

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ  
Завідувач випускної кафедри  
\_\_\_\_\_ С.В.Павлова  
“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2021 р.

**ДИПЛОМНА РОБОТА**  
**(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВР  
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»

**Тема: Система курсовертикалі літака Ан-178**

Виконавець: Городнічук Богдан Олексійович

(студент, група, прізвище, ім'я, по батькові)

Керівник: доцент к.т.н., доцент Краснов Володимир Миколайович

(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по батькові)

Нормоконтролер:

\_\_\_\_\_

(підпис)

В.В.Левківський

(П.І.Б.)

Київ 2021

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напря́м (спеціальність) 173 «Авіоніка»

(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач

кафедри

\_\_\_\_\_С.В.

Павлова

«\_\_»\_\_\_\_\_2021р

## ЗАВДАННЯ

### на виконання дипломної роботи (проекту)

Городнічук Богдан Олексійович

1. Тема роботи «Система курсо-вертикалі літака Ан-178» затверджена наказом ректора від « 22 » 03 2021 р. № 469/ст.
2. Термін виконання роботи: з 17 травня 2021 по 13 червня 2021.
3. Вихідні дані роботи: дані про особливості роботи безплатформних систем орієнтації та їх переваги використання у порівнянні з платформними системами.
4. Зміст пояснювальної записки: аналіз існуючих систем навігації, оцінка їх характеристик та можливостей. Дослідження роботи німецької системи курсовертикалі LCR-100 встановленої на Ан-178 та її технічної експлуатації.

Оцінка ефективності впровадження безплатформених систем орієнтації у порівнянні з платформними системами на прикладі літака Ан-178.

5. Перелік обов'язкового ілюстративного матеріалу: таблиці, рисунки, діаграми, графіки.

6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1.	Проведення огляду літератури	17.05.2021	
2.	Підготовка та написання 1 розділу	19.05.2021	
3.	Підготовка та написання 2 розділу	21.05.2021	
4.	Підготовка та написання 3 розділу	24.05.2021	
5.	Перевірка на антиплагіат та отримання рецензії на диплом	09.06.2021	
6.	Підготовка презентації та доповіді	13.06.2021	

7. Консультанти з окремих розділів

Назва розділу	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв

8. Дата видачі завдання: \_\_\_\_\_

Керівник дипломної роботи \_\_\_\_\_ Краснов В. М.

(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання \_\_\_\_\_ Сініцина І.О.

(підпис випускника) (П.І.Б.)

**РЕФЕРАТ**

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Система курсовертикалі літака АН-178»: 67 с., 12 рис., 6 табл.

**Об'єкт дослідження:** Безплатформенні системи орієнтації.  
Курсовертикаль LCR-100.

**Мета роботи:** Аналіз існуючих навігаційних систем, оцінка їх характеристик та особливостей. Оцінка ефективності курсовертикалі LCR-100 встановленої на літаку АН-178 та її технічної експлуатації.

**Методи дослідження:** Дослідження безплатформенних систем орієнтації. Оцінка їх ефективності та аналіз системи курсовертикалі LCR-100.

**БЕЗПЛАТФОРМЕННІ СИСТЕМИ ОРІЄНТАЦІЇ, ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНЕ ОБЛАДНАННЯ, КУРСОВЕРТИКАЛЬ, ЕКСПЛУАТАЦІЯ, АВІОНІКА .**

## **ЗМІСТ**

Перелік умовних позначень, скорочень, термінів

Вступ

### **РОЗДІЛ 1 БЕЗПЛАТФОРМЕННІ СИСТЕМИ ОРІЄНТАЦІЇ**

- 1.1 Загальні відомості по безплатформенних системах орієнтації
- 1.2 Оптоволоконний гіроскоп як складова курсовертикалі
- 1.3 Основні характеристики ВОГ
- 1.4 Розрахунок чутливості оптоволоконних гіроскопів
- 1.5 Методи поліпшення чутливості та зниження шумових факторів
- 1.6 Шумові фактори, методи їхнього усунення
- 1.7 Фактори, що обмежують розділну здатність

### **РОЗДІЛ 2 ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНЕ ОБЛАДНАННЯ Ан-178. БЕЗПЛАТФОРМНА КУРСОВЕРТИКАЛЬ ТИПУ LCR-100**

2.1. Пілотажно-навігаційне обладнання

**2.2. Безплатформна курсовертикаль LCR-100**

2.2.1. Загальні відомості по безплатформній курсовертикалі LCR-100

2.2.2. Опис системи

2.2.3. Цифрова шина ARINC 429

## **РОЗДІЛ 3 ЕКСПЛУАТАЦІЯ СИСТЕМИ КУРСОВЕРТИКАЛІ**

3.1. Інструкція з установки

3.1.1 Комплектація системи

3.1.2 Монтаж системи

### **3.2 Опис і робота**

3.2.1 Загальні відомості

3.2.2 Призначення встаткування

3.2.3 Опис

3.2.3.1 Розташування блоку на літаку

3.2.3.2 АНРУ (Блок курсовертикалі)

3.2.3.3 MSU (Магнітний індукційний датчик)

3.2.4 Виставка

3.2.4.1 Початкова виставка

3.2.4.2 Перший етап виставки

3.2.4.3 Другий етап виставки

3.2.4.4 Умови руху в процесі виставки

3.2.4.5 Визначення швидкості обертання Землі й відходу гіроскопа

3.2.5 Основні режими роботи

3.2.5.1 Нормальний режим

3.2.5.2 Основний режим

3.2.5.3 Робочий режим

3.2.5.4 Режим МК

3.2.5.5 Режим ГП

3.2.6 Режим виставки магнітного індукційного датчика MSU

3.2.6.1 Вхід і вихід режиму виставки

3.2.6.2 Бленкери й курсові виходи

3.2.6.3 Сукупність даних

3.2.6.4 Обчислення поправочних коефіцієнтів

3.2.6.5 Компенсація залишкової погрішності

3.2.7 Режим убудованого тест-контролю

3.2.8 Режим обслуговування

3.2.8.1 Відшукання й збереження в пам'яті несправностей

### **3.3 Перерви в живленні**

3.3.1 Загальні відомості

3.3.2 Короткочасні перерви в живленні

3.3.3 Тривалі перерви в живленні

### **3.4 Технологічні карти**

3.4.1 Демонтаж/монтаж

3.4.2 Регулювання/випробування

### **3.5 Вимоги до виставки блоків**

3.5.1 Вимоги до виставки блоку ANRU

3.5.1.1 Монтажна рама

3.5.1.2 Рекомендації з установки

3.5.1.3 Монтажні гвинти

3.5.1.4 Корекція виставки

3.5.1.5 Припустимі відхилення

3.5.2 Виставка магнітного індукційного датчика MSU

3.5.2.1 Загальні відомості

3.5.2.2 Процедура виставки MSU

3.5.2.3 Процедура компенсації погрішності

### **3.6 Вірогідність діагностування функціональної системи**

3.6.1 Визначення відносних координат діагностування, значень помилок першого й другого роду й імовірності ухвалення невірної рішення  $P_{н.р}$

### **3.7 Експлуатаційні обмеження**

## **ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ**

<b>AHRS</b>	Attitude and heading reference system (курсовертикаль)
<b>AHRU</b>	Attitude and heading reference unit (курсовертикаль)
<b>ILS</b>	Instrument Landing System (курсо-глісадна система)
<b>TAS</b>	True air speed (дійсна повітряна швидкість)
<b>VFE</b>	Максимальна швидкість польоту з випущеними закрилками
<b>VLE</b>	Максимальна швидкість польоту з випущеними шасі
<b>VLO</b>	Максимальна швидкість для випуску шасі
<b>VMAX</b>	Максимальна експлуатаційна приладова швидкість
<b>VMO</b>	Максимальна швидкість польоту
<b>VOR</b>	VHF Omnidirectional Radio Range (всеспрямований азимутальний радіомаяк)
<b>БАНО</b>	Бортові аеронавігаційні вогні
<b>БІНС</b>	Безплатформні інерціальні навігаційні системи
<b>БКВ</b>	Безплатформна курсовертикаль
<b>БСО</b>	Безплатформна системи орієнтації
<b>БФІ</b>	Багатофункціональний індикатор
<b>ВОГ</b>	Волоконний оптичний гіроскоп
<b>ДКШ</b>	Датчики кутової швидкості
<b>ІКВ</b>	Інерціальна курсовертикаль
<b>ГСП</b>	Гіростабілізована платформа
<b>КІСС</b>	Комплексно-інформаційна система сигналізації
<b>КЛГ</b>	Кільцевий лазерний гіроскоп
<b>КПІ</b>	Командно-пілотажний індикатор
<b>КПС</b>	Командир повітряного судна
<b>КСЕІС</b>	Комплексна система електронної індикації та сигналізації
<b>ЛА</b>	Літальний апарат
<b>МФИ</b>	Многофункціональний індикатор (багатофункціональний індикатор)
<b>ОП</b>	Обчислювальний пристрій
<b>ППКР</b>	Прилад пілотажний комбінований резервний

<b>ПУИ</b>	Пульт управления индикацией (пульт керування індикацією)
<b>СП</b>	Система посадки
<b>УВР</b>	Устройство вводно-распределительное (пристрій ввідно-розподільчий)
<b>2П</b>	Другий пілот



## ВСТУП

**Актуальність теми.** В сьогоденній ситуації в Україні як ніколи став актуальним розвиток авіації. Одним з пріоритетних завдань уряду є вдосконалення існуючої авіаційної техніки. На жаль на багатьох літаках що виробляються в Україні досі встановлена авіоніка яка розроблялася ще під час існування Радянського Союзу. В той час не були доступні сучасні технології та обчислювання і одним з рішень щодо вдосконалення авіоніки є заміна малоефективних систем більш досконалішими системами виробленими за кордоном та такими що вже підтвердили необхідні технічні характеристики та ефективність. Одним з таких прикладів є встановлена на літаку АН-178 німецька курсовертикаль LCR-100. Авіоніка літака АН-178 суттєво перевищує своїх попередників щодо технічних характеристик, ваги, та споживання електричного струму, що робить літак конкурентоспроможним.

**Мета роботи.** Аналіз існуючих навігаційних систем, оцінка їх характеристик та особливостей. Оцінка ефективності курсовертикалі LCR-100 встановленої на літаку АН-178 та її технічної експлуатації.

**Об'єкт дослідження.** Безплатформенні системи орієнтації. Курсовертикаль LCR-100.

**Предмет дослідження.** Оцінка ефективності системи орієнтації та експлуатація курсовертикалі LCR-100 на літаку АН-178.

**Методи дослідження.** Дослідження безплатформенних систем орієнтації. Оцінка їх ефективності та аналіз системи курсовертикалі LCR-100

## РОЗДІЛ 1

### БЕЗПЛАТФОРМЕННІ СИСТЕМИ ОРІЄНТАЦІЇ

#### 1.1 Загальні відомості по безплатформних системах орієнтації

Просторові системи орієнтації містили гіроплатформи, фізично реалізуючі (з точністю до погрішностей) опорні системи координат, щодо яких визначається поточна кутова орієнтація літаючого апарата (ЛА). Задача орієнтації в цих системах вирішувалася геометрично шляхом безпосереднього виміру кутових відхилень, що характеризують взаємне положення корпусу приладу, пов'язаного з ЛА, і гіроплатформи.

Ця задача може бути вирішена аналітично на основі вимірювань окремих кутових параметрів руху ЛА при наступному перетворенні отриманих сигналів або їхньому інтегруванні. Системи орієнтації, чутливі елементи яких (гіроскопи, кутові акселерометри й ін.) установлені на корпусі ЛА, а його положення щодо осей опорної системи координат обчислюється, називаються безплатформними або безкарданими (БСО). Звичайно БСО входять до складу безплатформних інерціальних навігаційних систем (БІНС) і забезпечують рішення задачі орієнтації, замінюючи собою інерціальну курсовертикаль (ІКВ) або гіростабілізовану платформу (ГСП). Вони можуть бути використані й самостійно для визначення кутової орієнтації ЛА щодо якої-небудь системи координат, незмінно орієнтованої в інерціальному просторі. Ця особливість обумовлена тією обставиною, що застосовувані як вимірювальні пристрої гіроскопи або кутові акселерометри здатні вимірювати абсолютні кутові параметри руху, а не відносні.

Основними перевагами БСО й БІНС у порівнянні із платформними системами є менші розміри й маси елементів і системи в цілому; більша надійність системи; менше споживання електроенергії; менша вартість; простота експлуатації й ремонту.

<i>Кафедра авіоніки</i>				<b>НАУ 21 144 82 000 ПЗ</b>			
<i>Виконав</i>	<i>Городнічук Б.О.</i>			<b>ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПО БЕЗПЛАТФОРМЕННИХ СИСТЕМАХ ОРІЄНТАЦІЇ</b>	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Краснов В.М.</i>					12	25
<i>Консульт.</i>	<i>Краснов В.М.</i>				613.7.100107.01		
<i>Н. Контр.</i>	<i>Левківський В.В.</i>						
<i>Зав. Каф.</i>	<i>Павлова С. В.</i>						

Разом з тим на шляху створення БСО й БІНС є серйозні технічні труднощі, головними з яких є необхідність розробки гіроскопів і акселерометрів, що забезпечують необхідну точність вимірів у значно більш широкому діапазоні зміни вхідних параметрів і в більш тяжких умовах експлуатації (на корпусі ЛА); значно більший об'єм обчислень, викликаний необхідністю аналітичного моделювання опорної системи координат і перетворення сигналів акселерометрів і гіроскопів; необхідність розробки досконалих методів початкової орієнтації (виставки) і калібрування БСО й деякі інші.

Порівняльний аналіз платформних і БСО безплатформних систем орієнтації й навігації показує, що платформні ІНС менш вразливі до загальних джерел помилок, тому що гіроскопи й акселерометри, встановлені на платформу, у значній мірі ізольовані від дії різних збурювань, їхня надійність досить висока, а досягнутий рівень точності навігації характеризується погрішностями порядку одиниць кілометрів за годину польоту.

Однак, незважаючи на відзначені вище складнощі, БСО й БІНС інтенсивно розробляються й успішно реалізуються на об'єктах всілякого призначення, конкуруючи по ряду показників із системами платформного типу.

Як вимірники кутових параметрів руху в БСО можуть бути використані триступеневі астатичні гіроскопи (наприклад, на електростатичному підвісі), одноосьові гіростабілізатори, датчики кутових швидкостей (у тому числі лазерні), кутові й лінійні акселерометри і деякі інших.

Видані цими приладами сигнали надходять на вхід обчислювального пристрою (ОП), де вони відповідним чином перетворюються й інтегруються.

Безплатформні системи орієнтації, засновані на застосуванні датчиків кутових швидкостей.

Звичайно в складі БСО використовується блок чутливих елементів, що складаються із трьох ДКШ, осі чутливості яких взаємно перпендикулярні. Так само розробляються системи з надлишковою кількістю вимірників (чотири,

шість і більше ), що дозволяє збільшити точність і надійність отримання інформації про параметри руху об'єкта.

У блоці чутливих елементів змонтовані ДКШ, осі чутливості яких орієнтовані уздовж осей прямокутної системи координат. Реагуючи на кутові швидкості обертання підстави, що представляють собою проекції вектора абсолютної кутової швидкості обертання ЛА на осі , ці прилади виробляють відповідні сигнали, що є первинними для рішення задачі орієнтації в БСО.

## **1.2 Оптиволоконний гіроскоп як складова курсовертикалі**

Волоконний оптичний гіроскоп (ВОГ) - оптико-електронний прилад, створення якого стало можливим лише з розвитком і вдосконалюванням елементної бази квантової електроніки. Прилад вимірює кутову швидкість і кути повороту об'єкта, на якому він установлений. Принцип дії ВОГ заснований на вихровому (обертальному) ефекті Саньяка.

Зацікавленість закордонних і вітчизняних фірм до оптичного гіроскопа базується на його потенційних можливостях застосування як чутливого елемента обертання в інерціальних системах навігації, керування й стабілізації. Цей прилад у ряді випадків може повністю замінити складні й дорогі електромеханічні (роторні) гіроскопи. За даними закордонної інформаційних агентств в майбутньому в США близько 50% всіх гіроскопів, використовуваних у системах навігації, керування й стабілізації об'єктів різного призначення, передбачається замінити волоконними оптичними гіроскопами.

Можливість створення реального високочутливого ВОГ з'явилася лише із промисловою розробкою одномодового діелектричного світловода з малим загасанням. Саме конструювання ВОГ на таких світловодах визначає унікальні властивості приладу. До цих властивостей відносять:

- потенційно високу чутливість (точність) приладу, що уже зараз на експериментальних макетах 0,1 град/ч і менш;

- малі габарити й масу конструкції, завдяки можливості створення ВОГ повністю на інтегральних оптичних схемах;

- невисоку вартість виробництва й конструювання при масовому виготовленні й відносній простоті технології;

- незначне споживання енергії, що має велике значення при використанні ВОГ на борту;

- великий динамічний діапазон вимірюваних кутових швидкостей (зокрема, наприклад, одним приладом можна вимірювати швидкість повороту від 1 град/ч до 300 град/с);

- відсутність обертових механічних елементів (роторів) і підшипників, що підвищує надійність і знижує вартість виробництва;

- практично миттєву готовність до роботи, оскільки не витрачається час на розкручування ротора;

- нечутливість до більших лінійних прискорень і отже, працездатність в умовах високих механічних перевантажень;

- високу завадостійкість, низьку чутливість до потужних зовнішніх електромагнітних впливів завдяки діелектричній природі волокна;

- слабку схильність проникаючої гамма-нейтронної радіації, особливо в діапазоні 1,3 мкм.

Волоконний оптичний гіроскоп може бути застосований у якості жорстко закріпленого на корпусі носія чутливого елемента (датчика) обертання в інерціальних системах керування й стабілізації. Механічні

гіроскопи мають так звані гіромеханічні помилки, які особливо сильно проявляються при маневруванні носія (літака, ракети, космічного апарата). Ці помилки ще більш значні якщо інерціальна система керування конструюється з жорстко закріпленими або “підвішеними” датчиками безпосередньо до тіла носія. Перспектива використання дешевого оптичного датчика обертання, що здатний працювати без гіромеханічних помилок в інерціальній системі керування, є ще одна причина особливого інтересу до оптичного гіроскопа.

На рис 1.1 наведені загальні схеми систем, розроблених для підвищення точності вимірів. Кільцевий лазерний гіроскоп (рис. 3, а)

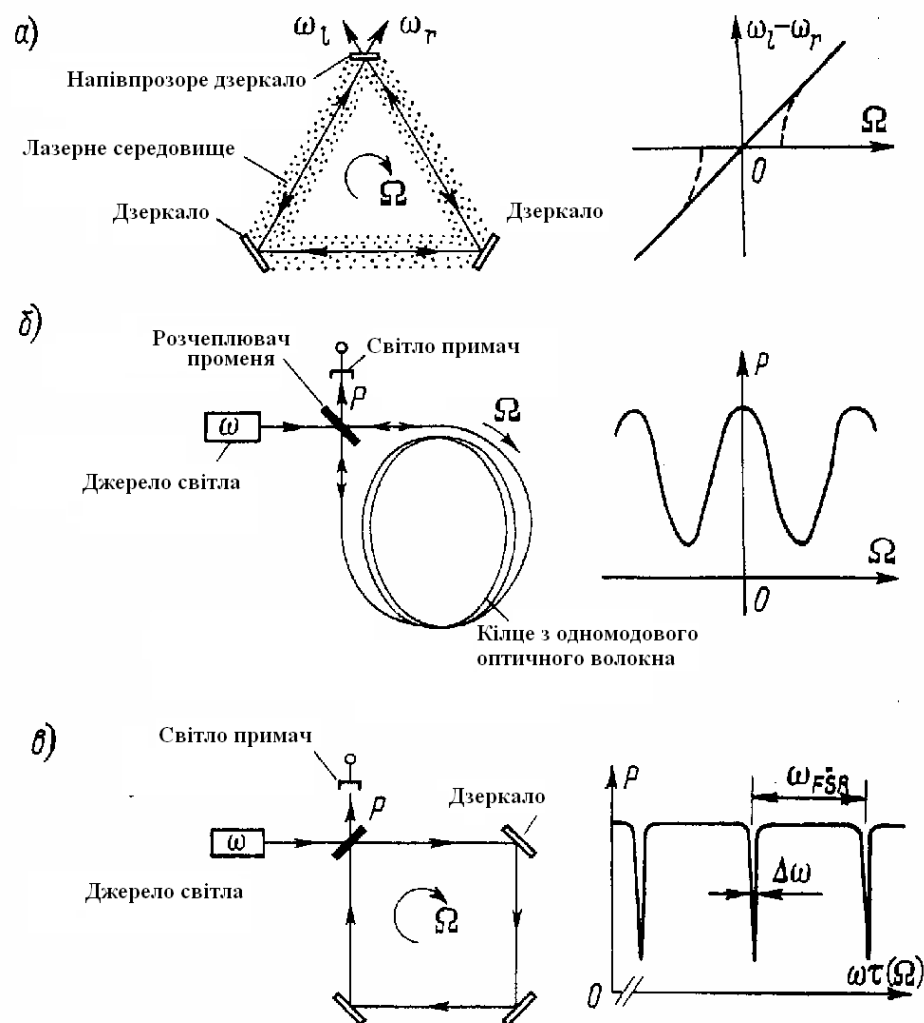


Рис.1.1. Структурні схеми гіроскопів на ефекті Саньяка

відрізняється високою частотою світлової хвилі - до декількох сотень терагерц. Волоконно-оптичний гіроскоп на рис. 3, б має високу чутливість,

завдяки використанню довгого одномодового оптичного волокна з низькими втратами. В оптичному гіроскопі пасивного типу з кільцевим резонатором (мал. 3, в) використовується гостра резонансна характеристика резонатора.

$\omega_r$  і  $\omega_l$  - частота генерації світла із правим і лівим обертанням;  $\tau$  - час, необхідне для однократного проходження світлом кільцевого оптичного шляху;  $\omega_{FSR}$  - повний спектральний діапазон

На рис. 3 наведені загальні схеми систем, розроблених для підвищення точності вимірів. Кільцевий лазерний гіроскоп (мал. 3, а) відрізняється високою частотою світлової хвилі - до декількох сотень терагерц. Волоконно-оптичний гіроскоп на мал. 3, б має високу чутливість, завдяки використанню довгого одномодового оптичного волокна з низькими втратами. В оптичному гіроскопі пасивного типу з кільцевим резонатором (мал. 3, в) використовується гостра резонансна характеристика резонатора.

### **Кільцевий лазерний гіроскоп.**

Кільцевий лазерний гіроскоп виготовляється подібно газовому лазеру: у кварцовому блоці шляхом розплавлення створюється порожнина (канал) у формі трикутника й заповнюється сумішшю гелію й неону. Довжина хвилі генеруемого лазером випромінювання 632,8 нм. Звичайно частота генерації змінюється залежно від довжини лазерного резонатора. І в цьому випадку частоти двох генеруємих світлових хвиль, що поширюються в протилежних напрямках по трикутному оптичному шляху (мал. 3, а), неоднакові через різницю оптичної довжини ( $L$  [див. формулу (4)]. Тому можна використати для вимірів частоту биттів обох генеруємих світлових хвиль, а саме

$$\Delta f = \frac{4S}{\lambda L} \Omega. \quad (6)$$

Тут  $L$  - загальна довжина оптичного шляху в кільцевому резонаторі;  $\lambda$  - довжина хвилі генерації в стані спокою.

Інакше кажучи, вимірявши  $\Delta f$ , можна визначити кутову швидкість відносно інерціального простору. Оскільки частота світла становить кілька сотень терагерц, навіть її незначні зміни дозволяють виміряти різницю частот. Якщо вихідним сигналом служить частота, пропорційна кутовій швидкості, то підрахунком вихідних хвиль можна визначити збільшення кута повороту в цифровій формі, що забезпечує високу точність інформації, що подається в навігаційній обчислювальній пристрій. Вимір частоти можливо в широкому динамічному діапазоні, а отже, і динамічний діапазон кільцевого лазерного гіроскопа цілком можна розширити й зробити достатнім для інерціальної навігаційної системи. У цьому велика перевага даних гіроскопів.

Дослідження кільцевих лазерних гіроскопів почалося в 60-х роках. До теперішнього часу досягнуті розв'язна здатність і стабільність нульової точки приблизно  $0,001^\circ/\text{ч}$ . Останнім часом кільцеві лазерні гіроскопи застосовуються в інерціальній системі відліку не тільки в літаках «Боїнг» 757/767, але й в аеробусах А310. У Японії опубліковані повідомлення про вимір ними кутової швидкості  $0,01^\circ/\text{ч}$ .

Таким чином, кільцевий лазерний гіроскоп досяг уже стадії практичного застосування, але залишається ряд невирішених проблем якими КЛГ поступається ВОГ:

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 й механічних деформацій.

Із цих проблем найважливішою є перша. При малих кутових швидкостях зменшується різниця частот генеруємих світлових хвиль, а це приводить до синхронізму ( $f=0$ ) і неможливості виявлення обертання. (Типовий поріг виявлення при цьому  $10^\circ/\text{ч}$ .) Зона нечутливості, обумовлена синхронізмом, показана на мал. 3, а штриховими лініями. Зазначена вище розв'язна здатність



виявлення  $0,001^\circ/\text{ч}$  забезпечується при придушенні явища синхронізму шляхом приведення всієї системи до мікроколивань (метод Дейза). Але нелінійність при незначному повороті все-таки залишається, крім того, це означає, що не використовується така перевага оптичного гіроскопа, як його нерухомість.

При зрівнянні КЛГ з ВОГ також можна визначити принаймні 5 основних фактів на користь ВОГ

1. У ВОГ відсутня синхронізація типів, що рухаються протилежно, коливань поблизу нульового значення кутової швидкості обертання, що дозволяє вимірювати дуже малі кутові швидкості, без необхідності конструювати складний в налаштуванні пристрій зсуву нульової точки;

2. Ефект Саньяка, на якому заснований принцип роботи приладу, проявляється сильніше через малі втрати в оптичному волокні й великій довжині волокна.

3. Конструкція ВОГ цілком виконується у вигляді твердого тіла (у перспективі повністю на інтегральних оптичних схемах), що полегшує експлуатацію й підвищує надійність у порівнянні із КЛГ.

4. ВОГ вимірює швидкість обертання, у той час як КЛГ фіксує збільшення швидкості.

5. Конфігурація ВОГ дозволяє “відчувати” реверс напрямку обертання.

Закордонні автори констатують, що розробка конструкції ВОГ і доведення його до серійних зразків непросте завдання. При розробці ВОГ учені й інженери зіштовхуються з рядом проблем. Перша пов'язана з технологією виробництва елементів ВОГ. У цей час ще мало гарного одномодового волокна, що зберігає напрямок поляризації; виробництво світлоділника, поляризаторів, фазових і частотних модуляторів, просторових фільтрів, інтегральних оптичних схем перебуває на початковій стадії розвитку. Число розроблених спеціально для ВОГ випромінювачів і фотодетекторів обмежено.

Другу проблему пов'язують з тим, що при гаданій простоті приладу й високої чутливості його до кутової швидкості обертання, він у той же час надзвичайно чутливий до дуже малих зовнішніх і внутрішніх збурювань і нестабільностям, що приводить до паразитного дрейфа, тобто до погіршення точності приладу. До згаданих збурювань ставляться температурні градієнти, акустичні шуми й вібрації, флуктуації електричних і магнітних полів, оптичні нелінійні ефекти флуктуації інтенсивності й поляризації випромінювання, дробові шуми у фотодетекторі, теплові шуми в електронних ланцюгах і ін.

Фірмами й розроблювачами ВОГ обидві ці завдання вирішуються. Удосконалюється технологія виробництва елементів у ВОГ, теоретично й експериментально досліджуються фізична природа збурювань і нестабільностей, створюються й випробовуються різні схемні варіанти ВОГ з компенсацією цих збурювань, розробляються фундаментальні питання використання інтегральної оптики. Точність ВОГ уже зараз близька до необхідного в інерціальних системах керування.

У спеціальній науковій і періодичній літературі проблемі ВОГ уже опублікована безліч наукових статей. Аналіз цих статей свідчить про необхідність подальшого вивчення цієї проблеми й розробки нових способів поліпшення якісних характеристик ВОГ.

### **1.3 Основні характеристики ВОГ**

Оптичний гіроскоп ставиться до класу приладів, у яких у замкнутому оптичному контурі поширюються світлові промені, що зустрічно біжать. Принцип дії оптичного гіроскопа заснований на “вихровому” ефекті Саньяка, відкритим цим ученим в 1913 р. [1]. Сутність вихрового ефекту полягає в наступному. Якщо в замкнутому оптичному контурі в протилежних напрямках поширюються два світлових промені, то при нерухомому контурі фазові набіги обох променів, що пройшли весь контур, будуть однаковими. При обертанні контуру навколо осі, нормальної до площини контуру, фазові набіги променів неоднакові, а різниця фаз променів пропорційна кутової

швидкості обертання контуру. Для пояснення вихрового ефекту Саньяка розроблені три теорії: кінематична, доплерівська й релятивістська. Найбільш проста з них - кінематична, найбільше стругаючи - релятивістська, заснована на загальній теорії відносності. Розглянемо вихровий ефект Саньяка в рамках кінематичної теорії.

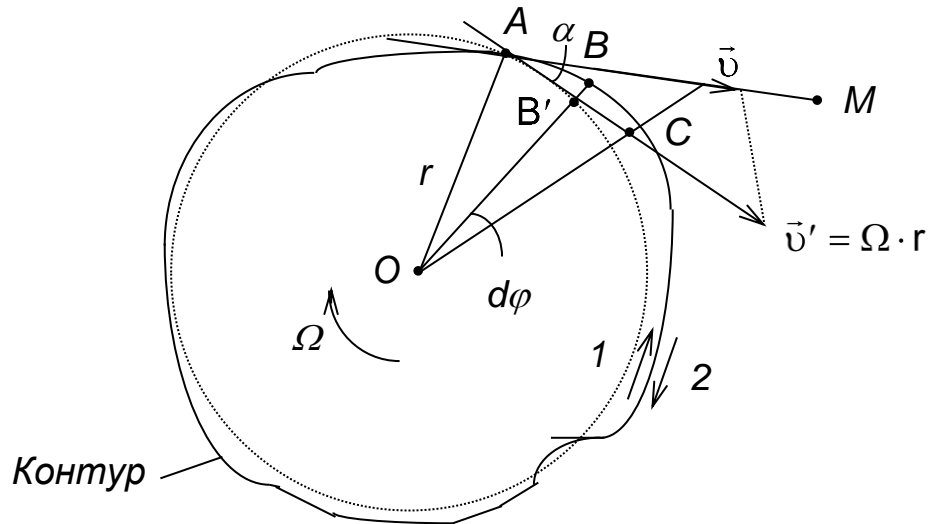


Рис 1.1. Кінематична схема вихрового ефекту Саньяка.

На мал. 1.1 зображений плоский замкнутий оптичний контур довільної форми, у якому поширюються в протилежних напрямках дві світлові хвилі 1 і 2 (мал. 1.1). Площина контуру перпендикулярна осі обертання, що проходить через довільну точку  $O$ . Кутову швидкість обертання контуру позначимо  $\Omega$ . Ділянка шляху світлового променя  $AB$  прийемо нескінченно малим, його довжину позначимо  $\Delta l$ . Радіус-вектор довільної точки контуру  $A$  позначимо  $r$ . Відрізок дуги  $AB'$  позначимо  $\Delta l'$ . При обертанні контуру навколо точки  $O$  с кутовою швидкістю лінійна швидкість точки  $A$  дорівнює  $\vec{v}' = \Omega \cdot r$ . З огляду на, що трикутник  $AB'$  малий:

$$\Delta l' = \Delta l \cdot \cos \alpha, \quad (1.1)$$

де  $\alpha$  - кут між вектором лінійної швидкості точки  $A$   $\vec{v}' = \Omega \cdot r$  і дотичній  $AM$  до контуру в точці  $A$ .

Проекція лінійної швидкості точок контуру на напрямок вектора швидкості світла в цих точках

$$\vec{v} = \vec{v}' \cdot \cos \alpha = \Omega \cdot r \cdot \cos \alpha . \quad (1.2)$$

Якщо контур нерухомий, то час обходу ділянки контуру  $AB$  (1 двома протилежними променями однаково; позначимо його  $dt$ .

Тоді

$$dt = \Delta l / c = \Delta l' / c \cdot \cos \alpha . \quad (1.3)$$

При обертанні контуру з кутовою швидкістю  $\Omega$  гадана відстань між точками  $A$  і  $B$  для променів, що біжать зустрічно, змінюється. Для хвилі яка рухається із точки  $A$  в точку  $B$ , тобто в напрямку, що збігається з напрямком обертання контуру, відстань подовжується, тому що за час  $dt$  точка  $B$  переміститься на кут  $d\varphi = \Omega \cdot dt$ , перейшовши в точку  $C$ .

Це подовження шляху для світлового променя буде дорівнює  $v \cdot dt$ , оскільки в цей момент промінь спрямований по дотичній до контуру, по цій же дотичній спрямована проекція лінійної швидкості  $\vec{v} = \vec{v}' \cdot \cos \alpha = \Omega \cdot r \cdot \cos \alpha$ . Таким чином, відрізок шляху, прохідний променем, дорівнює  $\Delta l + v \cdot dt$ . Міркуючи аналогічно, для зустрічного променя світла який рухається зустрічно має місце скорочення відстані  $\Delta l - v \cdot dt$

Вважаючи швидкість світла інваріантною величиною, що здаються подовженням й скороченням шляхів для зустрічних променів можна еквівалентно вважати подовженнями й скороченнями відрізків часу, тобто

$$\begin{aligned} \Delta t_1 &= \frac{1}{c} \cdot (\Delta l + v \cdot dt) \\ \Delta t_2 &= \frac{1}{c} \cdot (\Delta l - v \cdot dt) \end{aligned} \quad (1.4)$$

Підставляючи вираження (1.2)-(1.3) для  $v$  й  $dt$ , одержуємо

$$\Delta t_{1,2} = \frac{1}{c} \cdot \left[ \Delta l \pm \Omega \cdot r \cdot \cos \alpha \cdot \left( \frac{\Delta l'}{\cos \alpha} \cdot \frac{1}{c} \right) \right] \quad (1.5)$$

З рис 1.1. треба

$$r \cdot \Delta l' = 2 \cdot \Delta s,$$

де  $\Delta s$  - площа сектора  $AOB'$ .

З точністю до нескінченно малих другого порядку площа  $AOB$  можна замінити на  $\Delta s$ . Тоді

$$\Delta t_{1,2} = \frac{1}{c} \cdot \left[ \Delta l \pm \frac{2 \cdot \Omega \cdot \Delta s}{c} \right] \quad (1.6)$$

Повний час поширення зустрічних променів уздовж усього контуру

$$t_{1,2} = \sum_i \frac{\Delta l_i}{c} \pm \sum_i \frac{2 \cdot \Omega \cdot \Delta s_i}{c^2}, \quad (1.7)$$

де підсумовування ведеться по числу елементарних секторів, на які розбитий весь контур.

Таким чином, повний час, затрачуваний променем, що біжить по годинній стрілці при обході всього обертового контуру, більше чим повний час, затрачуваний променем, що біжить проти годинниковій стрілки.

Різниця часів  $t_1$  і  $t_2$  або відносне запізнювання зустрічних хвиль

$$\Delta \tau = t_1 - t_2 = 4 \cdot S \cdot \Omega / c^2, \quad (1.8)$$

де  $S$  - площа всього контуру.

Якщо відносно запізнювання зустрічних хвиль (1.8) що виникає при обертанні, виразити через різницю фаз зустрічних хвиль, то вона складе

$$\Delta\varphi_c = \omega \cdot \Delta\tau = \frac{4 \cdot \omega \cdot S}{c^2} \cdot \Omega = \frac{8 \cdot \pi \cdot \nu \cdot S}{c^2} \cdot \Omega = \frac{8 \cdot \pi \cdot S}{\lambda \cdot c} \cdot \Omega, \quad (1.9)$$

$$\text{де } \omega = 2 \cdot \pi \cdot \nu, \quad \lambda = c / \nu.$$

Різниця фаз  $\Delta\varphi_c$  є фазою Саньяка. Як видно, фаза Саньяка пропорційна кутовій швидкості обертання контуру.

Кінематичну теорію вихрового ефекту Саньяка ще простіше пояснити, розглядаючи ідеальний кільцевий оптичний контур радіуса  $R_k$  (рис 1.2.).

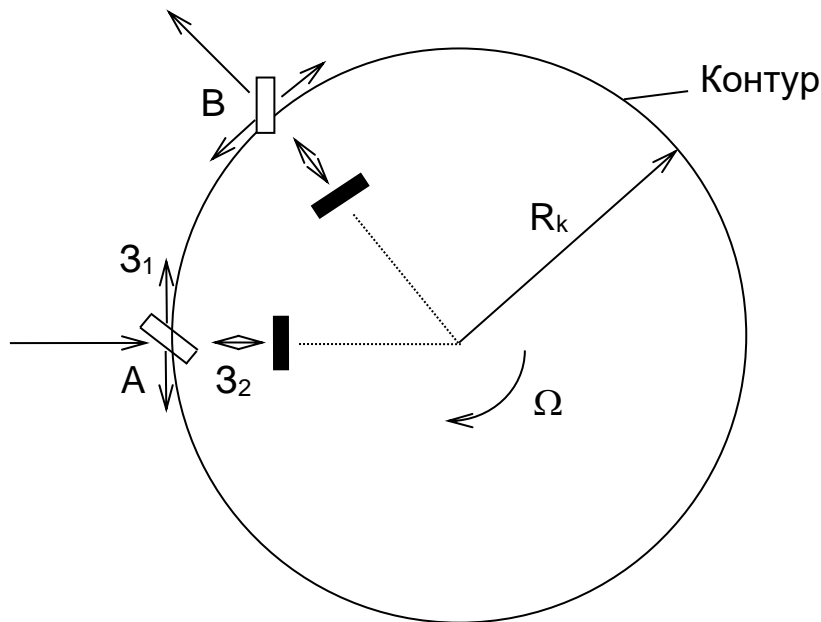


Рис 1.2. Ефект Саньяка в кільцевому оптичному контурі.

Промінь світла приходиться у точку А і з допомогою дзеркал  $Z_1$  і  $Z_2$  розщеплюється на два промені, один із яких поширюється по годинній стрілці в контурі, а інший - проти годинникової стрілки. За допомогою цих же дзеркал, після поширення в контурі промені поєднуються й направляються по одному шляху. При нерухомому контурі шляху проходження променів однакові й рівні

$$2 \cdot \pi \cdot R_k = c \cdot \tau, \quad (1.10)$$

, де  $c$  - швидкість світла,  $\tau$  - час проходження периметра контуру променем.

Обидва промені приходять у точку А на розчіплювач у фазі. Якщо контур обертається з постійною кутовою швидкістю  $\Omega$ , то промінь, що поширюється за годинниковою стрілкою, перш ніж потрапити на розчіплювач, пройде шлях

$$2 \cdot \pi \cdot R_n + R_n \cdot \Omega \cdot \tau_+ = c \cdot \tau_+ \quad (1.11)$$

Це викликано тим, що за час проходження променя по замкнутому контуру розчіплювача, що перебував раніше в точці А, піде в точку В. Для променя, що поширюється проти годинникової стрілки, шлях

$$2 \cdot \pi \cdot R_n - R_n \cdot \Omega \cdot \tau_- = c \cdot \tau_- \quad (1.12)$$

Як бачимо, шляхи поширення променів, що біжать протилежно, різні. Оскільки швидкість світла  $c$  величина постійна, це еквівалентно різним часам проходження променів, що поширюються в протилежних напрямках замкнутого обертового контуру,  $\tau_+$  і  $\tau_-$ .

Різниця часів поширення

$$\Delta\tau = \tau_+ - \tau_- = 4 \cdot \pi \cdot R_k^2 \cdot \Omega / (c^2 - R_k^2 \cdot \Omega^2) \quad (1.13)$$

У наближенні першого порядку по  $R_k \cdot \Omega / c$  можна записати

$$\Delta\tau = 4 \cdot \pi \cdot R_k^2 \cdot \Omega / c^2 \quad (1.14)$$

Що збігається з вираженням (1.8), отриманим вище, якщо вважати  $S = \pi \cdot R_k^2$  - площа контуру.

Ефект Саньяка може бути пояснений на основі поняття доплерівського зрушення частоти. Ефектом Доплера називається явище зміни частоти коливань, випромєненних передавачем і прийнятих приймачем, що спостерігається при взаємному відносному переміщенні випромінювача й приймача. При цьому частота прийнятого коливання

$$f_d = f \cdot (1 \pm 2 \cdot V / c), \quad (1.15)$$

де  $f$  - частота випромєненого коливання,  $V$  - швидкість переміщення передавача, а знаки “+” або “-” відповідають зближенню або віддаленню передавача щодо спостерігача.

Доплерівське частотне зрушення

$$F_d = 2 \cdot V \cdot f / c$$

пропорційний швидкості переміщення випромінювача.

Розглянемо кільцевий оптичний контур радіуса  $R_k$  обертовий з кутовою швидкістю  $\Omega$  (мал. 1.3.). Аналогом випромінювача, що переміщається, у контурі є  $\Omega \cdot R_k$  дзеркало, що відбиває, що рухається з лінійною швидкістю. При обертанні контуру, промені що біжать зустрічно, мають різні довжини хвиль внаслідок доплерівського зрушення  $\Delta\lambda_d$ , що накопичується при відбитті хвилі від дзеркала, що зміщається зі швидкістю  $\Omega \cdot R_k$ .

При обчисленні фази, накопиченої в обох плечах оптичного контуру, необхідно розглядати обертову систему в цілому. Обидва оптичних шляхи тоді рівні  $2 \cdot \pi \cdot R_k$ , але довжини хвиль відрізняються на доплерівське зрушення  $\Delta\lambda_d$ . Тоді відносне фазове зрушення

$$\frac{\Delta\varphi_c}{2 \cdot \pi} = \frac{2 \cdot \pi \cdot R_k}{\lambda} - \frac{2 \cdot \pi \cdot R_k}{\lambda + \Delta\lambda_d} = \frac{2 \cdot \pi \cdot R_k \cdot \Delta\lambda_d}{\lambda \cdot (\lambda + \Delta\lambda_d)} \quad (1.16)$$



Визначимо величину  $\Delta\lambda_d$ . Довжина хвилі випромінювання, що перетерпіло доплерівське зрушення:

$$\lambda_d = \frac{c}{f_d} = \frac{c}{f \cdot \left(1 + \frac{2 \cdot \Omega \cdot R_k}{c}\right)} = \frac{\lambda \cdot (1 - 2 \cdot \Omega \cdot R_k / c)}{1 - (2 \cdot \Omega \cdot R_k / c)^2} \approx \lambda \cdot \left(1 - \frac{2 \cdot \Omega \cdot R_k}{c}\right)$$

Звідки

$$\Delta\lambda_d = \lambda - \lambda_d = \lambda \cdot 2 \cdot \Omega \cdot R_k / c$$

Підставляючи отримане вираження у формулу для відносного фазового зрушення, одержуємо

$$\frac{\Delta\varphi_c}{2 \cdot \pi} = \frac{4 \cdot \pi \cdot R_k^2 \cdot \Omega}{c \cdot \lambda \cdot (1 + 2 \cdot \Omega \cdot R_k / c)} \approx \frac{4 \cdot \pi \cdot R_k^2}{c \cdot \lambda} \cdot \Omega \quad (1.17)$$

Фаза Саньяка

$$\Delta\varphi_c = 8 \cdot \pi \cdot S \cdot \Omega / (c \cdot \lambda) \quad (1.18)$$

що повністю збігається з вираженням (1.9), отриманим при обчисленні різниці часів обходу променем обертового контуру.

Таким чином, ми розглянули два еквівалентних підходи до пояснення ефекту Саньяка. У першій інтерпретації ефект проявляється як різниця часів поширення променів, що зустрічно біжать, в обертовому контурі; у другий - як різниця довжин хвиль променів у двох плечах контуру однакової оптичної довжини.

#### 1.4 Розрахунок чутливості оптоволоконних гіроскопів

Вимірюючи електронним пристроєм різницю фаз, можна одержати інформацію про кутову швидкість обертання об'єкта, на якому закріплений контур. Інтегруючи вимірюваний сигнал, одержують кут повороту підстави об'єкта. Ця інформація потім використовується для керування й стабілізації об'єктів.

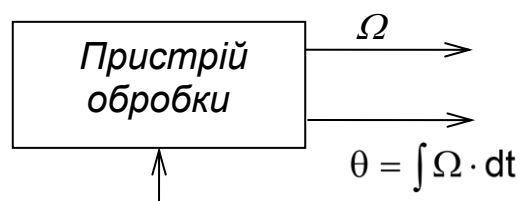


Рис 1.3. Принципова схема волоконно-оптичного гіроскопа.

Якщо контур ВОГ утворити ниткою оптичного волокна довжиною  $L$ , намотаного на циліндр радіуса  $R$ , то фаза Саньяка

$$\Delta\varphi_c = \frac{4 \cdot \pi \cdot R \cdot L}{\lambda_c} \cdot \Omega = \frac{8 \cdot \pi \cdot N \cdot S_v}{\lambda_c} \cdot \Omega \quad (1.19)$$

де  $R$  - радіус витка контуру;  $N$  - число витків;  $S$  - площа витка контуру.

Відповідно до мал. 1.3., випромінювання джерела подається на дзеркало і розділяється на два промені. Два промені, пройшовши контур у протилежних напрямках, рекомбінують на світлоділнику й змішуються у фотодетекторі. Результуюче коливання можна записати у вигляді

$$u = A_1 \cdot \exp[j \cdot (\omega \cdot t + \varphi_1)] + A_2 \cdot \exp[j \cdot (\omega \cdot t + \varphi_2)] \quad (1.20)$$

де  $A_1, A_2$  - амплітуди коливань;  $\omega$  - частота випромінювання;  $\varphi_1 = \varphi_0 + \frac{1}{2} \cdot \Delta\varphi_c$ ;  $\varphi_2 = \varphi_0 - \frac{1}{2} \cdot \Delta\varphi_c$ ;  $\varphi_0$  - початкова фаза коливання;  $\Delta\varphi_c$  - фаза Саньяка.

Інтенсивність випромінювання на фотодетекторі

$$I = u \cdot u^* = A_1^2 + A_2^2 + 2 \cdot A_1 \cdot A_2 \cdot \cos(\varphi_1 - \varphi_2) \quad (1.21)$$

Позначивши інтенсивність випромінювання на виході лазерного діода  $I_0$  вважаючи, що у волоконному контурі відсутні втрати, і вважаючи, що світлодробильник ділить енергію навпіл, маємо:

$$A_1^2 = A_2^2 = I_0 / 4 \quad (1.22)$$

Тоді вираження (1.21) приймає вид:

$$I = \frac{1}{2} \cdot I_0 \cdot (1 + \cos \Delta\varphi_c) \quad (1.23)$$

Аналіз вираження дозволяє зробити вивід про низьку чутливість приладу в даній конфігурації до малих кутових швидкостей:

$$(1/I_0) \cdot (dI / d\Delta\varphi_c) = \frac{1}{2} \cdot \sin \Delta\varphi_c \quad (1.24)$$

Для максимізації чутливості до малих змін інформативного параметра (фази Саньяка) у волоконний контур необхідно помістити простий фазовий модулятор, що дає “невзаємне” фазове зрушення  $\pi/2$  між двома променями, що біжать протилежно. Тоді інтенсивність на фотодетекторі при малих кутових швидкостях змінюється майже лінійно:

$$I = 0.5 \cdot I_0 \cdot (1 - \sin \Delta\varphi_c) \quad (1.25)$$

а чутливість ВОГ буде перебувати на максимальному значенні 0.5.

У конфігурації, наведеної на рис 1.3., вихідний струм фотодетектора повторює зміни інтенсивності (потужності) вхідного випромінювання, тобто:

$$i = D_\phi \cdot I = (\eta \cdot q / h \cdot f) \cdot I \quad (1.26)$$

де  $\eta$  - квантова ефективність фотодетектора;  $q$  - заряд електрона;  $h$  - стала Планка;  $f$  - частота оптичного випромінювання.

Якщо зневажити постійною складовою вихідного струму, то на виході фотодетектора одержимо сигнал

$$i_c = 0.5 \cdot D_\phi \cdot I_0 \cdot \cos \Delta\varphi_c \quad (1.27)$$

При введенні невзаємного фазового зрушення  $\pi/2$  і для малих значень  $\Delta\varphi_c$  вихідний струм:

$$i_c = 0.5 \cdot D_\phi \cdot I_0 \cdot \sin\Delta\varphi_c \approx 0.5 \cdot D_\phi \cdot I_0 \cdot \Delta\varphi_c \quad (1.28)$$

Таким чином, значення вихідного струму пропорційне фазі Саньяка, що у свою чергу пропорційна кутовій швидкості обертання контуру  $\Omega$ .

### **1.5 Методи поліпшення чутливості та зниження шумових факторів**

У цей час розроблені експериментальні системи, у яких вжиті заходи по підвищенню чутливості й по зниженню шумів. У цих системах, що працюють по методу фазової модуляції, зміни частоти й світлового гетеродинування, досягнута розв'язна здатність, що дозволяє вимірювати швидкості, рівні або менші швидкості власного обертання Землі ( $15^\circ/\text{ч} = 7,3 \cdot 10^{-5}$  рад/с). Особливо великі досягнення в системах з фазовою модуляцією, у яких розв'язна здатність і дрейф приблизно  $0,02^\circ/\text{ч}$ , що прийнятно для інерціальної навігації.

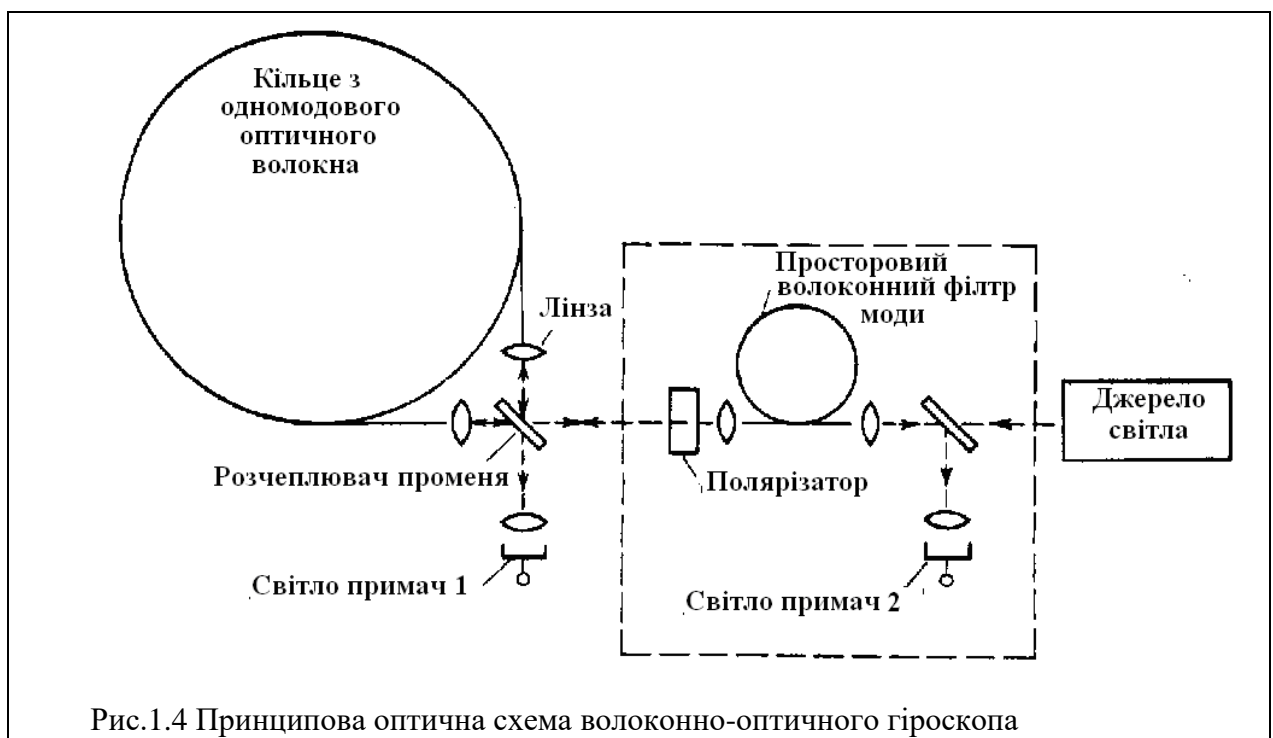
Досліджується можливість реалізації гіроскопів з використанням технології мікрооптики, функціональних волоконних і хвильовідних елементів. Випускаються волоконно-оптичні гіроскопи з розв'язною здатністю  $1^\circ/\text{ч}$ . Крім того, заглиблюється вивчення систем, придатних для інерціальної навігації.

## 1.6 Шумові фактори, методи їхнього усунення

Методи підвищення чутливості поки не забезпечують високої стабільності. В зв'язку з цим, необхідно враховувати шумові фактори й вживати заходів по їхньому усуненню.

Для досягнення високої стабільності необхідно, щоб зовнішні збурювання, які сприймаються світловими променями, що рухаються в протилежних напрямках, були ідентичними.

В основній оптичній системі, показаної на рис 1.4, при використанні світлоприймача 1. світло двічі відбивається розчіплювачем проміння й, крім того, двічі проходить крізь нього. При цьому умова однакової довжини оптичного шляху виконується не зовсім точно й внаслідок температурних коливань характеристик розчіплювача проміння на виході виникає дрейф. При використанні розчіплювача 2 відбувається те ж саме. Щоб світлові промені, уведені в оптичне волокно й випромінювані волокном, проходили однаковий оптичний шлях, поєднувалися й роз'єднувалися в одній і тій же точці розчіплювача проміння, а також мали б однакову моду, необхідно між розчіплювачем проміння встановити просторовий фільтр. У цьому фільтрі



бажано використати одномодове оптичне волокно - те ж, що й для чутливої котушки.

Звичайно в одномодовому оптичному волокні можливе поширення двох незалежних мод з ортогональною поляризацією. Але оскільки оптичні волокна володіють не зовсім строгою осьовою симетрією, фазові постійні цих двох мод різні. Однак між модами двох поляризацій відбувається обмін енергією, характеристики якого змінюються під зовнішнім впливом, тому випромнене волокном світло звичайно здобуває кругову поляризацію з нестійкими параметрами. Все це приводить до дрейфу вихідного сигналу.

Якщо ж на оптичному шляху помістити, як це показано в обведеній штриховою лінією частині на мал. 4, поляризаційну пластину, тобто пустити на оптичний шлях інтерферометра світлову хвилю з єдиною поляризацією й у випромінюваному світлі виділити тільки складову з такою ж поляризацією, то передатна функція кільцевого оптичного шляху (оптичного волокна) для променів із протилежним напрямком руху буде однакова й, тим самим, проблема вирішена. Але й у цьому випадку залишаються коливання потужності світла, що досягли світлоприймача, тому необхідно прийняти ще заходи щодо стабілізації масштабного коефіцієнта. Один з таких заходів - введення деполаризатора, що компенсує коливання поляризації в оптичному волокні й робить стан поляризації довільним, або введення оптичного волокна, що зберігає поляризацію. У гіроскопах зі світловим гетеродинуванням ефективне рішення проблеми - нульовий метод.

Для усунення дрейфу, обумовленого коливаннями поляризації в оптичному волокні, потрібен поляризатор з дуже великим загасанням (близько 90 дБ), але ця вимога зм'якшується при використанні оптичного волокна зі збереженням поляризації й джерела світла з низькою когерентністю. В оптичному волокні зі збереженням поляризації через різницю фазових постійних для мод з ортогональною поляризацією виникає різниця довжини оптичного шляху для цих мод, тому використання джерела з низькою

когерентністю випромінювання унеможливорює інтерференцію між модами. Аналогічного ефекту можна домогтися й при використанні деполяризатора.

Таблиця 1. Шумові фактори у волоконно-оптичних гіроскопах

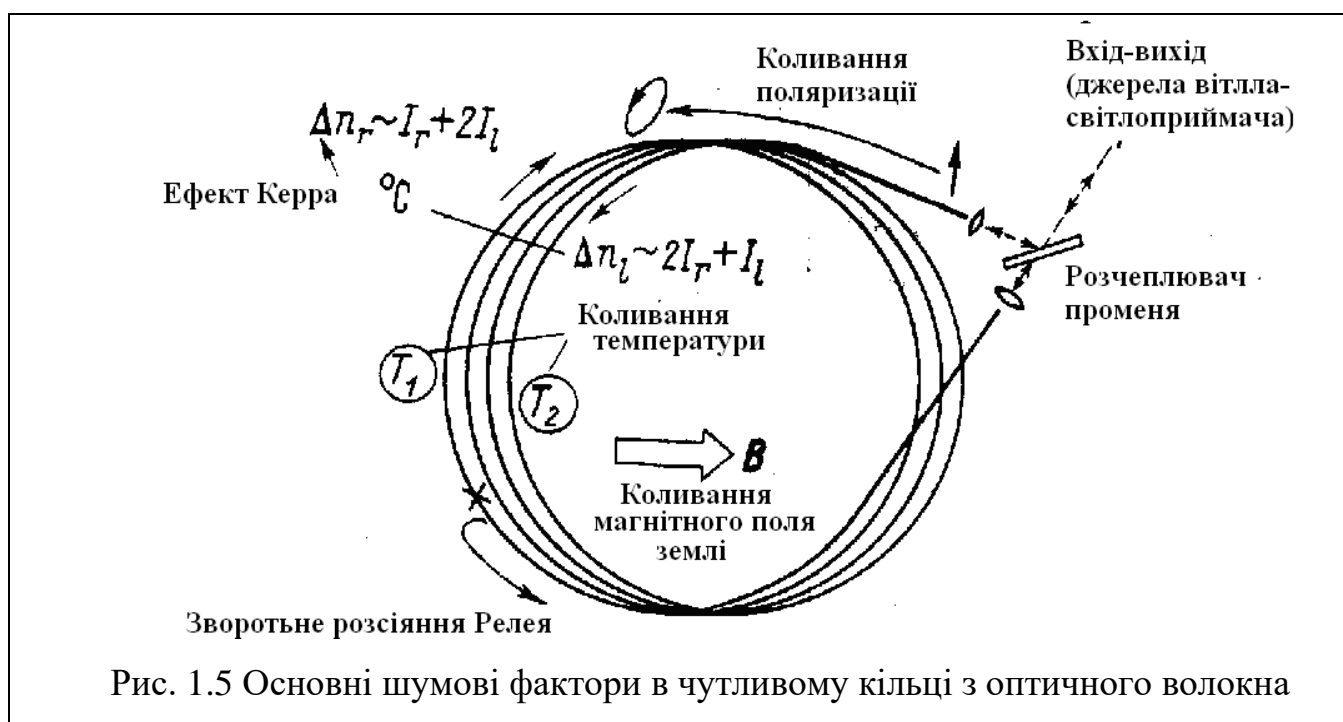
Шумовий фактор	Заходи, що рекомендуються, щодо зниженню шуму
Коливання поляризації в оптичному волокні, наприклад, перетворення лінійної поляризації в кругову в одномодовому волокні	Включення на виході волокна аналізатора, для того щоб виділити складову поляризації одного напрямку
Різниця довжини оптичних шляхів для світлових хвиль, що йдуть у протилежних напрямках, при динамічній нестабільності спектра джерела світла	Стабілізація спектра джерела світла
Різниця частот хвиль, що йдуть по волокну в протилежних напрямках, при коливаннях температури	Використання двох акустооптичних модуляторів або модуляція прямокутними імпульсами
Нерівномірність розподілу температури уздовж волокна	Намотування оптичного волокна, при якому розподіл температури симетричний щодо середини котушки
Зміна фази вихідного сигналу через ефект Фарадея у волокні під впливом коливань магнітного поля Землі	Магнітне екранування й використання волокна зі збереженням поляризації
Коливання (у розчіплювачів променів) відносно інтенсивності прямого й зворотного променя внаслідок оптичного ефекту Керра	Модуляція випромінюваного світла прямокутними імпульсами зі шпаруватістю 50%; використання широкосмугового джерела світла
Інтерференція прямого променя й променів зворотного розсіювання Релея	Фазова модуляція світлової хвилі; імпульсна частотна модуляція лазерного випромінювання; використання слабоінтерференційного джерела світла

### 1.7 Фактори, що обмежують роздільну здатність

Серед факторів, що обмежують короточасну розв'язну здатність, найбільш сильний вплив робить зворотне розсіювання по оптичному шляху. Світло відбиття Френеля від поверхонь елементів оптичної системи або світло зворотного розсіювання Релея, наприклад, у самому оптичному волокні інтерференціє зі світлом сигналу, що приводить до виникнення безлічі шумів. Для боротьби з ними пропонуються модуляція фази світлової хвилі, імпульсні методи, а також метод, при якому використовується джерело світла з широким спектром і низькою когерентністю, що погіршує інтерференцію через велику різницю довжини оптичного шляху для світла зворотного розсіювання Релея й світла сигналу. (Таким джерелом може бути багатомодовий напівпровідниковий лазер або суперлюмінесцентний діод.)

Шуми вихідного сигналу гіроскопа можна виразити наступною формулою:

$$\Delta\psi_s = \frac{\beta_R}{4} \sqrt{\frac{\alpha_0 c}{n\sqrt{\pi}\Delta f_s}}, \quad (10)$$





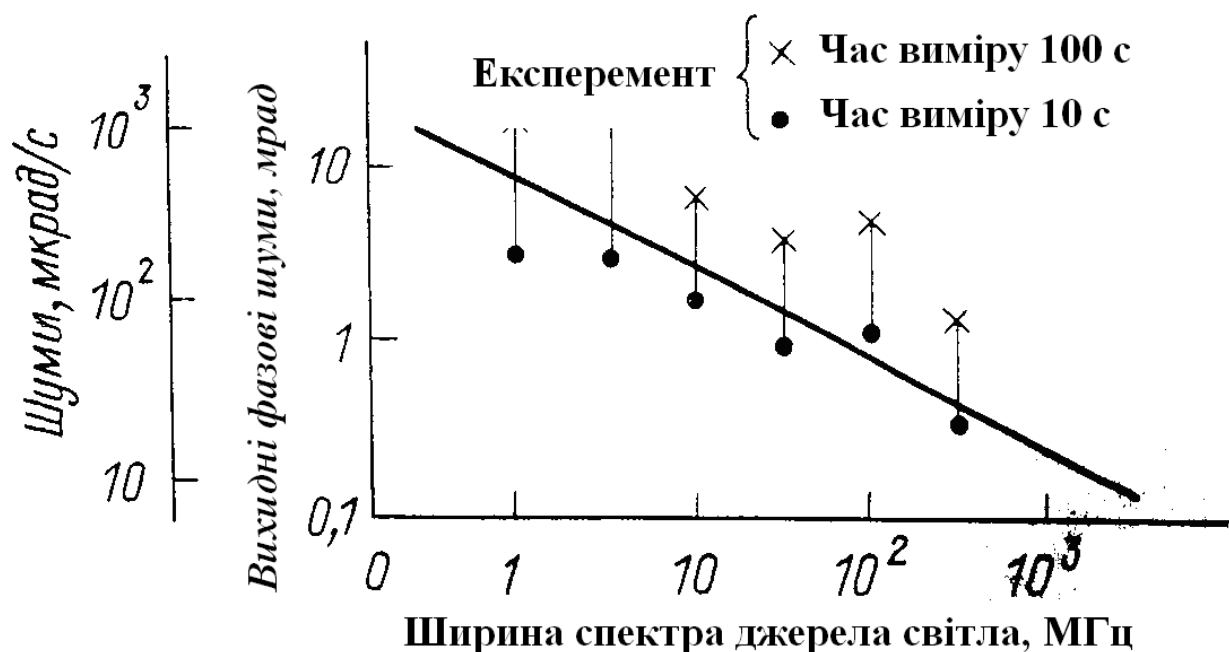


Рис. 1.6 Зменшення шумів релєївського розсіювання за допомогою розширення спектра світлового джерела

де  $\alpha_0$  — втрати розсіювання Релея в оптичному волокні;  $\beta_R$  — частка світлового розсіювання Релея, що поширюється у зворотному напрямку;  $\Delta f_s$  — ширина спектра джерела світла.

На мал. 9 представлені результати експерименту, що показують, як у міру розширення спектра випромінювання підвищується розв'язна здатність волоконно-оптичного гіроскопа. Таким чином, у волоконно-оптичних гіроскопах зменшення когерентності джерела світла ефективно для зниження не тільки шумів відстані Релея, але й шумів ефекту Керра.

### 1.8 Висновки

Розглянуто принцип дії деяких оптичних гіроскопів, у тому числі волоконно-оптичних. Завдяки методу фазової модуляції досягнуті розв'язна здатність і стабільність нульової точки відповідно до вимог інерціальної навігації. За допомогою методу зміни частоти й світлового гетеродинування, реалізований широкий динамічний діапазон (від п'яти до дев'яти порядків) і стабільний масштабний коефіцієнт. Волоконно-оптичні гіроскопи знаходять широке застосування. Швидкими темпами ведеться розробка різних приладів на основі мікрооптичної технології, волоконно-оптичних функціональних

елементах, оптичних хвильовідних елементах. До теперішнього часу такі гіроскопи середнього класу вже є в продажі.

Волоконно-оптичні гіроскопи відрізняються від попередніх відсутністю механічних систем, що робить їх придатними не тільки в навігації, але й в інших областях, наприклад, для контролю руху бура при бурінні нафтових свердловин. Крім того, якщо збільшити діаметр кільця з оптичного волокна, подовжити інтервал інтегрування вихідного сигналу, то можна підвищити чутливість, що дозволить використати гіроскоп для прогнозу погоди, виміру флуктуацій власного обертання Землі й ін.

## РОЗДІЛ 2

### ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНЕ ОБЛАДНАННЯ АН-178. БЕЗПЛАТФОРМНА КУРСОВЕРТИКАЛЬ ТИПУ LCR-100

Розглянемо пілотажно-навігаційний комплекс літака АН-178 та більш детально безплатформну курсоветикаль, що використовується для визначення просторового положення літака. Це дасть нам уявлення про використанні новітні технології при проектуванні та розробці АН-178.

#### 2.1. Пілотажно-навігаційне обладнання

Пілотажно-навігаційне обладнання призначене для літаководіння в автоматичному, напівавтоматичному й ручному режимі керування польотом по заданій траєкторії, а також рішення різних задач і індикації необхідної пілотажно-навігаційної інформації екіпажу.

До складу пілотажно-навігаційного обладнання входять:

- засоби визначення повітряних параметрів;
- засоби визначення просторового положення літака;
- системи забезпечення посадки;
- системи автономного визначення положення літака;
- системи визначення положення літака з використанням наземних і орбітальних засобів;
- системи оптимізації польоту.

*Засоби визначення повітряних параметрів містять у собі:*

- систему повного й статичного тисків, що забезпечують прилади, що видають інформацію з висотно-швидкісних параметрів польоту (швидкості, висоти й вертикальної швидкості) повним і статичним тиском;

**НАУ 21 144 82 000 ПЗ**

<b>Кафедра авіоніки</b>				<b>Пілотажно-навігаційне обладнання. Безплатформна курсвертикаль LCR-100</b>	Літ.	Арк.	Аркушів
Виконав	Краснов В.М.					37	13
Керівник	Краснов В.М.			<b>613.7.100107.01</b>			
Консульт.	Левківський В.В.						
Н. Контр.	Павлова С. В.						
Зав. Каф.							

- прилад пілотажний комбінований резервний ППКР-СВС, що забезпечує екіпаж інформацією про відносну барометричну висоту, приладову й вертикальну швидкості, число М, максимальну експлуатаційну приладову швидкість VMAX (VMO, VFE, VLO, c );
- інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів, що забезпечує вимірювання, обчислення й формування наступних параметрів:
- Набс, Нвід, Vпр, Vмд (VMO, VFE, VLO, VLE), Vдійсн, число М, Рдін, Рповн, αмісц., αпоточне, αсигн, Vy, t нв, tt, ny поточне, ny max(a)..
- До засобів визначення просторового положення літака відносяться: безплатформні курсовертикалі, призначені для визначення крену, тангажа, курсу, кутових швидкостей навколо осей літака, лінійних прискорень і іншої пілотажно-навігаційної інформації;
- резервний авіагоризонт, призначений для забезпечення льотчиків візуальною інформацією крену, тангажа, бічного сковзання й відхилень від рівносигнальних зон курсового й глісадного радіомаяків, а також видачі сигналів справності, крену й тангажа зовнішнім споживачам;
- магнітний рідинний компас, що є резервним приладом і призначений для визначення магнітного курсу літака в прямолінійному горизонтальному польоті.

*Системи забезпечення посадки* призначені для літаководіння по сигналах наземних навігаційних радіомаяків VOR і виконання передпосадкових маневрів і заходів на посадку по сигналах посадкових радіомаяків системи ILS і СП.

*Системи визначення положення літака з використанням наземних і орбітальних засобів* містять у собі:

- апаратури радіотехнічної системи ближньої навігації, призначену для визначення місця розташування літака й виконання посадки по сигналах наземних радіомаяків.

- Радіодальномір, призначений для вимірювання похилої дальності між літаком і наземним радіомаяком;
- автоматичний радіокомпас, що забезпечує автоматичне визначення курсових кутів на приводні й широкомовні радіостанції й радіомаяки;
- літаковий відповідач, що працює в режимі “S”, що виконує функції відповідача УВР і обмінюється інформацією із системою попередження й запобігання зіткнення;
- літаковий відповідач, що виконує тільки функції відповідача УВР;
- апаратури супутникової навігації, призначену для визначення поточного місця положення літака, обчисленого за даними, прийнятим від супутникових навігаційних систем;
- виріб, що несе інформацію про державну приналежність літака.

Як система оптимізації польоту на борті встановлена обчислювальна система літаководіння, призначена для:

- формування й відображення інформації екіпажу, необхідної для навігації на всіх етапах польоту;
- оперативного керування програмою польоту;
- централізованого керування системами пілотажно-навігаційного встаткування, радіозв'язковим устаткуванням, бортовою системою технічного обслуговування й системами радіотехнічного встаткування навігації й посадки;
- завдання значень частот за планом польоту, частотно-кодових каналів і режимів роботи;
- автоматизованого наземного й автоматичного польотного контролю власної працездатності, а також контролю лінії зв'язку й інформації взаємодіючих систем;
- вводу й зберігання інформації аеронавігаційної бази даних і видачі інформації з неї для індикації;

- інтеграції автономних систем, що забезпечують рішення навігаційних задач;
- забезпечення навігаційною інформацією сполучених систем зі складу бортового електронного встаткування;
- рішення задач літаководіння в режимах автоматичного, напівавтоматичного й ручного керування літаком.

## **2.2. Безплатформна курсовертикаль LCR-100.**

### **2.2.1. Загальні відомості по безплатформній курсовертикалі LCR-100.**

Безплатформна курсовертикаль LCR-**100** (БКВ) призначена для визначення крену, тангажа, курсу, кутових швидкостей навколо осей літака, лінійних прискорень і іншої пілотажно-навігаційної інформації.

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

#### *Основні дані*

Погрішність у показаннях крену й тангажа ..... не більше  $\pm 0,5^\circ$   
 Погрішність визначення магнітного курсу ..... не більше  $2,0^\circ$   
 Дрейф гіроскопічного курсу ..... не більше  $5^\circ/\text{ч}$   
 Час виставки при температурі від 0 до  $35^\circ\text{C}$ .... 90 с

*Вага (кг.)* ..... 3.215  
 Моноблок АНРУ..... 2.2  
 (магн. датчик) MSU..... 0.68  
 Рама (без вентилятора)..... 0.3  
 (компенсатор) CalPROM ..... 0.035

#### **2.2.2. Опис системи.**

До складу БКВ входять:

- АНРУ - блок курсовертикалі на монтажній рамі;

- MSU CalPROM - калібрований модуль індукційного датчика;
- MSU - магнітний індукційний датчик.

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

Блок курсовертикалі призначений для виміру, перетворення в електричні сигнали й видачі споживачам крену, тангажа, курсу, що становлять кутових швидкостей, перевантажень і іншої пілотажно-навігаційної інформації.

Блок містить у собі датчики (оптоволоконні гіроскопи (FOG) і акселерометри), процесор, джерело живлення й інтерфейси (вхідні й вихідні порти). АНРУ встановлені на стелажі "Авіоніка" у районі шпангоутів № 7 і 8 по лівому борту.

Калібрований модуль призначений для автоматичної компенсації й запам'ятовування погрішності індукційного датчика (усунення девіації). Модуль встановлений на блоці АНРУ.

Магнітний індукційний датчик призначений для вимірювання проєкцій вектора горизонтального складового магнітного поля Землі по двох взаємно перпендикулярних умовних осях чутливості, що збігаються по напрямку з поздовжньою й поперечною осями літака, а також для видачі сигналу, пропорційного горизонтальній складовій магнітного поля Землі, у блок курсовертикалі. На літаку встановлені три датчики MSU (FV-1) у лівому і правому напівкрилах (у районі нервюр 25-26).

Структурна схема наведена на рис. 2.1.

Органи керування й контролю курсовертикалі показані на рис. 2.2.

Пілотажна інформація, що надходить із БКВ на КПІ, наведена на рис. 2.3.

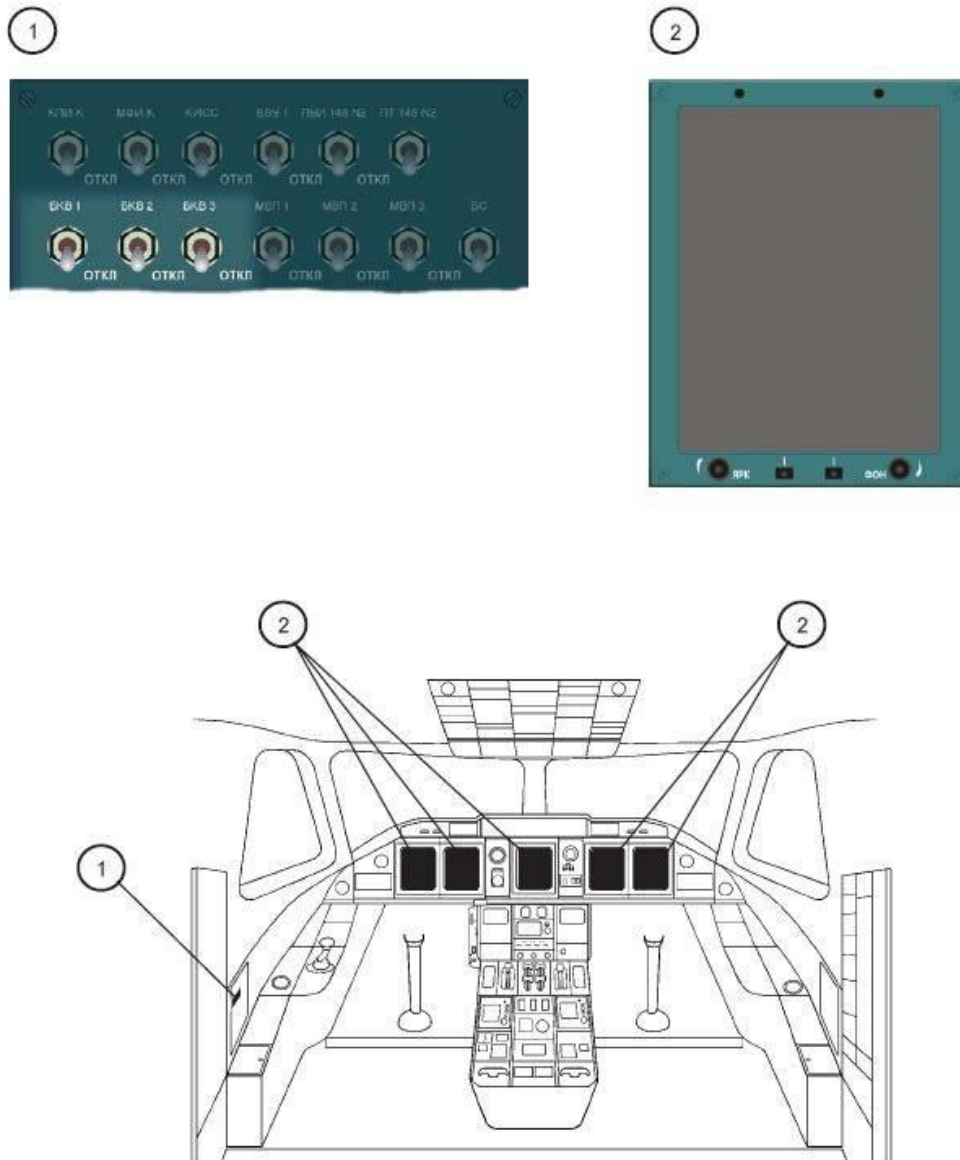


Рис. 2.2. Органи керування курсовертикалю

Функціональне призначення органів керування й контролю наведено в табл. 2.

Таблиця 2.2

Органи керування й контролю	Призначення
<b>Ліва панель вимикачів</b>	
<b>Вимикачі:</b> - "БКВ 1" - "БКВ 2"	<b>Включення:</b> - курсовертикалі № 1 - курсовертикалі № 2



- "БКВ 3"	- курсовертикалі № 3
Приладова дошка	
Індикатори КСЕІС (КПІ, БФІ, КІСС)	Відображення екіпажу пілотажної інформації й видачі екіпажу текстів аварійних, попереджуючих і сигналів, що повідомляють, з рекомендаціями з відбивання виниклих небезпечних ситуацій

Розподіл інформації від БКВ при контрольованих відмовах БКВ по ознаці відмови наведено в таблиці 2.1.

Таблиця 2.1

№ ситуації	БКВ 1	БКВ 2	БКВ 3	Розподіл
1	Виправлено	Виправлено	Виправлено	БКВ1 (КПС), БКВ2 (2П)
2	Відмова	Виправлено	Виправлено	БКВ3 (КПС), БКВ2 (2П)
3	Виправлено	Відмова	Виправлено	БКВ1 (КПС), БКВ3 (2П)
4	Виправлено	Виправлено	Відмова	БКВ1 (КПС), БКВ2 (2П)
5	Відмова	Відмова	Виправлено	БКВ3 (КПС і 2П)
6	Відмова	Виправлено	Відмова	БКВ2 (КПС і 2П)
7	Виправлено	Відмова	Відмова	БКВ2 (КПС і 2П)
8	Відмова	Відмова	Відмова	

При контрольованій послідовній або одночасній відмові двох БКВ на КПІ з'являється попереджуваче повідомлення "КРЕН, КУРС, ТАНГАЖ - ОДИН КАН" на обох робочих місцях.

Розподіл інформації від БКВ при контрольованих відмовах по ознаці відмови параметра (параметрів) курсу, крену, тангажа:

- відмова параметра вважається відмовою БКВ, але тільки для цього параметра й заміняється відповідно до таблиці. При відновленні справності параметра, що відмовив, автоматично здійснюється зворотний перехід;
- при повній відмові параметра зона висновку інформації із цього параметра закривається бленкером у вигляді "X" жовтих кольорів.

Розподіл інформації від БКВ при відмовах параметрів по мажоритарному контролю (методом граничного порівняння):

- при відмові одного з контрольованих параметрів перша або другого БКВ інформація з параметра, що відмовив, автоматично заміняється аналогічною інформацією від третього (резервного) каналу до закінчення польоту;
- при наступній (другій) відмові контрольованих параметрів, його значення порівнюються з показаннями резервних приладів, по текстовій сигнальній інформації, на робочих місцях КПС і 2П “КРЕН (ТАНГАЖ, КУРС) - ПОРІВНЯЙ”. При натисканні кнопки "ЗНЯТИ ВІДМОВУ" на пульті ПУИ-148 робочого місця, де значення параметра розійшлися з показаннями резервних приладів, відображувана інформація з параметрів, що відмовили, на індикаторах, даного робочого місця автоматично заміняється аналогічною інформацією від справного каналу до закінчення польоту. При цьому попереджуваче повідомлення типу “... ПОРІВНЯЙ” заміняється попереджувачим повідомленням типу "... ОДИН КАН" на обох робочих місцях.

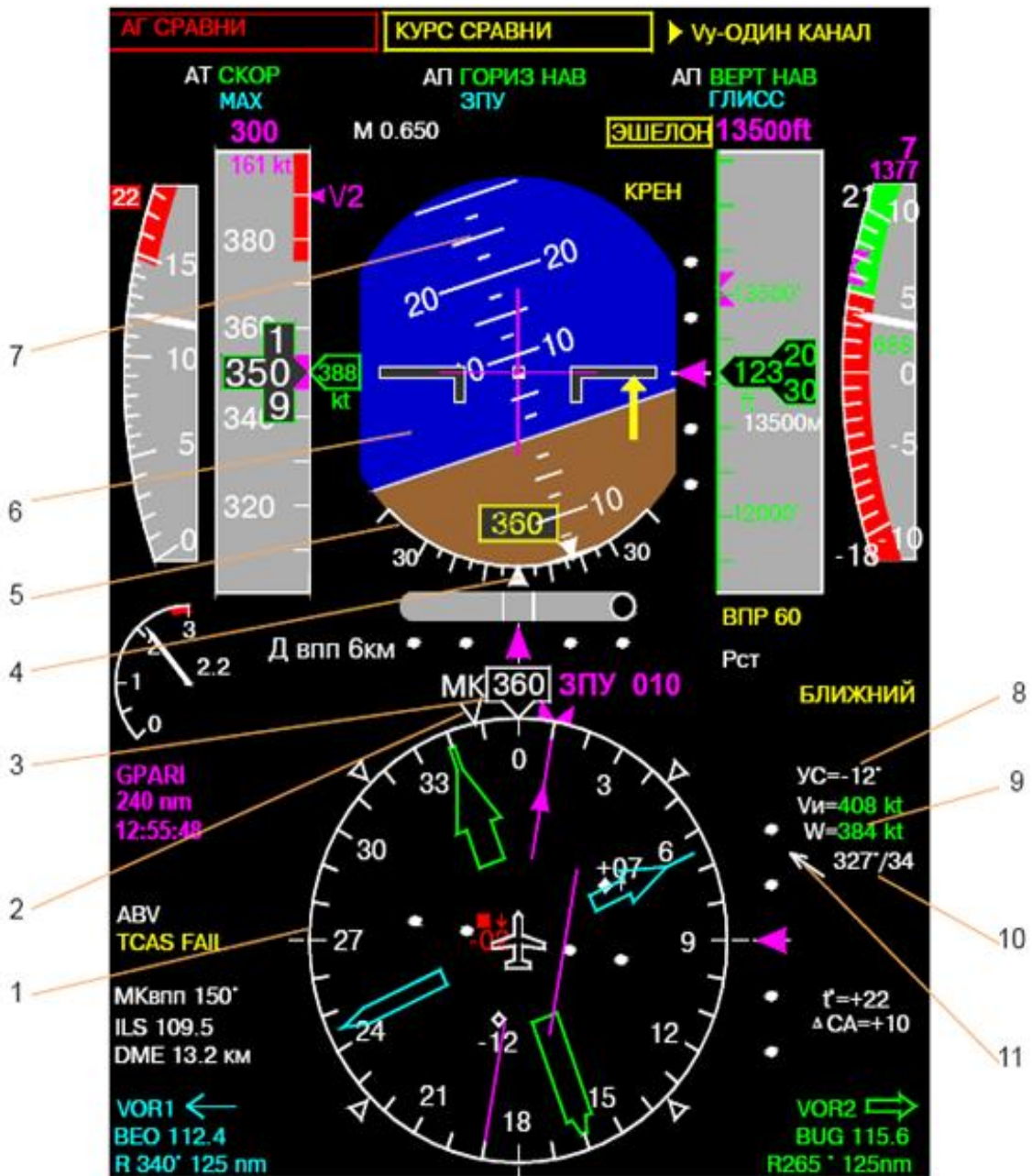


Рис. 2.3. Пілотажна інформація, що надходить із БКВ на КПІ

Значення, колір символів на КПІ:

1. Шкала курсів	8. Кут зносу
2. Індекс кута зносу	9. Шляхова швидкість
3. Лічильник поточного курсу	10. Символ напрямку й швидкості вітру
4. Показчик крену	11. Показчик напрямку вітру
5. Шкала крену	
6. Авіагоризонт	
7. Шкала тангажа	

Повідомлення, виведені на індикатори КСЕІС, і їхній звуковий супровід Табл 2.2:

Таблиця 2.2

Повідомлення й звуковий супровід (текстове + (т) тональне + (р)мовне)	Індикатор			Причина повідомлення
	КПІ	КІСС	МФИ	
	Категорія			
АГ ЗРІВНЯЙ + (р) ТАНГАЖ ЗРІВНЯЙ (2 рази) + (р) КРЕН ЗРІВНЯЙ (2 рази)	ППД			Перевищення припустимої розбіжності між параметрами "Кут тангажа" або "Кут крену", що надходять у КСЭИС від двох що
КУРС ЗРІВНЯЙ + (р) КУРС ЗРІВНЯЙ (2 рази)	ППД			Перевищення припустимої розбіжності між параметрами "Магнітний курс", що надходять у КСЭИС від двох що
КРЕН - ОДИН КАН. + (т) дзвін	ППД	-	-	Сигналізація про відмову двох із трьох каналів крену
КУРС - ОДИН КАН. + (т) дзвін	ППД	-	-	Сигналізація про відмову двох із трьох каналів курсу
ТАНГАЖ – ОДИН КАН. + (т) дзвін	ППД	-	-	Сигналізація про відмову двох із трьох каналів тангажа
БКВ 1 (2,3) ВІДМОВА	-	пп	пп, ст	Перша відмова БКВ
БКВ 2 (1,3) ВІДМОВА	-	пп	пп, ст	Друга відмова БКВ

ПРИМІТКА. Вивід повідомлення на той або інший індикатор позначений вказівкою у відповідній колонці категорії даного повідомлення:

- ппд - попереджуючих, потребуючих дій;
- пп - попереджуюче, не потребуючих дій;
- ст - статусне.

### 2.2.3. Цифрова шина ARINC 429.

В системах авіоніки літака АН-178 широко використовуються цифрова шина ARINC 429.

ARINC 429 це дводротова цифрова шина спеціально розроблена для використання в цифрових обчислювачах, що використовуються в комерційній та транспортній авіації.

Довжина машинного слова, що передається шиною складає 32 біти, шиною передаються повідомлення, які переважно складаються з одного машинного слова.

ARINC 429 використовує односпрямований стандарт передачі даних, це означає що в конкретний момент часу данні передаються тільки в одному напрямку. Повідомлення передаються з швидкістю 12.5 KB/s або 100 kbps до іншої системи.

Передавач постійно та безперервно посилає повідомлення довжиною 32 біта, або нульовий сигнал. Для нормального функціонування такої системи необхідно щоб число споживачів даних не перевищувало двадцяти.

Кожне ARINC машинне слово включає п'ять основних полів рис.:

- Parity
- SSM
- Data
- SDI
- Label

P	SSM	Most Significant Data	Data – 19 Bits	Least Significant Data	SDI	8-Bit Octal Label	
32	31-30	29-11			10-9	1-8	
MSB		32-Bit ARINC 429 Word				LSB	

Рис. 2.4. Основні поля шини

Parity біт 32 біт машинного слова, що визначає його парність (MSB). SSM чи Sign/Status Matrix це 30 та 31 біт машинного слова . Біти з 11 до 29 несуть в собі безпосередньо передані дані. Binary Coded Decimal (BCD) та

binary encoding (BNR) являє собою загальний ARINC даних формат. Біти 9 та 10 це Source/Destination Identifiers (SDI) і відображає приналежність переданих даних. Біти від 1 до 8 ідентифікують тип переданих даних.

Таким чином ця шина являє собою універсальний інтерфейс, в якому за допомогою одного каналу передачі даних, знаючі ідентифікуючий код пристрою утримувача сигналу можна передати цілий ряд параметрів з великою швидкістю.

### **Висновки.**

Використана на літаку АН-178 сучасна авіоніка, а саме німецька курсовертикаль LCR-**100** має ряд плюсів. Серед них: менші розміри й маси елементів і системи в цілому; більша надійність системи; менше споживання електроенергії; менша вартість; простота експлуатації й ремонту.

Це дозволить зменшити собівартість ремонту та експлуатації подібної системи у подальшій роботі, та зробить літак більш бажаним, ніж аналоги, що мають менш точні та ефективні системи визначення просторового положення літака.

Безплатформна курсовертикаль LCR-**100** робить літак АН-178 конкурентоспроможним на ринку.

## РОЗДІЛ 3

### ЕКСПЛУАТАЦІЯ СИСТЕМИ КУРСОВЕРТИКАЛІ

#### 3.1. Інструкція з установки.

##### 3.1.1 Комплектація системи.

Блоки:

Магнітний датчик (MSU)

Модуль CalPROM датчика MSU

Настановний комплект (АНРУ с аналоговим виходом) (Комплект перехідних рознімачів)

Настановний комплект (АНРУ без аналогового виходу) (Комплект перехідних рознімачів)

Монтажна рама блоку АНРУ

Блок містить у собі датчики (оптоволоконні гіроскопи (FOG) і акселерометри), процесор, джерело живлення й інтерфейси (вхідні й вихідні порти).

Калібрований модуль призначений для автоматичної компенсації й запам'ятовування погрішності індукційного датчика (усунення девіації).

Модуль встановлено на блоці АНРУ.

На літаку встановлені три датчики MSU (FV-1) у лівому і правому напівкрилах (у районі нервюр 25-26)

##### 3.1.2 Монтаж системи.

При монтажі системи варто врахувати наступні зауваження:

1. Перевиті й екрановані проведення. - Проведення повинні екрануватися й перевиватися, як показано, ізоляційними екраном: Екран повинен проходити через кожний отвір і приєднуватися із двох кінців до встаткування з тильної

сторони до відповідного рознімача.

**НАУ 21 144 82 000 ПЗ**

Виконав		Кафедра авіоніки		Лім.	Арк.	Аркушів
Керівник	Краснов В.М.					
Консульт.	Краснов В.М.			613. 7.100107.01		
Н. Контр.	Левківський В.В.					
Зав. Каф.	Павлова С. В.					

**Експлуатація  
системи  
курсовертикалі**

2. Зовнішній контроль програми - застосування програмних штирів для зовнішнього контролю.

3. Заземлення ізоляції магнітного індукційного датчика MSU. - Екранований багатошаровий передавальний кабель, що несе чутливі сигнали від магнітного індукційного датчика MSU, повинен мати власне заземлення з тильної сторони відповідного рознімання

4. Гвинтові замки з метричним різьбленням (М3) перехідних джгутів повинні бути повністю металевими або метало-пластиковими.

### 3.2 Опис і робота.

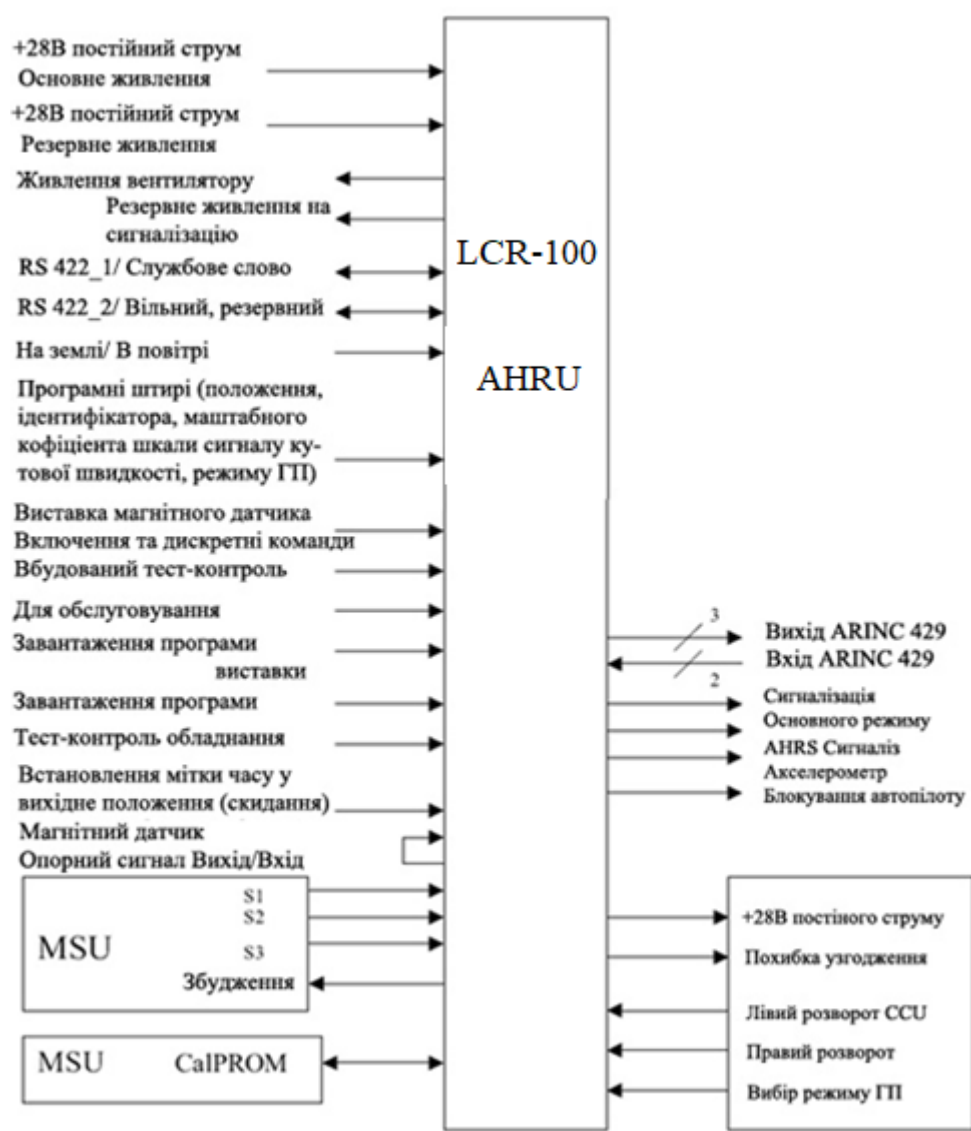




Рис. 3.1. Схема взаємодії (зв'язків) курсовертикалі LCR-100

### **3.2.1 Загальні відомості.**

Система складається із блоку курсовертикалі АНРУ, магнітного індукційного датчика MSU.

### **3.2.2 Призначення встаткування**

Курсовертикаль LCR-100 - це система, що складається з інерціальних датчиків положення, що забезпечує видачу інформації про положення літака, курс й динаміку польоту на дисплей, у систему керування польотом, погодні радіолокаційну антену й в інші системи й приладове встаткування.

### **3.2.3 Опис.**

Інформація з опису блоків курсовертикалі є в наступних параграфах:

#### **3.2.3.1 Розташування блоку на літаку.**

Стелаж "Авионіка" у районі шпангоутів № 7 і 8 по лівому борті.

#### **3.2.3.2 АНРУ (Блок курсовертикалі).**

LCR-100 сконструйована як безплатформна інерціальна вимірювальна система, що використовує швидкісні оптоволоконні гіроскопи (FOGs) і мікромеханічні акселерометри, "прив'язані" до основних осей літака. Цифрова обчислювальна машина інтегрує (узагальнює) дані по швидкості, щоб одержати курс, крен і тангаж.

#### **3.2.3.3 MSU (Магнітний індукційний датчик).**

Магнітний індукційний датчик визначає горизонтальну складову магнітного поля Землі й передає її в блок курсовертикалі АНРУ для того, щоб протягом тривалого часу забезпечувати опорний сигнал для визначення курсу.

### **3.2.4 Виставка.**

#### **3.2.4.1 Початкова виставка.**

(а) Виставка складається із двох етапів, що описуються нижче, які виконуються послідовно. У процесі виставки вихідні дискретні команди на бленкери й на сигналізацію на адресах 270/271 системи передачі цифрових

даних (DITS) сигналізують умови в сукупності з не обчислюваними параметрами, по положенню, курсу, прискоренню й швидкості.

(b) Якщо температура навколишнього середовища перебуває в діапазоні від + 15°C до + 35°C, тоді виставка здійснюється за допомогою температурної фазостабілізації оптоволоконних гіроскопів (FOG) за 25 секунд.

(c) Після коротких перерв у живленні, менш чим 500 мілісекунд (15% від допуску), вертикаль AHRS здатна виконувати повторну швидку виставку з видачею інформації.

#### **3.2.4.2 Перший етап виставки.**

(a) Тривалість першого етапу виставки - 15 секунд і він не залежить від того, чи перебуває літак на землі або в повітрі.

(b) Протягом першого етапу виставки на виходах по тангажу, крену й курсу спочатку встановлюються нулі. Після початку фільтрації, через DITS виводяться фактичні значення цих кутів, але мітяться, як недійсні (Матриця станів знака SSM реєструє їх як не обчислювані дані NCD). Вихід сельсина підтримується на нулі протягом усього першого етапу виставки.

(c) Кутові швидкості об'єкта й прискорення об'єкта виводяться через DITS, але мітяться спочатку, як недійсні (SSM реєструє їх як NCD), у той час, як на аналогових виходах (по швидкості рискання й швидкості розвороту, нормальному прискоренню) встановлюються нулі.

#### **3.2.4.3 Другий етап виставки.**

На другому етапі забезпечується виставка блоку AHRS по положенню й курсу.

(a) Протягом другого етапу виставки на виходи видаються фактичні значення кутів положення й курсу, але мітяться як недійсні (SSM реєструє їх як NCD). Дискретні команди АТТ (ВЕРТИКАЛЬ) і HDG (КУРС) видаються як недійсні). Як тільки певні значення точності стануть прийнятними, відповідні вихідні дані відзначаються як дійсні.

(b) Кутові швидкості об'єкта й прискорення об'єкта на виході через DITS тепер мітяться, як дійсні (SSM устанавлюється на NORMAL

(НОРМАЛЬНО)). Через аналогові канали встановлюються дійсні швидкості рискання й нормальне прискорення

(с) Тривалість другого етапи виставки залежить від інтенсивності руху протягом обох етапів. Якщо рух літака не перевищує заданих обмежень (див. пункт 4.1.4), то відбувається СТАТИЧНА ВИСТАВКА, у всіх інших випадках – ДИНАМІЧНА ВИСТАВКА.

#### **3.2.4.4 Умови руху в процесі виставки.**

(а) Статична виставка (на землі)

Кутові швидкості:  $< \pm 1\%$ , Період:  $< 1$  с

Час виставки: 30 с

(б) Динамічна виставка (у повітрі)

Кутові швидкості:  $< \pm 5\%$ , Період:  $< 2$  с

Час виставки: 120 с

#### **3.2.4.5 Визначення швидкості обертання Землі й відходу гіроскопа.**

З метою підвищення точності системи для компенсації погрішності використовуються розраховані швидкість обертання Землі й відхід гіроскопа. Незалежно від того, чи перебуває курсовертикаль AHRS у нормальному режимі роботи, або в режимі МК, вертикальна складова швидкості обертання Землі й відхід гіроскопа будуть безупинно обнулятися.

### **3.2.5 Основні режими роботи.**

#### **3.2.5.1 Нормальний режим.**

У нормальному режимі курсовертикаль AHRS використає дані дійсної повітряної швидкості (TAS) від системи цифрових повітряних параметрів (DADS), щоб забезпечити точність по просторовому положенню.

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

#### **3.2.5.2 Основний режим.**

Якщо дані по дійсній повітряній швидкості (TAS) недоступні або недійсні, система автоматично перейде на основний режим роботи, щоб функціонувати

автономно. Якщо під час роботи в основному режимі почнуть надходити дані по TAS, система почне переходити на нормальний режим роботи.

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

### **3.2.5.3 Робочий режим.**

Після завершення другого етапу виставки на всіх виходах встановлюються дійсні значення параметрів з точністю, прийнятною для використання. У робочому режимі стан просторового положення (вертикалі) контролюється нормальним /основним режимом, стан курсу контролюється режимом ГП/МК.

### **3.2.5.4 Режим МК.**

Режим МК є основним режимом роботи системи.

(a) У режимі МК стан за курсом у блоці АНРУ забезпечується дійсними даними від магнітного індукційного датчика MSU. Вплив швидкості обертання Землі й відходи гіроскопа під час роботи в цьому режимі постійно обнуляються. На курсовому виході буде магнітний курс, відлічений щодо місцевого меридіана.

(b) Якщо під час роботи АНRS у режимі МК обрана функція розвороту (лівий або правий розворот)\*, то буде забезпечене швидке перерегулювання курсу.

\*лівий розворот платформи за курсом (CCW проти годинникової стрілки)/правий розворот платформи за курсом (CW за годинниковою стрілкою)

### **3.2.5.5 Режим ГП.**

(a) Режим ГП може бути обраний вручну за допомогою дискретної команди РЕЖИМ ГП.

(b) Протягом активізації режиму ГП курс буде дорівнює нулю. Після завершення виставки курсу можна буде вручну виставити будь-яке бажане значення курсу, використовуючи функцію розвороту. В основному режимі роботи компенсація горизонтальної складової швидкості обертання Землі буде придушуватися.

### **3.2.6 Режим виставки магнітного індукційного датчика MSU.**

У режимі виставки MSU блок ANRU визначає величини погрішностей напівкругової і четвертої девіації, необхідні для компенсації. Алгоритм виставки здатний компенсувати погрішність до  $12^\circ$ .

#### **3.2.6.1 Вхід і вихід режиму виставки.**

Режим виставки магнітного індукційного датчика MSU вибирається вручну перемикачем виставки й за допомогою контрольної дискретної команди (J4-38). Цей режим не функціонує доти, поки не закінчена виставка або якщо літак по даним контрольної дискретної команди ЗЕМЛЯ/ПОВІТРЯ перебуває в повітрі. Після повернення перемикача виставки MSU у положення OFF (ВЫКЛ) або зняття контрольної дискретної команди, курсовертикаль повертається в нормальний робочий режим.

#### **3.2.6.2 Бленкери й курсові виходи.**

На початку режиму виставки курсовертикаль ANRS автоматично включає режим ГП. Видаються сигналізація по просторовому положенню й бленкерна сигналізація за курсом. На виході за курсом індікуються некомпенсовані дані доти, поки літак рухається. Як тільки виявляється розворот, вихідний сигнал курсу представляє із себе відносний курс, тобто зміна курсу, що обмірювана гіроскопом щодо початкового курсу на початку режиму виставки MSU.

#### **3.2.6.3 Сукупність даних.**

Щоб зібрати дані, необхідні для обчислення компенсаційних коефіцієнтів, літак повинен бути встановлений нерухомо у вихідне положення й потім повинен розвертатися з інтервалом  $45^\circ (\pm 5^\circ)$  навколо його вертикальної осі. Бленкери сигналізують стале положення доти, поки літак залишається нерухомим. Бленкерна сигналізація про несправності буде видаватися щораз, коли літак буде розвертатися в нове положення. У кожному сталому режимі літака йде автоматичне накопичення даних.

#### **3.2.6.4 Обчислення поправочних коефіцієнтів.**

Збір даних закінчується після розвороту на  $315^\circ$  (7 інтервалів через  $45^\circ$ ). Потім обчислюються поправочні коефіцієнти виставки для списання напівкругової і четвертої девіації, які запам'ятовуються в модулі CalPROM

(програмувальна постійна пам'ять для виставки магнітного індукційного датчика MSU), тобто в зовнішньому, прикріпленому на передній панелі блоку АНРУ пристрої. Бленкер курсу показує справність і видається інформація з курсу із залишковою погрішністю (стосовно курсу 0, помножена на 100). На цьому етапі режиму виставки можна одержати нові поправочні коефіцієнти виставки.

Якщо виставка MSU не була успішною (через відмови в блоці АНРУ або збору некоректних даних), бленкер курсу буде показувати відмовну ситуацію під час видачі поправочних коефіцієнтів виставки. У цьому випадку нові поправочні коефіцієнти не запам'ятовуються в модулі CalPROM, але старі в ньому збережуться. Те ж саме відбувається, якщо режим виставки закінчився передчасно.

### **3.2.6.5 Компенсація залишкової погрішності.**

Залишкова погрішність (нескомпенсована приладова помилка) може бути скомпенсована або механічним поворотом індукційного датчика, або електронним шляхом.

### **3.2.7 Режим вбудованого тест-контролю.**

Режим вбудованого контролю може бути включений вручну або за допомогою дискретної команди. Цей режим неможливий у момент запуску або вимикання й у всіх режимах, коли визначається, що літак перебуває в повітрі. Протягом режиму вбудованого тест-контролю блок АНРУ заміняє вихідні дані по цифрових і аналогових зв'язках на спеціальні дані контролю. Режим тест-контролю не впливає на роботу блоку АНРУ.

Режим включається від БСТО після режиму виставки на землі й при наявності сигналу обтиснутого положення шасі. Протягом режиму вбудованого тест-контролю блок курсовертикалі заміняє вихідні дані по цифрових виходах на дані контролю:

- курс 1-15°;
- курс 2-15°;
- тангаж - 5° кабрирування;

- крен - 45° правого крену;
- погрішність узгодження 15° вправо;
- кутова швидкість рискання 6°/с;
- кутова швидкість розвороту 3°/с;
- нормальне прискорення + 0,1 g.

Видаються несправності по крену й тангажу, за курсом, по швидкості рискання, по швидкості розвороту, по прискоренню.

### **3.2.8 Режим обслуговування.**

Режим обслуговування можливий, якщо визначено за допомогою контрольної дискретної команди ЗЕМЛЯ/ПОВІТРЯ, що літак перебуває на землі.

Режим обслуговування вибирається вручну за допомогою введення контрольної дискретної команди перед включенням живлення. У режимі обслуговування блок ANRU видає дані й системний час із архіву даних через DITS і порт зв'язку RS-422 №1

#### **3.2.8.1 Відшукання й збереження в пам'яті несправностей.**

(а) Система ANRS забезпечує можливість реєстрації відмовних ситуацій. Це досягається збереженням відмовних ситуацій на адресах 350, 351, 352 і 353 в EEPROM (область пам'яті). Дані мітяться мітками часу, видаваному з таймера системного часу обчислювача.

(б) Область EEPROM розділена на ділянки реєстрації, кожна ділянка (регістр) містить адреси 350, 351, 352 і 353 і тимчасову мітку. Блок ANRU робить огляд даних при включенні EEPROM і визначає, який регістр використався для запису даної фази живлення. Якщо необхідно, то логічною схемою визначається відмінність між короткою перервою в живленні й новому включенні. Блок ANRU також періодично контролює стан обслуговуючих слів, щоб знати, коли з'являються нові відмови. Всі дані фіксуються в EEPROM (якщо відбувається відмова, регістр його зафіксує й не буде більше рухатися, тобто відмова потрапить в область, що фіксує відмови)

(d) В EEPROM можливо відшукати параметр, що відмовив, і час відмови за допомогою спеціального тестового устаткування. Пам'ять реєстрації відмов здатна записати 192 відмови. Якщо буде більше, ніж 192 відмови, то буде листуватися сама старша відмова.

### **3.3 Перерви в живленні**

#### **3.3.1 Загальні відомості**

Блок ANRU працює за умови подачі напруги 12В постійного струму  $\pm 15\%$  без яких-небудь зменшень і змін. Робота блоку під напругою нижче 18В постійного струму можлива протягом 60 секунд, тобто в період запуску двигунів. Тривалий час у таких умовах блок працювати не може.

#### **3.3.2 Короткочасні перерви в живленні.**

Тривалість: менш 445 мілісекунд.

Перерви в живленні на період менше, чим 5 мілісекунд витримується джерелами живлення блоку ANRU і не роблять особливого впливу на його роботу.

При перервах у живленні більше 5 мілісекунд, або якщо вхідний напруга падає нижче 12В постійного струму, блок ANRU відключається.

Як тільки живлення відновиться й вхідна напруга збільшиться більше 18В постійного струму, блок ANRU автоматично ввімкнеться знову. Перерви в живленні, що тривають менш 500 мілісекунд ( $\pm 15\%$  від припустимого відхилення), класифікуються, як короткочасні перерви, які можуть привести до швидкого перерегулювання, тобто:

- (a) Режим швидкої виставки ініціюється режимом запуску Start Up,
- (b) При швидкій виставці просторове положення й курс будуть повторно виставлятися по переданих кутах Ейлера на підставі середнього значення даного руху літака,
- (c) Швидка виставка закінчиться через 45 мілісекунд із відхиленням  $\pm 5\%$ , за винятком даних, одержуваних від акселерометра. Ці дані стають вірними через 1.0 секунду.



(d) Після завершення виставки активізується експлуатаційний режим курсовертикалі AHRS.

### **3.3.3 Тривалі перерви в живлені.**

Тривалість : більше 600 мілісекунд.

## **3.4 Технологічні карти.**

### **3.4.1 Демонтаж/монтаж.**

#### № 401. Демонтаж магнітного індукційного датчика (MSU)

*Зміст операції й технічні вимоги (ТВ):*

1. Відкрийте люк у лівому (правому) напівкрилі в районі нервюр № 25, 26, виверніть гвинти кріплення проводів з наконечниками до колодки датчика (проведення з наконечниками заізолюйте).
2. Виверніть гвинти кріплення датчика до кронштейна й зніміть його.

*Інструмент і засоби наземного обслуговування (СНО):*

Валіза 148.00.9003.100.000 з інструментом

*Видаткові матеріали і запчастини:*

Дріт контрвальний ММ-0,5 (ГОСТ 2112-79)

#### № 402. Монтаж магнітного індукційного датчика (MSU)

*Зміст операції й технічні вимоги (ТВ):*

1. Встановіть датчик на кронштейн таким чином, щоб стрілка "НАПРЯМОК ПОЛЬОТУ" збігалася з напрямком польоту, а риска, нанесена на кронштейні, збіглася з нульовим розподілом шкали датчика.
2. Вверніть гвинти кріплення датчика до кронштейна. Стежте, щоб гвинти були з немагнітного металу.
3. Відповідно до маркування закріпіть наконечники на колодці індукційного датчика гвинтами. Закрийте люк у лівому (правому) напівкрилі.

ПРИМІТКА. Після заміни датчика виконайте девіаційні роботи

*Інструменти і засоби наземного обслуговування (СНО):*

Валіза 148.00.9003.100.000 з інструментом

*Видаткові матеріали і запчастини:*

Дріт контрувальний ММ-0,5 (ГОСТ 2112-79)

### 3.4.2 Регулювання/випробування.

#### № 502. Калібрування магнітного індукційного датчика (MSU)

*Зміст операції й технічні вимоги (ТВ):*

1. Відбуksуйте літак на дев'яцятьне коло.
2. Включить бортове живлення, включить АВСА й забезпечте зв'язок з водієм тягача.
3. Включить й виставте курсовертикалі (див. ТК № 501).
4. Усуньте настановну похибку індукційного датчика з точністю  $\pm 1^\circ$ .
5. Пеленгуванням літака за магнітним курсом визначте магнітний курс літака. Розгорніть літак на магнітний курс  $0^\circ$  з допуском  $\pm 5^\circ$ .

Визначите  $\Delta\varphi_0$ :

$$\Delta\varphi_0 = \varphi_0 \text{ П} - \varphi_0 \text{ LCR.}$$

6. Розвертайте літак з інтервалом  $45^\circ (\pm 5^\circ)$  за курсом і визначите  $\Delta\varphi$  на кожному курсі.
7. Обчислите настановну погрішність 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. Поворотом корпусу MSU на кут  $\Delta A$  усуньте настановну погрішність. При цьому MSU розвертайте за годинниковою стрілкою при негативному значенні  $\Delta A$  й проти годинникової стрілки при позитивному значенні  $\Delta A$ . Закріпіть MSU.
9. Включить режим калібрування (перемикач "MSU CAL MODE" на каліброваному модулі встановить в положення "ON").
10. Розвертайте літак з інтервалом  $(45 \pm 5)^\circ$  за курсом із зупинкою до появи сигналізації про справність курсовертикалі (за інформацією на КСЕІС). Після того, як всі дані по восьми курсам надійшли, система розраховує похибки й видає ці дані в модуль калібрування.
11. Вимкніть режим калібрування (перемикач "MSU CAL MODE" на каліброваному модулі встановить в положення "OF").

12. Розгорніть літак з інтервалом  $(45 \pm 5)^\circ$  за курсом (контрольний розворот) визначите залишкову погрішність, що повинна бути менше  $\pm 1^\circ$ .

13. Відключіть курсовертикалі, згорніть теодоліт, відключіть ABCA, закрийте люки MSU.

*Інструмент і засоби наземного обслуговування (СНО):*

Валіза 148.00.9003.100.000 з інструментом.

*Контрольно-перевірочна апаратури (КПА):*

Теодоліт Т2-А.

*Роботи, виконувані при відхиленнях від КВ:*

Повторіть пп. 7-11 дійсної карти.

*Додатково використовувані карти:*

ТК № 401, ТК № 501.

### **3.5 Вимоги до виставки блоків.**

#### **3.5.1 Вимоги до виставки блоку АНРУ.**

##### **3.5.1.1 Монтажна рама.**

Основним для правильної роботи курсовертикалі АНRS є правильне (під  $90^\circ$ ) розташування на літаку й регулювання (виставка) монтажної рами по тангажу, крену й курсу. Таким чином, монтажна рама блоку курсовертикалі АНRU, що служить амортизованою платформою для встаткування, повинна бути виставлена як можна точніше щодо основних осей літака.

##### **3.5.1.2 Рекомендації з установки.**

Метод установки авіоніки на полках етажерки аналогічний установці електроніки в ніші, але не застосовується для таких чутливих систем, як LCR-100. Не достатньо тверді полки, не міцні й слабкі для монтажу інерціальних систем.

Основна увага при установці будь-якої інерціальної системи приділяється зниженню кутових коливань.

Способи зменшення кутових коливань:

- Мінімізація габаритних розмірів монтажної основи: щоб зменшити

кутові відхилення й прогин при вібрації, основою для рами повинні бути невеликі пластини або аркуші.

- Розміщення рами в центрі несучої конструкції:

Будь-який зсув при розміщенні монтажу від центра вібрації несучої конструкції перетворює поздовжнє відхилення в кутовий момент, що повинен бути зменшений.

- Збільшення твердості основи монтажу. Це має велике значення:

Щоб зменшити кутовий момент рами й монтажної основи системи, необхідно додаткова жорсткість за двома горизонтальними напрямками (листові металеві прутки U-образної форми, приклепані до плати монтажної основи).

#### **3.5.1.3 Монтажні гвинти.**

Монтажна рама сконструйована під гвинти М4.

#### **3.5.1.4 Корекція виставки.**

Для підвищення точності регулювання, у блоці курсовертикалі АНРУ є можливість компенсувати відхилення при установці на монтажну раму. АНРУ визначає й усуває розбіжності, що виникають при орієнтації блоку по трьох основних осях літака за допомогою Тестового комплекту 1 рівня. Кути розбіжності усуваються в сегменті модуля CalPROM датчика MSU. Величина кожного кута відхилення не повинна перевищувати 3 градуси. Виробнича виставка дає практично нульові відхилення. Крім того, виставка може механічно коректуватися поворотом і шиміруванням рами.

#### **3.5.1.5 Припустимі відхилення.**

Щоб одержати (необхідну) достатню точність вихідних параметрів, необхідно, щоб блок курсовертикалі був виставлений на літаку із припустимим відхиленням  $\pm 12$  кутових хвилин ( $\pm 0.2$  град.) за курсом, тангажем й креном щодо основних осей літака. Така виставка забезпечена або безпосереднім механічним регулюванням, або з використанням у майбутньому корекції відхилень за допомогою блоку АНРУ.

#### **3.5.2 Виставка магнітного індукційного датчика MSU.**

### **3.5.2.1 Загальні відомості.**

Автоматична виставка індукційного датчика здійснюється за допомогою програмного забезпечення блоку ANRU, і ця процедура не вимагає додаткового встаткування. Виставка може бути виконана без обліку впливу магнітного поля Землі, що просто не може бути скомпенсовано.

Щоб урахувати всі фактори впливу на індукційний датчик, які потрібно компенсувати, необхідно виконувати процедуру при включених двигунах і всіх електричних системах. Особливу увагу варто приділити системам, розташованим у безпосередній близькості від індукційного датчика, вогням БАНО, трубопроводам і т.д. Коли виставка буде завершена, вплив, викликаний літаком і його системами, практично усунеться (напівкругова й четверна девіації будуть усунуті й списані). Компенсаційний алгоритм MSU достатній, щоб компенсувати помилки датчика до 12 град. Відносний напрямок літака не враховується, а якийсь початковий курс літака може бути використаний.

При установці нового магнітного датчика, первісна погрішність може бути повністю усунута в процесі виставки. Коли проводиться виставка, літак повинен бути встановлений у певному напрямку й магнітний індукційний датчик у процесі установки відрегульовано по місцю так, щоб звести до мінімуму залишкову похибку і щоб на показниках відображався правильний курс (відповідний курсу літака).

### **3.5.2.2 Процедура виставки MSU.**

У процесі виставки літак розвертається за годинниковою стрілкою в 8 різних положень за курсом з інтервалом  $45^\circ$  і в показаннях за курсом припустима похибка  $\pm 5^\circ$ . Ці показання за курсом відображаються на основному показчику курсу. Літак може розвертатися з необхідними курсами навколо власної вертикальної осі або на девіаційному колі. Експериментатор спостерігає за показаннями приладів HSI, RMI на літаку. Курс, що відображається і наявність (відсутність) бленкера курсу фіксуються в кожному з 8 положень літака. Детальний опис процедури виставки (списання магнітної девіації) наведено далі. Режим виставки задається перемикачем

режимів MSU CAL MODE (РЕЖИМ ВИСТАВКИ МАГНІТНОГО ДАТЧИКА) на передній панелі блоку AHRU LCR-100 у положенні ON (ВКЛ) або за допомогою дискретної команди (MSU Cal Discrete - Виставка магнітного датчика). Якщо дискретний сигнал Air/Ground (Повітря/Земля) указує, що літак перебуває на землі, то починається виставка. Якщо надходить інформація, що літак перебуває в повітрі, то положення перемикача MSU CAL MODE ігнорується й вибирається нормальний режим роботи.

Поки показання курсу змінюються щодо виставленого в процесі виставки курсу менше, ніж на  $5^\circ$ , відображається дійсний курс магнітного індукційного датчика. Це дає можливість (полегшує) перевірити похибки на вході для різних курсів.

Якщо покази курсу перевищують ті, що виставлено в процесі виставки, на  $5^\circ$ , відображається це відхилення від початку виставленого положення. Це означає, що курси не розраховуються на землі й наступне необхідне значення курсу, це  $45^\circ \pm 5^\circ$  ( $45^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $135^\circ$ ,  $180^\circ$ ).

У кожному з 8 положень, включаючи первісне положення літака, система одержує курс від індукційного датчика. Час, необхідний для збору даних, залежить від еволюції літака й ін. факторів, що впливають, наприклад, вітер, обертання гвинта. На період, поки йде збір даних і обертання між положеннями, випадає бленкер курсу. Наприкінці кожного періоду з даних бленкер зникає, указуючи тим самим, що починається новий розворот.

Якщо бленкер не зник, це показує на те, що або курс на виході відхилився на  $\pm 5^\circ$ , або дані некоректно зібрані внаслідок надмірного руху літака. Коли подібне трапляється, необхідно процедуру повторити знову.

Положення бленкера фіксується протягом усього часу виконання процедури. Після того, як всі дані по 8 положенням надійшли, система розраховує похибку й видає ці дані на згадку виставки (модуль CalPROM) магнітного індукційного датчика MSU. Розташування блоку AHRU не вимагає нової виставки магнітного датчика.

Після того, як буде обчислена компенсаційна похибка, на індикаторі курсу відображається величина цієї похибки. Величина, що відображається - є стандартне відхилення (залишкова похибка), помножена на 100. Якщо виставка була успішною, то бленкер зникне з видимої зони індикатора курсу.

Якщо сигнальний бленкер продовжує залишатися у видимій зоні індикатора курсу, то процедура була виконана невірно. У цьому випадку результати, що відображаються не надходять у пам'ять каліброваного модуля (CalPROM) магнітного індукційного датчика MSU і зберігаються останні значення (ті, що були до виставки).

Після успішної виставки система вертається до нормального режиму роботи або установкою перемикача MSU CAL MODE (РЕЖИМ ВИСТАВКИ МАГНІТНОГО ДАТЧИКА) у положення OFF (ОТКЛ), або за допомогою дискретної команди (MSU Cal Discrete - Виставка магнітного датчика). Всі бленкери зникають і відновлюється нормальний режим роботи.

Якщо перемикач режиму виставки MSU CAL MODE випадково включений, бленкер положення відображається доти, поки "біжить земля".

Бленкери вбираються встановленням перемикача в необхідне положення. Проте, якщо літак злітає, не дивлячись на наявність сигнальних бленкерів, нормальна робота системи відновиться, коли на вході дискретної команди ПОВІТРЯ/ ЗЕМЛЯ буде "ПОВІТРЯ". На землі потім будуть відображатися неправильні курси.

### **3.5.2.3 Процедура компенсації погрішності.**

При автоматичній виставці погрішність магнітного датчика MSU не компенсується. Існують два варіанти компенсувати погрішність магнітного датчика в режимі виставки:

1. Погрішність може компенсуватися після звичайного розвороту самого компаса, або
2. Може бути скомпенсована (врахована, уведена) сама погрішність.

#### **Варіант 1**

Встановіть в системі режим виставки MSU. Виконайте розворот компаса.

Після закінчення розвороту компаса, встановіть літак у кілька відомих положень за курсом (з точністю  $\pm 0.5$  градуса) і поставте перемикач у положення ГП (якщо система перед цим була виставлена в режим ГП, переведіть перемикач у положення МК і поверніть у положення ГП). На індикаторі HSI буде відображатися нескоректований магнітний курс

Використайте перемикач розвороту вліво/вправо, для того, щоб встановити заданий курс (пам'ятаючи, що корекція обмежена  $\pm 0.5^\circ$ ).

Коли встановиться заданий курс, поверніть перемикач у режим МК.

На індикаторі HSI буде відображатися скоректований магнітний курс.

### **Варіант 2**

Встановіть літак у кілька відомих положень за курсом (з точністю  $\pm 0.5^\circ$ ). Встановіть в системі режим виставки.

Встановіть перемикач у положення ГП (якщо система перед цим була виставлена в режим ГП, переведіть перемикач у положення МК і поверніть у положення ГП). На індикаторі HSI буде відображатися нескоректований магнітний курс. Використайте перемикач розвороту вліво/вправо, для того, щоб встановити заданий курс (пам'ятаючи, що корекція обмежена  $\pm 0.5^\circ$ ). Коли встановиться заданий курс, поверніть перемикач у режим МК. На індикаторі HSI буде відображатися скоректований магнітний курс.

## **3.6 Вірогідність діагностування функціональної системи.**

У зв'язку із закладеними при проектуванні системи технічного обслуговування й ремонту ВР високими вимогами до надійності проблема підвищення вірогідності діагностування складних систем авіоніки є досить актуальною. Вірогідність діагностування обумовлює ефективність всієї системи технічного обслуговування й ремонту.

У конструкторській (інженерній) практиці використовують таблиці й номограми, отримані для практично значимого діапазону значень величин  $\sigma_x$ ,  $\sigma_e$ ,  $\Delta$ ,  $\alpha$  (ймовірності помилкової відмови) і  $\beta$  (ймовірність не виявленої



відмови), що визначають вірогідність діагностування. У таблиці й номограми можна ввійти по кожній із зазначених координат.

Перехід до відносного (нормованим) координатам дозволяє представити в одній номограмі на площині три використовуваних у розрахунках параметра ( $\sigma_x$ ,  $\sigma_\varepsilon$ ,  $\Delta$ ). Це наступні координати:

$$-\delta = \frac{\Delta}{\sigma_y} \text{ відносна величина допуску;}$$

$$-\eta_x = \frac{\varepsilon}{\sigma_x} = \frac{3\sigma_\varepsilon}{\sigma_x} \text{ відносна параметрична похибка вимірювання;}$$

$$-\eta_\Delta = \frac{\varepsilon}{\Delta} = \frac{3\sigma_\varepsilon}{\Delta} \text{ відносна допустима похибка вимірювання.}$$

Діагностичний параметр (ДП) – це параметр об'єкта діагностування, використовуваний для визначення його технічного стану.

Для кожного виробу авіоніки можна вказати безліч параметрів, що характеризують його технічний стан. Розглянемо два параметра для системи курсовертикалі: значення куту тангажа та нормального прискорення.

Таблиця 3.6.1.

Діагностичний параметр (ДП), розмірність	Номінальне значення	Поле розсіювання (можливий розкид)	Експлуатаційний допуск	Передбачувана погрішність вимірювання $\sigma_\varepsilon$
1. Кут тангажа, °	±180	±0,5	0,02	0,09
2. Нормальне прискорення, g	±4	±0,05	0,02	0,004

### 3.6.1 Визначення відносних координат діагностування, значень помилок першого й другого роду й ймовірності ухвалення невірної рішення $P_{н,р}$

А. ДП<sub>1</sub> – кут тангажа, видаваний курсовертикалю  $\gamma_{ном} = \pm 180^\circ$ .

Поле розсіювання нормально розподіленого ДП<sub>1</sub>  $\gamma_{max} - \gamma_{min} = 215 - 197 = 1^\circ$ .

Нормальна робота забезпечується, якщо значення кута тангажа не виходить за межі допуску  $\Delta = \pm 0,01^\circ$  щодо номінального значення  $180^\circ$ .

Погрішність вимірювання характеризується величиною  $\sigma_\varepsilon = 0,09^\circ$ .

Рішення одержуємо з номограм  $\alpha$ ,  $\beta$  і  $P_{н.р}$  у наступній послідовності.

1) За умовою завдання визначаємо середнє квадратичне відхилення діагностичного параметра від номінального значення  $\sigma_u = (\gamma_{max} - \gamma_{min})/6 = 1/6 = 0,16^\circ$ .

2) Знаходимо значення координати  $\eta_x$  – відносної параметричної погрішності вимірювання

$$\eta_u = \frac{\varepsilon}{\sigma_u} = \frac{3\sigma_\varepsilon}{\sigma_u} = \frac{3 \cdot 0,09}{0,16} = 1,68.$$

3) Знаходимо значення координати  $\delta$  – відносної величини допуску на параметр  $\delta = \frac{\Delta}{\sigma_u} = \frac{0,01}{3,00} = 0,003$ .

4) Знайдемо ймовірність помилкової відмови, для чого входимо в номограму  $\alpha$  по координаті  $\eta_x = 1,68$ , рухаємося нагору до перетинання із кривою  $\delta = 0,03$  і йдемо вліво до ординати номограми; одержуємо значення ймовірності помилкової відмови  $\alpha = 0,024$ .

5) Знайдемо ймовірність невиявленої відмови, виконавши дії п.4 з номограмою  $\beta$ ; одержимо значення помилки другого роду  $\beta = 0,004$ .

6) Знайдемо ймовірність невірної рішення, виконавши дії п. 4 з номограмою  $P_{н.р}$ ; одержимо значення ймовірності невірної рішення  $P_{н.р} = 0,028$ .

7) Вірогідність діагностування параметра  $\gamma$  у курсовертикалі при однократному вимірі ДП становить

$$D_1 = P_{в.р} = P_{н.р} = 1 - \alpha - \beta = 0,972.$$

**Б.** ДП<sub>2</sub> – Нормальне прискорення, номінальне значення =  $\pm 4g$  ; поле розсіювання значень ДП<sub>2</sub> = 0,1g; експлуатаційний допуск  $\Delta = 0,01g$ ; передбачувана погрішність вимірювання  $\sigma_\varepsilon = 0,004g$ .

Аналогічно викладеному в розв'язку «А» одержуємо:

$$- \sigma_u = 0,1/6 = 0,016 \text{ g};$$

$$- \eta_u = 3 \cdot \sigma_\varepsilon / \sigma_u = 0,75$$

$$- \delta = \Delta / \sigma_u = 0,0013;$$

$$- (\ = 0,045;$$

$$- (\ = 0,04;$$

$$- P_{н.р} = 0,086;$$

$$- D_2 = 0,915.$$

### 3.7 Експлуатаційні обмеження.

З обмежень слід зазначити:

- широтні обмеження за магнітним курсом: мінімальна напруженість горизонтальної складової магнітного поля Землі 8000 нТ(Тесла), що відповідає 0.08 Ерстед.
- обмеження по температурі: -55...+70 град. Цельсія;
- обмеження по вологості 0-95%;

Нижче наведені зони, що рекомендують для використання режиму «ГП» у північній і південній півкулі Рис 2.5

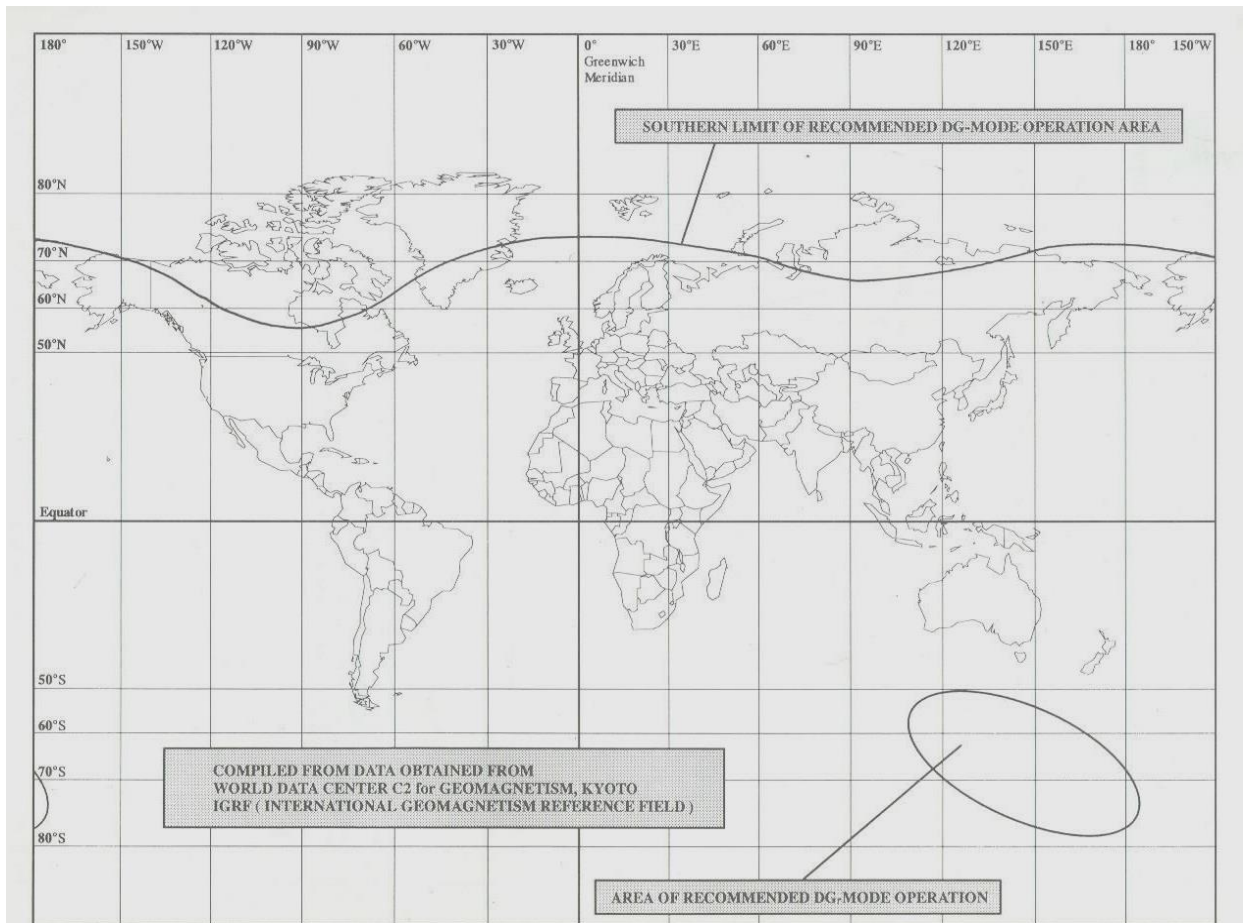


Рис. 2.5. Зони, що рекомендують для використання режиму «ГП»

### Висновки.

Використання та обслуговування курсоверткалі LRC-100 на літаку Ан-178 не несе більшого навантаження і є зручним у використанні.

