОЛОЖЕННЯ ЛІТАКА	
2.1. Авіагоризонти	31
2.2. Інерціальні навігаційні системи	36
2.3. Лазерні курсовертикалі	45
2.4. Оптиволоконні курсовертикалі	47
РОЗДІЛ 3 ОСОБЛИВОСТІ ТЕХНІЧНОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ОПТОВОЛОКОННОЇ КУРСОВЕРТИКАЛІ	
3.1. Списання девіації магнітного датчика.....	58
3.2. Калібрування блока магнітного датчика.....	61
3.3. Перевірка працездатності курсовертикалі.....	64
3.4. Алгоритм перевірки працездатності та пошуку несправностей.....	68
РОЗДІЛ 4 ОХОРОНА ПРАЦІ	
4.1. Перелік і шкідливих небезпечних виробничих факторів при технічній експлуатації ІКВ LCR-100.....	72
4.2. Технічні заходи, що виключають або обмежують вплив на технічний персонал небезпечних або шкідливих виробничих факторів.....	76

РОЗДІЛ 5 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

5.1 Вплив авіації на навколишнє середовище	88
5.2. Вплив матеріалів, що використовуються при виготовленні курсовертикалі на навколишнє середовище.....	92
5.3. Заходи зі зниження рівня негативного впливу металургії на навколишнє середовище та його попередження.....	94
ВИСНОВОКИ.....	98
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	100

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ

- САК – система автоматичного керування
- FMCS - flight management computer system
- ДКШ - датчики кутової швидкості
- ОВГ – оптоволоконний гіроскоп
- КЛГ – кільцевий лазерний гіроскоп
- СК – система координат
- ІНС – інерціальна навігаційна система
- ПС – повітряне судно
- БІНС – безплатформна інерціальна навігаційна система
- БЦОМ - бортова цифрова обчислювальна машина
- ГСП – гіростабілізована платформа
- ІКВ – інерціальна курсовертикаль
- БКВ – безплатформна курсовертикаль
- ОСЛ – обчислювальна система літаководіння
- БСТО – бортова система технічного обслуговування
- ІК ВШП - інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів
- БФПК – багатофункціональний пульт керування
- КПІ – командно-пілотажний індикатор
- СУЗЛО - система управління загальнолітаковим обладнанням
- ІКВСП - інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів
- СУВП - система управління і вимірювання палива
- МНРЛС - метеонавігаційна радіолокаційна станція
- ЕДСУ - електродистанційна система управління
- БСТО - бортова система технічного обслуговування

СРПНЗ - система раннього попередження наближення до землі

КСЕІС - комплексна система електронної індикації та сигналізації

ПУІ – пульт управління індикацією

MEMS – Micro electro mechanical systems

ЛА - літальний апарат

СПС - система повітряних сигналів

ADIRU - An Air Data Inertial Reference Unit

ВСТУП

Сьогодні 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.

Для успішного 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: $H_{абс.}$, $H_{відн.}$, $V_{пр.}$, $V_{мд.}$, ($V_{МО}$, V_{FE} , V_{LO} , V_{LE}), $V_{іст}$, M , $P_{дин.}$, $P_{повн.}$, $\alpha_{місць.}$, $\alpha_{поточ.}$, $\alpha_{сигн.}$, V_y , $t_{НВ}$, t_T , n_y поточ , n_y max (а).

До параметрів просторового положення відносяться: γ – кут крену, ν – кут тангажу, ψ – кут рискання (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.

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 відносно 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. 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 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 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.

Кутові положення літака, потрібні для формування горизонтального та вертикального профілю польоту. Метою даної роботи є дослідження особливості технічної експлуатації безплатформної оптоволоконної курсовертикалі літака вітчизняного виробництва, з метою оптимізації процесів виконання спеціального обслуговування по відтворенню працездатності.

В розділі I будуть розглянути методи визначення кутового положення сучасного ПС побудовані на різних принципах дії.

РОЗДІЛ 1

ЗАСОБИ ВИЗНАЧЕННЯ ПРОСТОРОВОГО ПОЛОЖЕННЯ ЛІТАКА

1.1.Механічні

В сучасній авіації для визначення просторового положення ПС використовуються вимірювальні пристрої, системи та комплекси, що побудовані на різних методах вимірювання.

Сьогодні до таких засобів вимірювання відносяться гіроскопічні датчики кутової швидкості трьох типів :

- механічні;
- оптоелектронні;
- лазерні.

Кожен з цих типів гіроскопів виконує однакові завдання, що пов'язані з вимірюванням параметрів кутової швидкості обертання центра мас ЛА відносно основних вісей зв'язаної з ним системи координат.

В авіації використовуються дві групи механічних гіроскопів, які відрізняються за кількістю ступенів вільності, а саме:

- двоступеневі – для вимірювання, як правило, 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 ристання.

Кафедра авіоніки				НАУ 20 08 91 000 ПЗ			
Виконав	<i>Мурсалов І.М.</i>			Засоби визначення просторового положення літака	Літ.	Арк.	Акрушіє
Керівник	<i>Єгоров С.Г.</i>					12	101
Консульт.					6.051103 «Авіоніка»		
Н-контр.	<i>Левкієський В.В.</i>				12		
Зав. каф.	<i>Павлова С.В.</i>						

Двоступеневі гіроскопи - в основу принципу дії ДКШ покладена основна властивість двоступеневого гіроскопа (властивість прецесії) - поєднувати головну вісь власного обертання гіроскопа з віссю вимушеного обертання.

Гіроскоп складається з:

ротора;

рамки;

основи (корпусу), яке умовно можна прийняти за корпус літака.

Ротор гіроскопа має два ступені свободи руху відносно основи:

обертання ротора навколо бічної осі ПС відносно рамки з власною кутовою швидкістю $d\varphi / dt$;

обертання разом з рамкою навколо поздовжньої осі ПС відносно основи з кутовою швидкістю $d\beta / dt$.

При цьому вертикальна вісь ПС повинна бути спрямована перпендикулярно площині, що вбирає осі подовжню і бічну так, щоб тригранник XYZ був правим.

Віссю чутливості ДКШ є головна вісь власного обертання гіроскопа (вісь обертання ротора гіроскопа).

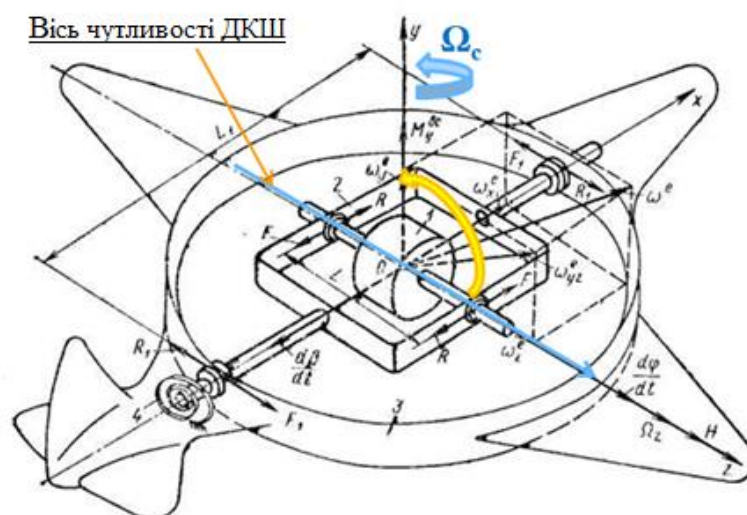


Рис.1.1. Принципова схема двоступеневого гіроскопа

Його схема представлена на рис.1.2.

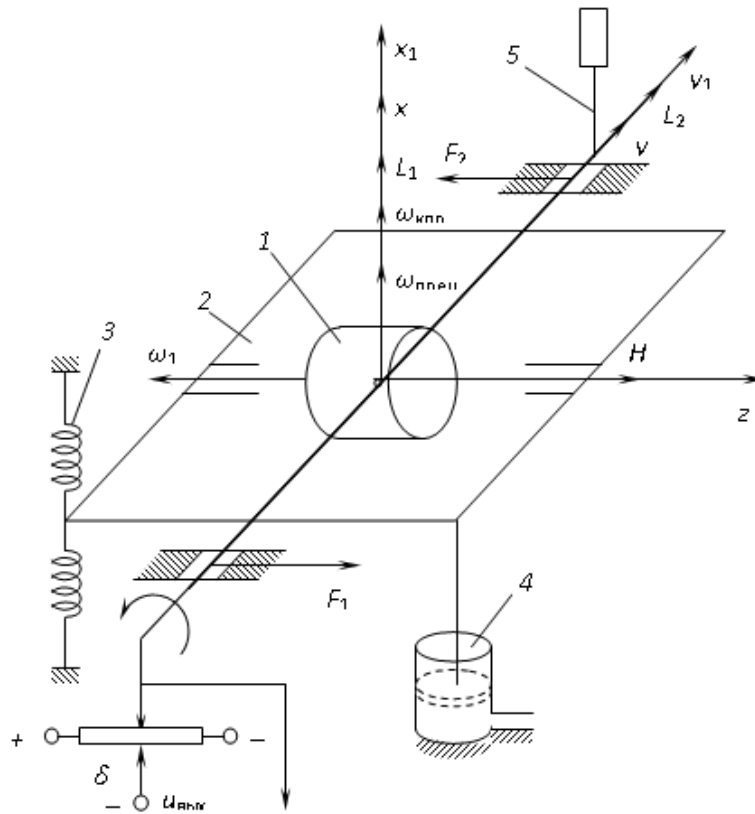


Рис.1.2. Принципова схема двоступеневого швидкісного гіроскопа

Двоступеневий гіроскоп призначений для вимірювання кутової швидкості. Вимірювальною віссю гіроскопа є вісь Ox , підшипники рамки 2 гіроскопа жорстко пов'язані з виробом, кутову швидкість повороту якого щодо осі Ox необхідно виміряти. При $\omega_{кор} = 0$ вісь Ox перпендикулярна осі рамки Oy і осі Oz ротора 1.

При $\omega_{кор} \neq 0$ на вісь рамки будуть діяти сили реакції підшипників F_1 і F_2 . Напрямок вектора моменту цих сил L_1 збігається з напрямком вектора кутової швидкості повороту корпусу $\omega_{кор}$.

Під дією зовнішнього моменту L_1 рамка гіроскопа буде повертатися щодо осі y -у в результаті прецесії гіроскопа в напрямку поєднання вектора кінетичного моменту H ротора гіроскопа з вектором зовнішньої моменту L_1 .

В результаті виникає натяг поворотної пружини 3, слідуючи чого момент пружини $L_{пр}$, спрямований по осі y -у, викликає прецесію гіроскопа $\omega_{пр}$. Це процесійний рух виникає навколо осі Ox і збігається з напрямком повороту виробу.

Рамка буде повертатися навколо осі Ox до тих пір, поки під впливом моменту пружини $L_{пр}$ не створить швидкість прецесії $\omega_{пр}$, рівна кутовій швидкості обертання корпусу $\omega_{кор}$. В цьому випадку сили реакції F_1 і F_2 зникнуть, і обертання рамки навколо осі Oy буде відбуватися за рахунок моменту пружини $L_{пр}$ без участі корпусу приладу. Демпфер 5 забезпечує спокій коливань рамки при переході від одного сталого положення до іншого.

Так як кутова швидкість прецесії $\omega_{пр}$ пропорційна моменту пружини $L_{пр}$, вона виявляється пропорційна і куту повороту рамки щодо осі Oy . Так як в усталеному русі $\omega_{кор} = \omega_{прец}$, кут повороту рамки пропорційний кутовій швидкості об'єкта. Напрямок повороту рамки визначається напрямом обертання об'єкта. Кут повороту рамки осі Oy проєктують не перевищує $10 \dots 15^\circ$, при цьому похибка вимірювання невелика.

Вихідний сигнал знімається з потенціометра 4. Чи можуть застосовуватися ємнісні або індуктивні перетворювачі, для візуального спостереження може бути використана стрілка.

На об'єктах, як правило, необхідно вимірювати кутові швидкості в трьох взаємно перпендикулярних напрямках. Тому застосовуватися три швидкісних гіроскопа, встановлених так, щоб осі чутливості їх розташовувалися в трьох взаємно напрямках. Однак іноді використовується один вимірник, який об'єднує в одному корпусі три швидкісних гіроскопа з осями, заздалегідь зорієнтованими в трьох взаємоперпендикулярних напрямках.

Швидкісний гіроскоп з електричної пружиною. Основною величиною, що визначає точність вимірювача кутових швидкостей, є швидкість дрейфу, яка виникає внаслідок впливу різних випадкових моментів. Одним з джерел виникнення швидкості дрейфу є старіння поворотної пружини і наявність в ній внутрішнього тертя. Замінивши пружну пружину електричної, можна виключити швидкість дрейфу.

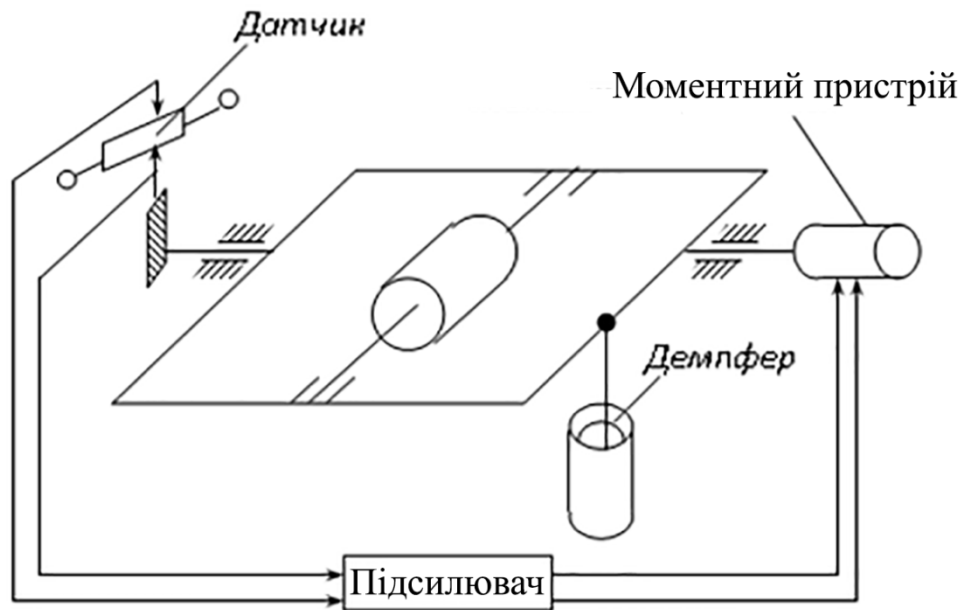


Рис.1.3. Принципова схема гіроскопа з електричної пружиною

На рис. 1.3. приведена принципова схема гіроскопа з електричної пружиною. Сигнал з потенціометричного перетворювача подається через підсилювач на пристрій, що створює момент, діючий на вісь рамки. Величина моменту пропорційна сигналу, а, отже, пропорційна куту відхилення рамки, який в свою чергу, пропорційний кутовий швидкості.

Поплавковий гіроскоп. Для зменшення дрейфу за рахунок зменшення моменту тертя в осях рамки застосовується зважування гіроузла в рідині (поплавковий гіроскоп).

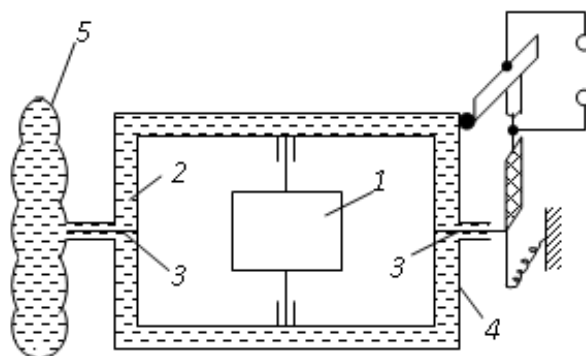


Рис.1.4. Принципова схема поплавкового гіроскопа

Принципова схема поплавкового гіроскопа наведена на рис.1.4. У ньому ротор гіроскопа 1 підвішений в рамці 2, що має форму герметичного циліндра. Обсяг циліндра рамки підбирається таким, щоб було забезпечено повне зважування рамки. Цим знімається навантаження з осей рамки 3 і момент тертя в підшипниках. Правильний вибір зазорів між циліндром і корпусом 4 забезпечує необхідну величину ступеня заспокоєння.

Застосування гофрованої коробки 5 забезпечує компенсацію зміни обсягу і питомої ваги рідини зі зміною температури.

Треступеневі гіроскопи - в основу принципу дії треступеневого механічного гіроскопу покладено його властивість не змінювати напрям своєї головної вісі у СВІТОВОМУ просторі.

Треступеневий гіроскоп - масивний точно збалансований маховик (ротор гіроскопа), що обертається з великою кутовою швидкістю і представляє собою симетричне тіло з однією нерухомою точкою, яка є його центром ваги. Таке закріплення гіроскопа здійснюється за допомогою карданова підвісу (рис.1.5), тобто кріплення ротора у внутрішній 2 і зовнішньої 3 рамках, осі обертання яких взаємно і одночасно перпендикулярні осі ротора гіроскопа 1.

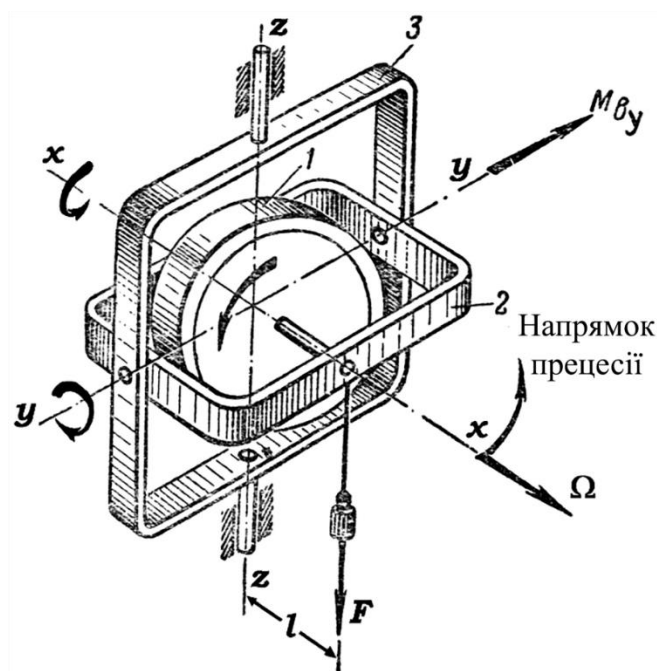


Рис.1.5. Принципова схема треступеневого гіроскопа

Якщо центр мас гіроскопа збігається з точкою опори, то такий гіроскоп називають врівноваженим або астататичним з трьома ступенями свободи. Позначимо вісь симетрії ротора гіроскопа z-z, вісь внутрішньої рамки x-x, вісь зовнішньої рамки у-у. Як видно з рис.1.4. триступеневий гіроскоп може обертатися навколо всіх трьох осей. Однак частоти обертання ω_x і ω_y незначні за величиною в порівнянні з $\omega_z = \Omega$, де Ω - частота обертання ротора, тому головний момент кількості руху гіроскопа практично збігається з моментом кількості ротора гіроскопа як за величиною, так і за напрямком, тобто $M = J\Omega = H$, де H - кінетичний момент ротора гіроскопа; J - момент інерції ротора відносно осі у-у.

Напрямок вектора кінетичного моменту гіроскопа збігається з напрямком вектора кутової швидкості Ω ротора, тобто збігається з віссю z-z.

Для триступеневого гіроскопа характерно таке явище: при додатку по осі у-у зовнішнього моменту M_{3M} виникає обертання вектора H кінетичного моменту навколо осі x-x. Внаслідок цього внутрішня рамка 2 гіроскопа повертається відносно зовнішньої рамки 3. Те ж саме відбувається при додатку зовнішнього моменту по осі x-x, тільки обертання вектора H відбуватиметься навколо осі у-у.

Кутова швидкість прецесії:

$$\omega = \frac{M_{3M}}{H} = \frac{M_{3M}}{J\Omega} \quad (1.1)$$

Якщо зовнішній вплив має імпульсний характер, то в трьохступеновому гіроскопі внутрішня рамка починає здійснювати періодичні коливальні рухи, причому амплітуда цих коливань обернено пропорційна швидкості обертання ротора. Такі коливання називаються *нутаціонними*. Частота нутаційних коливань визначається виразом:

$$\omega_{\text{кут}} = \frac{H}{\sqrt{J_x J_y}} \quad (1.2)$$

Чим вище величина Ω , тим більше частота нутаційних коливань і менше їх амплітуда.

При відсутності тертя в осях підвісу гіроскопа ці коливання будуть незатухаючими, а при наявності тертя коливальний процес буде затухати.

В інженерній практиці використовується тільки процесійний рух гіроскопа.

З наведених формул видно, що прецесія буде відбуватися тільки при наявності зовнішнього моменту $M_{зМ}$ (якщо $M_{зМ} = 0$, то $\omega = 0$). З (1.5) випливає, що швидкість прецесії мала, так як кінетичний момент гіроскопа H , як правило, великий (велика частота обертання ротора).

Швидко обертається ротор надає триступеневої гіроскопа властивість великий інерційності, тобто прагнення зберігати незмінним напрям осі обертання ротора в просторі.

Отже, з точністю до інструментальних похибок вісь собного обертання ротора гіроскопа зберігає заданий напрямок в інерціальній просторі і служить «базою» для визначення кутового положення об'єкта (літального апарату, стабілізованою платформи, пеленгатора і т.п.) в прийнятій системі координат.

Кожен триступеневої гіроскоп дозволяє визначити дві кутові координати, а за допомогою двох гіроскопів можна отримати всі три координати об'єкта. Маючи надлишкові дані про одну з них.

Вільні гіроскопи широко застосовуються в системах орієнтації літальних апаратів короткочасного (без корекції) і довготривалого (з введенням корекції) дії і в якості чутливих елементів гідростабілізатори.

Для зміни кута повороту підстави щодо осей підвісу гіроскопа використовуються різного типу датчики кута (потенціометричні, індуктивні, трансформаторні і ін.), Встановлені на осях підвісу гіроскопа.

У гіроскопах з корекцією використовуються моментні датчики (зворотні перетворювачі величини постійного струму в обертовий момент), що дозволяють створювати необхідні коригуючі або орієнтують моменти на осях рамок.

У конструкції гіроскопа також передбачається аретира пристрій, що дозволяє здійснювати початкову виставку осі ротора приладу щодо корпусу і

оберегти рухливу систему (власне гіроскоп) від ударів по упорів при транспортуванні.

Похибки механічного гіроскопа:

До основних похибок механічних ДКШ відносяться:

- похибки вносяться нахилом осі виміру;
- похибки породжені моментом сил «сухого» тертя в підшипниках;
- похибки викликані нестабільністю характеристик елементів ВМ (визначаються конструкцією ВМ і обумовлені його роботою);
- похибки викликані незбалансованістю гіроузла;
- похибки від динамічної незбалансованості гіромотора.

Недоліки механічного гіроскопа:

До основних недоліків механічних гіроскопів (механічних ДКШ) відносяться:

- великі габарити і маса;
- тривалий запуск і вихід на робочий режим;
- низька експлуатаційна надійність;
- великі похибки вимірювання на певних етапах (режимах) польоту;
- висока вартість і ін.

Всіх цих недоліків позбавлені *оптичні гіроскопи*. На сучасних ПС застосовуються:

- оптоволоконні гіроскопи;
- лазерні гіроскопи.

Одним із завдань оптичних, як і механічних, гіроскопів, є вимір кутової швидкості.

1.2. Оптиволоконні

В основу принципу дії оптоволоконного гіроскопу покладено ефект Саньяка - зміщення інтерференційних смуг в обертовому кільцевому

інтерферометрі. Це зміщення виникає внаслідок залежності часу обходу світлом обертового контуру від швидкості обертання і напрямку обходу:

1. За круговому оптичному шляху, завдяки розщеплювачу променя, світло поширюється в двох протилежних напрямках.
2. Якщо при цьому система знаходиться в спокої відносно інерційного простору, обидва світлових променя поширюються зустрічно по оптичному шляху однакової довжини.
3. Тому при додаванні променів в розщеплювачі по завершенні шляху немає фазового зсуву.
4. Якщо оптична система обертається в інерціальному просторі з кутовою швидкістю Ω , між світловими хвилями виникає різниця фаз.
5. Це явище і називається ефектом Саньяка.

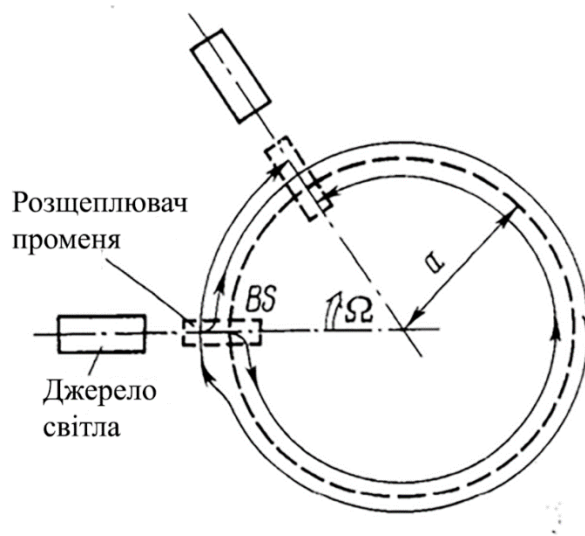


Рис.1.6. Схема оптоволоконного гіроскопа

Відповідно до загальної теорії відносності, різниця часу обходу обертового контуру дорівнює:

$$\Delta\tau = \left(\frac{2}{c^2}\right) \cdot \oint \Omega r^2 [1 - (\Omega r/c^2)^2]^{-1} d\theta_1 \quad (1.3)$$

де Ω -кутова швидкість обертання;

r, θ - полярні координати точок контуру.

Враховуючи, що, можна записати у вигляді, який інтерпретується в рамках нерелятивістської кінематики:

$$\Delta\tau = 4S\Omega\cos\varphi/c^2 \quad (1.4)$$

де S - площа контуру;

φ - кут між віссю обертання і нормаллю до площини контуру.

В результаті величина зсуву інтерференційних смуг визначається виразом:

$$\Delta z = 4S\cos\varphi/\lambda_0 c \quad (1.5)$$

де λ_0 - довжина хвилі світла у вакуумі.

Реєстрація малих кутових швидкостей обертання вимагає великої площини контуру, тому практичне використання ефекту Саньяка стало можливим лише з появою волоконних світловодів.

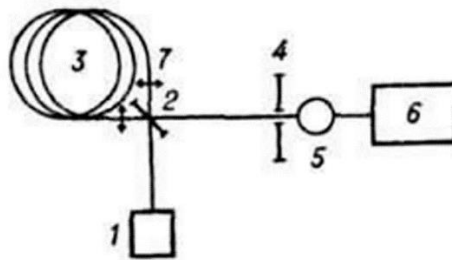


Рис.1.7. Схема оптоволоконного гіроскопа

1-Джерело світла;

2-светоделительная пластинка;

3-котушка з оптичним волокном;

4-діафрагма;

5-фотоприймач;

6-схема обробки інформації;

7 – мікрооб’єктиви .

Чутливим елементом оптоволоконного гіроскопа є багатовиткова котушка зі спеціальним волоконним світловодом, що забезпечує стабільність поляризацій і різниці фаз інтерферуючих хвиль. Зрушення інтерференційних смуг пропорційне числу витків світловода в котушці, не залежить від положення осі обертання щодо центру котушки, від форми площі котушки S , від показника заломлення світловода (без включення дисперсії) і записується у вигляді:

$$\Delta z = 2L_c R \Omega \cos \varphi / \lambda_0 c \quad (1.6)$$

де L_c - довжина світловода;

R - радіус котушки.

Для збільшення точності оптоволоконних гіроскопів використовується ряд методів. Так, наприклад, флуктуації інтерференційних смуг із-за релєвського розсіювання і невзаємні зрушення фаз за рахунок різниці інтенсивностей зустрічних хвиль можуть бути зменшені при використанні джерел випромінювання з широким спектром – напівпровідникових лазерів або суперлюмінісцентних діодів. Вплив невзаємних ефектів через зміну подвійного променепреломлення в волокні при різних зовнішніх впливах (механічних, теплових, акустичних та ін.) може бути ослаблено при використанні одномодових світловодів. Так як пряме вимірювання зсуву інтерференційної смуги сильно обмежує точність і динамічний діапазон, в реальних гіроскопах застосовуються більш складні методи реєстрації, що використовують фазову модуляцію, фазову компенсацію, гетеродинні методи і т. д.

Гранична чутливість оптоволоконного гіроскопа ($\sim 10^{-4}$ град/год) обмежується нестабільністю характеристик оптичного волокна, розсіюванням світла в ньому, шумами фотоприйомника. Переваги оптоволоконного гіроскопа - малі габарити і вага, дешевизна.

Похибки оптичного гіроскопа . До основних похибок оптоволоконних гіроскопів ДКШ відносяться:

- нелінійність вихідного сигналу при малій кутовій швидкості;
- дрейф вихідного сигналу через газових потоків в лазері;
- зміна довжини оптичного шляху під впливом теплового розширення.

Перша проблема найважливіша - при малих кутових швидкостях зменшується різниця частот генеруються світлових хвиль, а це призводить до синхронізації ($\Delta f = 0$) і неможливості виявлення обертання.

1.3. Лазерні

Кільцевий лазерний гіроскоп – (фотонний гіроскоп) - квантовий гіроскоп, чутливим елементом якого є кільцевий лазер, що генерує 2 зустрічні хвилі.

Принцип дії лазерного гіроскопа - заснований на залежності різниці власних частот кільцевого оптичного резонатора для зустрічних хвиль від швидкості його обертання щодо інерціальної системи відліку. На відміну від волоконно оптичного гіроскопа, що реєструє кутову швидкість обертання, лазерний гіроскоп дозволяє визначати зміну кута повороту.

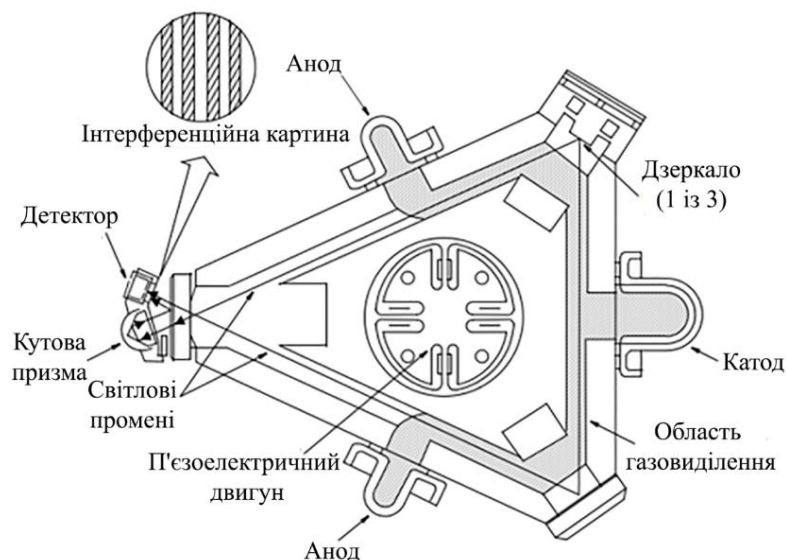


Рис.1.8. Принципова схема лазерного гіроскопа

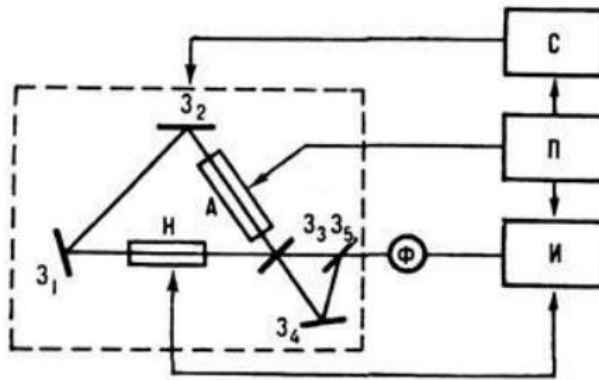


Рис.1.9. Принципова схема лазерного гіроскопа

$Z_1 - Z_3$ -дзеркала;

A - активне середовище;

Z_4, Z_5 -дзеркала змішувача зустрічних хвиль (Z_6 -напівпрозоре);

H - невзаємний елемент;

Φ - фотодетектор;

Π - блок живлення;

C - система стабілізації параметрів лазера;

I - система обробки інформації.

Резонатор кільцевого лазера складається з 3 (або 4) відбивачів (дзеркал або призм), встановлених на жорсткій основі і забезпечують замкнуту траєкторію (трикутник або прямокутник) для зустрічних хвиль (рис.1.9). Виникнення різниці частот зустрічних хвиль впливає із залежності часу обходу світлом обертового контуру від швидкості обертання і напрямку обходу. Відповідно до загальної теорії відносності, різниця часу обходу обертового контуру $\Delta\tau$ (в наближенні малості лінійної швидкості обертання в порівнянні зі швидкістю світла c) записується у вигляді, який може бути інтерпретований і в рамках класичної кінематики:

$$\Delta\tau = \tau_0 \frac{4S\Omega}{cL} \cos\vartheta \quad (1.8)$$

Тут τ_0 - час обходу нерухомого контуру;

S , L - площа і оптичний периметр контуру (включно з показником заломлення);

Ω - кутова швидкість обертання (в рад / с);

ϑ - кут між віссю обертання і нормаллю до площини контуру.

Так як $\Delta\tau$ пов'язана з відмінністю оптичних шляхів зустрічних хвиль співвідношенням $\Delta\tau/\tau_0 = \frac{\Delta L}{L}$, а L визначає власні частоти резонатора, частоти обертового кільцевого резонатора для зустрічних хвиль (+ для хвилі, що поширюється у напрямку обертання) стають різними:

$$v_{\pm} = v_0 \mp 2v_0 \frac{S\Omega}{cL} \cos\vartheta \quad (1.9)$$

Тут $v_0 = mc/L$ - частота хвиль в нерухомому резонаторі (m – ціле число).

Різниця ($v_- - v_+$) не залежить від форми контуру, положення осі обертання щодо центру резонатора і може бути записана у вигляді:

$$\Delta v = v_- - v_+ = K\Omega \cos\vartheta \text{ (Гц)} \quad (1.10)$$

де $K=4S/\lambda_0 L$ - масштабний коефіцієнт лазерного гіроскопа;

$\lambda_0 = (\lambda_+ + \lambda_-)/2$ - довжина хвилі випромінювання лазерного гіроскопа.

Різницева частота $\Delta v (\sim 10^2 - 10^5 \text{ Гц})$ виділяється фотодетектором при просторовому суміщенні (змішуванні) невеликої частини енергії ($\leq 0,1\%$) зустрічних світлових хвиль ($v_{\pm} \sim 10^{14} \text{ Гц}$), виведеної з кільцевого резонатора (Z_1, Z_2, Z_3) через вихідне частково прозоре дзеркало Z_3 . Змішувач складається з дзеркал Z_4, Z_5 (Z_5 – напівпрозоре) або спеціальної призми з кутом при вершині $\simeq 90^\circ$. Синусоїдальний сигнал на виході фотодетектора перетворюється в вимірювальному пристрої в послідовність імпульсів, що реєструються лічильником. Число імпульсів пропорційно куту повороту в площині кільцевого лазера.

Велика величина K дозволяє вимірювати малі швидкості обертання при невеликих розмірах лазерного гіроскопа. Наприклад, для кільцевого гелій-неонового лазера ($\lambda_0 = 6,328 \cdot 10^{-6}$ см), що має резонатор у вигляді квадрата зі стороною 10 см, $K = 1,58 \cdot 10^5$. При цьому добове обертання Землі, що відбувається з кутовою швидкістю 15 град/год і реєструється на широті 60° , має давати $\Delta\nu \approx 10$ Гц. Вважаючи кутову швидкість обертання Землі відомою і постійною, можна з точністю визначити широту, на якій розташований лазерний гіроскоп.

З квантовомеханічної точки зору лазерний гіроскоп являє собою прилад, обертання якого викликає зміну енергій $h\nu_{\pm}$ і орбітальних моментів L_{\pm} макроскопічних «орбіт» фотонів, що поширюються в зустрічних напрямках:

$$h\nu_{\pm} = h\nu_0 \mp l_{\pm}\Omega \quad (1.11)$$

де $l_{\pm} = h\nu_{\pm}\langle R \rangle/c$ - величини проєкцій орбітальних моментів на нормаль до площини кільцевого резонатора;

$$\langle R \rangle = \frac{2S}{L} - \text{ефективний радіус орбіти.}$$

З (2.13) випливає, що $\Delta\nu = \nu_0 4S\Omega/cL$. Враховуючи, що $\frac{\nu_0}{c} = \lambda_0$, отримаємо вираз (2.12).

Залежність $\Delta\nu(\Omega)$ (вихідна характеристика лазерного гіроскопа, рис.1.10)

у реальному кільцевому лазері відрізняється від (1.10) через вплив нелінійних властивостей активного середовища і наявності зв'язку зустрічних хвиль внаслідок зворотного розсіювання. В області малих Ω зв'язок зустрічних хвиль призводить до захоплення їх частот. Тому вихідна характеристика лазерного гіроскопа має область нечутливості до обертання (зону захоплення Ω_{01} і Ω_{01}). Крім того, залежність $\Delta\nu(\Omega)$ має гістерезисний характер: частоти, відповідні входу в зону захоплення (Ω_0) і виходу з неї (Ω_{01}), різні. При зміні величини зворотного розсіювання R і фази ϵ розсіяних хвиль $\Delta\nu$ змінюється в межах:

$$\Delta\nu = K(\Omega^2 \mp \Omega_0^2)1/2 \quad (|\Omega| \geq \Omega_0) \quad (1.12)$$

де $\Omega_n(R, \varepsilon)$ -величина зони захоплення ($\Delta\nu = 0$ при $|\Omega| < \Omega_0$).

Для кращих лазерних гіроскопів $\Omega_n \leq 10^{-3}$ рад/с

Для реєстрації малих Ω в лазерних гіроскопах створюється початкове частотне розщеплення зустрічних хвиль $\Delta\nu_0$ за допомогою невеликих ($\Delta\varphi \sim 1$) в загальному випадку неперіодичних кутових коливань кільцевого лазера. Початкове розщеплення може бути створено також за допомогою розміщеного всередині кільцевого резонатора частотних невзаємних елементів. Найбільш часто використовуються невзаємні елементи на основі ефекту Фарадея.

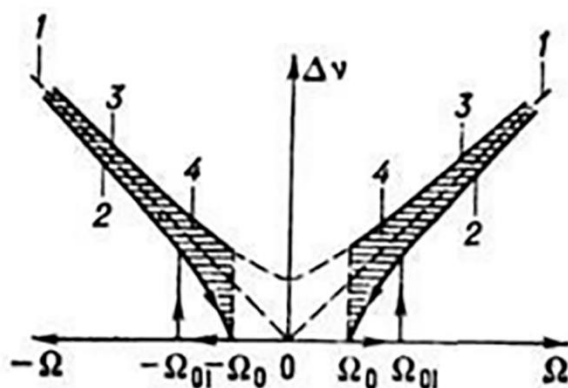


Рис.1.10. Частотні характеристики лазерного гіроскопа

1 - ідеальна ($\Delta\nu = K\Omega \cos \uparrow$);

2, 3 – теоретичні [$\Delta\nu = K(\Omega^2 \mp \Omega_0^2)1/2 \cos \uparrow$];

4 - область реальної характеристики.

В якості активного середовища в гіроскопі зазвичай використовується газова суміш двох ізотопів неону (^{20}Ne , ^{22}Ne) з He , що характеризується неоднорідно розширеною лінією робочого переходу. Це дозволяє усунути конкурентну взаємодію зустрічних хвиль і отримати високу стабільність.

Досліджуються кільцеві лазери з кристалічним або склоподібним активним середовищем.

Гранична точність вимірювання $\Omega \sim 10^{-4}$ град/год визначається природними флуктуаціями різниці частот зустрічних хвиль в кільцевому лазері. У реальних гіроскопах досягається похибка вимірювання $\Omega \sim 10^{-2} - 10^{-3}$ град/год при часу вимірювання ~ 1 с.

Переваги лазерного гіроскопа перед традиційними механічними гіроскопами: можливість використання в системах, де гіроскоп жорстко пов'язаний з рухомим об'єктом; цифровий вихід інформації; великий діапазон Ω ; мала чутливість до перевантажень і малий час (1 с) запуску.

Зовнішній вигляд лазерного гіроскопу наведений на рис.1.11.



Рис.2.11. Кільцевий лазерний гіроскоп виробництва українського заводу «Арсенал» в одному з павільйонів авіасалону МАКС-2011. Резонатор має форму квадрата з дзеркалами по кутах. У його центрі розташований вібропідвіс з резонансним п'єзокерамічним збудником. Накачування здійснюється постійним струмом близько 1мА

Переваги інерціальних навігаційних систем - такі як автономність, перешкодозахищеність, достатня точність, прийнятні габаритно-вагові характеристики і т. п. - зумовлюють підвищену увагу до подальшого технічного вдосконалення цих систем і на перспективу. Це пов'язано з можливістю

використання при їх розробці сучасних чутливих елементів (динамічно настроюються, лазерних, оптоволоконних, роторних вібраційних гіроскопів (РВГ), мікромеханічних гіроскопів, хвильових твердотільних гіроскопів і т.п.) і досягнень в області створення бортових обчислювальних машин.

Більш докладно було розглянуто роботу гіроскопів КЛГ і ОВГ. Використання гіроскопів в авіації дало змогу вимірювати кутову швидкість, за допомогою якої пілоти отримують інформацію про тангаж, крен, курс. В сучасній авіації все більше і більше застосовують лазерні та оптоволоконних гіроскопи, витісняючи класичні гіроскопи за рахунок своїх переваг.

Особливості та основні характеристики лазерного гіроскопа в порівнянні з класичними гіроскопами:

- відсутність обертового ротора; моноблочність і висока механічна стійкість конструкції; працездатність при великих лінійних перевантаженнях; висока чутливість; великий діапазон вимірюваних кутових швидкостей– $3 \cdot 10^{-6} \dots 3000^\circ/\text{с}$; малий власний дрейф– $5 \cdot 10^{-2} \dots 10^{-2}$; малий час готовності $< 0,1 \text{ с}$; мала споживана потужність - до 10 Вт; великий ресурс роботи $> 10^3 \text{ год}$; висока надійність; дискретність вихідного каналу.

Таким чином, кільцевий лазерний гіроскоп досяг стадії практичного застосування, але, тим не менш, залишається ряд невирішених проблем:

1. Нелінійність вихідного сигналу при малій кутовій швидкості (вплив синхронізму).
2. Дрейф вихідного сигналу через газові потоки в лазері.
3. Зміна довжини оптичного шляху під впливом теплового розширення, тиску і механічних деформацій.

В основному ОВГ використовується в інерціальній курсовертикалі, прикладом є курсовертикаль на літаку Ан-148.

В розділі 2 будуть розглянуті основи побудови та роботу механічних, оптоволоконних гіроскопів у складі пілотажно-навігаційних систем сучасного ПС.

РОЗДІЛ 2

ПРИСТРОЇ, СИСТЕМИ ТА КОМПЛЕКСИ ВИЗНАЧЕННЯ ПРОСТОРОВОГО ПОЛОЖЕННЯ СУЧАСНОГО ПС

2.1. Авіагоризонти

Засоби визначення просторового (кутового) положення літака на сучасних ПС представлені окремими пристроями, системами та комплексами.

Механічні гіроскопи сьогодні використовуються, як правило, як резервні пристрої з вимірювання кутового положення, а також з вимірювання інших пілотажних параметрів, що необхідні для здійснення пілотування суб'єктам та об'єктам керування літаком, а саме – кутових швидкостей, кута повороту (для здійснення координованого повертання) та ін.

Одним з основних вимірювальних пристроїв з вимірювання кутового положення ПС механічного типу є АВІАГОРИЗОНТ.

Основи побудови сучасного авіагоризонту:

Авіагоризонт являє собою автономний прилад, що складається з гіроскопічного вузла, систем індикації та контролю справності авіагоризонта, пристрої введення поправки тангажа і арретування.

Крен літака індікується зміщенням індексу щодо нульової позначки крену, а тангаж – зміщенням сферичної шкали тангажа відносно центру силуету літака.

Відмови джерела живлення і гіромотора авіагоризонта сигналізуються випаданням прапорця АГ на лицьовій панелі приладу.

Ковзання літака відображається покажчиком ковзання, розташованим внизу лицьової частини авіагоризонта.

<i>Кафедра авіоніки</i>				<i>НАУ 20 08 91 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Мурсалов І.М.</i>			Пристрої, системи та комплекси визначення просторового положення сучасного ПС	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Єгоров С.Г.</i>					31	101
<i>Консульт.</i>					6.051103 «Авіоніка»		
<i>Н-контр.</i>	<i>Левківський В.В.</i>						
<i>Зав. каф.</i>	<i>Павлова С.В.</i>						

При наявності сигналів справності (прибираються сигнальні прапорці К і Г з видимої зони лицьової частини приладів) відхилення від рівносигнальних зон курсу і глісади відображається двома рухомими індексами (курсової і глісадної планками), що знаходяться вгорі і праворуч на лицьовій частині та переміщуються відносно нерухомих шкал.

Поправка відображеного авіагоризонтом кута тангажа здійснюється переміщенням силуету літака відносно шкали тангажа за допомогою кремаль'єри.

Арретування гіроскопа здійснюється витягуванням ручки арретира і кремаль'єри на себе до упору та утримуванням її в цьому положенні протягом декількох секунд.

Конструктивні особливості типових авіагоризонтів показані рис.2.1.:



Рис.2.1. Схема авіагоризонту

Принцип роботи авіагоризонту:

Авіагоризонт працює наступним чином: при появі крену зовнішня рама разом зі слідкуючою рамой повертається слідом за літаком. При цьому індукційний датчик на зовнішній рамі, повернеться відносно нерухомого якоря датчика, встановленого на осі внутрішньої рами. З виходу індукційного датчика знімається сигнал (його величина і фаза визначається знаком і величиною кута крену), який після проходження через контакти комутатора і посилення в підсилювачі надходить на електродвигун - генератор. Електродвигун через редуктор обертає слідкуючу раму в сторону, зворотну накріненню. Робота системи стеження припиняється тільки тоді, коли вісь зовнішньої рамки займе положення, перпендикулярне до осі ротора гіроскопа.

Корекція гіровертикалі здійснюється за допомогою рідинного маятника і корекційних електродвигунів.

У ланцюг електродвигуна поперечної корекції включені:

- контакти вимикача корекції при розворотах ЛА, що тривають більше 7-10 сек з кутовий швидкістю понад 0,1-3 град / сек.

- контакти диска на осі слідкування, вимикають корекцію при досягненні кута крену + 10 °.

У ланцюг вимикача поздовжньої корекції включений рідинний вимикач який відключає електродвигун поздовжньої корекції при поздовжньому прискоренні ЛА більш 1,67 м / с². На відміну від маятника має всього два контакти, які розмикаються повітряною бульбашкою при поздовжніх прискореннях.

Сигнал тангажу видається сельсином-датчиком на сельсин-приймач показчика, посилюється і надходить на двигун-генератор картушки зі шкалою тангажа показчика.

Сигнал крену видається сельсином-датчиком на сельсин-приймач показчика, а потім на двигун-генератор, що обертає шестерню показчика крену.

Кремальерой здійснюється суміщення лінії горизонту картушки з нульовою відміткою на шкалі показчика, якщо в горизонтальному польоті відбулася зміна кута атаки. При повороті кремальєри повертаються статор сельсина-приймача тангажу і трикутний індекс, показчика кута атаки літака.

За шкалою тангажа відносно нього відраховується кут атаки.

Використані в авіагоризонті напівпровідникові підсилювачі - однотипні. Два з них розташовані в корпусі показчика, а один - в корпусі гіроагрегата.

Авіагоризонт сучасного ПС може забезпечити наступні діапазони виміру кутового положення:

Діапазон вимірюваних кутів:

- крену $\pm 360^\circ$
- тангажу (без урахування кута нахилу приладової дошки) $\pm 75^\circ$

Максимальна похибка в показаннях авіагоризонту:

- при сталому режимі польоту не більше $\pm 1,5^\circ$
- при виконанні віражів і розворотів на кут 180°
тривалістю до 3 хв не більше $\pm 5^\circ$

Час готовності:

- при нормальній температурі і до $+ 55^\circ \text{C}$ не більше 2 хв
- при температурі мінус 20°C не більше 5 хв

Авіагоризонт встановлений на лівій панелі резервних приладів (рис. 2.2).

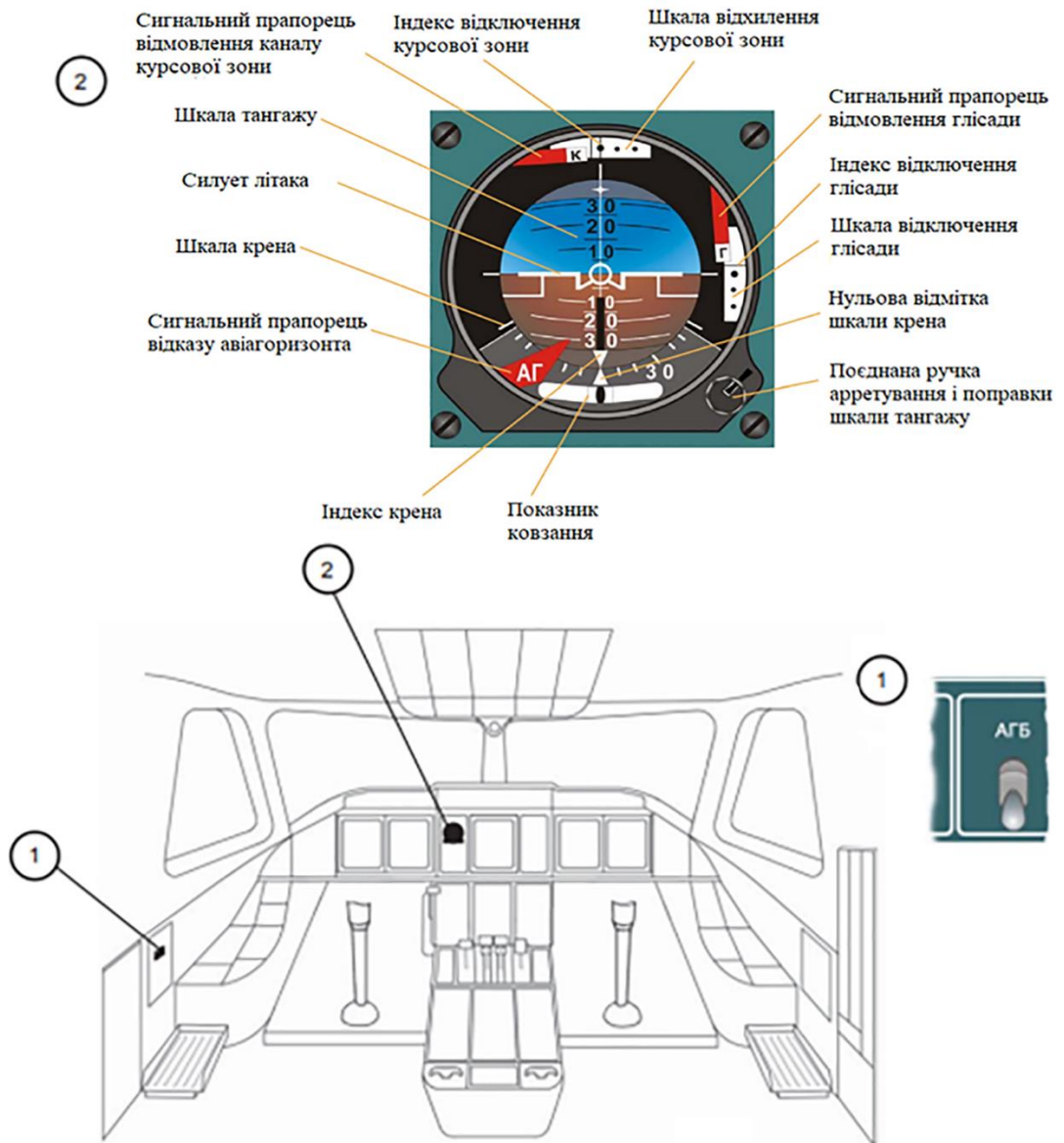


Рис.2.2. Органи управління і контролю авіагоризонту

Комплект авіагоризонту складається з гіровертикалі і одного або двох показчиків горизонту.

2.2. Інерціальні навігаційні системи

Дані механичні пристрої, як було сказано вище, сьогодні використовуються на сучасних літаках цивільної авіації як резервні і є альтернативними джерелами інформації про просторове (кутове) положення ПС для основних джерел цих даних з іншими принципами дії.

Сьогодні в якості основних джерел вимірювання просторового (кутового) положення ПС **використовуються системи та комплекси оптоелектронного та лазерного типів.**

Завдання управління просторовим рухом об'єкта передбачає визначення параметрів його кутового і поступального руху. В якості систем, що дозволяють отримати цю інформацію, в даний час все більшого поширення мають інерціальні навігаційні системи. Ці системи за умови введення в них деякого обсягу початкової інформації про навколишні поля, про системи координат і т.п., дозволяють автономно визначати необхідні для управління навігаційні параметри з потрібною точністю під час руху об'єкта. Первинна інформація ІНС вимірюється за допомогою датчиків параметрів поступального руху (акселерометрів (А) або, гіроінтеграторів (ГІ) лінійних прискорень) і датчиків параметрів кутового руху об'єкта, зазвичай гіроскопічних. Ця інформація (як правило, виміряні вектор удаваного прискорення і вектор абсолютної кутової швидкості) обробляється в бортовому обчислювачі з метою отримання цікавлячої навігаційної інформації про орієнтацію, швидкості руху і місцезнаходження об'єкта.

Переваги інерціальних навігаційних систем - такі як автономність, перешкодозахищеність, достатня точність, прийнятні габаритно-вагові характеристики і т. п. - зумовлюють підвищену увагу до подальшого технічного вдосконалення цих систем і на перспективу. Це пов'язано з можливістю використання при їх розробці сучасних чутливих елементів (динамічно настроюються, лазерних, волоконнооптичних, роторних вібраційних гіроскопів, мікромеханічних гіроскопів, хвильових твердотільних гіроскопів і т.п.) і досягнень в області створення бортових обчислювальних машин.

Інерціальні навігаційні системи за способом визначення координат рухомого об'єкта відносяться до систем числення шляху і можуть бути побудовані за різними схемами відповідно до призначення (видом) об'єкта, розв'язуваними завданнями, вибором базової (в якій вирішується завдання навігації) і пов'язаної (в якій здійснюється вимірювання, а іноді і інтегрування прискорень) систем координат, а також вибором інерціальних чутливих елементів.

Числення шляху та визначення параметрів руху об'єкта здійснюється в одній із систем координат, пов'язаних із землею (найчастіше в горизонтальній) і оскільки інерціальні чутливі елементи (гіроскопи і акселерометри) вимірюють параметри кутового і поступального руху в інерціальному просторі, – це викликає необхідність обліку добового обертання Землі при роботі системи навігації.

Для ряду морських рухомих об'єктів (підводних і надводних) і деяких літальних апаратів, призначених для здійснення тривалих польотів в безпосередній близькості від поверхні Земля, використовують дво - або трьохканальні автономні інерціальні навігаційні системи замкнутого типу, тобто системи зі зворотними зв'язками.

Застосування принципу негативного зворотного зв'язку при відповідній схемі побудови системи і виборі її параметрів дозволяє істотно підвищити точність навігації і отримати систему, що не обурюється силами інерції при русі підстави (об'єкта) з прискоренням.

Інерціальний метод числення шляху ґрунтується на дворазовому інтегруванні за часом абсолютних прискорень, вимірюваних телескопами з метою отримання інформації про швидкості і координати місця розташування об'єкта. Але показання акселерометра при довільній орієнтації його осі чутливості визначаються вектором удаваного прискорення (векторної сумою абсолютного прискорення і напруженості поля тяжіння Землі):

$$\vec{k} = \frac{d^2 \vec{R}}{dt^2} - \vec{g}(\vec{R}) \quad (2.1)$$

або

$$\vec{a}^k = \vec{a} - \vec{g}(\vec{R}) \quad (2.2.)$$

де \vec{a} - вектор удаваного прискорення; \vec{a} - вектор абсолютного прискорення;

$\vec{g}(\vec{R})$ - вектор напруженості поля тяжіння Землі.

Показання просторового акселерометра можна представити:

$$\vec{n} = \vec{a} - \vec{g}(\vec{R}) \quad (2.3)$$

при $k=1$ (умовно) показання його

$$\vec{n} = \vec{a} - \vec{g} - \vec{g}(\vec{R}) \quad (2.4)$$

Оскільки для вирішення завдання навігації необхідно інтегрувати прискорення, викликані дією лише активних сил (сил тяги двигунів), інформацію що міститься в показаннях акселерометра $\vec{g}(\vec{R})$ необхідно (з підлягаючому обробці сигналу) виключити. Це можна здійснити двома способами: по-перше, утримуючи в процесі руху (об'єкта з інерціальною системою на борту) осі чутливості акселерометрів в площині місцевого горизонту (перпендикулярно вектору $\vec{g}(\vec{R})$) і, по-друге, (при довільній орієнтації осей чутливості акселерометрів) виключати проекції вектора $\vec{g}(\vec{R})$ на напрямки осей чутливості акселерометрів аналітично, обробляючи їх вихідні сигнали, для чого необхідно для будь-якого руху вимірювальних осей визначати їх орієнтацію в базових осях і обчислювати проекції вектора $\vec{g}(\vec{R})$ на виміряні або обчислені напрямки.

Цим двом способам компенсації прискорення поля тяжіння Землі в показаннях акселерометрів відповідають і способи побудови інерціальних систем, що виключають вектор $\vec{g}(\vec{R})$: фізично (утримуючи акселерометри в площині місцевого горизонту) і аналітично (обчислюючи його проекції на напрямки осей

чутливості акселерометрів) або проектуючи показання ньютонometrів на осі горизонтальної системи координат-іноді говорять в «нуль площину вектора \vec{g} »)

Залежно від способу побудови ланцюга зворотного зв'язку і, зокрема, від способу реалізації на рухомому об'єкті горизонтальної системи координат розрізняють кілька схем побудови ІНС.

Традиційним схемами побудови ІНС є аналітична, геометрична і напіваналітична. Загальним для згаданих схем є використання гіроскопічних стабілізованих платформ, керованих і некерованих. Однак, останнім часом все більша увага приділяється створенню ІНС, формально підпадають під визначення аналітичної схеми, але відрізняються відсутністю гіростабілізованої платформи (для стабілізації акселерометрів, тоді як для вирішення завдання визначення орієнтації, наприклад, одновісні гіростабілізатори можуть бути використані) і званих безплатформні інерціальні навігаційні системами.

В ІНС аналітичного типу акселерометри розташовуються на гіроплатформі, стабілізованій відносно заданої інерціальної системи відліку. Горизонтальна система координат на рухомому об'єкті при цьому фізично не матеріалізується, крім, може бути, початкового моменту роботи системи, що може спростити проблеми початкової виставки системи, а необхідні перетворення сигналів і їх інтегрування здійснюються за допомогою обчислювального пристрою цифрового типу (бортова цифрова обчислювальна машина).

Нехтуючи дрейфом гіроскопів, можна вважати, що при русі об'єкта стабілізована платформа переміщається поступально, а осі чутливості акселерометрів зберігають початкову орієнтацію. При цьому акселерометри A_x , A_y , A_z (рис.2.3) вимірюють проекції a_x , a_y , a_z вектора удаваного прискорення \vec{a} на осі інерціального супроводжуючого тригранника $Oxyz$. Для визначення проекцій вектора абсолютного прискорення $\vec{a} = \frac{d\vec{v}}{dt}$ осі СК (a_x , a_y , a_z) необхідно врахувати проекції вектора $\vec{g} \left(\vec{R} \right)$ на осі чутливості акселерометрів (g_x , g_y , g_z):

$$\begin{aligned} \vec{a}^k &= \vec{a} - \vec{g}(\vec{R}) \Rightarrow a_x = a_x^k + g_x(\vec{R}) \\ a_y &= a_y^k + g_y(\vec{R}); a_z = a_z^k + g_z(\vec{R}) \end{aligned} \quad (2.1)$$

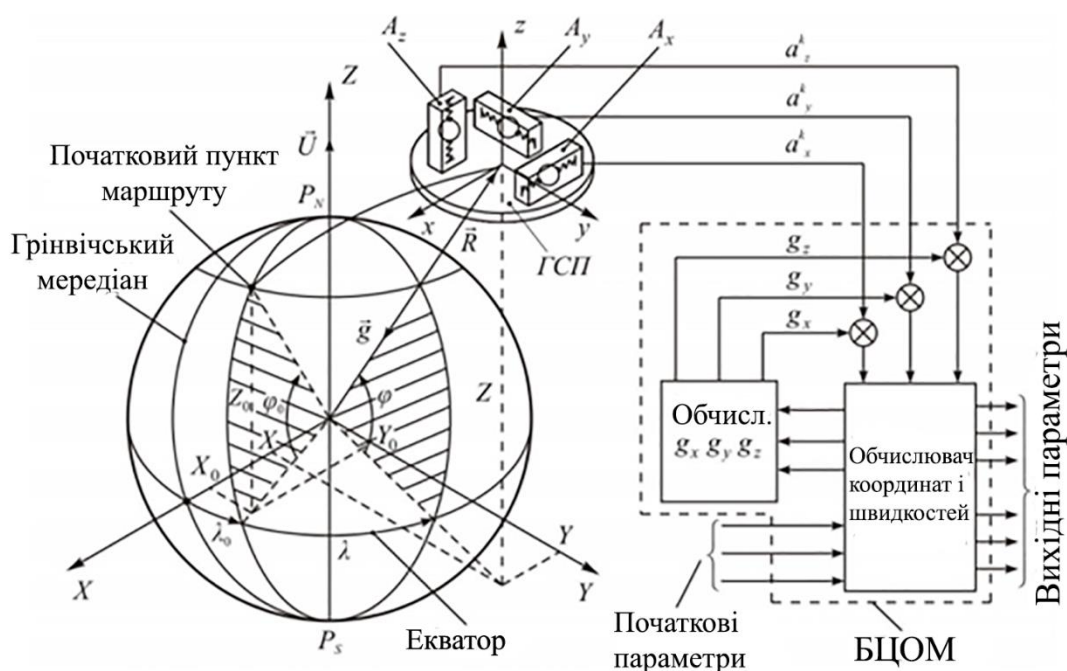


Рис.2.3. Принципова схема ІНС аналітичного типу

Якщо осі гіроплатформи до акселерометрів паралельні осям геоцентричної прямокутної екваторіальної грінвічської системи координат XYZ , то для визначення, наприклад, сферичних координат R, φ, λ вирішуються залежності:

$$X = X_0 + \int_0^t \left(V_{X0} + \int_0^t a_x dt \right) dt;$$

$$Y = Y_0 + \int_0^t \left(V_{Y0} + \int_0^t a_y dt \right) dt;$$

$$Z = Z_0 + \int_0^t \left(V_{Z0} + \int_0^t a_z dt \right) dt;$$

$$R = \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2};$$

$$\varphi = \operatorname{arctg} \left(\frac{Z}{\sqrt{X^2 + Y^2}} \right);$$

$$\lambda = \operatorname{arctg} \left(\frac{Y}{X} \right) - Ut,$$

де $X_0, Y_0, Z_0, V_{X0}, V_{Y0}, V_{Z0}$ -координати вихідного пункту маршруту і початкові швидкості руху об'єкта в системі координат XYZ (вносяться в систему від зовнішніх джерел інформації); \vec{R} -радіус-вектор положення об'єкта в цій же СК; φ – геоцентрична широта; λ – геоцентрична довгота; U_t – кут повороту Землі за час руху об'єкта (повинен враховуватися при вирішенні завдання визначення місцезнаходження в пов'язаній і обертається з Землею системі координат).

При необхідності в якості вихідних параметрів можуть бути отримані і складові швидкості руху об'єкта.

Орієнтація об'єкта в СК XYZ при цьому може бути визначена через вимірення кута розвороту кілець карданова підвісу платформи, являє собою тривісний гіростабілізатор силового, індикаторносилового або індикаторного типу.

Слід зазначити і інші різновиди ІНС аналітичного типу, відрізняються від розглянутої як вибором іншої базової (в якій вирішується завдання знаходження місця розташування об'єкта) системи координат (наприклад, горизонтальної географічної), так і способом інтегрування вихідних сигналів акселерометрів і компенсації складових вектора $\vec{g} \left(\vec{R} \right)$. У цьому випадку в бортовому обчислювачі визначається орієнтація горизонтальної системи координат (моделюється аналітично горизонтальна СК) і показання акселерометрів проєктуються на горизонтальні осі, чим одночасно досягається і компенсація вектора $\vec{g} \left(\vec{R} \right)$. Можливі і проміжні варіанти інтегрування: перше інтегрування вимірних прискорень здійснюється в інерціальних осях, потім проводиться перерахунок компонент швидкості в горизонтальну СК і друге інтегрування (при компенсації вектора $\vec{g} \left(\vec{R} \right)$ в інерціальних осях або інтегралів від проєкцій цього вектора на горизонтальні осі)здійснюється вже в горизонтальній системі координат.

ІНС аналітичного типу є замкнутою динамічною системою. Основні джерела похибок-помилки початкової виставки, похибки акселерометрів, дрейф гіроскопів (невизначеність якого обумовлена поворотом осей гіроскопів в поле тяжіння Землі в функції від координат місця в процесі руху об'єкта), нестабільність параметрів елементів системи та ін.

ІНС аналітичного типу доцільно використовувати для високошвидкісних об'єктів з малим часом роботи системи (щоб не посилювати вимог до датчиків моментів, побудованих на використанні керованих гіростабілізованих платформ). До ІНС аналітичного типу також можуть бути віднесені і безплатформні інерціальні системи, чутливі елементи яких (гіроскопи і акселерометри) встановлюють безпосередньо на корпусі рухомого об'єкта. Гіроскопи (датчики кутової швидкості, поплавкові інтегруючі, вільні і одновісні гіростабілізатори.) служать для визначення параметрів кутового руху (орієнтації – в кінцевому рахунку) об'єкта, а акселерометри (або гіроінтегратори лінійних прискорень) – для визначення параметрів поступального руху (швидкостей і координат місця розташування).

Безплатформна система може бути побудована, наприклад, на трьох гіроскопічних датчиках кутової швидкості і трьох акселерометрах – вимірниках проекцій удаваного прискорення на осі пов'язаної з корпусом об'єкта системи координат $Oxyz$ (рис.2.4).

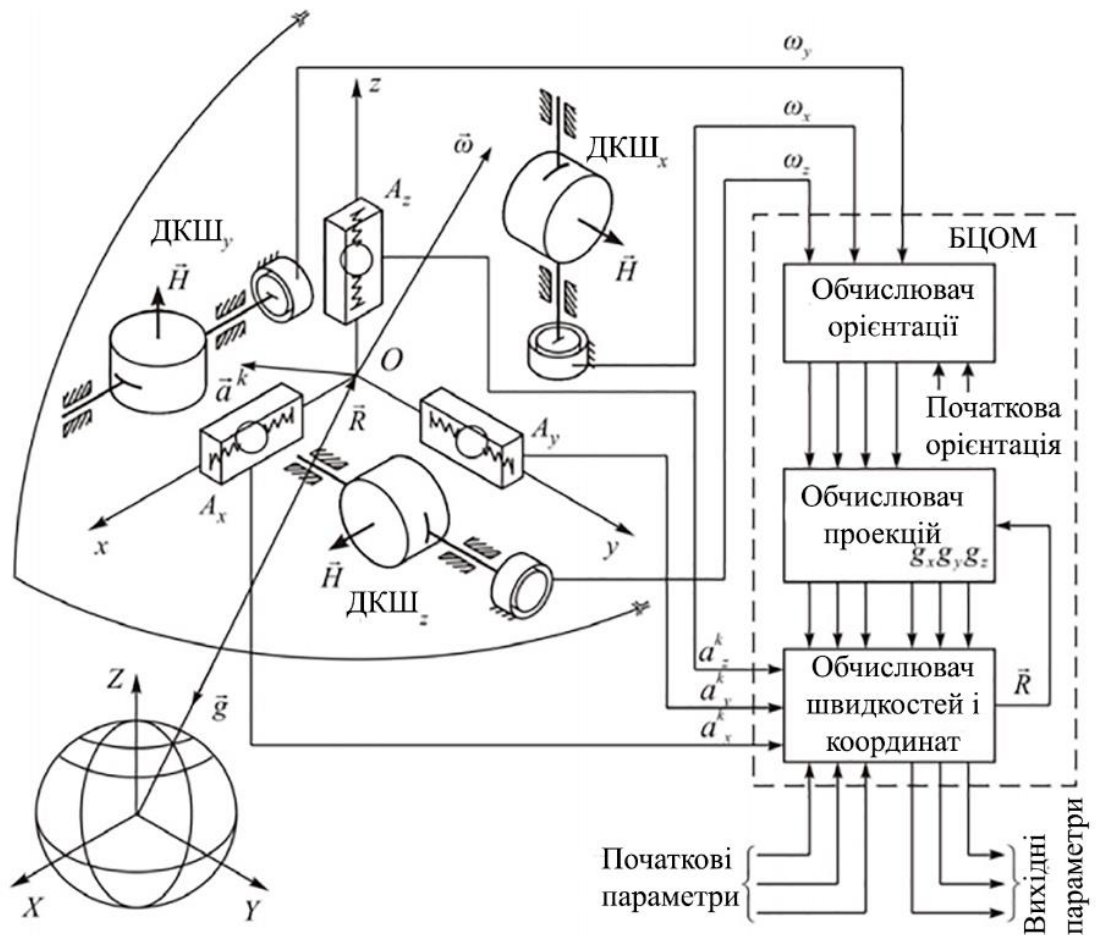


Рис.2.4. Принципова схема БІНС

Орієнтація пов'язаного тригранника $Oxyz$ (або орієнтація об'єкта) визначається за відомою початковою орієнтацією і вимірними проєкціями ω_x , ω_y , ω_z абсолютної кутової швидкості на ці ж осі. В якості базової системи координат, в якій вирішується завдання навігації може бути обрана інерціальна система XYZ або будь-яка інша, відомим чином розташована, орієнтована або рухома по відношенню до неї.

При цьому початкова орієнтація пов'язаного тригранника може бути заздалегідь визначеною, що досягається фізичною виставкою осей об'єкта, а крім того, може бути вимірною (автономними і неавтономними засобами) і заданої в обчислювач у вигляді відповідних значень параметрів орієнтації.

Після обчислення орієнтації (див. рис.2.4.) показання акселерометрів можуть бути перераховані на осі базової системи координат і з урахуванням

проекцій вектора $\vec{g}(\vec{R})$ проінтегровані з метою отримання поточних значень координат і швидкостей руху об'єкта (з урахуванням початкових умов руху). При цьому можливі різні способи інтегрування основного рівняння інерціальної навігації: інтегрування в базових осях XYZ перепроєктованих з пов'язаних осей $Oxyz$ показань акселерометрів (при обчисленій орієнтації тригранників); інтегрування в пов'язаних осях (при обчисленій взаємній орієнтації і перерахунку вектора $\vec{g}(\vec{R})$ на пов'язані осі) і перерахунок рішень по швидкості і координатам в базові осі; перше інтегрування здійснюється в пов'язаних осях з урахуванням проекцій вектора $\vec{g}(\vec{R})$, потім виконується перерахунок рішення по проекціях швидкостей на осі базової СК і друге інтегрування реалізується вже в базових осях.

Всі способи формально рівноцінні, але краще інтегрування в пов'язаних осях, оскільки показання акселерометрів на рухомій основі являють собою швидкозмінні функції часу (внаслідок вібрацій основи).

Основними перевагами БІНС порівняно з платформеними системами вважають більшу надійність, менші габарити, вага, споживану потужність, вартість та ін. Однак, вимоги до діапазонів і точнісних характеристик приладів – чутливих елементів БІНС більш жорсткі і високі, що обумовлено умовами їх роботи при жорсткому закріпленні на корпусі рухомого об'єкта.

Аналітична схема побудови ІНС та безплатформні системи компенсують вектор $\vec{g}(\vec{R})$ аналітично (в обчислювачі).

Не менше поширення мають для рухомих об'єктів і системи інерціальної навігації, фізично усувають складові вектора $\vec{g}(\vec{R})$ в показаннях акселерометрів (утримують в процесі руху об'єкта осі чутливості акселерометрів в площині місцевого горизонту). До таких елементів відносяться *геометрична і напіваналітична*.

2.3. Лазерні курсовертикалі

Розглянемо лазерні курсовертикалі які використовуються на сучасних в основному зарубіжних ПС. *Інерційна навігаційна система (inertial reference system - IRS)*- це високотехнологічне обладнання яке з високою точністю вимірює кутові швидкості і прискорення по всіх осях літака і вичисляє їх, на виході надаючи інформацію про просторове положення літака: кутах крену, тангажу, рискання, а також курсу літака, його місцезнаходження та векторі фактичної шляхової швидкості, в основному ця система має два призначення:

- Визначення просторового положення (Attitude): крен, тангажу, рискання.
- Визначати навігаційні параметри (Position): курс, шляхову швидкість та поточні координати.

IRS складається з таких компонентів:

1. Один блок з комп'ютером і датчиками (Inertial Reference Unit), три лазерних гіроскопа і три мікромеханічних акселерометра. Лазерні гіроскопи дають інформацію про кутову швидкість по трьох осях, а акселерометри - про прискорення за цими ж осях (рис.2.5).

2. Панель управління в кабіні (Mode Selector Unit) дозволяє обрати між режимом NAV (просторове положення плюс навігація, нормальний режим) і АТТ (тільки просторове положення, резервний режим).

3. Реле резервного джерела живлення (Backup Power Relay) дозволяє автоматично живитися від батарей, якщо зникне основне джерело живлення.

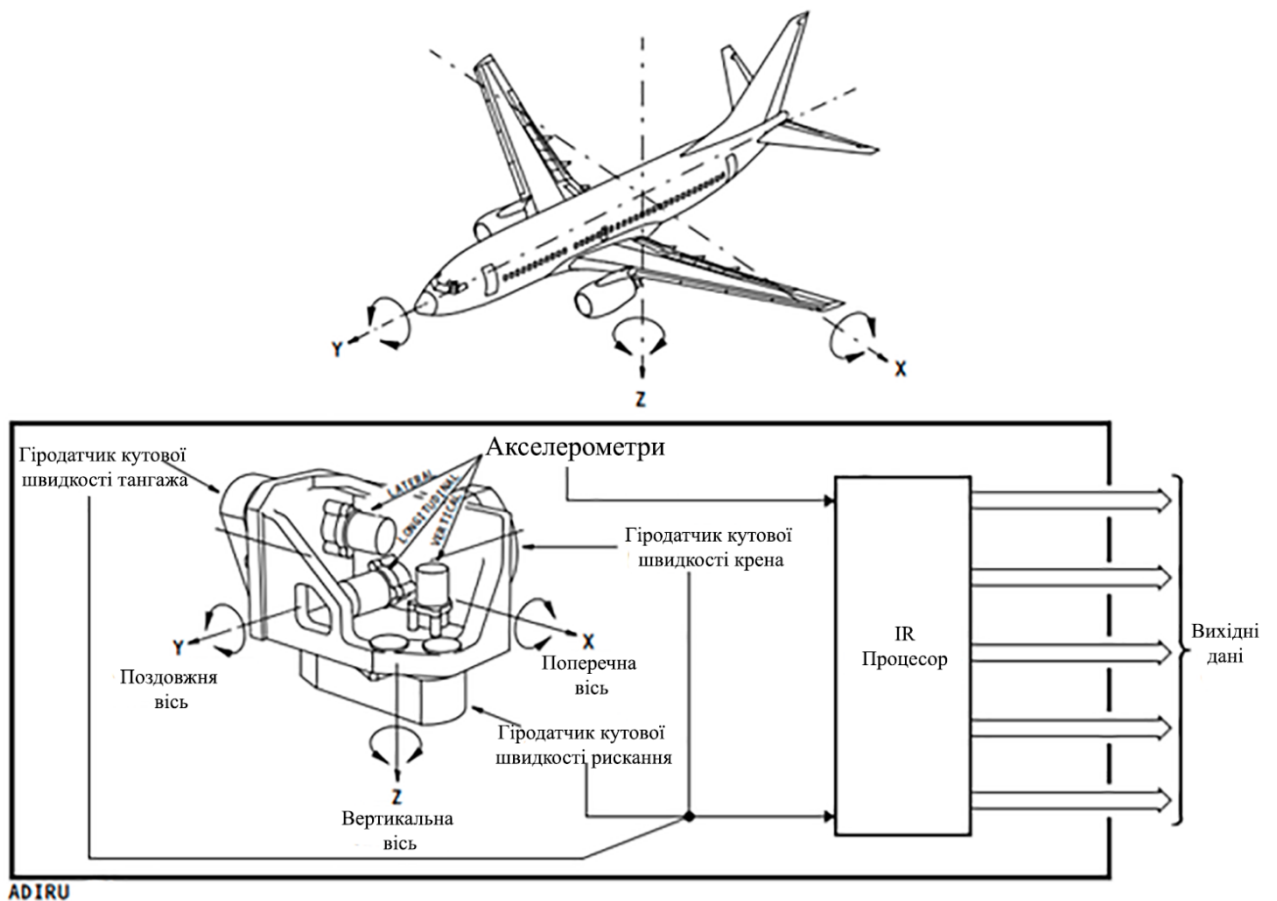


Рис.2.5. Структурна схема лазерної курсовертикалі ADIRU

Принцип роботи IRS: це дуже складна за своїм устроєм і дуже проста для кінцевого користувача система.

1. У лазерному гіроскопі нічого не обертається, а три гіроскопа нерухомо закріплені за трьома осях літака.

2. У запаяному закільцьованих просторі два лазерних променя поширюються по одному контуру в протилежних напрямках.

3. Обертання цього кільцевого лазера в просторі призводить до того, що один світловий промінь проходить більшу відстань, а інший - менше, а результаті змінюється їх частота, що фіксується фотоприймачем

4. Оскільки в лазерному гіроскопі нічого не обертається і не стабілізується в просторі, в процесі виставки (alignment) нічого механічно не виставляється:

- Акселерометрами вимірюється вектор сили тяжіння. Таким чином система визначає «де низ і де верх».

- Лазерними гіроскопами визначається напрямок і швидкість обертання Землі. Таким чином IRS визначає «де північ».

5. Через зміни оптичних параметрів і геометричних розмірів оптичної системи С температурою, лазерний гіроскоп повинен вийти на робочу температуру, перш ніж перейти в режим NAV. У зв'язку з цим, час з моменту включення IRS до початку роботи зі зниженням температури може збільшуватися в два рази і більше при негативних температурах.

6. IRS не використовує магнітне поле Землі для визначення магнітного курсу, система обчислює істинний курс і перетворює його в магнітний на підставі прошитих в комп'ютері таблиць магнітного нахилання.

7. IRS не виконує оновлення позиції від будь-яких навігаційних засобів у польоті. Position update безпосередньо IRS можливий тільки коли літак стоїть нерухомо на землі.

8. Незважаючи на те, що, IRS може самостійно поріднювати і швидкість і позицію, інтегруючи прискорення, для великої точності IRS отримує дані по істинній швидкості від Air Data Computer.

Дана система використовується

2.4. Оптиковолоконні курсовертикалі

На сучасних ПС вітчизняного виробництва використовуються оптиковолоконні гіроскопи (курсовертикалі), які є основним засобом визначення просторового (кутового) положення ПС.

Технічна експлуатація оптиковолоконної курсовертикалі та її особливості будуть розглянуті у розділі III. Для початку розглянемо основну інформацію про оптиковолоконну курсовертикалі такі як, опис системи та режими роботи.

Інерціальна курсовертикаль призначена для визначення крену, тангажу, курсу, кутових швидкостей навколо осей літака, лінійних прискорень і іншої пілотажно-навігаційної інформації.

Чутливими елементами системи є оптоволоконні гіроскопи і акселерометри, які працюють в пов'язаній з літаком системі координат. Використання оптоволоконних гіроскопів підвищує надійність системи.

Основні дані:

Похибка в показаннях крену і тангажу не більше $\pm 0,5^\circ$
Похибка визначення магнітного курсу не більше $2,0^\circ$
Дрейф гіроскопічного курсу не більше $5^\circ / \text{ч}$
Час виставки при температурі від 0 до 35°C 30 с

В склад ІКВ входять:

- АНРУ - блок курсовертикалі на монтажній рамі;
- MSU CalPROM - калібрувальний модуль індукційного датчика;
- MSU - магнітний індукційний датчик.

На літаку встановлено три комплекти курсовертикалей № 1, 2, 3.

Блок курсовертикалі призначений для вимірювання, перетворення в електричні сигнали і видачі споживачам значень крену, тангажу, курсу, складових кутових швидкостей, перевантажень та іншої пілотажно-навігаційної інформації.

Блок включає в себе датчики (оптоволоконні гіроскопи (FOG) і акселерометри), процесор, джерело живлення та інтерфейси (вхідні та вихідні порти). АНРУ встановлені під підлогою в районі шпангоутів № 22 і 23.

Калібрувальний модуль призначений для автоматичної компенсації і запам'ятовування похибки індукційного датчика (усунення девіації). Модуль встановлений на блоці АНРУ.

Магнітний індукційний датчик призначений для вимірювання проєкцій вектора горизонтальної складової магнітного поля Землі по двох взаємно перпендикулярним умовним осях чутливості, що збігається по напрямку з поздовжньої і поперечної осями літака, а також для видачі сигналу, пропорційного горизонтальної складової магнітного поля Землі, в блок курсовертикалі. На літаку встановлені три датчика MSU (FV-1) в лівому і правому напівкрилах (в районі нервюр 25-26).

Для перемикання трьох з режиму МК в режим ЦПК при відмові магнітної корекції на центральному пульті встановлена кнопка «КУРС ІКВ» з сигналізатором «ГПК».

Заданий курс виставляється за допомогою БФПК системи ВСС-100. Розворот ІКВ за курсом можливий, коли ІКВ знаходиться в режимі «ГПК». Кожна ІКВ приймає по аналоговій лінії зв'язку сигнал «Розворот вправо» з справного обчислювача ВЦ-3 № 1 системи ОСЛ, а в разі його відмови з ВЦ-3 № 2.

Структурна схема приведена на рис. 2.6.

Органи управління і контролю курсовертикали показані на рис. 2.7.

Розподіл інформації від ІКВ при контрольованих відмовах ІКВ за ознакою відмови наведено в табл. 2.1.

Таблиця 2.1.

№ ситуації	ІКВ 1	ІКВ 2	ІКВ 3	Розподілення
1	Справно	Справно	Справно	ІКВ 1 (КВС), ІКВ 2 (2 П)
2	Відмова	Справно	Справно	ІКВ 3 (КВС), ІКВ 2 (2 П)
3	Справно	Відмова	Справно	ІКВ 1 (КВС), ІКВ 3 (2 П)
4	Справно	Справно	Відмова	ІКВ 1 (КВС), ІКВ 2 (2 П)
5	Відмова	Відмова	Справно	ІКВ 3 (КВС і 2П)
6	Відмова	Справно	Відмова	ІКВ 3 (КВС і 2П)
7	Справно	Відмова	Відмова	ІКВ 3 (КВС і 2П)
8	Відмова	Відмова	Відмова	

При контрольованому послідовному або одночасній відмові двох ІКВ на КПІ з'являється попередження «АГ (КУРС) ІКВ ОДИН КАНАЛ» на обох робочих місцях.

При контрольованому послідовному або одночасній відмові двох ІКВ на КПІ з'являється попередження «АГ (КУРС) ІКВ ОДИН КАНАЛ» на обох робочих місцях.

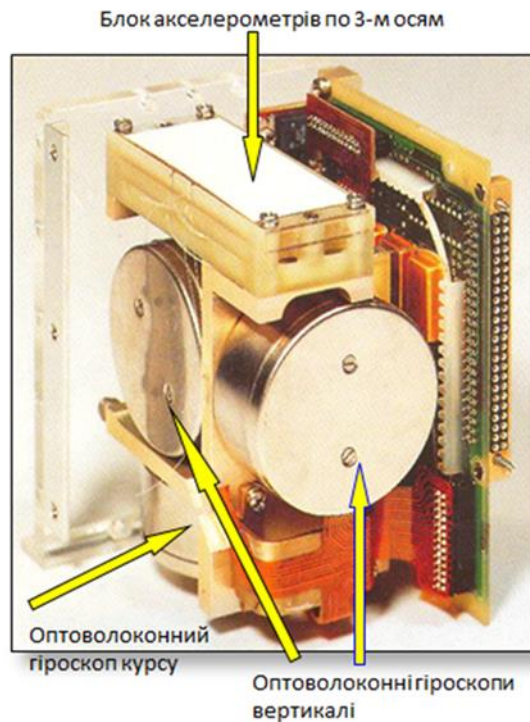


Рис.2.6. Вимірювальна частина оптоволоконної ІНС

Розподіл інформації від ІКВ при контрольованих відмовах за ознакою відмови параметра (параметрів) курсу, крену, тангажу:

- відмова параметра вважається відмовою ІКВ, але тільки для цього параметра і замінюється відповідно до таблиці. При відновленні справності відмовившого параметра автоматично здійснюється зворотний перехід;
- при повній відмові параметра зона виведення інформації за цим параметром закривається бленкером у вигляді "X" жовтого кольору.

Розподіл інформації від ІКВ при відмовах параметрів по мажоритарному контролю (методом порогового порівняння):

- при відмові одного з контрольованих параметрів першого або другого ІКВ інформація по відмовившому параметру автоматично замінюється аналогічною інформацією від третього (резервного) каналу до закінчення польоту;
- при подальшому (другій) відмові контрольованих параметра, його значення порівнюються з показаннями резервних приладів, по текстовій сигнальній інформації «Порівняти» з миготливою рамкою навколо АГ або

навколо лічильника курсу на КПІ КВС і 2П і супроводжується звуковим сигналом «Тангаж сравни», «Крен сравни» або «Курс сравни».

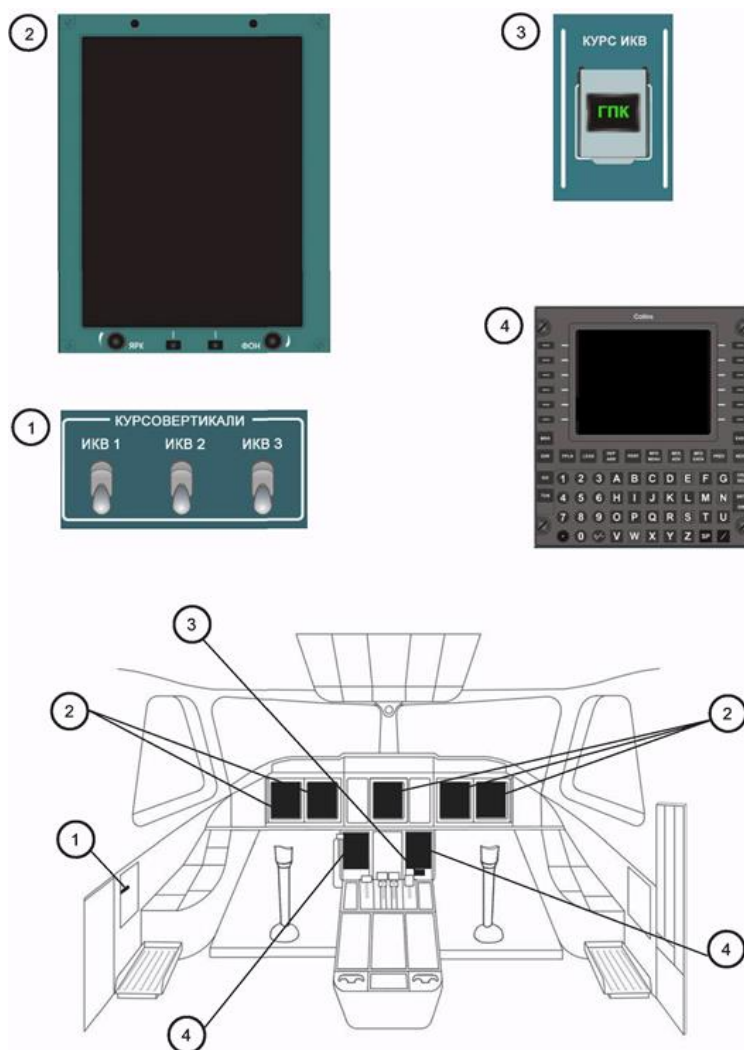


Рис.2.7. Органи управління і контролю ІКВ

При натисканні кнопки «СНЯТ ОТКАЗ» на пульті ПУІ-148 робочого місця, де значення параметра розійшлися з показаннями резервних приладів, що відображається інформація по відмовившим параметрам на індикаторах даного робочого місця автоматично замінюється аналогічною інформацією від справного каналу до закінчення польоту. При цьому попередження типу «... СРАВНИ» замінюється попереджає повідомленням типу «... ОДИН КАН» на обох робочих місцях.

Функціональне призначення органів управління і контролю наведено в табл.2.2.

Таблиця.2.2.

Органи управління і контролю	Призначення
<p>Вимикачі:</p> <ul style="list-style-type: none"> - «ИКВ 1» - «ИКВ 2» - «ИКВ 3» 	<p><u>Ліва панель вимикачів</u></p> <p>Вмикання:</p> <ul style="list-style-type: none"> -курсовертикаль №1 -курсовертикаль №2 -курсовертикаль №3
<p>Індикатори КСЕІС (КШ, МФІ, КІСС)</p>	<p><u>Приборна панель</u></p> <p>Відображення пілотажної інформації та виведення аварійних текстів, попереджуючих і повідомляючих сигналів з рекомендаціями для усунення виниклих небезпечних ситуацій</p>
<p>Кнопка «КУРС ИКВ» БФПК</p>	<p><u>Центральний пульт</u></p> <p>Перемикання всіх LCR в режим ЦПК або МК БФПК Введення заданого курсу в ИКВ</p>

Електроживлення курсовертикалі здійснюється постійним струмом:

- від АВШ1 лівого РУ 27 В через автомати захисту «ИКВ1» і від шини Ш2 правого РУ 27 В через автомати захисту «ИКВ1» - для ИКВ1;

- від АВШ2 правого РУ 27 В і шини Ш1 лівого РУ-27 В через автомати захисту «ИКВ2» - для ИКВ2;

- від АВШ1 лівого РУ 27 В і шини Ш2 правого РУ-27 В через автомати захисту «ИКВ3» - для ИКВ3.

На сучасних ПС навігаційна інформація, виводиться на ЖК-індикатори (Рис.2.8)

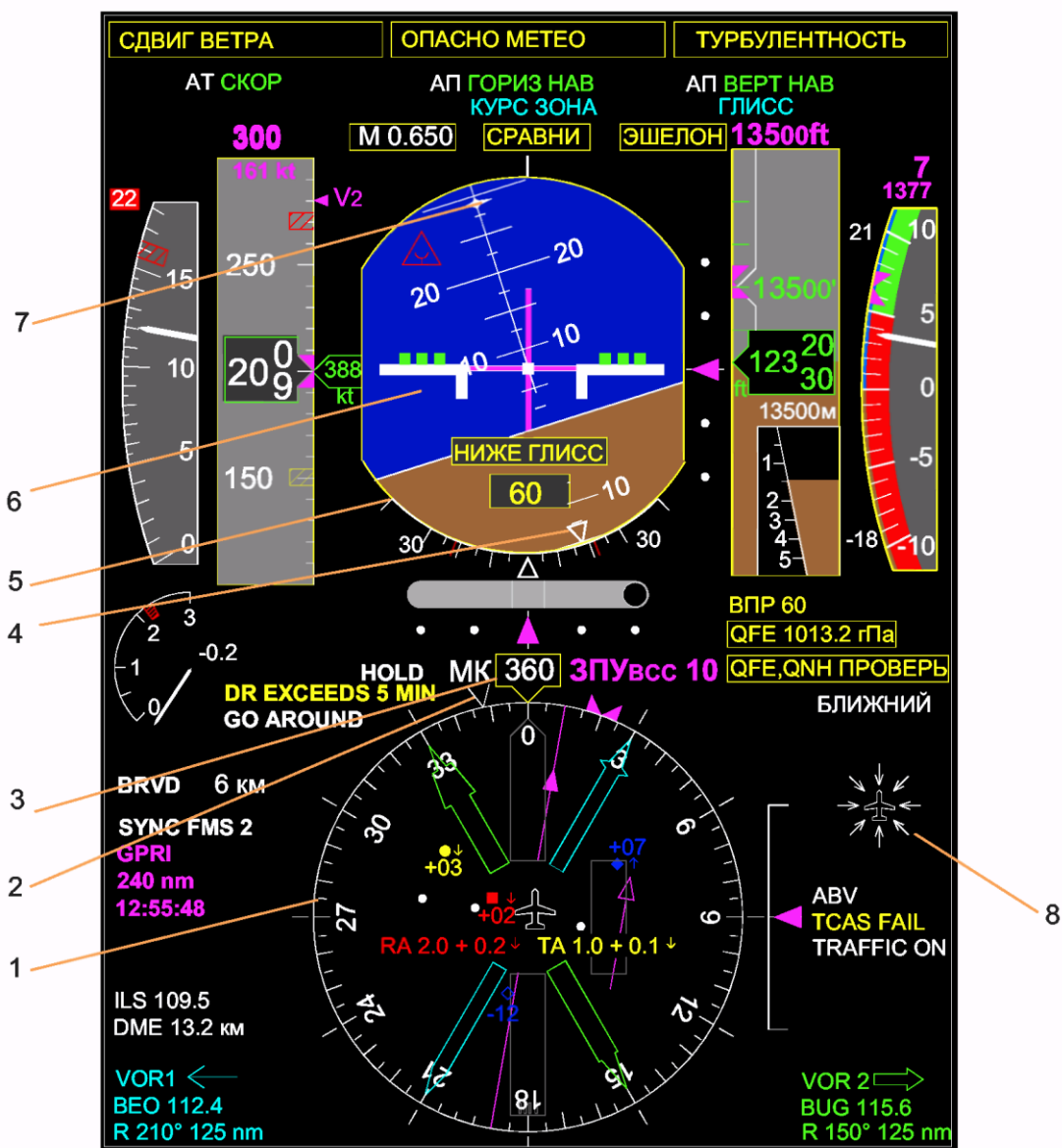


Рис.2.8. Інформація по ІКВ на КПІ

Значення і колір символів на КПІ:

Таблиця.2.3.

№ символу По рис.2.9.	Значення, колір символу
1	Шкала курсів
2	Індекс кута зносу
3	Лічильник поточного курсу
4	Показчик крену
5	Шкала крену
6	Авіагоризонт
7	Шкала тангажу
8	Напрямок вітру

Робота:

Курсовертикаль працює в наступних режимах:

- виставки;
- роботи;
- калібрування магнітного індукційного датчика;
- вбудованого тест-контролю;
- обслуговування.

Режим виставки. Перед виставкою кнопка "КУРС ИКВ" не повинна бути натиснута (не світиться напис ГПК на кнопці).

Функція переходу в режим виставки здійснюється на землі установкою вимикачів курсовертикалей (на лівому пульті вимикачів) в положення «ИКВ», «ИКВ2» і «ИКВ3» за умови: кутові швидкості - менше $\pm 1^\circ / \text{с}$ з періодом менше 1с.

Отримавши живлення, курсовертикалі починають проходити тест-контроль, а потім виставку, яка триває 30 с. Протягом виставки літак повинен залишатися нерухомими (допускається завантаження літака).

Після закінчення виставки на КПП відображається курс, крен і тангаж. Не повинно бути повідомлень про відмови і розбіжності параметрів курсовертикаль.

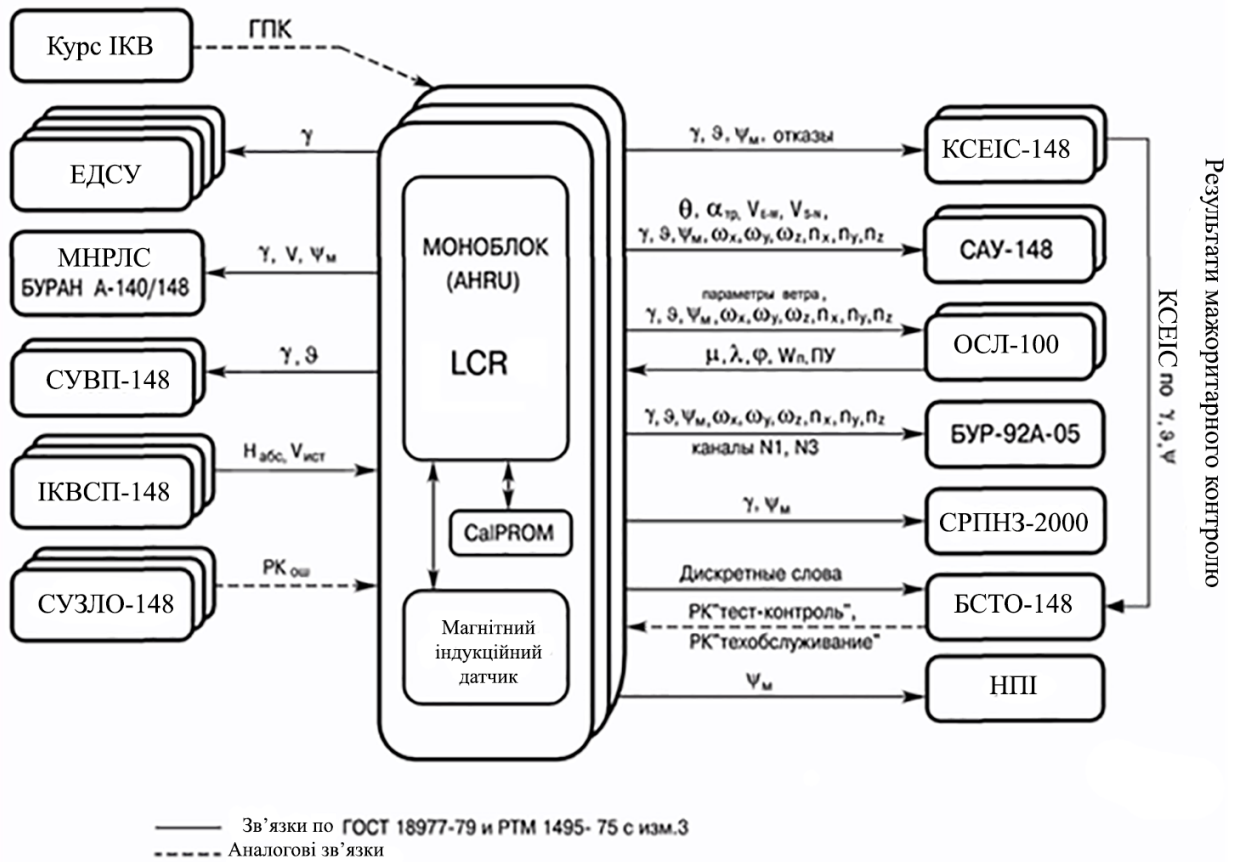


Рис.2.9. Структурна схема ІКВ

Режими роботи:

Основний режим. В цьому режимі після закінчення виставки в курсоверткаль, яка працює в режимі МК, надходить сигнал істинної повітряної швидкості і барометричної висоти від ІК ВШП, а також дані від ОСЛ ($\mu, \lambda, \phi, W_n, ПУ, \psi_{зад}$).

Точність по вертикалі в цьому режимі - до $\pm 0,5^\circ$.

Автономний режим. В цьому режимі курсоверткаль, яка працює в режимі МК, переходить в разі, коли немає достовірної інформації про справжню повітряну швидкості, барометричну висоту, а також від ОСЛ.

Точність по вертикалі в цьому режимі вище, ніж $\pm 1^\circ$.

Режим МК. Режим МК є основним режимом роботи системи. В цьому режимі курс курсовертикалі узгоджується з курсом від індукційного датчика.

При відсутності достовірної інформації від індукційного датчика система переходить в режим ГПК натисканням кнопки «КУРС ИКВ», при цьому загоряється сигналізатор «ГПК» на кнопці.

Режим ГПК. У режимі ГПК до похибки визначення курсу буде додаватися похибка, пов'язана з відходом гіроскопа і при досягненні розбіжності по крену, тангажу або курсу в 4° курсовертикаль відключається з сигналізацією на КІСС, а на КПІ КВС і ВП будуть індикувати параметри від справних курсовертикалей.

Режим є нетривалим на випадок відмови індукційного датчика або низькому рівні горизонтальної складової напруженості магнітного поля землі.

Режим ЗК. Виставка ЗК від БФПК ВСС-100. Переведіть LCR в режим ЦПК (натисніть кнопку «КУРС ИКВ»).

Перейдіть в кадр поточних даних АНРУ на БФПК, для чого:

- натисніть кнопку IDX (щоб викликати сторінку INDEX 1/2);
- натисніть кнопку NEXT (щоб перейти на сторінку INDEX 2/2);
- натисніть кнопку MAINTENANCE (щоб перейти в кадр зміст);
- натисніть кнопку SENSOR READOUT (щоб перейти в кадр інформація датчиків);
- натисніть кнопку АНРУ (щоб перейти в кадр поточних даних ИКВ);
- наберіть кнопками набірною поля значення ЗК;

Введіть значення ЗК в ИКВ натисканням 6 правою кнопкою вибору рядка.

Після введення, значення ЗК на БФПК відображається зеленим кольором.

Після завершення розвороту всіх LCR значення ЗК відображається білим кольором.

Розворот може бути припинений видаленням введеного значення заданого курсу на БФПК (послідовним натисканням кнопки CLR / DEL і кнопки вибору рядка заданого курсу).

Режим вбудованого тест-контролю. Режим включається від БСТО після режиму виставки на землі і при наявності сигналу обжатого положення шасі. Протягом режиму вбудованого тест-контролю блок курсовертикалі замінює вихідні дані по цифровим виходам на дані тест-контролю:

- курс 15°;
- тангаж - 5° кабірування;
- крен - 45° правого крену;
- кутова швидкість ристання 6 ° / с;
- кутова швидкість розвороту 3 ° / с;
- нормальне прискорення + 0,1 g.

Режим обслуговування. Режим включається від БСТО після режиму виставки на землі і при наявності сигналу обжатого положення шасі. На екран БФПК можна вивести інформацію про поточні відмови, про відмови в попередніх польотах.

Далі в розділі 3 розглянемо безпосередньо особливості технічної експлуатації оптоволоконної курсовертикалі.

РОЗДІЛ 3

ОСОБЛИВОСТІ ТЕХНІЧНОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ОПТОВОЛОКОННОЇ КУРСОВЕРТИКАЛІ

3.1. Списання девіації магнітного датчика

Забезпечення технічного обслуговування літака здійснюється за Регламентом, який є основним документом, що визначає обсяг і періодичність виконання робіт. Своєчасне і якісне виконання робіт з технічного обслуговування забезпечує підтримку заданого рівня надійності і працездатності літака.

На літаку передбачається виконання наступних видів технічного обслуговування:

1. Планове технічне обслуговування.
2. Періодичне технічне обслуговування.
3. Технічне обслуговування при зберіганні.
4. Сезонне технічне обслуговування.
5. Спеціальне технічне обслуговування.

Далі ми розглянемо ТО безплатформенної курсовертикалі LCR-100, що встановлюється на літаку вітчизняного виробництва Ан-148 та його модельного ряду.

Планове технічне обслуговування - AHRS - це комерційний готовий продукт (COTS), який не вимагає планового технічного обслуговування. Ніяких профілактичних дій не потрібно.

<i>Кафедра авіоніки</i>				<i>НАУ 20 08 91 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Мурсалов І.М.</i>			Особливості технічної експлуатації оптоволоконної курсовертикалі	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Єгоров С.Г.</i>					58	101
<i>Консульт.</i>					6.051103 «Авіоніка»		
<i>Н-контр.</i>	<i>Левківський В.В.</i>						
<i>Зав. каф.</i>	<i>Павлова С.В.</i>						

Позапланове технічне обслуговування / концепція технічного обслуговування – ремонт відбувається шляхом заміни несправного АНRS, покупцем або замовником.

Магнітний індукційний датчик MSU виявляє горизонтальну складову магнітного поля Землі і передає її в АНRU для використання в якості довгострокового орієнтира курсу. У літаку його зазвичай можна знайти на кінці крила в горизонтальній або вертикальній хвостовій частині. У вертольотах зазвичай MSU розташовуються на хвостовій балці. Ці області обрані таким чином, щоб мінімізувати перешкоди від феромагнітних матеріалів і магнітних полів, що генеруються літаком.

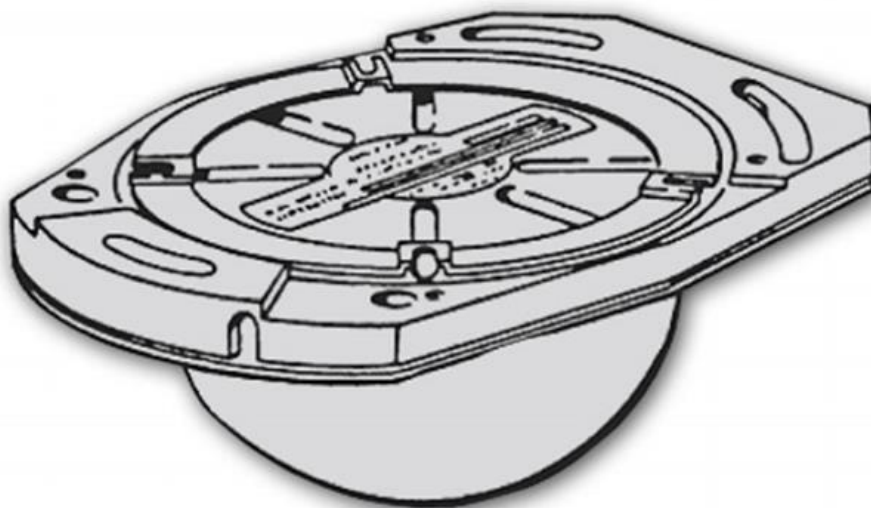


Рис.3.1. Магнітний датчик

Списання девіації магнітного датчика (MSU):

1. Відбуksирувати літак на девіаційне коло.
2. Увімкнути бортове живлення, увімкніть АВСА та забезпечити зв'язок з водієм тягача.
3. Увімкнути та виставити курсовертикалі.
4. Усунути установчу похибку індукційного датчика з точністю $\pm 1^\circ$.
5. Пеленгуванням літака за магнітним курсом визначити магнітний курс літака. Розгорнути літак на магнітний курс 0° з допуском $\pm 5^\circ$. Визначити $\Delta\phi_0$:

$$\Delta\varphi_0 = \varphi_{0\text{ П}} - \varphi_{0\text{ LCR}}$$

6. Розвертати літак з інтервалом $(45 \pm 5)^\circ$ по курсу і визначити $\Delta\varphi$ на кожному курсі.

7. Обчислити установчу похибку за формулою:

$$\Delta A = (\Delta\varphi_0 + \Delta\varphi_{315} + \Delta\varphi_{270} + \Delta\varphi_{225} + \Delta\varphi_{180} + \Delta\varphi_{135} + \Delta\varphi_{90} + \Delta\varphi_{45})/8.$$

8. При необхідності:

- відкрити люк в лівому (правому) напівкрилі та вивернути гвинти кріплення MSU до кронштейну (нервюри № 25-26);

- поворотом корпусу MSU на кут ΔA усунути установчу похибку, після чого закріпити датчик.

ПРИМІТКА. При негативному значенні ΔA потрібно повертайти MSU за годинниковою стрілкою, при позитивному значенні-проти годинникової стрілки.

9. Увімкнути режим калібрування, встановивши перемикач «MSU Cal MODE» на калібрувальному модулі в положення «ON»).

10. Розвертати літак з інтервалом $(45 \pm 5)^\circ$ за курсом із зупинкою до появи сигналізації про справність курсовертикалі (за інформацією на KCEIC). Після того, як всі дані по восьми курсам надійшли, система розраховує похибки та видає ці дані в модуль калібрування.

11. Вимкнути режим калібрування (перемикач «MSU Cal MODE» на калібрувальному модулі встановити в положення «OF»).

12. Розвернути літак з інтервалом $(45 \pm 5)^\circ$ за курсом (контрольний розворот) визначити залишкову похибку, яка повинна бути менше $\pm 1^\circ$.

13. Вимкнути курсовертикалі, повернути теодоліт, вимкнути ABCA, закрити люки MSU.

3.2. Калібрування блока магнітного датчика

Система забезпечує можливість виконувати калібрування блоку магнітного датчика за рахунок повороту літакового компаса без використання будь-яких спеціальних інструментів для технічного обслуговування.

Режим калібрування повинен бути активований дискретним сигналом калібрування блоку магнітного датчика або кнопкою калібрування блоку магнітного датчика за умови, що регулювання завершено, літак визначений як знаходиться на землі (дискретний сигнал повітря / земля має статус земля) і рух не виявлено.

Команда від кнопки виконання калібрування блоку магнітного датчика буде прийнята тільки в тому випадку, якщо вона знаходиться в натиснутому стані протягом більше 2-х секунд.

Режим калібрування блоку магнітного датчика повинен бути позначений горінням світлодіода, розташованого на передній панелі системи.

Якщо дискретний сигнал повітря / земля змінив свій статус на «повітря», то система повинна перейти з режиму калібрування блоку магнітного датчика в нормальний режим роботи.

Перебуваючи в режимі калібрування блоку магнітного датчика система повинна визначати коефіцієнт, який використовується для компенсації похибок блоку магнітного датчика для одиничного і подвійного циклів.

Алгоритм калібрування блоку магнітного датчика повинен бути таким, що б компенсувати похибки блоку магнітного датчика (сума похибок одиничного і подвійного циклів) до 12 градусів.

Бленкери просторового положення і курсу повинні бути встановлені недійсними, до тих пір, поки літак переміщається значення курсу має розраховуватися виходячи з некомпенсованого значення блоку магнітного датчика.

Як тільки вперше буде виявлений поворот, значення курсу що видається буде еквівалентно відносному курсу, тобто зміна курсу, виміряного гіроскопами,

відносно інерціального курсу, виміряного на момент початку режиму калібрування блоку магнітного датчика.

Для того, щоб дані, необхідні для розрахунку компенсуючого коефіцієнта, літак повинен бути нерухомим і знаходитися в первісному положенні, потім він повинен бути повернений за годинниковою стрілкою на 45° , потім ще на 45° і т. д. до 315° навколо вертикальної осі (45° , 90° , 135° , 180° , 225° , 270° , 315°). У кожній точці вимірювання літак повинен залишатися нерухомим до тих пір, поки бленкер курсу не буде встановлений дійсним.

Положення літака в точці вимірювання вважається прийнятним в тому випадку, якщо значення кута знаходиться в межах ± 5 градусів від необхідного значення.

«Сирі» дані блоку магнітного датчика повинні збиратися і зберігатися автоматично для кожної точки вимірювання за умови, що літак залишається нерухомим.

Система повинна встановлювати бленкер курсу дійсним коли дані збираються і зберігаються в поточній точці вимірювання.

Як тільки система виявляє переміщення літака бленкер курсу повинен встановлюватися недійсним.

Збір даних буде завершено після того, як літак буде повернутий на 315° (7 кроків по 45°), після того, як всі дані будуть зібрані, калібрувальний коефіцієнт для похибок одиничного і подвійного циклів може бути розрахований і збережений в модулі установлювальних даних.

Після розрахунку і збереження компенсаційних даних на виведенні магнітного курсу (ARINC і синхронний) має бути значення залишкової похибки вимірювання курсу, помножене на 100, після того, як калібрування блоку магнітного датчика буде успішно завершено, бленкер курсу повинен бути встановлений дійсним.

Якщо калібрування блоку магнітного датчика не пройшло успішно (через відмови системи або поганого збору даних) бленкер курсу повинен залишатися недійсним під час індикації залишкової похибки курсу.

Якщо калібрування блоку магнітного датчика не пройшло успішно або було перерване, передчасно отриманий коефіцієнт калібрування не повинен зберігатися в модулі установлювальних даних.

Попередній калібрувальний коефіцієнт залишається дійсним до тих пір, поки система не покине режим калібрування блоку магнітного датчика.

Система повинна покинути режим калібрування блоку магнітного датчика після того, як дискретний сигнал калібрування магнітного датчика змінить свій статус з дозволеного на заборонений.

Якщо режим калібрування блоку магнітного датчика був ініційований кнопкою калібрування блоку магнітного датчика (дискретний сигнал калібрування блоку магнітного датчика має заборонений статус), система повинна покинути режим калібрування магнітного датчика автоматично після закінчення 10-ти секунд після того, як з'явиться індикація залишкової похибки курсу або якщо кнопка активації калібрування блоку магнітного датчика буде знову активована (при цьому вона повинна утримуватися в натиснутому стані протягом більш 2-х секунд).

Система повинна забезпечувати можливість програмувати дані компенсації колімаційної помилки вручну за допомогою команд повернути вліво / повернути вправо або за допомогою команди установки магнітного курсу за умови, що система знаходиться в режимі калібрування блоку магнітного датчика, а режим гіроскопа напрямку обраний вручну.

Якщо компенсація колімаційної помилки виконується за допомогою команд повернути вліво / повернути вправо, компенсація помилки повинна зменшуватися покроково на $0,1^\circ$ при зміні швидкості на $0,3^\circ$ / секунду відповідно.

Компенсація колімаційної помилки повинна бути обмежена значенням $\pm 5^\circ$.

При перемиканні з режиму гіроскопа напрямки в магнітний режим, значення компенсації колімаційної помилки повинно бути збережено.

Якщо перемикання з режиму гіроскопа напрямку в магнітний режим здійснюється до того, як система покине режим калібрування блоку магнітного датчика, нове значення компенсації колімаційної помилки буде відхилено.

3.3. Перевірка працездатності курсовертикалі

Розглянемо спеціальне технічне обслуговування курсовертикалі LCR – 100, а саме виконання перевірки працездатності курсовертикалі за допомогою бортових засобів контролю, а саме БФПК (рис.3.1.):



Рис.3.1. Багатофункціональний пульт керування

1. Переконайтеся в наявності в бортмережі літака напруги 27 В. (На передній панелі «АВТО БСТО» горить індикатор «ПИТАНИЕ»).

Для початку розглянемо що включає в себе вихідне меню БСТО:

Вихідне меню формується БСТО та виводиться після натискання кнопки вибору «OMS» в головному меню БФПК «MCDU MENU».

Меню складається з наступних пунктів(рис.3.2):

- FAULTS LAST FLIGHT-виведення переліку систем і обладнання, в яких були зафіксовані відмови в попередньому польоті і читання повідомлень про відмови виводяться екіпажу в попередніх польотах;
- STATE MONITORING - вибір контрольованої системи та виконання запропонованих функцій з контролю та обслуговування;
- CURRENT FAULTS LIST- виводження інформації про стан систем і обладнання по літаку в цілому

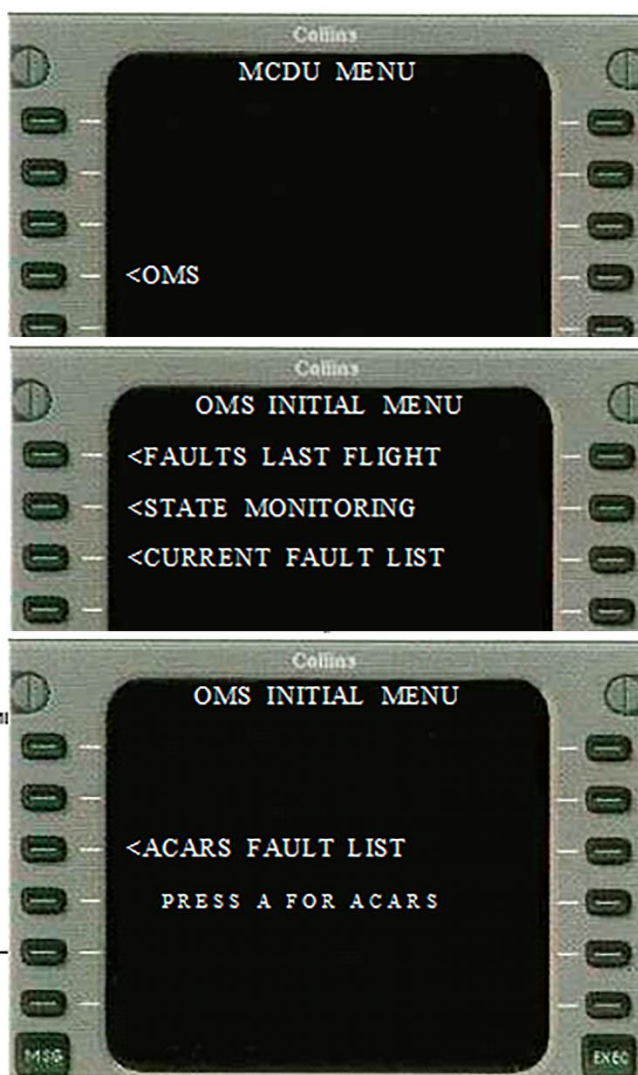


Рис.3.2. Вихідне меню БСТО

При зверненні до меню БСТО в польоті, меню складається з одного пункту:

- ACARS FAULT LIST-висновок інформації про стан систем і обладнання по літаку в цілому.

2. При виведенні інформації на БФПК увімкнути вимикач «МФПУ 1» або «МФПУ 2» в залежності від того, на який пульт передбачається виводити інформацію.

3. Натиснути кнопку «IDX» на БФПК. На екран БФПК виводиться меню БФПК.

4. Натиснути кнопку вибору рядка «OMS». На екран БФПК виводиться інформація про справність БСТО і вихідне меню БСТО «OMS INITIAL MENU»

5. . Увімкнути ІКВ вимикачами «ІКВ 1», «ІКВ 2», «ІКВ 3», КСЕІС.

6. Натиснути кнопку вибору рядка «STATE MONITORING» з переліком всіх систем контрольованих БСТО.

7. Натисканням «NEXT» і «PREV» обрати сторінку з ім'ям 34 AHRС. На екран виводиться початкове меню AHRС MONITORING.

При наявності інформації про несправність БСТО змінити АВТО БСТО.

8. Натиснути кнопку CURRENT FAULTS і переконатися в тому, що на екрані БФПК з'явилося повідомлення NO FAULTS (немає відмов). Переконайтеся, що показання крену і тангажу на КПІ близькі до нульових, а показання курсу відповідають магнітному курсу та немає повідомлень про відмови і розбіжності параметрів.

9. Натиснути кнопку FAULT REVIEW та проаналізувати відмови в попередніх польотах.

10. Відкрити запобіжний ковпачок і увімкніть вимикач «БСТО СТИМУЛ СИГН».

11. Натиснути кнопку RETURN-TO-SERVICE TEST на БФПК.

12. Вимкнути «ІКВ 2» і «ІКВ 3». Натиснути кнопку TEST ANRU-1. Переконайтеся, що на екрані БФПК з'явилося повідомлення IN PROGRESS, а на КПІ індикуються тестові значення курсу 15°, тангажа 5° кабрирування і 45° правого крену та текстові повідомлення «КРЕН ОДИН КАН, КУРС ОДИН КАН, ТАНГАЖ ОДИН КАН», супроводжувані тональним сигналом «КОЛОКОЛ» в телефонах пілотів.

13. Натиснути кнопку RETURN для припинення тесту.

14. Повторити перевірку за пп.12 і 13, залишивши увімкненою тільки «ИКВ 2», натискаючи кнопку TEST АНРУ - 2, а потім, залишивши увімкненою тільки «ИКВ 3», натискаючи кнопку TEST АНРУ-3.

15. Після завершення робіт з ІКВ вимкнути вимикач «БСТО СТИМУЛ СИГН» і закрити його запобіжним ковпачком.

16. Вимкнути вимикач «ИКВ 3», «МФПУ 1» або «МФПУ 2» і, при необхідності, – КСЕІС і АВСА-МВЛ.

Усунути несправності за кодами відмов які показані на БФПК.

Використовуючи апаратуру контролю даного обладнання ми можемо підключитися до неї (коли літак знаходиться на землі) через дані роз'єми, та перевірити працездатність обладнання шляхом тестування.



Рис.3.3. Блок курсовертикалі LCR - 100

3.4. Алгоритм перевірки працездатності та пошуку несправностей

На рис.3.4. показаний повний алгоритм перевірки працездатності та пошуку несправностей

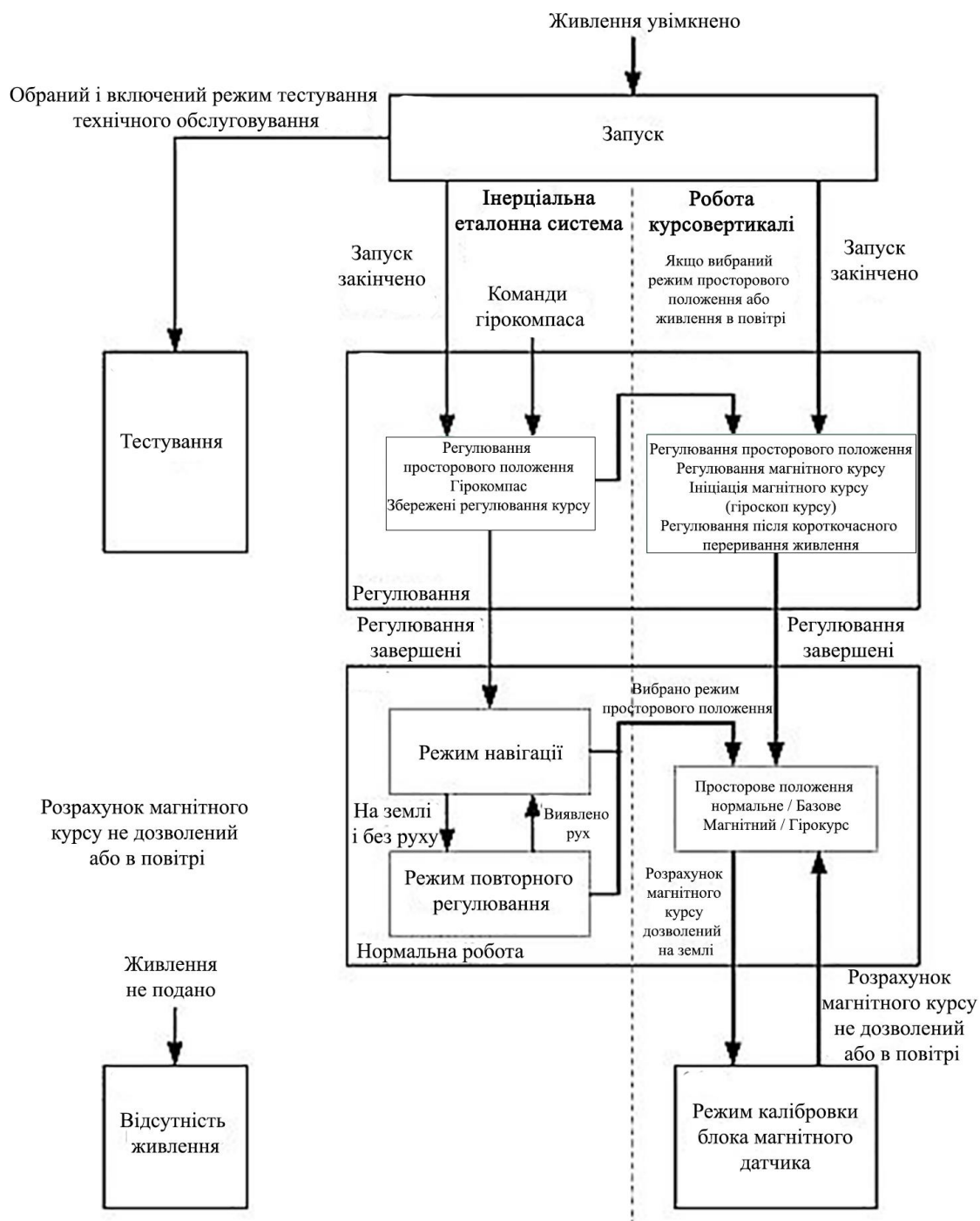


Рис.3.4. Алгоритм перевірки працездатності та пошуку несправностей

Встановлення блоку курсовертикалі:

Система повинна забезпечувати можливість програмувати модуль настановних даних, використовуючи при цьому тестове обладнання рівня 1 через активний інтерфейс тестування.

Модуль настановних даних повинен забезпечувати можливість зберігати наступні установчі дані:

Дані калібрування блоку магнітного датчика (включаючи коефіцієнт корекції похибки).

Важелі антени супутникової системи глобальної навігації GNSS для обох входів системи GNSS.

Час очікування (затримки) даних і відповідна позначка для обох входів супутникової системи глобальної навігації GNSS.

Поправочні дані для регулювання.

Постійна програмування для активації обробки мітки 350 на вході цифрової системи збору польотних даних.

Корекція регулювання:

Для розрахунку поправочних даних регулювання може використовуватися вимірний кут нахилу.

Система повинна видавати поточні значення Ейлерових кутів через активний тестовий інтерфейс у відповідь на запит з частотою оновлення 1Гц.

Розрахунок поправочних даних регулювання може бути виконаний за допомогою тестової послідовності №1.

Індикатор відмови:

Індикатор відмови повинен встановлюватися активним і фіксуватися в цьому положенні в тому випадку, коли функція вбудованого контролю виявляє відмову, пов'язаної з апаратним забезпеченням курсовертикалі.

Якщо індикатор відмови встановлено активним, світлодіод, встановлений на передній панелі курсовертикалі, повинен почати мигати з частотою 1 Гц.

Після того, як електроживлення знову буде подано, індикатор відмови повинен залишатися активним (тобто світлодіод повинен все ще блимати).

Індикатор відмови може бути відключений натисненням кнопки, розташованої на передній панелі курсовертикалі в тому випадку, якщо функція вбудованого контролю більше не виявляє відмову, а система знаходиться або в режимі регулювання, або в режимі роботи.

Після натискання кнопки світлодіод повинен блимати 10 разів з частотою 2 Гц.

Примітка: якщо індикатор відмови встановлено активним, режим калібрування блоку магнітного датчика не може бути активований шляхом натискання кнопки.

Реєстрація відмов і зберігання несправностей:

Система повинна забезпечувати можливість реєстрації даних про відмови. Дані про відмови повинні реєструватися шляхом збереження даних технічного обслуговування в мітках 350, 361, 352 і 353 в енергозалежної пам'яті в тому випадку, якщо функцією вбудованого контролю був виявлена відмова.

Збережені дані повинні бути відзначені міткою часу, отриманої від пристрою відліку часу, поточним часом системи (мітка 302) і статусом дискретного сигналу знаходження літака на землі або в повітрі.

Надійність і безпека:

Система повинна бути спроектована таким чином, що б відповідати наступним характеристикам безпеки:

<i>Опис умов</i>	<i>Вірогідність (год⁻¹)</i>
Імовірність невиявленої відмови, яка призвела до видачі дійсного неправильного параметра просторового положення.	$< 1 \times 10^6$
Імовірність невиявленої відмови, яка призвела до видачі дійсного неправильного параметра швидкості.	$< 1 \times 10^6$
Імовірність невиявленої відмови, яка призвела до видачі дійсного неправильного параметра курсу.	$< 1 \times 10^4$
Імовірність невиявленої відмови, яка призвела до втрати дійсного значення просторового положення.	$< 1 \times 10^4$
Імовірність невиявленої відмови, яка призвела до втрати дійсного значення курсу.	$< 1 \times 10^4$

Наприкінці зачепити ще один фактор, вище ми розглядали типи, точність та ТО курсовертикалей, але є ще декілька параметрів такі як: габарити та дешевизна

обладнання, мова йдеться про безплатформну курсовертикаль на MEMS датчиках, доступність мікромеханічних чутливих елементів MEMS на ринку, їх малі габарити і низька ціна пояснюють розширення області застосування таких датчиків. Зокрема, MEMS-гіроскопи і MEMS – акселерометри широко застосовуються в якості інерційних чутливих елементів при створенні безплатформених систем орієнтації (курсовертикалей).

Обчислення матриці напрямних косинусів здійснюється на підставі показань датчиків кутової швидкості або за допомогою кватерніонної алгебри, або за допомогою рівняння Пуассона. Так влаштований класичний алгоритм вирішення задачі орієнтації.

Зважаючи на значну величину швидкості дрейфу MEMS-гіроскопів, платформний тригранник відхилений від географічного тригранника на великі за величиною кути - помилки. Тому для системи, побудованої на грубих датчиках, традиційний алгоритм рішення (в його первозданному вигляді) непридатний.

Тому зараз активно ведуться дослідження по створенню алгоритмів та способів по усуненню помилок які можуть виникнути під час визначення просторового положення на БКВ з використанням MEMS-датчиків.

РОЗДІЛ 4 ОХОРОНА ПРАЦІ

4.1. Перелік і шкідливих небезпечних виробничих факторів при технічній експлуатації ІКВ LCR-100

Умови праці на робочому місці, безпека технологічних процесів, машин, механізмів, обладнання та інших засобів виробництва, стан засобів колективного та індивідуального захисту, що використовуються працівником, а також санітарно-побутові умови повинні відповідати вимогам нормативних актів про охорону праці.

Задачі техніки безпеки спрямовані на попередження нещасливих випадків на виробництві. Вони зважаються на всіх етапах створення й експлуатації авіаційної техніки.

Небезпечний (виробничий) фактор – виробничий фактор вплив якого в певних умовах може призвести до травм або іншого раптового погіршення здоров'я працівника.

Шкідливий (виробничий) фактор – вплив якого на працюючого в певних умовах призводить до захворювання або зниження працездатності. Захворювання, що виникають під дією шкідливих виробничих факторів, називаються професійними.

Умова праці – сукупність факторів виробничого середовища які впливають на здоров'я і працездатність людини в процесі її професійної діяльності.

<i>Кафедра авіоніки</i>				<i>НАУ 21 08 91 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Мурсалов І.М.</i>			Охорона праці	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушіє</i>
<i>Керівник</i>	<i>Єгоров С.Г.</i>					72	101
<i>Консульт.</i>	<i>Козлітін О.О.</i>				6.051103 «Авіоніка»		
<i>Н-контр.</i>	<i>Левкієвський В.В.</i>						
<i>Зав. каф.</i>	<i>Павлова С.В.</i>						

Виробниче середовище – це середовище, де людина здійснює свою трудову діяльність (предмети праці, знаряддя праці, продукти праці, умови праці).

Міжгалузеві і галузеві акти з охорони праці – звід норм, постанов, типових інструкцій, стандартів, положень та інших нормативних документів, що регулюють критерії безпеки трудової діяльності. У цих законодавчих актах прописані всі нормативи і вимоги, що стосуються охорони життя, фізичного і психологічного здоров'я персоналу під час виконання службових обов'язків.

Нагляд за охороною праці – одна з форм діяльності державних органів по дотриманню вимог законів і інших нормативних актів з охорони праці встановлених державною владою.

В склад ІКВ входять:

- АНРУ - блок курсовертикалі на монтажній рамі;
- MSU CalPROM - калібрувальний модуль індукційного датчика;
- MSU - магнітний індукційний датчик.

На літаку встановлено три комплекти курсовертикалей № 1, 2, 3.

Блок включає в себе датчики (оптоволоконні гіроскопи (FOG) і акселерометри), процесор, джерело живлення та інтерфейси (вхідні та вихідні порти). АНРУ встановлені під підлогою в районі шпангоутів № 22 і 23.

На літаку встановлені три датчика MSU (FV-1) в лівому і правому напівкрилах (в районі нервюр 25-26). Таким чином можна зрозуміти що для монтажу датчиків потрібно використовувати стрем'янку, така робота проходить на небезпечній висоті.

Під час праці на людину може впливати або один, або ряд небезпечних і шкідливих виробничих факторів. Для усунення цих впливів всі працівники повинні виконуватися вимоги по охороні праці.

«Рухомі машини і механізми; рухомі частини виробничого обладнання;» службовий електрокар може наїхати на робітника при транспортуванні блоку курсовертикалі до місця установки та монтажу; так як дане обладнання встановлюється на небезпечній висоті, то для цього необхідно

використати стрем'янку (яка є пересувною і змонтована на колесах). Якщо не застопорити колеса стрем'янки, то це може призвести до її саморуху, втрати рівноваги робітником, що знаходиться на ній, падіння та травмуванню.

При проходженні ТО списання девіації, літак рухається по спеціальному майданчику за допомогою тягача. При проведенні данної процедури всі робітники повинні знаходитися поза зони проведення робіт.

Підвищене значення напруги на електричному ланцюзі, замкнення якої може бути через тіло людини. Найчастіше зв'язані з неправильним устроєм електротехнічних установок, відсутністю заземлення, застосуванням голих проводів, шин, відкритих частин рубильників, електроламп і інструмента недосконалої конструкції та ін.

Небезпека електричного струму полягає в тому, що він не виявляється органами почуттів людини і часто зненацька виявляється на неструмоведучих частинах електроустановок і конструкціях, тобто там, де його не повинно було бути. Ступінь небезпеки поразки людини електричним струмом залежить від ряду факторів: значення сили струму, роду і частоти струму, тривалості дії, шляху протікання, стану організму, фактора уваги й умов зовнішнього середовища. Значення струму, що протікає через тіло людини, є основним чинником, що визначає ступінь поразки. Для проектування способів і засобів захисту людей при взаємодії їх з електроустановками ГОСТ 12.1.038 – 82. ССБТ. «Допустимые уровни напряжений прикосновения и токов», визначені гранично допустимі значення напруги дотику і струмів, що протікають через людину в аварійній ситуації.

Підвищений рівень шуму на робочому місці. Шум і вібрація, що перевищує стандартні норми, негативно впливають на організм людини (ГОСТ 54 72001-78).. Основні джерела виробничого шуму і вібрації - шум при випробуванні авіадвигунів.

Людина, працюючи при шумі, звикає до нього, але тривалу дію підвищеного шуму викликає загальне стомлення, може привести до погіршення

слуху, а іноді і до глухоти, порушується процес травлення, відбуваються зміни обсягу внутрішніх органів.

Недостатня освітленість робочої зони при перевірках устаткування в лабораторних умовах і на літаку (ГОСТ 54 72003-82). При правильно розрахованому і виконаному освітленні виробничих приміщень очі працюючого протягом тривалого часу зберігають здатність добре розрізняти предмети і знаряддя праці, не стомлюючись. В умовах цивільної авіації при оперативному технічному обслуговуванні незадовільне освітлення зони обслуговування може призвести до погіршення якості виконуваних робіт.

Недостатнє освітлення робочих місць може виникати з таких причин: забруднення та недостатня кількість або працездатність деяких або усіх освітлювальних приладів; невірно підібрані чи замінені лампи в світильниках; невірне розташування сусідніх будівель.

Виробниче освітлення може бути двох видів: природне і штучне. Природне освітлення створюється за рахунок сонячного світловипромінювання. Рівень природної освітленості залежить від інтенсивності сонячного випромінювання, висоти сонця над горизонтом, стану атмосфери і деяких інших факторів, що не піддаються точному облікові. Для створення штучного освітлення застосовують електричні лампи накалювання і люмінесцентні лампи. Проектування штучного освітлення ґрунтується на його розрахунку, що визначає необхідну кількість світильників і їхню потужність.

Усі ці природні фактори, що не піддаються точному облікові, і неправильне проектування штучного освітлення можуть бути причиною недостатнього освітлення.

Недостатнє освітлення робочих місць є однією з причин низької продуктивності праці. При недостатньому освітленні очі працюючого сильно напружені, при цьому ускладнюється розрізнення інструментів і навколишніх приладів, знижується темп роботи і погіршується загальний стан.

Освітлення виробничих приміщень і робочих місць характеризується світловим потоком, силою світла, освітленістю, яскравістю, контрастністю.

Раціональне освітлення повинне задовольняти ряд вимог: бути достатнім, щоб око без напруги могло розрізняти розглянуті деталі; постійним у часі, тому напруга в живильній мережі не повинне коливатися більше, ніж на 4%.

Обслуговування високо розташованих частин літальних апаратів -
Аналіз травматизму на підприємствах свідчить про те, що багато хто з них викликані падінням з висоти при обслуговуванні високо розташованих частин обладнання.

При виконанні ТО обладнання в лабораторії можуть виникнути шкідливі та небезпечні виробничі фактори, що описані вище, а також пожежна та вибухова небезпека.

4.2. Технічні заходи, що виключають або обмежують вплив на технічний персонал небезпечних або шкідливих виробничих факторів

Забезпечення електробезпеки:

Конструктивне оформлення блоків курсовертикалі вирішено таким чином, щоб виключити або звести до мінімуму можливість впливу на оператора перерахованих у попередньому підрозділі шкідливих та небезпечних виробничих факторів. Для того щоб конструкція пристрою задовольняла вимогам електробезпечності, використовується цілий ряд технічних рішень.

Міри захисту від поразки електричним струмом залежить від вибору, розміщення, виконання, способу установки і класу ізоляції застосовуваних машин, апаратів та іншого електроустаткування, а також кабелів і проводів.

Міри захисту виробляються відповідно до вимог діючих «Правил устрою електроустановок» (ПУЕ-86), а їхньої експлуатації з «Правилами технічної експлуатації електроустановок споживачів» і «Правилами технічної безпеки при експлуатації електроустановок споживачів».

Металеві неструмоведучі частини обладнання повинні електрично приєднуватися до стаціонарного пристрою, що заземлює, активний опір якого повинен бути не більш 4 Ом.

Для усунення підвищеного шуму на робочому місці операторові при високих рівнях шуму необхідно користуватися спеціальними навушниками.

Для виключення недостатньої освітленості робочого місця при перевірці блоків та монтажу потрібно користуватися індивідуальним освітленням на робочому місці.

Відповідно до діючих норм і правил використовується природне, штучне або комбіноване освітлення.

Монтаж/демонтаж блоків повинен проводитися тільки із застосуванням спеціальних інструментів, а перевезення – за допомогою візків.

Для зменшення травматизму в результаті падіння людей із висоти при обслуговуванні високо розташованих частин ЛА застосовуються спеціально передбачені для даного типу АТ трапи, підйомники і драбини. Є прив'язні ремені або пристосування для кріплення до конструкції ЛА.

На курсовертикалі передбачені клеми для підключення захисного заземлення. Для захисту від поразки електричним струмом у випадку пробоя ізоляції і переходу напруги на металевий корпус, застосовується захисне заземлення, що повинне задовольняти вимозі

$$R_3 \leq 4 \text{ Ом для установок з напругою до } 1000\text{В.}$$

Технічні заходи, що виключають або обмежують вплив на технічний персонал небезпечних або шкідливих виробничих факторів при експлуатації обладнання систем зв'язку.

Конструкція курсовертикалі передбачає зменшення можливості випадкового дотику до струмоведучих частин пристрою. З цією метою розроблено ряд заходів:

джерело живлення закріплено в корпусі, поступ до пристрою закрито кришкою з діелектрика. На кришці розташовано органи керування та сигналізації (тумблер вимикання живлення та лампа сигналізації роботи блока живлення).

Схема джерела живлення виконана друкованим монтажем, що зменшує кількість проводів.

Пристрій підключається до живильної мережі через герметичні роз'єми з допомогою двох комплектів кабелів: один виконано трьохжильним проводом марки ВБВ перетином 2.5 мм^2 , інший чотирьохжильний марки ВБВ перетином 1.5 мм^2 . Перетин проводів вибрано по допустимій щільності тока. Ізоляція проводів та кабелів відповідає номінальній напрузі мережі.

Джерело живлення розроблено таким чином що передбачає захист від короткого замикання.

Мета захисного заземлення – знизити напругу дотику між не токоведучими металевими частинами пристрою та землею до безпечного значення (менш 42 В), яка може з'явитись у випадку пошкодження чи пробоя ізоляції струмоведучих частин. Його підключають до зажиму «земля» на платформі візка.

Розрахунок захисного заземлення

Розрахунок пристрою, що заземлює, виконують для визначеної кількості вертикальних заземлювачів, довжини сполучної смуги і розміщення цих елементів. При цьому враховують можливість використання природних заземлювачів.

Визначимо розрахункові значення питомого опору ґрунту для вертикальних заземлювачів ($\rho'_{\text{розрах}}$) і сполучної смуги ($\rho''_{\text{розрах}}$):

$$\rho'_{\text{расч}} = \rho k'_n$$

$$\rho''_{\text{расч}} = \rho k''_n$$

де ρ – питомий опір ґрунту, Ом*м;

k'_n, k''_n - коефіцієнт кліматичної зони

$$\rho'_{\text{расч}} = 0,4 \cdot 10^2 \cdot 0,5 = 20 \text{ Ом} \cdot \text{м}$$

$$\rho''_{\text{расч}} = 0,4 \cdot 10^2 \cdot 2,0 = 80 \text{ Ом} \cdot \text{м}$$

Опір розтіканню струму одного вертикального заземлювача визначаємо по формулі:

$$R_{TP} = 0,366 \frac{\rho'_{\text{расч}}}{l} \left(\lg \frac{2l}{d} + \frac{1}{2} \lg \frac{4H + l}{4H - l} \right)$$

де l - довжина заземлювача, м

d – діаметр

H – відстань від поверхні землі до половини довжини труби, м

$$R_{TP} = 0,366 \frac{20}{2,5} \left(\lg \frac{2 \cdot 2,5}{0,05} + \frac{1}{2} \lg \frac{4 \cdot 2 + 2,5}{4 \cdot 2 - 2,5} \right) = 15 \text{ Ом}$$

Знаходимо умовну кількість вертикальних заземлювачів:

$$\eta' = \frac{R_{TP}}{R_{дон}} = \frac{15}{4} \approx 4$$

Коефіцієнт використання одиночного заземлювача, що враховує екранування труб

$$\eta_{TP} = 0,8$$

Дійсне число вертикальних заземлювачів визначаємо по формулі:

$$\eta = \frac{\eta'}{\eta_{TP}} = \frac{4}{0,8} = 5$$

Обчислюємо довжину смуги, що з'єднує вертикальні заземлювачі

$$L = 1,05 \cdot a \cdot \eta$$

де a - відстань між заземлювачами

$$L = 1,05 \cdot 2 \cdot 5 = 10,5 \text{ м}$$

Опір розтіканню струму, що з'єднує заземлювачі смуги визначається по формулі:

$$R_M = \frac{0,366}{L} \rho_{расч} \cdot \lg \frac{2L^2}{b \cdot h}$$

де h – глибина закладення сполучної смуги

b – ширина смуги

$$R_M = \frac{0,366}{10,5} 80 \cdot \lg \frac{2 \cdot 10,5^2}{0,04 \cdot 0,8} = 10,8 \text{ Ом}$$

Коефіцієнт, що враховує екранування сполучної смуги і вертикальних заземлювачів $\eta_M = 0,03$

Опір розтіканню всього пристрою, що заземлює, визначаємо по формулі:

$$R_3 = \frac{R_{TP} R_M}{R_{TP} \cdot \eta_M + \eta R_M \eta_{TP}}$$

$$R_3 = \frac{15 \cdot 10,7}{15 \cdot 0,83 + 5 \cdot 10,7 \cdot 0,8} = 3 \text{ Ом}$$

Опір пристрою, що заземлює, задовольняє вимогам ПУЕ-86.

Нормалізація освітлення:

Розглянемо вплив освітлення на організм людини. Особлива увага необхідно приділити важливому з погляду виробничої санітарії питанню освітлення на робочому місці.

Виробниче освітлення регулюється нормативно-технічними документами ГОСТ 12.1.046-85, СНиП II-4-79. Освітлення на робочому місці повинно бути сполученим (природне і штучне світло). Природне освітлення повинне бути бічним. Коефіцієнт природної освітленості повинний відповідати нормативним рівням по СНиП II-4-79: при виконанні робіт з категорії високої зорової точності – не нижче 1,5, при зоровій роботі середньої точності – не нижче 1.

Раціональне освітлення повинно відповідати ряду вимог:

- Повинно бути достатнім, щоб очі без напруги могли розрізняти деталі;
- Повинно бути постійним, для цього напруга в живлячій мережі не повинна коливатися більш ніж на 4%;
- Повинно бути рівнонаправленим робочим поверхням, щоб оку при роботі не приходилося зазнавати різкого світлового контрасту.

Штучне освітлення варто здійснювати у виді комбінованої системи освітлення з використанням люмінесцентних джерел світла у світильниках загального освітлення. Вони повинні забезпечувати рівномірну освітленість за допомогою відбитого чи розсіяного світлорозподілу.

Забезпечення пожежної і вибухової безпеки:

Причинами виникнення пожежі електроустаткування й електроосвітлення можуть бути: перевантаження проводів електромережі, що викликає нагрівання струмоведучих частин, загоряння їхньої ізоляції й у результаті запалення різних горючих матеріалів, що стикаються з ними; неякісне виконання з'єднань в

електричній проводці; перевантаження різних електричних пристроїв (електродвигуни, генератори, розподільні пристрої і т.п.), що приводить до їх нагрівання і, отже, можливого загоряння; несправне охолодження електропристрою, неправильне його вмикання; коротке замикання, іскріння на колекторі або кільцях електродвигуна і генераторів, а також у пристроях вмикання і вимикання; надмірний знос підшипників електромашин, у результаті чого може відбутися або перегрів підшипників, або заклинювання їх, а потім загоряння. Найбільшу небезпеку вибуху і пожежі являє собою електроустаткування вибухо – пожежонебезпечних приміщень і пристроїв.

Пожежна безпека характеризує стан об'єкта, при якому виключається можливість виникнення і розвитку пожежі і впливу на людей небезпечних факторів пожежі, а також забезпечується захист матеріальних цінностей.

ГОСТ 12.1.004-91.ССБТ. «Пожарная безопасность. Общие требования», встановлює такі засоби забезпечення пожежної безпеки:

- система запобігання пожежі;
- система протипожежного захисту;
- організаційно-технічні заходи.

Крім того, цей стандарт регламентує імовірність виникнення пожежі в електротехнічного виробу, що не повинне перевищувати 10⁻⁶ у рік.

Також при підготовці рекомендацій з недопущення пожеж, була використана наступна література:

- НПО ГА-85 «Наставление по пожарной охране в ГА СССР», регламенти по технічному обслуговуванню і ряд стандартів:

- ДСТУ 0.01-1.01-95 «Правила пожежної безпеки в Україні»;
- ГОСТ 12.1.004-91. ССБТ. «Пожарная безопасность. Общие требования»;
- ГОСТ 12.1.010-76 «Взрывобезопасность. Общие требования»;
- ГОСТ 12.1.030-81. ССБ. «Электробезопасность. Защитное заземление, зануление»;

- ГОСТ 12.1.044-84 «Пожаровзрывобезопасность веществ и материалов. Номенклатура показателей и методы их определения».

Запобігання пожежі досягається за рахунок недопущення утворення в пальному середовищі джерел запалювання. Такими джерелами при експлуатації розроблювального приладу можуть стати його несправність, перевантаження або неправильний монтаж блоків системи, що перевіряється, що приводить до підвищеного нагрівання або до короткого замикання. Шляхом усунення цих причин, можна сказати, що конструкція задовольняє вимогам електростатичної безпеки відповідно до ГОСТ 12.1.018-93.ССБТ. «Пожароискробезопасность статического электричества». Слід зазначити, що при нормальних умовах експлуатації розроблювальний прилад не створює джерел загоряння.

Протипожежний захист забезпечується нанесенням на поверхню конструкції розроблювального приладу захисних фарб.

Організаційні технічні заходи містять у собі розробку інструкції про порядок роботи з розроблювальним приладом, дотримання протипожежного режиму і про дії оператора при виникненні пожежі.

Конструкція розроблювальної системи виключає можливість вибуху самої системи.

При виникненні пожежі, за даними категорії В необхідно використовувати на кожній одиниці виміру площі, що захищається, у 500-600 м²:

- вуглекислотний вогнегасник ВВК-2 – 2 шт.;
- вогнегасник водопінний аерозольний ВВПА-400 або вогнегасник водопінний ВВП-9 – 4 шт.

Заходи при виникненні пожежі - існує 4 способи припинення горіння: охолодження зони горіння або самих палаючих речовин; ізоляція реагуючих речовин від зони реакції; розведення реагуючих речовин у зоні реакції негорючими речовинами; хімічне гальмування реакції горіння.

При першому способі припинити горіння можна впливом на поверхню палаючих матеріалів вогнегасячими речовинами, а також охолодженням палаючих матеріалів методом їхнього перемішування. **Другий спосіб** полягає в створенні ізолюючого шару між зоною горіння і палаючих матеріалів або в прорізах приміщень, де відбувається пожежа. Для розведення повітря в нього

вводяться негорючі пари і гази. (*третій спосіб*). З цією метою використовуються вуглекислий газ, водяна пара, азот, інші компоненти.

Четвертий спосіб реалізується подачею інгібіторів (речовин, що сповільнюють протікання хімічних реакцій або припиняють їх) на поверхню палаючих матеріалів або введенням їх у повітря, що надходить у зону реакції.

У цивільній авіації застосовують наступні вогнегасячі речовини: вода, повітряно-механічна і хімічна піни, інертні гази, галоїдовуглеводні сполуки, вогнегасячі порошки, комбіновані сполуки (сполучення порошкових і пінних сполук, водно-галоїдовуглеводні емульсії і т.п.).

Інструкція з охорони праці під час експлуатації курсовертикалі:

1. Ця інструкція розроблена у відповідності з вимогами нормативних актів з охорони праці та обов'язкова до виконання усіма працівниками.

2. До роботи з обладнанням допускаються особи інженерно-технічної сполуки, що вивчили інструкцію з технічної експлуатації, дану інструкцію і ті, які склали залік по техніці безпеки і пожежної безпеки.

3. Працівник зобов'язаний:

- твердо знати і строго дотримуватись правил внутрішнього розпорядку, правил з охорони праці, не допускати на робочому місці паління і вжитку спиртних напоїв;

- на роботу з'являтися в призначений час, приймати участь у змінно-зустрічних зборах. Хворі та особи у нетверезому стані до роботи не допускаються і повинні бути відправлені у медичний заклад для перевірки стану здоров'я;

- знати, що основними небезпечними та шкідливими виробничими факторами при роботі з електродвигуном є поразка електричним струмом, рухомі незагороджені елементи літака, виступаючі елементи АіРЕО (антени, датчики, ПВД та ін.), недостатній рівень освітлення у технічному відсіку.

Вимоги до безпеки перед початком роботи

Працівник зобов'язаний:

- надягти й упорядкувати робочий одяг, надягти головний убір і підібрати під нього волосся;

- перевірити оглядом технічний стан робочого місця, забрати з робочого місця усе, що може перешкодити роботі;

- перевірити справність устаткування, пристосувань, інструмента, вентиляції, місцевого освітлення. Не працювати на устаткуванні з простроченими термінами огляду.

Вимоги до безпеки під час роботи:

Для забезпечення безпечної організації праці працівник зобов'язаний:

- забезпечити відсутність людей в зоні переміщення підвісних елементів літака (закрилки, рульові поверхні) на протязі всього періоду робіт по обслуговуванню протиобліднювальної системи;

- не знаходитися поблизу автоматично діючих механізмів, не заходити за огорожу, не знімати та не встановлювати огорожу під час їх роботи;

- переміщатися та оглядати AiPEO з землі необхідно згідно з розробленими та затвердженими безпечними маршрутами обходу літака, які виключають можливість зіткнення інженерно-технічного складу з виступаючими або рухомими частинами літака;

- не допускається при експлуатації електродвигуна встановлювати запобіжники, які не відповідають номіналу, а також закорочувати їх дротом;

- при виконанні робіт суворо керуватися технологічними вказівками по тій або іншій перевірці;

- забороняється підключати або відключати роз'єми, які знаходяться під струмом;

- періодично необхідно перевіряти надійність з'єднання штепсельних роз'ємів;

- при знаходженні пошкодження ізоляції з'єднувальних кабелів знеструмити електродвигун і відправити його в ремонт;

- огляд, наладку, чистку, змазку, догляд та ремонт електродвигуна виконувати після його повної зупинки та відключенні;

- не притулятися до струмопровідних частин;

- забезпечити достатній рівень природного або штучного освітлення при виконанні робіт в технічному відсіку. Штучне освітлення повинно відповідати вимогам стандарту ГОСТ 5472003-82, а саме: освітлювальні прилади для загального та місцевого освітлення повинні забезпечувати нормовані кількісні та якісні характеристики для освітлювальних пристроїв. Їх вибір слід проводити у відповідності з вимогами Сніп-4-79. Світильники місцевого освітлення повинні оснащуватись світлорегуляторами. Повинні дотримуватись норми освітленості: при загальному освітленні – 300 лк, при комбінованому – 700 лк;

- до робіт на літаку слід приступати при умові виконання вимог галузевого стандарту ГОСТ 5471004-82 і після приєднання корпусу літака до стаціонарного заземлюючого пристрою на стоянці літаків;

- підключення наземних джерел електричної енергії до бортової електричної мережі літака, а також їх відключення виконувати у відповідності з вимогами ГОСТ 5430030-84;

- забороняється використовувати у якості переносних електричних освітлювальних пристроїв – освітлювачів напругою 220 В, а також освітлювачів, не обладнаних захисним склом (сіткою);

- при наявності підвищеного рівня шумів на робочому місці необхідно застосовувати шумоподавляючі навушники;

- використовувати захисні окуляри, сітки, каски і іншими захисними пристроями при виконанні усіх видів робіт, які супроводжуються відлітанням осколків;

- при виникненні виробничої ситуації, небезпечної для життя чи здоров'я працюючих, роботи повинні бути негайно припинені і виконавець робіт повинен повідомити безпосереднього керівника.

Вимоги до безпеки після закінчення роботи:

По закінченню роботи працівнику необхідно:

- у встановленому порядку вимкнути обладнання, пристрої та апаратуру, всі перемикачі встановити в початкове положення, знеструмити електродвигун. Або передати зміну при безперервному процесі;

- прибрати відходи виробництва;
- після закінчення робіт необхідно прийняти душ, використовуючи резинове взуття на неслизькій підошві для запобігання падіння;

- повідомити керівника про всі недоліки, що виявилися у процесі роботи.

- Вимоги до безпеки в аварійних ситуаціях:

Знеструмити устаткування, припинити роботу, з'явитися в розпорядження старшого зміни і докласти про подію.

Основними причинами виникнення пожежі при проведенні ТЕ обладнання є:

- короткі замикання елементів ланцюгів;
- встановлення запобіжників, що не відповідають номіналові;
- неправильний вибір проводів у схемі підключення;

Для попередження виникнення пожежі пропонуємо вжити заходів по кожному з перерахованих вище пунктів, а саме:

- періодично перевіряти надійність роз'ємів, особливо в місцях з'єднання проводів зі штепсельними розніманнями. Місця підключення до зовнішніх пристроїв надійні по міцності і пайці;

- не встановлювати «жучки» і запобіжники, що не відповідають номіналові;
- зробити перевірку правильності вибору сполучних проводів.

У випадку виникнення пожежі застосовувати вуглекислотні вогнегасники типу ВВК-2 або водопінний аерозольний типу ВВПА-400. Рекомендується встановити в лабораторії не менше 2-х вогнегасників.

Висновки: В даному розділі було розглянуто якою технічною документацією необхідно керуватися під час ТО курсовертикалі LCR – 100. Також було визначено які саме шкідливі та небезпечні виробничі фактори можуть або впливають на інженера під час ТО та експлуатації даного типу обладнання. Для того щоб уникнути дії вище приведених небезпечних та шкідливих факторів, представлені технічні заходи, які потрібно обов'язково дотримуватися щоб мінімізувати негативний вплив на здоров'я людини.

Проведений розрахунок захисного заземлення, визначено опір пристрою, що заземлює, який складає 3 Ом і задовольняє вимогам ПУЕ-86.

Розглянуто заходи та засоби щодо забезпечення пожежної і вибухової безпеки;

Можна зробити висновок що обладнання що розглядається, а саме курсовертикаль LCR – 100 відповідає вимогам з техніки безпеки та відповідає вимогам нормативних документів з охорони праці.

РОЗДІЛ 5

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

5.1. Вплив авіації на навколишнє середовище

Стрімкий розвиток авіатранспорту та збільшення його ролі в житті людини не могло не вплинути на навколишнє середовище. Основний вплив авіації на навколишнє середовище полягає в акустичному забрудненні і у викиді газів в атмосферу, що призводить до зміни клімату і забруднення повітря.

Проблема викиду шкідливих речовин в атмосферу:

Авіаційній промисловості скоро виповниться 100 років, якщо в 1994 році в небо піднялося всього 1.25 мільярдів чоловік, то в 2012 - це число перевершує 3 мільярди. Таке зростання пасажирів буде продовжуватися і в майбутньому. Але те, що доставляє комфорт населенню Земної кулі, негативно впливає на навколишнє середовище в цілому.

На частку повітряного транспорту припадає 5% від загального числа шкідливих викидів, що створюють парниковий ефект і ведуть до глобального потепління. Багато розвинених країн прагнуть обмежити викиди шкідливих газів, закликаючи громадян утримуватися від поїздок на автомобілях, а промисловців - виготовляти екологічно чисті матеріали.

Внесок авіації в забруднення повітря менш значимий, ніж у багатьох інших галузях. Але, тим не менш, заперечувати існування даної проблеми ми не можемо.

<i>Кафедра авіоніки</i>				НАУ 20 08 91 000 ПЗ			
<i>Виконав</i>	<i>Мурсалов І.М.</i>			Охорона навколишнього середовища	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Єгоров С.Г.</i>					88	101
<i>Консульт.</i>	<i>Фролов В.Ф.</i>				6.051103 «Авіоніка»		
<i>Н-контр.</i>	<i>Левківський В.В.</i>						
<i>Зав. каф.</i>	<i>Павлова С.В.</i>						

Унікальна особливість такого виду викидів шкідливих речовин - це висота (як відомо, літаки в наш час літають на висоті від восьми до тринадцяти кілометрів).

В результаті цього в різних формах змінюється склад атмосфери, як безпосередньо, так і непрямим шляхом. Безпосередній вплив: емісія вуглекислого газу, оксидів азоту, водяної пари, незгорілих вуглеводнів (бензол, пропан, етан, ацетилен, метан та ін.), сульфатних частинок і сажі. Непряме: утворення озону в результаті ланцюга хімічних реакцій, схожих на утворення смогу. Зниження емісії CO і сажі забезпечується поліпшенням розпилювання і розподілу палива в камері, прискоренням перемішування його з повітрям. Зниження викидів оксидів азоту можна досягнути, шляхом спалювання палива в два етапи для вирівнювання розподілу температури по довжині камери і усунення зон з найбільш високою температурою.

Акустичне забруднення:

Авіаційний шум - це шумове забруднення, що виробляється будь-яким літальним апаратом або його компонентами. Основними джерелами шуму є: шуми, створювані турбулентними потоками або аеродинамічні шуми; шум двигуна та інші механічні шуми; шум від систем літака.

1) аеродинамічний шум виникає з повітря навколо фюзеляжу літака. Подібні шуми зростають при збільшенні швидкості ЛА, а також на малих висотах. Особливо гучні, інтенсивні аеродинамічні шуми виробляються реактивними літаками, а також низько літаючими висошвидкісними військовими літаками.

2) механічні шуми і шум двигуна. Шум двигуна залежить від його типу, практично всі елементи двигуна створюють його: вентилятор, компресор, камері згоряння, турбіни та реактивному соплі. Тому акустичне поле двигуна являє собою суперпозицію акустичних полів окремих джерел шуму.

3) Шум, що виходить з інших систем літака. Одним з найбільш значних джерел шуму комерційних реактивних літаків є допоміжна силова установка.

Для зниження шуму від літальним апаратів, використовується комплексне виконання ряду заходів, враховуючи технічні та економічні можливості.

Авіаційний шум робить істотний вплив на шумовий режим території в околицях аеропортів, який залежить від напрямку злітно-посадкових смуг і трас польотів літаків, інтенсивності польотів протягом доби, сезонів року, від типів літаків, що базуються на даному аеродромі, та інших факторів. При цілодобовій інтенсивній експлуатації аеропортів рівні звуку на житловій території досягають в денний час вісімдесят децибел акустичний і в нічний час - сімдесят вісім децибел акустичний, максимальні рівні коливаються від дев'яносто двох до ста восьми децибел.

У деяких містах за рівнями створюваного шуму і загальної площі зашумленості території перше місце серед всіх джерел шуму займає повітряний транспорт. Аеродроми місцевих повітряних ліній розташовані, як правило, в межах міста, безпосередньо серед житлової забудови, що створює вкрай несприятливі умови для населення.

Підвищення рівня звуку в літній час обумовлено збільшенням інтенсивності польотів, а зниження його в деяких точках - за рахунок екрануючого ефекту щільних зелених насаджень.

Наслідки шумового впливу на людей:

- * порушення слуху;
- дратівливість;
- тривожність;
- нервозність;
- безсоння;
- * втрата апетиту;
- * психічні розлади;
- * стрес;
- * серцево-судинні та психоендокринні розлади.

На сьогоднішній день немає можливості повністю виключити вплив авіаційного шуму на організм людини і найбільш ефективним захистом від даного

негативного впливу є комплексне застосування сучасних колективних та індивідуальних засобів захисту від шуму.

Забруднення біосфери продуктами згоряння:

Авіаційна промисловість є сферою діяльності, яка завдає значної шкоди навколишньому середовищу, пов'язано з тим, що процес польоту передбачає згоряння горючих матеріалів, продукти їх розпаду викидаються в атмосферу. Парникові гази, такі як вуглекислий газ, також є побічним явищем від роботи двигунів літаків. Літаки, які здійснюють польот на великих висотах (наприклад, великі авіалайнери), викидають в атмосферу аерозолі, що збільшує хмарний покрив над нашою планетою, оскільки збільшує концентрацію озону в атмосфері.

Найлегші поршневі літаки використовують авіаційний бензин, А він в свою чергу містить надзвичайно токсичну речовину свинецьтетраетіл, яке викликає забруднення ґрунту навколо аеропортів (ця речовина викидається в атмосферу, як продукт згоряння палива в двигуні). Турбінні і дизельні двигуни викидають в повітря свинець, який найімовірно токсичний.

Іншим шкідливим вплив авіації на навколишнє середовище є макрочастинки, гази і шуми, які походять від двигунів літаків, і викликають зміну клімату та глобальне потепління. Незважаючи на скорочення промислових і автомобільних викидів в атмосферу шкідливих речовин, викиди авіації значно збільшилися, майже на 90% за останні 20 років. Головною проблемою цивільної авіації є не тільки викид вуглекислого газу та інших газів, що сприяють утворенню парникового ефекту, але також хімічні речовини, що викидаються літаками цим вони сприяють окисленню океану.

Надзвукові літаки впливають на зміну клімату не тільки вуглекислим газом, але і викидами окису азоту руйнуючи верхній шар тропосфери, що призводить до ефекту охолодження клімату Землі. А також вони викидають в повітря частинки сульфату і сажі, яка поглинає тепло, і виробляє ефект нагрівання, а частинки сульфату випромінюють радіацію і надають ефект охолодження на атмосферу, впливаючи на утворення хмарного покриву.

На відпрацьовані гази авіаційних двигунів припадає сім відсотків усіх викидів цивільної авіації, що включають також атмосферні викиди спецавтотранспорту та стаціонарних джерел.

5.2. Вплив матеріалів, що використовуються при виготовленні курсовертикалі на навколишнє середовище

Для виготовлення безплатформної курсовертикалі в основному використовуються сталь та кольорові метали, які виготовляються на металообробних підприємствах. Металообробним підприємствам характерне утворення твердих відходів, що потрапляють в атмосферу і стічні води, для лакофарбових високий рівень хімічних відходів, таких як кислоти, луги, відходи гальванічного виробництва і так далі. Більшу частину відходів утилізувати на міських звалищах дуже важко або взагалі неможливо і утилізацію слід проводити на спеціалізованих полігонах. Але враховуючи їх нечисленність, найчастіше велика частина відходів накопичується на території підприємств, де поступово перемішуються з іншими відходами і потрапляє в каналізацію.

На деяких підприємствах все ж виробляють вторинну переробку відходів гальванічного виробництва з метою отримання кольорових і дорогоцінних металів. Там, де вироби покриваються лакофарбовими матеріалами, залишається деяка кількість високотоксичних відходів, що складаються зі складних сполук, що становлять небезпеку для здоров'я людини.

До основних проблем екології, що виникають металургійній галузі, слід віднести забруднення ґрунтових вод, ґрунту, повітря, а також виснаження природних ресурсів і кліматичні зміни. У більшості великих промислових центрів норми забруднення перевищують допустимі межі в кілька разів.

Існує три основних напрямки забруднення навколишнього середовища:

Вода. У стічну каналізацію потрапляють солі важких металів, нафтопродукти, фосфор та інші токсичні речовини. При цьому більшість підприємств розташовуються на берегах річок.

Атмосфера. Крім окису вуглецю і діоксиду сірки, а також цілого ряду інших шкідливих викидів, саме металообробні підприємства є джерелом викиду в атмосферу оксиду хрому (VI), що є вкрай токсичною речовиною.

Ґрунт. Крім шлаків, золи і промаслених тирси, в ґрунт потрапляє металообробна стружка і металева стружка.

Практично всі без винятку металообробні підприємства використовують у своїх технологічних процесах речовини, що мають високий рівень забруднення. Наприклад, в ливарному виробництві, що є одним з найбільш токсичних, в атмосферу потрапляють не тільки продукти згоряння, але також оксиди сірки, вуглецю та азоту, пилю, а в стічні води викидається велика кількість формувальних сумішей. При проведенні зварювальних робіт виділяється оксид хрому (VI), оксиди марганцю, сірки і міді, а також пари зварювальної аерозолі. Велика кількість електролітів розчинів в гальванізації скидається в стічні води.

Всі ці відходи негативно впливають не тільки на екологію, але також і на здоров'я людей, так як наявність важких металів у воді призводить до підвищення утворення злоякісних пухлин і метастаз, алергій і навіть мутацій.

У табл. 5.1 наведені дані щодо забруднення ґрунтів біля підприємств виробництва кольорових металів.

Вміст забруднювачів у ґрунті біля підприємств виробництва кольорових металів (мг/кг):

Таблиця 5.1

Глибина шару ґрунту, см	Відстань від підприємства, км			
	0,8	1,5	0,8	1,5
	Pb (ГДКг = 20мг/кг)		Al (ГДКг = 2мг/кг)	
1-20	1010	410	11	5
35-40	32	63	3	1
95-100	32	32	2	1

Короткий огляд впливу металообробної промисловості на природне навколишнє середовище показує, що необхідна розробка і реалізація заходів щодо захисту навколишнього середовища від негативного впливу виробничої діяльності в даній галузі промисловості.

5.3. Заходи зі зниження рівня негативного впливу металургії на навколишнє середовище та його попередження

Природоохоронна діяльність на металообробних підприємствах включає активні і пасивні методи.

Пасивні методи захисту середовища складаються в раціональному розміщенні джерел забруднень, локалізації забруднень (ізоляція і герметизація джерел викидів, екранування шумових і електромагнітних забруднень) та очищення викидів в навколишнє середовище різними методами.

Активні методи захисту навколишнього середовища полягають у вдосконаленні існуючих та розробці нових технологічних процесів, що перешкоджають попаданню забруднень в навколишнє середовище, серед яких найкращим є розробка безвідходних металообробних виробництв. Але на даному етапі розвитку металообробки більш застосовуються пасивні методи, а також реалізація екологічної освіти, формування правильної екологічної свідомості кожного працівника даної галузі.

Запобігання забрудненню середовища стічними водами реалізується різними методами, в тому числі і за рахунок оборотного водопостачання, яке у все більшій мірі впроваджується в практику виробничої діяльності металообробних підприємств. Для більшого ефекту природоохоронної діяльності в даній галузі необхідно вирішити ряд завдань, що складаються в зменшенні питомих витрат водоспоживання; створенні безстічних систем очищення стічних вод; запобіганні попаданню в стічні води цінних в технологічному відношенні речовин. Необхідна розробка та впровадження способів регенерації мастильно-охолоджуючих рідин (Мор); безреагентних способів обробки і регенерації електролітів, що містять

азотну, соляну, сірчану, фосфорну і плавикову кислоти; способи зневоднення, регенерації та утилізації опадів, що виходять при обробці стічних вод; безреагентного видалення нафтопродуктів із стічних вод і т.д.

Велике значення в природоохоронних заходах галузі має утилізація різних відходів. Головним відходом металообробки є металобрухт і металева стружка, в яких 96% від загальної кількості складають чорні метали, а решта — кольорові. Встановлено також, що тільки 70% від загальної кількості металу, що піддався обробці, входить до складу готової продукції.

Металеві відходи утилізують без переплаву, або з переплавом. Утилізація без переплаву економічно вигідніша, так як не вимагає енергетичних витрат, але далеко не всі металеві відходи можна утилізувати таким способом. Утилізації без переплаву піддається 10-15% від загальної кількості металобрухту.

Утилізація з переплавом вимагає витрати енергії, цей спосіб універсальний, так як його можна використовувати для утилізації металевих виробів будь-якого розміру. Металеву стружку і тирсу піддають дробленню і брикетуванню для створення компактних мас методом холодного або гарячого брикетування. Брикети з стружок сприяють зниженню часу плавлення і чадного металу при отриманні різних сталей.

Металобрухт складного складу обробляють, використовуючи кріогенну технологію, при якій металеві частини легко відокремлюються від неметалевих.

Складною проблемою є відділення металевих стружок від мастильно-охолоджуючих рідин, вміст останніх в стружках доходить до 20%. Для відділення металу від МОР застосовують нагрівання, центрифугування та інші методи. Важливим завданням є і утилізація твердих органічних відходів, хоча вони і не складають більшу за масою частину твердих промислових відходів.

Актуальна проблема утилізації відпрацьованих масел, великі кількості яких входять до складу МОР. Регенерація МОР починається з відділення від відпрацьованих рідин металевого пилу, стружок і пилу від абразивного матеріалу. Далі виділяються розчинені домішки, для чого використовуються методи

адсорбції на глинах і ультрафільтрації через мембрани. Слід зазначити, що ця проблема ще чекає свого рішення.

Складовою частиною природоохоронних заходів на металообробних підприємствах є регенерація відпрацьованих травильних розчинів, для якої використовують хімічні, фізико-хімічні та електрохімічні методи. При утилізації травильних розчинів отримують сульфат амонію (його можна застосовувати як добриво), гідроксид цинку, сурик (фарбувальний пігмент) та інші речовини.

Шуми і вібрації — це проблеми металообробних виробництв, тому боротьба з ними є одним з найважливіших завдань охорони природи в галузі. Для боротьби з виробничими шумами використовують індивідуальні засоби захисту і загальні засоби, до яких відносять зменшення шуму в джерелі його утворення і ослаблення шуму по шляху його поширення.

Для зниження рівня виробничого шуму використовують звукоізоляцію, звукопоглинання та глушники шуму. До засобів звукоізоляції відносять звукоізолюючі огорожі (в тому числі і з рослин), звукоізолюючі кабінки, акустичні екрани і звукоізолюючі кожухи. Застосування цих засобів знижує вплив звукового тиску на 30-40 дБ. Для зниження рівня аеродинамічних шумів застосовують глушники шуму, що встановлюються на повітроводах. Вони знижують їх рівень на 15-30 дБ.

Ослаблення шуму можна досягнути раціональним плануванням підприємств, цехів та оптимальним розміщенням обладнання: вплив виробництв на природне середовище.

Висновки: У даному розділі був розглянутий вплив на навколишнє середовище при виготовленні матеріалів, з яких виготовляється оптоволоконна курсовертикалі LRC -100(яка складається в більшості із сталі та кольорових металів). З приведених вище показників видно, що виготовлення кольорових металів є днією з основних причин забруднення навколишнього середовища.

Також були розглянуті **активні** (вдосконаленні існуючих і розробці нових технологічних процесів, що перешкоджають попаданню забруднень в навколишнє середовище, серед яких найкращим є розробка безвідходних металообробних виробництв) та **пасивні** (раціональне розміщенні джерел забруднень, локалізації забруднень та очищення викидів в навколишнє середовище різними методами.) методи захисту навколишнього середовища.

Слід зазначити, що є багато невирішених проблем в охороні природи на металообробному виробничому комплексі, які потрібно вирішувати щоб ми не опинитися на порозі екологічної катастрофи. Потрібно проводити дослідження з розробки активних способів захисту навколишнього середовища від негативного впливу металургійної газлузі.

ВИСНОВКИ

В даній роботі було з'ясовано що методи визначення кутового положення сучасного ПС побудовані на різних принципах дії, було визначено що в сучасній авіації для визначення просторового положення ПС використовуються вимірювальні пристрої, системи та комплекси, що побудовані на різних методах вимірювання. Сьогодні до таких засобів вимірювання відносяться гіроскопічні датчики кутової швидкості трьох типів :механічні; оптоелектронні; лазерні.

Механічні гіроскопи сьогодні використовуються, як правило, як резервні пристрої, одним з основних вимірювальних пристроїв з вимірювання кутового положення ПС механічного типу є авіагоризонт.

Лазерні та оптоволоконні гіроскопи входять до складу інерціальних навігаційних систем, дані системи використовуються в якості основних засобів визначення просторового положення сучасного ПС. Дані системи розподіляються на декілька типів, в дипломній роботі було розглянуто опис і роботу лазерних та оптоволоконних БІНС аналітичного типу.

В сучасній авіації продовжуються дослідження по створенню нових прецезійних «високоточних» датчиків для отримання поточної інформації потрібної для виконання літаководіння ПС, такі датчики розробляються починають використовуватися в курсовертикалях.

Наша задача не тільки збільшувати чутливість, точність вимірів також є ціль зменшення маси та габаритів вимірювальних датчиків, тому в даний час йде процес розробки мікромеханічних MEMS приладів чутливих елементів, не тільки акселерометрів які використовуються в курсовертикалі, також і ДКШ.

Більш детально було розглянуто безплатформну оптоволоконна курсовертикаль LCR-100, а саме види ТО даного обладнання: виконання перевірки працездатності курсовертикалі за допомогою бортових засобів контролю, калібрування блока магнітного датчика та списання девіації магнітного датчика. Дане ТО повинне виконуватися для підтримання працездатності та коректної роботи курсовертикалі.

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

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Веселов В.А., Гробовой Р.Н., Ипатов О.С., Кузнецов В.Г., Медведев В.И. Гироскопические измерительные приборы и устройства: Учебное пособие. Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2003. 122 с.
2. Кивокурцев А.Л. Возможность использования перспективных датчиков для построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем нового поколения : Сборник тезисов докладов III Всероссийской научно-практической конференции «АВИАТОР». Воронеж, 2016 – 99 с.
3. Распопов В.Я. Гироскопы систем ориентации и навигации летательных аппаратов (аналитический обзор) : Сборник тезисов докладов III Всероссийской научно-практической конференции «АВИАТОР». Воронеж, 2016– 138с.
4. Галкина В.И. Перспективные гироскопы летательных аппаратов. LAP Lambert Academic Publishing, 2013 – 156 с.
5. Мкртчян В.И. Алгоритм бесплатформенной курсовертикали на MEMS – датчиках : Молодежный Научно-Технический Вестник. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015 – 36 с.
6. Малогабаритная инерциальная система: учебное пособие /В.В. Коваленко, А.Н. Лысов. – Челябинск: 2010. – 53 с.
7. Northrop Grumman LITEF LCR-100 [Electronic Resource]. — Mode of Access: <https://northropgrumman.litef.com/en/products-services/aircraft/product-overview-civil-aviation/lcr-100-lcr-100n.html>
8. Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем/ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор»», 2009 – 259 – 263 с.

9. Конспект лекцій з дисципліни: «Інформаційно-вимірювальні пристрої та системи авіоніки»

10. Авиационная акустика, под ред. А.Г. Мунина. ч.1-2.М., 1996.

11. Аксёнов И.А., Аксёнов В.И. Транспорт и охрана окружающей среды. - М.: Транспорт, 1987