

Національний авіаційний університет
Міністерство освіти і науки України

Національний авіаційний університет
Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

ГАЛИЦЬКИЙ ВЯЧЕСЛАВ АНАТОЛІЙОВИЧ

УДК 531.77:53 088 (043:5)

ДИСЕРТАЦІЯ

**МЕТОДИ ТА МОДЕЛІ ЗМЕНШЕННЯ ДИНАМІЧНИХ ПОХИБОК ПРИ
ВИМІРЮВАННІ КУТОВОЇ ШВИДКОСТІ РУХОМИХ ОБ'ЄКТІВ**

05.11. 01 – Прилади та методи вимірювання механічних величин

Технічні науки

Подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук.

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей,
результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело

_____ В.А. Галицький

Науковий керівник

Квасніков Володимир Павлович, Заслужений метролог України, доктор
технічних наук, професор

Київ – 2021

АНОТАЦІЯ

Галицький В. А. Методи та моделі зменшення динамічних похибок при вимірюванні кутової швидкості рухомих об'єктів. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.11.01 «Прилади та методи вимірювання механічних величин». - Національний авіаційний університет, Київ, 2021.

У дисертаційній роботі отримані такі наукові результати:

Вперше отримана математична модель процесу рівняння вимірювань кутової швидкості гіроскопічних систем стабілізації в блоці керування з урахуванням різних коефіцієнтів перетворення, основі цих рівнянь виведені умови автокомпенсації, що зменшує похибку вимірювання кутової швидкості.

Розроблена математична модель амортизатора, яка відрізняється від аналогічних більш пружними характеристиками і дає змогу зменшити вплив дестабілізуючих факторів та дозволяє зменшити вплив ударів та вібрацій.

Розроблено метод зменшення впливу температурних похибок, що діють на чутливий елемент під час його роботи і дає можливість забезпечити точність вимірювання приладу при роботі в складі складних гіроскопічних платформах.

Вперше експериментальними дослідженнями зразка побудована модель вимірювача кутової швидкості АМ06 на базі прецизійного маятникового акселерометра компенсаційного типу та шляхом моделювання визначено ступінь компенсації ударних збурень датчиків кута приладової системи.

Практичне значення результатів дисертаційної роботи полягає в тому, що на основі отриманих рівнянь для вимірювання кутової швидкості отримано удосконалений метод автоматичного керування сигналом задля зменшення впливу похибок, що дає можливість підвищити точність

вимірювання кутової швидкості. На відміну від існуючих аналогів система автоматичного керування є стійкою у діапазоні вимірювань ± 180 кут. град/с.

Використанні результати роботи дали змогу покращити параметри виготовлення складових частин, що входить до складу складних вимірювальних та гіроскопічних систем стабілізації в блоці керування.

Розроблена нова модель карданового підвісу чутливого елемента шляхом розробки електроприводу з вентильним двигуном постійного струму і аналого-цифровим контуром управління.

Виведена умова початкової компенсації зміщення нуля датчика кутової швидкості диференційного типу та надано рекомендації щодо виставки кута хвилі таким, при якому компенсується зміщення нуля.

Розроблена процедура проведення дослідження акселерометрів з ШІМ в контурі зворотного зв'язку та розроблено алгоритм поточної компенсації зміщення нуля, шляхом модуляції різниці фаз сигналів.

Розроблений алгоритм зменшення впливу температурних похибок, що діють на чутливий елемент під час його роботи; удосконалено моделі і методи розрахунку характеристик пружного амортизатора.

Запропоновано алгоритм моделювання визначення ступеню компенсації ударних збурень датчиків кута приладової системи.

Проведені експериментальні дослідження методики балансування чутливого елемента шляхом використання методики лазерного випаровування матеріалу з ціллю збільшення маси випаруваного матеріалу.

Виведена залежність розробленого амортизатора на вплив ударів та вібрацій. Модель відрізняється від аналогічних меншими габаритами але більш пружними характеристиками і дає змогу зменшити вплив дестабілізуючих факторів.

Розроблений та досліджено теплові та математичні моделіпускового режиму центрального блоку системи керування рухомими об'єктами.

Вперше було створено методику зменшення впливу температурних похибок, що діють на чутливий елемент під час його роботи.

Виготовлено стенд для метрологічної атестації та перевірки приладів та відтворення реальних навантажень, що виникають у гіростабілізованих платформах, що сприяло підвищенню точності вимірювання кутової швидкості в 1,7 разів порівняно з аналогами.

Експериментальні дослідження показали, що за рахунок впровадження математичних моделей та САУ корегування похибок в блоці керування вдалося досягти значного зниження трудомісткості при виготовленні складових частин.

Експериментально показано, що удосконалений метод автоматичного керування сигналом для зменшення впливу похибок дає можливість підвищити точність вимірювання прискорення. На відміну від існуючих аналогів система автоматичного керування є стійкою у великому діапазоні вимірювань приладу.

Використанні результати роботи дали змогу покращити параметри виготовлення складових частин, що входить до складу складних вимірювальних систем в блоці керування стабілізаторів озброєння.

Ключові слова: датчик кутової швидкості; математична модель; динамічна похибка стабілізації; юстування вимірювачів лінійного прискорення; статичне балансування; режим вимірювання кутової швидкості; зовнішні збурення; інерційні навігаційні системи; маятниковий акселерометр компенсаційного типу, балансування чутливого елемента.

Список основних публікацій здобувача:

Статті у фахових виданнях України, які включені до міжнародних наукометричних баз:

1. Розробка та порядок впровадження вимірювання динамічної похибки стабілізації в стабілізаторах озброєння / О.Безвесільна, В. Галицький, О. Петренко, М. Ільченко // Східно-Європейський журнал передових технологій. – 2020. – №1/9 (103). – С. 39-45.

Статті у фахових виданнях:

1. Галицький В.А. Аналіз процесів теплообміну дистанційного вимірювального пристрою механічних величин / В.А. Галицький // Технологічний аудит та резерви виробництва. – 2018. – №2/1 (46) – С. 34-37.

2. Галицький В.А. Метод балансування резонатора вібраційного гіроскопу. Основні технічні вказівки / В.А. Галицький, В.П. Квасніков // Метрологія та прилади. – 2017. – №5-1 (46). – С. 15-17.

3. Методика юстування маятникових вимірювачів лінійного прискорення / В.А. Галицький, Л.В. Кузьмич, В.П. Квасніков // Механіка гіроскопічних систем. – 2019. – №38. – С. 70-78.

4. Галицький В.А. Особливості контролю лінійно-кутових параметрів деталей при вимірюванні на координатно-вимірювальній машині / В.А. Галицький, В.П. Квасніков // Вісник Інженерної академії України. – 2017. – №1. – С. 187-189.

5. Галицький В.А. Методика балансування чутливого елемента гіроскопу / В.А. Галицький, В.П. Квасніков // Вісник Інженерної академії України. – 2017. – №2 – С. 174-177.

6. Галицький В.А. Структура заводостійких засобів вимірювання датчиків частоти. Методи обробки сигналів індукційних датчиків / В.А. Галицький, В.П. Квасніков // Вісник Інженерної академії України. – 2018. – №1 – С. 64-69.

7. Галицький В.А. Математическая модель аппаратных систем для измерения угловой скорости / В.А. Галицкий, В.П. Квасников // Вісник Інженерної академії України. – 2019. – №2 – С. 33-36.

Опубліковані праці апробаційного характеру:

1. Галицький В.А. Балансування чутливого елемента гіроскопу / В.А. Галицький // IV Міжнародна наукова технічна конференція пам'яті професора Володимира Поджаренка, 2017 р.: збірник доповідей. – К.: ВКДТС-2017. – С.113-114

2. Галицький В.А. Схематичний опис та принцип роботи оптиковолоконного гіроскопа. / В.А. Галицький В.П. Квасніков //

Інтегровані інтелектуальні робото-технічні комплекси: XIII Міжнародна науково-практична конф., 16-17 травня 2017 р.: збірник тез. – К.: НАУ, 2017. - Ч.2. – С. 112-117.

3. Галицький В.А. Досягнення високих показників при виготовленні чутливих елементів інерційних навігаційних систем. / В.А. Галицький В.П. Квасников // Інтегровані інтелектуальні робото-технічні комплекси: XIII Міжнародна науково-практична конф., 19-20 травня 2020 р.: збірник тез. – К.: НАУ, 2020.– С. 152-154.

4. Галицький В.А. Статичне балансування чутливого елемента гіроскопу /В.А. Галицький // Вимірювання, контроль та діагностика в технічних системах, 2017 р.: збірник доповідей. – К.: ВНТУ, 2017. – С.113-114.

SUMMARY

Halytsky VA Methods and models for reducing dynamic errors when measuring the angular velocity of moving objects. - Qualifying scientific work on the rights of the manuscript.

The dissertation on competition of a scientific degree of the candidate of technical sciences on a specialty 05.11.01 "Devices and methods of measurement of mechanical sizes". National Aviation University, Kyiv, 2021.

The following scientific results are obtained in the dissertation:

1. For the first time the equations of measurements of angular velocity of gyroscopic stabilization systems in the control unit taking into account various conversion factors are deduced, on the basis of these equations the conditions of autocompensation are deduced that reduces an error of measurement of angular velocity.

2. The model of the shock-absorber which allows to reduce influence of blows and vibrations is developed. The model differs from similar ones by smaller dimensions but more elastic characteristics and allows to reduce the influence of destabilizing factors.

3. A method for reducing the impact of temperature errors acting on the sensitive element during its operation has been developed.

4. Models and methods of calculation of elastic characteristics of the elastic shock-absorber are developed.

5. For the first time a model of compensation of temperature errors of the sensor of moments of the pendulum accelerometer of compensation type was developed, which allowed to provide accuracy of the device when working as a part of difficult gyroscopic platforms.

6. For the first time, the model of the acceleration meter AM06 based on a precision pendulum accelerometer of the compensation type was built by experimental studies of the sample and the degree of compensation of shock perturbations of the angle sensors of the instrument system was determined by

modeling.

The practical significance of thesis results are:

On the basis of the obtained equations for measurements the method of automatic control of a signal for reduction of influence of errors that gives the chance to increase accuracy of measurement of acceleration is negatively improved. Unlike existing analogues, the automatic control system is stable in a wide range of measurements of the device.

The used results of the work made it possible to improve the manufacturing parameters of the components that are part of the complex measuring and gyroscopic stabilization systems in the control unit.

- The simplification of a design of a cardan suspension of a sensitive element by development of the electric drive with the valve motor of a direct current and analog-digital control circuit is developed.

The condition of the initial compensation of the zero offset of the angular velocity sensor of the differential type is derived and recommendations are given for setting the wave angle to one at which the zero offset is compensated.

The procedure of research of accelerometers with PWM in a feedback circuit is developed and the algorithm of current compensation of shift of zero, by modulation of a difference of phases of signals is developed.

The algorithm of reduction of influence of the temperature errors operating on a sensitive element during its work is developed; models and methods of calculation of elastic characteristics of the elastic shock-absorber are improved.

Measurements of temperature compensation of reduction of errors by the decision of a question of protection of the equipment at extreme values of temperature are presented.

The algorithm of modeling of definition of degree of compensation of shock perturbations of sensors of a corner of instrument device is offered.

A model was built for the first time and experimental studies of the SE balancing technique were carried out using the method of laser evaporation of material.

The dependence of the developed shock absorber on the impact of shocks and vibrations is derived. The model differs from similar ones by smaller dimensions but more elastic characteristics and allows to reduce the influence of destabilizing factors.

Thermal and mathematical models of the starting mode of the central unit of the control system of moving objects were developed and studied.

For the first time, a method was created to reduce the impact of temperature errors acting on the sensitive element during its operation.

A stand was made for metrological certification and inspection of devices and reproduction of real loads arising in gyrostabilized platforms, which helped to determine the accuracy of the speed of 1.7 times compared to analogues.

Experimental studies have shown that due to the introduction of mathematical models and ACS error correction in the control unit was able to achieve a significant reduction in complexity in the manufacture of components.

It has been experimentally shown that an improved method of automatic signal control to reduce the effect of errors makes it possible to increase the accuracy of acceleration measurement. Unlike existing analogues, the automatic control system is stable in a wide range of measurements of the device.

The results of the work made it possible to improve the parameters of the manufacture of components that are part of complex measuring systems in the control unit of the arm stabilizers.

Key words: angular velocity sensor; mathematical model; dynamic stabilization error; alignment of linear acceleration meters; static balancing; angular velocity measurement mode; external disturbances; inertial navigation systems; pendulum accelerometer compensation type, balancing the sensing element.

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ І СКОРОЧЕНЬ

- АМ – акселерометр;
- АЦП – аналого-цифровий перетворювач;
- БЕП– блок електронних перетворювачів;
- БЖВД– блок живлення вентильного двигуна;
- БЦОК СУ – бортовий цифровий обчислювальний комплекс системи управління;
- БЦОМ – бортова цифрова обчислювальна машина;
- ВД – вентильний двигун;
- ВДЖ– вторинне джерело живлення;
- ВДКШ – вібраційний датчик кутової швидкості;
- ВПКШ– вимірювальний прилад кутової швидкості;
- Д – демодулятор;
- ДК– датчик кута;
- ДКШ– датчик кутової швидкості;
- ДМ– датчик моменту;
- ДПР – датчик положення ротора;
- ЕМС– електромагнітна сумісність;
- КВМ– контрольно-вимірювальний пульт;
- КТС – комутатор сигналів термодатчика;
- ЛЧ – лічильник;
- МК – мікроконтролер;
- ОП – операційний підсилювач;
- ПЕ– пружний елемент;
- ПЗН– програма забезпечення надійності;
- ПП– підсилювач потужності;
- ППІ– пристрій перетворення інформації;
- ППС– пристрій погодження сигналів;
- ПТІ– пристрій температурної інформації;

СД – світлодіод;

СІ – синхроімпульс;

ТКО – температурний коефіцієнт опору;

Ф – фільтр;

ФО – фазообертач;

ФП– фотоприймач;

ЦМ– центр мас;

ЧЕ– чутливий елемент;

ШІМ– широтно-імпульсний модулятор.

$K_{\text{дм}}$ – коефіцієнт датчика моменту;

$M_{\text{ХТ}}, M_{\text{УТ}}, M_{\text{ЗТ}}$ – моменти тяжіння струмопідводів та інших шкідливих моментів;

δ_a - кут повороту осей чутливості динамічно налаштованого гіроскопу;

$\delta_{\text{дма}}$ - відхилення осей датчиків моменту динамічно налаштованого гіроскопу;

$\dot{\varphi}$ – кутова швидкість обертання ротора;

$a_{Za_2}, a_{Ya_2}, a_{ZB_2}, a_{YB_2}$ - кути відхилення ротора кожного динамічно налаштованого гіроскопу в системі координат;

$T_{\text{па}}^*, T_{\text{пв}}^*$ - постійні часові процесії кожного з динамічно налаштованого гіроскопу;

$\Delta A_{\text{Хр1}}, \Delta A_{\text{Ур2}}, \Delta A_{\text{Зр3}}$ – приріст лінійних швидкостей;

K_a, K_b - кутові жорсткості пружних підвісів кожного з ДНГ; $K_{Za_2}, K_{Ya_2}, K_{ZB_2}, K_{YB_2}$ - коефіцієнти пропорційності між прискоренням і моментом;

i - струм в ланцюгу датчика моменту;

J - момент інерції підвісу чутливого елемента навколо осі підвісу;

m - незбалансована маса;

b – коефіцієнт механічного демпфірування

δ - малий коефіцієнт.

ВСТУП

На даний час широко застосовують пристрої, які інформують про стан зовнішнього середовища шляхом взаємодії з нею і перетворення реакції на цю взаємодію в електричні сигнали. Такі пристрої називають датчиками. Існує множина явищ і ефектів, видів перетворення властивостей і енергії, які можна використовувати для створення датчиків. Таким принципом, контролюється температура, механічні переміщення, наявність або відсутність предметів, тиск, витрати рідин і газів, швидкість обертання.

Гіроскопічні вимірювачі кутової швидкості призначені для вимірювання кутової швидкості обертання об'єкта (основи), на яку вони встановлені, і використовуються як візуальні прилади і як чутливі елементи (датчики) в системах автоматичного керування та стабілізації. На сучасних літаках, ракетах і космічних кораблях датчики кутової швидкості (ДКШ) використовують в демпферах ризикання, тангажу і крену для покращення характеристик стійкості та керованості літаком. В автопілотах і системах автоматичного керування – для того, щоб ввести в керуючу функцію сигнал, що пропорційний даній кутовій швидкості. Окрім того, ДКШ широко використовують в системах прицілювання танків і самохідних установок і авіаційних прицілах для вироблення кута упередження пострілу. Також в супутниках та космічних кораблях ДКШ можуть бути використані для демпфування коливань об'єкта. Наприклад в безкарданних системах інерціальної навігації, де кутове положення об'єкта визначається шляхом інтегрування показників ДКШ. Схема і конструкція ДКШ повинні забезпечувати вимірювання кутової швидкості з точністю в заданому діапазоні частот вібраційних і лінійних перевантажень навіть при різноманітних кліматичних умовах. Слід відмітити, що умови експлуатації ДКШ такі ж самі, що й умови експлуатації акселерометрів. Наявні різні схеми побудови датчиків кутової швидкості. Кутову швидкість можна

вимірювати як двох- так і трьохступеневими гіроскопами. Також, окрім звичайних гіроскопів використовують гіроскопи без носія кінетичного моменту, наприклад лазерні гіроскопи, або ж з корпускулярними носіями кінетичного моменту

За останні роки все більше і більше вимірювань здійснюється саме датчиками. Такий розвиток обумовлено гігантським прогресом електроніки. Тому потрібно створювати недорогі, але якісні і високоточні датчики.

Удосконалення систем стабілізації досліджувались видатними вченими Бабаєвим О.А., Бесекерським В.А., Булгаковим Б.А., теорія лінійних і нелінійних систем наведення розроблена Костюком В.І., Вороновим А.А., Солодовниковим В.В., Чемодановим Б.К., Лакотой М.А., теорія цифрових слідкуючих приводів розроблена Бесекерським В.А., Федоровим С.М., теорія гіроскопічних систем стабілізації розроблена Павловським М.А., Пельпором Д.З, Одинцовим А.О., Самокініним Б.Б., Бубликом Г.Ф., Збруцьким О.В., Рижковим Л.М., Довгополим А.С., Безвесільною О.М., Граммером Р., Ривкініним С.С., Ройтенбергом Я.Н., Фабрикантом Е.А., Сайдовим П.І., теорія оптимальних систем керування – Беллманом Р., Болтянським В.Г.

Актуальність роботи. Актуальність теми дисертації полягає в тому, що дослідження процесу контролю кутової швидкості електротехнічних комплексів та систем з великим і наперед невизначеним числом ступенів вільності їхніх рухомих частин є домінуючою науково-практичною задачею, затребуваність у вирішенні якої зумовлена її узагальненим характером та актуальністю підпорядкованих до неї декомпозиційних задач.

На основі запропонованих конструктивних рішень розроблені та експериментально підтверджені методики реєстрації та вимірювання кутової швидкості та зменшення впливу зовнішніх факторів, розроблено і виготовлено експериментальні зразки, стенди на базі серійного гіротахometру та центрального блоку системи керування рухомими об'єктами.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами
Дисертаційну роботу виконано на кафедрі комп'ютеризованих електротехнічних систем і технологій Національного авіаційного університету відповідно до Закону України № 3715-VI "Про пріоритетні напрямки інноваційної діяльності в Україні", зокрема, "Освоєння нових технологій високотехнологічного розвитку транспортної системи, ракетно-космічної галузі, авіа- і суднобудування, озброєння та військової техніки", а також відповідно до держбюджетної тематики Міністерства освіти і науки України в науково-дослідній роботі № 125-ДБ17 "Методологія побудови сучасних дистанційних інформаційно-вимірювальних систем" (номер держреєстрації 0117U002367), де автор був виконавцем (розділи 2.4, 3.2).

Мета і завдання дослідження. Метою дисертаційної роботи є вирішення важливої науково-технічної задачі підвищення точності вимірювання кутової швидкості за рахунок удосконалення існуючих методів проектування датчиків кутової швидкості та прискорення з покращеними метрологічними характеристиками.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити наступні прикладні задачі:

1. Провести аналіз існуючих методів і засобів вимірювання кутової швидкості, прискорення рухомих об'єктів та систематизувати відомі теоретичні підходи, що покладено в основу їх побудови. Проаналізувати складові похибки первинних перетворювачів.

2. Розробити математичну модель похибок системи керування рухомих об'єктом. Розробити модель похибок при визначенні кутової швидкості та прискорення та методику комп'ютерного моделювання процесу вимірювання кутової швидкості з підвищеними метрологічними характеристиками.

3. Удосконалити чутливий елемент датчика кутової швидкості, а саме, який дає можливість значно підвищити точність вимірювання кутової швидкості та скоротити трудомісткість їх виготовлення. Розробити математичні моделі

похибок датчика кутової швидкості, які обумовлені конструкцією його чутливого елемента.

4. Розробити контрольно-вимірювальний комплекс по збору, обробці та представленню результатів вимірювання кутової швидкості датчиком з розширеним діапазоном вимірювання в цілях реалізації запропонованих методів, моделей та стенду для метрологічної атестації датчика.

Об'єктом дослідження є процес вимірювання кутової швидкості електромеханічних комплексів та систем з різним числом ступенів вільності їх рухомих частин.

Предмет дослідження - методи, математичні моделі і засоби вимірювання кутової швидкості тіл обертання електромеханічних комплексів та систем.

Методи дослідження. Для досягнення поставленої мети і розв'язання окресленого кола задач основними методами дослідження є: математичні методи класичного аналізу і фізичні методи аналітичної механіки для математичної ідентифікації узагальненої системи вимірювання кутової швидкості; методи експериментальної електромеханіки для розробки та дослідження нових методів і засобів вимірювання кутової швидкості електротехнічних комплексів і систем з обертальною та складною формами руху; теорії похибок, обробки сигналів для аналізу та розробки моделей похибок; теорії імовірностей та математичної статистики для теоретичного обґрунтування оптимального вибору вимірювальних параметрів

Наукова новизна одержаних результатів:

Науково обґрунтовано новий підхід щодо вимірювання кутової швидкості за рахунок удосконалення існуючих методів і сенсорів вимірювання кутової швидкості та прискорення з покращеними метрологічними характеристиками в умовах обмеженого обсягу вимірювальної інформації.

В роботі отримані такі нові наукові результати:

1. Вперше розроблено метод корекції динамічних похибок системи амортизації для вимірювання кутової швидкості. Розроблено датчик, який

відрізняється від аналогічних меншими габаритами, але більш пружними характеристиками і дає змогу зменшити вплив дестабілізуючих факторів та підвищити чутливість приладу;

2. Вперше розроблено метод компенсації похибок датчика моментів маятникового акселерометра компенсаційного типу, з використанням датчика моменту зі стабільною крутизною, яка в свою чергу залежить від величини індукції і коерцитивної сили магніту, який використовується при виготовленні датчика моменту, що дало змогу забезпечити точність приладу при роботі в складі складних гіроскопічних платформ;

3. Подальшого розвитку отримав метод автоматичного керування сигналом системи стабілізації для зменшення впливу похибок, що дає можливість підвищити точність вимірювання кутової швидкості та прискорення. На відміну від існуючих аналогів система автоматичного керування є стійкою у великому діапазоні вимірювань;

4. Удосконалено метод балансування та атестації пружного підвісу датчика кутової швидкості, що дало змогу зменшити незалежну складову швидкості дрейфу від прискорення 0,2 кут. град/ч.

5. Удосконалений метод цифрової компенсації на основі TEDS, що дає можливість скорегувати чутливий елемент під час його роботи в широкому діапазоні температурних впливів.

Практичне значення одержаних результатів. Запропоновані методи і засоби вимірювання кутової швидкості, які забезпечують зменшення впливу дестабілізуючих факторів, а саме: метод зменшення впливу температурних похибок, що діють на чутливий елемент під час його роботи; моделі і методи розрахунку пружних характеристик пружного амортизатора; стенд для метрологічної атестації та перевірки приладів та відтворення реальних навантажень, що виникають у гіростабілізованих платформах; подальший розвиток теоретичних основ побудови інтелектуальної вимірювальної системи механічних величин з підвищеними метрологічними характеристиками, що дало змогу забезпечити високу точність перетворення (0,001-0,01)%, а також

точність динамічного налаштування гіроскопу(0,002%), нестабільність періоду обертання не гірше 0,01% на інтервалі часу вимірювання періоду 0,167с.

Запропонована конструкція та модель системи вимірювання кутової швидкості дозволили підвищити точності визначення швидкості в 1,7 разів порівняно з аналогами, а також дозволяють визначити метрологічні характеристики приладу.

Використані результати дисертації дали змогу покращити в 1,3 рази технічні та метрологічні параметри гіротахometру ГТ-46 по точності.

Розроблені і впроваджені наукові положення, висновки і практичні рекомендації на ПАТ «НВО «Київський завод автоматики» та в навчальному процесі Національного авіаційного університету і підтверджено відповідними актами.

Особистий внесок здобувача. В отриманні наукових і практичних результатів, які викладені в дисертаційній роботі, внесок здобувача полягає в самостійному виконанні теоретичної і практичної частин роботи, а також інтерпретації отриманих результатів та проведенні експериментальних досліджень. Автором самостійно отримані основні положення, які винесені на захист. Це інноваційне конструкторське рішення зменшення впливу дестабілізуючих факторів, що діють на блок гіроскопів під час роботи гіростабілізованої платформи. Запропоновано методику зменшення похибок, що виникають у робочих частинах приладу. Автор приймав участь у розробці та апробації вимірювальної системи для підвищення точності визначення кутової швидкості та доповнену математичну модель, що дозволило покращити закон керування системою стабілізації, запропоновану унікальну конструкцію стенду, яка дозволяє імітувати робочі навантаження систем стабілізації та проводити метрологічну атестацію приладів.

В роботах [3,8] автором запропонована унікальна методика балансування резонатора датчика та наведено основні технічні та метрологічні характеристики. Автором розроблена математична модель апаратних систем

для вимірювання кутових швидкостей. В роботі [5] побудована структура завадостійких засобів вимірювання датчиків кутової швидкості. В роботах [2, 6] розроблено методику обробки сигналів датчиків. В роботах [1,4] проведено дослідження щодо особливості вимірювання параметрів деталей при виготовленні акселерометра. В роботах [7,9,10] запропоновано методику вимірювання серединної похибки цифрових стабілізаторів озброєння, що дозволило вести перевірки одного з основних параметрів стабілізації динамічної похибки приладу.

Апробація результатів дисертації. Основні положення і результати дисертаційної роботи доповідались на науково-технічних конференціях: «Інтегровані інтелектуальні робототехнічні комплекси» «ІРТК-2017», (м. Київ, НАУ, 2017 р.); Міжнародна наукова конференція «Вимірювання, контроль та діагностика в технічних системах» «ВКДТС-2017», «ВКДТС-2018» (м. Вінниця, 2017 р., 2018р.); «Інтегровані інтелектуальні робототехнічні комплекси» «ІРТК-2020» (м. Київ, НАУ, 2020 р.).

Результати досліджень доповідались та обговорювались на наукових семінарах кафедри комп'ютеризованих електротехнічних систем та технологій Національного авіаційного університету.

Публікації. Основні результати дисертаційної роботи опубліковано в 12 наукових працях, із яких: 1 входить до міжнародної наукометричної бази даних Scopus, 7 статей в наукових фахових виданнях України та 4 публікації за матеріалами доповідей на міжнародних науково-технічних конференціях.

Структура та обсяг дисертації

Дисертація містить вступ, огляд стану проблеми і постановку задачі досліджень, 4 розділи, списки використаної літератури по кожному розділу, загальні висновки. Дисертаційна робота викладена на 164 сторінках, основний зміст роботи становить 138 сторінок друкованого тексту, в тому числі 29 рисунків, 11 таблиць та 5 додатків.

ЗМІСТ

Анотація	2
Summary	7
Перелік умовних скорочень і позначень	10
Вступ.....	12
РОЗДІЛ 1. Сучасний стан розробок приладів та методів вимірювання кутової швидкості	21
1.1. Аналітичний огляд приладів та систем вимірювання кутової швидкості	21
1.2. Аналіз методів вимірювання кутової швидкості	26
1.3. Дестабілізуючі фактори та їх вплив на метод інерціальної обробки кутової швидкості	32
1.4. Мета і задачі дослідження.....	37
Висновки до розділу 1	39
Перелік літератури до розділу 1	40
РОЗДІЛ 2. Виведення рівнянь вимірювань диференційного вимірювального приладу кутової швидкості з урахуванням різних дестабілізуючих факторів.....	45
2.1. Опис схемо-технічного рішення вимірювального приладу кутової швидкості	45
2.2. Структурна схема вимірювального приладу кутової швидкості	48
2.3. Математична модель датчиків кутової швидкості рухомих об'єктів	51
2.4. Математична модель руху датчиків в приладовій системі координат	55
2.5. Методика компенсації похибок по каналам вимірювання приросту інтегралів уявних прискорень.....	64
Висновки до розділу 2	71
Перелік літератури до розділу 2	72
РОЗДІЛ 3. Синтез системи вимірювання кутової швидкості.....	77
3.1. Розробка функціональної та структурної схем системи вимірювання	77

3.2. Розрахунок основних метрологічних характеристик та параметрів акселерометра	78
3.3. Аналого-цифровий контур зворотного зв'язку акселерометра.....	83
3.4. Методика проведення метрологічної атестації акселерометра АМ 06 та оцінки метрологічних характеристик	85
3.5. Методика компенсації похибки в акселерометрі АМ06	93
Висновки до розділу 3	101
Перелік літератури до розділу 3	103
РОЗДІЛ 4.Зменшення динамічних похибок при розробці вимірювача кутової швидкості в складі гіростабілізованих платформ.....	108
4.1.Розробка функціональної та структурної схем датчика кутової швидкості динамічно налаштованого гіроскопу	108
4.2. Аналого-цифровий контур зворотного зв'язку датчика кутової швидкості динамічно налаштованого гіроскопу	113
4.3. Оцінка експлуатаційних характеристик датчика кутової швидкості динамічно налаштованого гіроскопу	117
4.4. Конструктивне виконання і масогабаритні характеристики датчика кутової швидкості динамічно налаштованого гіроскопу.....	123
4.5. Методи контролю складових частин датчика кутової швидкості динамічно налаштованого гіроскопу і сервісної електроніки.....	126
4.6. Оцінка міцності стійкості до зовнішніх факторів	131
Висновки до розділу 4	147
Перелік літератури до розділу 4	148
Висновки	151
Додатки.....	154
Додаток А.....	155
Додаток Б	160
Додаток В.....	161
Додаток Д.....	162
Додаток Ж	163

РОЗДІЛ 1

СУЧАСНИЙ СТАН РОЗРОБОК ПРИЛАДІВ ТА МЕТОДІВ ВИМІРЮВАННЯ КУТОВОЇ ШВИДКОСТІ

1.1. Аналітичний огляд приладів та систем вимірювання кутової швидкості

На даний час широко застосовують пристрої, які інформують про стан зовнішнього середовища шляхом взаємодії з нею і перетворення реакції на цю взаємодію в електричні сигнали. Такі пристрої називають датчиками. Існує безліч явищ і ефектів, видів перетворення властивостей і енергії, які можна використовувати для створення датчиків. Таким чином,

контролюється температура, механічні переміщення, наявність або відсутність предметів, тиск, витрати рідин і газів, швидкість обертання і т.д.

За останні роки все більше і більше вимірювань виробляється саме датчиками. Такий розвиток обумовлено гігантським прогресом електроніки. Датчики широко застосовують в побутовій техніці, автомобілебудуванні, ракетобудуванні, літакобудуванні, в створенні супутників і ін. Тому потрібно створювати недорогі, але якісні і точні датчики.

Будь-який датчик базується на певному фізичному принципі або принципах, таких, як: оптичні, електричні, магнітні та радіаційні методи вимірювання. Також одним датчиком можна прямо або побічно вимірювати кілька величин такі як деформацію, так і силу, тиск і масу.

Датчики оцінюють за кількома критеріями: чутливість, точність, стійкість до зовнішніх впливів, низька вартість. На нинішньому етапі розвитку широке застосування знайшли датчики кутової швидкості, які відповідають всім цим критеріям. Дані датчики мають велику чутливість і гнучкістю в роботі, а також високою точністю вимірювань. Ціна датчика буде залежати від принципу вимірювання, складності конструкції приладу, швидкості і точності передачі на індикатор.

Датчики кутової швидкості (ДКШ) - це прилади, які вимірюють кутову швидкість об'єкту відносно інерціальної системи координат, тобто абсолютну кутову швидкість. Унікальна властивість розглянутого у даній роботі ДКШ, полягає в тому, що він вимірює кутову швидкість без допомоги будь-якої інфраструктури, побудованої поза ДКШ. Це означає, що інерціальний відліковий об'єкт формується під корпусом ДКШ. Такі датчики дозволяють вимірювати кутовий рух та орієнтувати об'єкт у тримірному просторі за допомогою трьох ортогонально розташованих ДКШ та акселерометрів та роблять можливим реалізувати гірокурсовертикаль або автономну безплатформну інерціальну навігаційну систему (БНС) для навігації, наведення та обчислення шляху, а також для рішення інших задач орієнтації та стабілізації рухомих об'єктів [1-7].

Як відомо, переміщення об'єкта, його швидкість і прискорення є взаємопов'язаними величинами, тому що швидкість і прискорення є похідними переміщення. За допомогою простих електричних ланцюгів перетворення прискорення в швидкість і швидкості в зміщення може бути здійснено з високою точністю. Тому акселерометри на сьогоднішній день є основними датчиками для використання та дослідження об'єктів [8-11].

Удосконалення систем стабілізації досліджувались видатними вченими Бабаєвим О.А., Бесекерським В.А., Булгаковим Б.А., теорія лінійних і нелінійних систем наведення розроблена Костюком В.І., Вороновим А.А., Солодовниковим В.В., Чемодановим Б.К., Лакотой М.А., теорія цифрових слідкуючих приводів розроблена Бесекерським В.А., Федоровим С.М., теорія гіроскопічних систем стабілізації розроблена Павловським М.А., Пельпором Д.З., Одинцовим А.О., Самокініним Б.Б., Бубликом Г.Ф., Збруцьким О.В., Рижковим Л.М., Довгополим А.С., Безвесільною О.М., Граммером Р., Ривкініним С.С., Ройтенбергом Я.Н.,

Фабрикантом Е.А., Сайдовим П.І., теорія оптимальних систем керування – Беллманом Р., Болтянським В.Г. та інші.

Акселерометри вважаються пристроями з одним ступенем свободи, до складу яких входять: еталонна маса, пружно підтримуюча система (пружина) і рама, що володіє властивостями, що демпфірують [17].

Залежно від виду вимірюваного руху акселерометри діляться на кутові і лінійні. Лінійні акселерометри складаються з магніту і котушки індуктивності, вихідна напруга якої прямо пропорційно швидкості магніту. Оскільки лінійні датчики здатні вимірювати прискорення тільки в межах своїх габаритних розмірів, їх часто використовують для вимірювання вібрацій. У кутових акселерометрах магніт знаходиться всередині котушки індуктивності і вихідний сигнал пропорційний швидкості руху магніту [5].

При калібрування датчика визначаються наступні характеристики:

1. Чутливість - відношення електричного вихідного сигналу до механічного вхідного. Вона зазвичай виражається в вольтах на одиницю вимірювання прискорення, відповідну певним умовам. Чутливість зазвичай визначається для синусоїдального сигналу з еталонною частотою.

2. Частотний діапазон - поведінка вихідного сигналу в робочому частотному діапазоні акселерометра.

3. Резонансна частота недемпфированного датчика - чітко детектується пік, який на (3-4) дБ вище вихідного сигналу датчика на еталонній частоті. Для датчика з коефіцієнтом демпфірування, близьким до критичного, цей пік може бути не дуже виразним, в цьому випадку вимірюється зрушення фаз. На резонансній частоті він буде дорівнює 180° щодо фази сигналу на еталонній частоті.

4. Рівень вихідного сигналу при нульовому зовнішньому впливі (для емнісних і п'єзорезистивних датчиків). Цей параметр визначається для положення датчика, в якому його чутлива (активна) вісь перпендикулярна

напрямку сили гравітації Землі. У датчиках, що мають постійну складову вихідного сигналу, вплив гравітації необхідно усувати, інакше вона може бути помилково сприйнята як механічний вплив.

5. Лінійність акселерометра. Даний параметр визначається у всьому динамічному діапазоні вхідних сигналів.

Акселерометри діляться по їх фізичним принципам роботи, а саме виділяють: ємнісні акселерометри, п'єзорезистивного акселерометри, п'єзоелектричні акселерометри, теплові акселерометри (нагрівається пластиною і нагрівається газом).

Зростання вимог до точності гіроскопічних ДКШ надзвичайно великий [6-12]. Існуючі гіроскопи (на кулькових і газових підшипниках, а також поплавцевих), незважаючи на великі зусилля, прикладені до їх удосконалення, не відповідають вимогам, що пред'являються. Тому поряд з удосконаленням вже відомих типів гіроскопічних ДКШ у багатьох країнах світу проводиться широкий пошук шляхів створення гіроскопів нових типів [8-16].

В даний час гіроскопи стали основними елементами більшості навігаційних систем. Точність їх роботи визначає точність самих систем, тому розвитку гіроскопів приділяється виключно велика увага [2].

У провідних країнах світу розробкою і виробництвом гіроскопів і гіроскопічних систем, в яких вони використовуються, зайнята значна кількість наукових і промислових організацій, причому суми витрат на проведені дослідження з кожним роком зростають [10-21].

Прикладені зусилля призвели до значного збільшення точності та поліпшення інших параметрів гіроскопів. В основному це було досягнуто за рахунок удосконалення конструкції і використання нової технології виготовлення гіромоторів і підвісів. Однак подальше поліпшення конструкції застосовуються підвісів ротора, технології виготовлення і методів збирання з метою підвищення точності і збільшення терміну служби

сучасних гіроскопів «звичайних» типів зустрічає дуже серйозні труднощі і, крім того, пов'язане з істотним зростанням вартості їх виробництва [15].

Нові типи гіроскопічних ДКШ умовно можна поділити на шість різних груп: гіроскопічні ДКШ з новим типом підвісу сферичного твердотілих ротора, що обертається у вакуумі; гіроскопічні ДКШ з нетвердотілим носієм моменту кількості руху (рідина, хмара іонів і т. д.); гіроскопічні ДКШ, момент кількості руху, яких пов'язаний не з обертанням, а з коливанням тіл; гіроскопічні ДКШ, що використовують гіромагнітні властивості мікрочастинок (електронів, протонів, нейтронів), атомів і атомних ядер; гіроскопічні ДКШ, що використовують зміна параметрів електромагнітних коливань, що поширюються в обертових замкнутих резонансних і нерезонансних контурах; струменево - поляризаційні гіроскопічні ДКШ.

При вивченні та аналізі матеріалу досліджень [1-24] в даному напрямку були з'ясовані деякі проблеми, що стоять перед розробниками навігаційних комплексів [1-7, 12-16] і систем [17-24], з метою вирішення яких вони і розробляються. Перелік основних проблем: підвищення точності визначення параметрів польоту [3-9], підвищення надійності і довговічності [1-11], розширення діапазону вимірювання параметрів об'єкта [2, 7, 12], підвищення чутливості вимірювання [11-19], розширення функціональних можливостей датчиків кутової швидкості [4-11], підвищення швидкодії і працездатності в умовах радіоактивного випромінювання [1, 5, 12-18].

З проведеного аналізу можна зробити висновок, що спостерігається зростання публікацій, як охоронних документів, так і публікацій у періодичній пресі. Це говорить про зацікавленість громадськості всього світу в розвитку розробок датчиків різного типу.

Порівняльний аналіз схем, конструкцій і технічних характеристик сучасних струменевих датчиків кутової швидкості дозволяє встановити наступні основні тенденції розвитку цих приладів: підвищення метрологічних (інформаційних) характеристик - точності, порогової чутливості, швидкодії; поліпшення експлуатаційних характеристик -

зниження маси і габаритів, підвищення перевантажувальної здатності і міцності, збільшення стійкості до впливів зовнішніх факторів (до температурних і механічних впливів, до світлового і ядерного випромінювання і т.д.); використання нових фізичних ефектів при побудові ДКШ, застосування найсучасніших технологій виготовлення; збільшення відносної частки приладів частотного і цифрового типів.

Досягнуті характеристики постійно підвищуються завдяки вдосконаленню технологій. Таким чином, поєднання унікальних показників відразу за багатьма параметрами дозволяє таким приладам служити засобом як для поліпшення характеристик і можливостей наявних розробок, так і для втілення нових, безпрецедентних конструкторських ідей [8].

1.2. Аналіз методів вимірювання кутової швидкості

Вимірювання лінійних прискорень можливо інерціальним методом, методом диференціювання швидкості польоту і методом дворазового диференціювання відстані до нерухомої бази.

1. Інерціальний метод полягає у вимірюванні сили, що розвивається інерційною масою при її русі з прискоренням. Прилади й датчики, засновані на цьому принципі дії, називаються акселерометрами.

Залежно від способу вимірювання сили розрізняють акселерометри пружинні і компенсаційні.

У пружинних акселерометрах сила, що розвивається інерційною масою, викликає пружну деформацію пружини, яка створює протидіє силу. Деформація пружини служить мірою вимірюваного прискорення і при необхідності перетворюється в електричний сигнал.

У компенсаційних акселерометрах інерційна сила врівноважується силою, що розвивається магнітоелектричним або іншим перетворювачем. Ця сила пропорційна силі струму, яка і служить вихідним сигналом. Структурна схема таких акселерометрів містить позиційну негативний зворотний зв'язок.

Інерційних метод використується також і в інтегруючих акселерометрах, сигнал яких пропорційний інтегралу від лінійного прискорення за певний проміжок часу.

Інтегруючі акселерометри відрізняються тим, що протидіє сила є не позиційною, а швидкісною. Інтегруючі акселерометри можуть бути прямого вимірювання, в яких протидіє сила, яка створюється демпфером зі стабільним коефіцієнтом демпфірування, і компенсаційні, в яких для створення протидіє сила, яка застосовує швидкісний зворотний зв'язок.

Існують також компенсаційні акселерометри з дворазовим інтеграцією прискорень - протидіюча сила створюється зворотним зв'язком за відносним прискоренню інерційної маси.

2. Метод диференціювання швидкості польоту полягає в диференціюванні одним з відомих способів сигналу датчика швидкості польоту. Можливо диференціювання не тільки електричних сигналів, але і пневматичних. Наприклад, якщо подати повний тиск зустрічного потоку повітря в варіометр, то показання останнього будуть функцією поздовжнього прискорення.

3. Метод дворазового диференціювання відстані до нерухомої бази придатний в основному для вимірювання вертикального прискорення і полягає в дворазовому диференціюванні одним з відомих способів сигналу висотоміра.

Вимірювання кутових прискорень можливо аналогічними методами. При інерціальному методі вимірювання інерційна маса підвищується на осі з одним ступенем свободи, що проходить через центр ваги цієї маси. Вимірюється момент інерційних сил, що розвивається масою при її обертанні з кутовим прискоренням. Чи можливо застосувати ті ж два способи вимірювання інерційних сил, що і в лінійних акселерометрах, - пружинний і компенсаційний.

При визначенні кутових прискорень методом диференціювання виробляється диференціювання сигналу гіроскопічного датчика кутових швидкостей.

Для визначення кутових прискорень методом дворазового диференціювання використовується сигнал гіроскопічного датчика кута.

На літальних апаратах основне застосування знайшов інерційних метод вимірювання прискорень.

Акселерометрам притаманні методичні та інструментальні похибки.

Методичні похибки акселерометрів можна розділити на дві групи:

1) Похибки, що виникають із-за того, що акселерометри вимірюють тільки прискорення від активних сил, тоді як на прискорення, викликані гравітаційними силами, ці прилади не реагують;

2) Похибки, що виникають через розбіжність осі чутливості з напрямком дії вимірюваного прискорення.

Для оцінки величин методичних похибок першої групи припустимо, що на літальному апараті обрана інерціальна система координат $Oxyz$, започаткована ще збігаються з центром мас. Сумісний з осями цієї системи осі чутливості трьох акселерометрів (інерціальна система координат на ЛА може бути побудована за допомогою стабілізованою гіроплатформи). На літальний апарат діє сила ваги G і сила Q , що дорівнює сумі сил тяги, опору, підйомної сили і ін.

Акселерометри вимірюють прискорення a_x , a_y , a_z , що викликаються активними силами Q_x , Q_y , Q_z .

Для обчислення швидкостей і координат розташування ЗС по виміряним прискоренням необхідно від показань акселерометрів відняти складові гравітаційних прискорень. Отже, на величини g_x , g_y , g_z можна дивитися як на методичні похибки акселерометрів. Оскільки структура гравітаційного поля Землі і планет відома з великою точністю, то за відомим місцем розташування ЗС можна визначити прискорення g_x , g_y , g_z і внести відповідні поправки в свідчення акселерометрів. У інерційних системах

навігації і управління облік методичних похибок акселерометрів саме так і виконується.

При розбіжності осі чутливості акселерометра з напрямком вимірюваного прискорення виникають методичні похибки. Так, наприклад, при розбіжності осі чутливості і напрямки прискорення в 1° похибка у вимірювані величини прискорення становить 0,02%. Ця похибка сама по собі мала і не представляє великого інтересу. Більше значення має кут між зазначеними напрямками, оскільки він визначає розбіжність приладової і істинної осей системи координат. Крім того, в інерційних системах навігації розбіжність осей чутливості з напрямком вимірюваних прискорень призводить до появи перехресних зв'язків між акселерометрами, в результаті чого акселерометр вимірює не тільки “своє”, а й “чужі” прискорення. Це знову викликає похибки у вимірюванні прискорень [26].

Інструментальні похибки акселерометрів визначаються:

- 1) Порогом чутливості (обумовленим тертям в підвісах) - мінімальним сигналом на вході, при якому з'являється сигнал на виході;
- 2) Порушенням лінійної залежності між вхідним і вихідним сигналами;
- 3) Гістерезисом в характеристиках пружних і інших елементах;
- 4) Температурної залежністю параметрів і характеристик акселерометра.

Для зменшення інструментальних похибок застосовуються заходи по зменшенню тертя в підвісах, методом термостатування елементів і щодо поліпшення характеристик чутливості акселерометра. У кращих конструкціях акселерометрів для інерційних систем інструментальні похибки доведені до 0,002%.

У 2001 році на 8-й Міжнародній конференції з інтегрованим навігаційними системами, що проходить в ЦНДІ “Електроприлад” в м. Санкт-Петербурзі була представлена доповідь: Доронін В.П., Мезенцев А.П., Новиков Л.З., Решетніков У.І., Глибін І.Г., Неаполітанський А.С. “Гіроскопічні чутливі елементи для систем керування орієнтацією і

стабілізації орбітальних космічних апаратів” [5], в якій подано докладний огляд тенденцій розвитку прецизійних гіроскопічних приладів розробки НДІ ПМ ім. Академіка В.І. Кузнєцова (м. Москва).

До класу прецизійних гіроскопічних приладів розробки даного підприємства можна віднести, наприклад, прилади КІ99-110 (діапазон вимірювання 6 м/с^2 , випадкова складова дрейфу в запуску $0,014$ кут. град/ч, стабільність коефіцієнта перетворення $0,01\%$, маса 1200 г), КІ79-132 (діапазон вимірювання $15/с$, випадкова складова дрейфу в запуску $0,006$ кут.град/ч, стабільність коефіцієнта перетворення $0,01\%$, маса 850 г), КІНД99-003 (діапазон вимірювання $0,5 \text{ м/с}^2$, випадкова складова дрейфу в запуску $0,003$ кут.град/ч, стабільність коефіцієнта перетворення $0,004\%$, маса 300 г). Споживана потужність КІ99-110 і КІ79-132 не перевищує 3 Вт, а у приладі КІНД99-003 - $1,8$ Вт [5].

На 10-й Санкт–Петербурзькій міжнародній конференції по інтегрованим навігаційним системам в 2003 році була представлена доповідь: Волинців А.А., Дудко Л.А., Казаков Б.А., Решетніков В.І., Козлов В.В., Дібров В.М., Рижков В.С. “ Досвід створення високоточних поплавцевих гіроприборів, що застосовуються в системах кутової орієнтації і стабілізації космічних апаратів і станцій ” [14]. У ньому говориться, що НДІ ПМ ім. академіка В.І. Кузнєцова за період з 1985 р. по 2003 р. розробило цілий клас безплатформових інерційних блоків (БІБ) з прецизійними поплавковими електромеханічними вимірювачами кутової швидкості в якості ЧЕ. Застосування газодинамічної опори ротора, магнітного центрування його підвісу і складної системи термостатування дозволило забезпечити високі точності характеристики приладів, які працювали на 25 космічних об'єктах різних типів. На станції “ Мир ” працював тривісний БІБКІ34-2А (діапазон вимірювання 6 м/с^2 , випадкова складова дрейфу в запуску $0,03$ кут.град/ч, стабільність коефіцієнта перетворення $0,03\%$, маса 32 кг), а в блоці “ Зірка ” станції МКС нині працює чотиривісний БІБ КІНД34-020 (діапазон

вимірювання $0,5 \text{ м/с}^2$, випадкова складова дрейфу в запуску $0,003 \text{ кут.град/ч}$, стабільність коефіцієнта перетворення $0,005\%$, маса $12,5 \text{ кг}$), точності характеристики якого не поступаються чотиривісних американському БіБ RSU (діапазон вимірювання 3 м/с^2 , випадкова складова дрейфу в запуску $0,015 \text{ кут.град/ч}$, стабільність коефіцієнта перетворення $0,013\%$), що працює в системі управління космічним телескопом “Хаббл” і що вважається одним з найбільш точних у світі. У 2002 році було розроблено шестиосний БіБ КІНД34-011 для НВО ім. Лавочкина (діапазон вимірювання $0,2 \text{ м/с}^2$, випадкова складова дрейфу в запуску $0,01 \text{ кут.град/ч}$, стабільність коефіцієнта перетворення $0,02\%$, дискретність інформації $0,008$, маса 21 кг) [14].

На космічній станції “Мир” був застосований блок ДКШ середньої точності (“Орт”), що забезпечує роботу системи управління при маневрах. На транспортних кораблях “Прогрес – М” і пілотованих КА “Союз – ТМА” роботу системи орієнтації забезпечує блок датчиків кутових швидкостей (БДУС) середньої точності “Орт” розробки ФГУП “ПО”Корпус” (м. Саратов) (діапазон вимірювання $10/\text{с}$, випадкова складова дрейфу в запуску $0,36/\text{ч}$, стабільність коефіцієнта перетворення $0,5\%$, маса 10 кг). Цей же блок застосований і на діючій МКС. У 2007 році на 14 Санкт –Петербурзькій міжнародній конференції по інтегрованим навігаційним системам була представлена доповідь: Каліхман Л.Я., Каліхман Д.М, Полушкин А.В., Садомцев Ю.В., Єрмаков Р.В., Нахов С.Ф. “Можливість побудови мініатюрних блоків вимірювачів кутових швидкостей підвищеної надійності для космічних об’єктів на базі поплавцевих ДКШ з використанням сучасної елементної бази” [8]. У доповіді досліджуються можливості побудови сучасних блоків гіроскопічних поплавцевих приладів із застосуванням мікропроцесорів.

У США поплашкові блоки датчиків кутових швидкостей (БДУС) розроблялися в лабораторії Ч. Дрейпера в кінці 70-х років, і рівень технічних характеристик був аналогічний наведеному рівнем характеристик вітчизняних прецизійних ДКШ і ДКШ середньої точності. В даний час системи орієнтації США використовують в основному ДНГ і ВОГ.

З останніх розробок гіроскопічних приладів даного класу можна відзначити гіроскопи І-1 і І-2 ФГУП ДНВП “Сплав” м. Тула, що володіють наступними технічними характеристиками: (діапазон вимірювань 5, чутливість 0,03-0,05/с, число каналів вимірювання 2). Матеріали про дану розробку були представлені в 2004 році на 11-й Санкт –Петербурзькій міжнародній конференції за інтегрованими навігаційних систем [2].

1.3. Дестабілізуючі фактори та їх вплив на метод інерціальної обробки кутової швидкості

Питанням впливу дестабілізуючих факторів на навігаційні системи неодноразово підіймалися у різних сферах діяльності. Як показує огляд літератури з даної проблематики, у ній відсутній загальний систематичний аналіз робіт в області ударо- і віброзахисту, кожний автор висвітлює це, як одну окрему проблему. Вагомий внесок у розвиток теорії і практики в даному питанні був зроблений такими вченими як Коловський М.З., Павловський М.А., Суровцев Ю.А., Юриш Ю.І., Кононенко В.О., Ганієв Р.Ф. та іншими. Розвиток вітчизняних системи віброзахистних пристроїв тісно пов'язаний з такими іменами як Карпушин В.Б., Болотін В.В., Вільке В.Г., Ларін В.Б., Бузицький В.Н., Вульфсон І.І. та інших. Велику роль зіграли роботи ряду закордонних учених, зокрема, Крида Ч., Кер-Вільсона У. та інших. Незважаючи на значний термін, що пройшов із часу виходу їх праць у світ, всі вони ще не втратили свого значення. Певний практичний інтерес мають книги Коничева В.І., Ільїнського В.С [15-19].

Проблеми захисту приладів амортизаторами розглядають Ільїнський В.С. і Суровцев Ю.А. У цих роботах вони дають кваліфікацію амортизаторів, які ними розділені на такі чотири основні групи: гумометалеві амортизатори, суцільнометалеві амортизатори зі структурним демпфіруванням, амортизатори пружні з повітряним демпфіруванням, амортизатори пружні з фрикційним демпфіруванням. Всі вони мають свої переваги та недоліки.

Амортизатори можуть використовуватися переважно в системах, що забезпечують статичне навантаження вздовж осі амортизатора. Вібраційне навантаження в бічному напрямку амортизатори можуть сприймати при дотриманні деяких обмежень.

Застосування амортизаторів із сухим тертям дозволяє вирішити питання про захист апаратури при крайніх значеннях температури. Навіть при простіших умовах роботи вони можуть демпфірувати коливання краще, ніж гумометалеві, повітряно-демпфірувальні або суцільнометалеві амортизатори.

Однак в амортизаторах із фрикційним демпфіруванням є два основні недоліки. По-перше, для таких амортизаторів існує критична амплітуда зрушення, при перевищенні якої швидко виникає резонанс. По-друге, віброізоляція в них погіршується, коли амплітуда збурень зменшується при збільшенні частоти (амортизатор «замикається»). Для сталої амплітуди збудження вібрації при збільшенні частоти амортизатор із сухим тертям послабляє коливання значно сильніше, ніж амортизатор із в'язким демпфіруванням (внутрішнє демпфірування матеріалу або повітряне демпфірування). Це відбувається тому, що сила яка діє на ізольований об'єкт, збільшується прямо-пропорційно частоті збурень. Якщо ж застосовується сухе тертя, то сила демпфірування, залишається постійною. На резонансній частоті амплітуда зсуву звичайно набагато більша, ніж амплітуда в області ізоляції. Таким чином, сталість демпфірувальної сили,

може бути не вигідною. На частотах, далеких від резонансних, амортизатор із сухим тертям забезпечує практично постійне передавання коливання, якщо прискорення збудження вібрації постійне [3, 4].

У наш час амортизатори з металевими демпферами сухого тертя мало застосовуються.

Додатковими похибками інерціальних сенсорів, що викликані їх чутливістю до зміни зовнішніх факторів, є такі:

- чутливість акселерометра до кутових швидкостей $\delta\alpha_{SA,\omega}\omega$, де $\delta\alpha_{SA,\omega}\omega$ коефіцієнт чутливості акселерометра до кутової швидкості відносно відповідної осі, [м/(рад·с)]; ω – кутова швидкість;

- чутливість гіроскопа до прискорень $\varepsilon_{SA\alpha}\alpha$, де $\varepsilon_{SA\alpha}$ - коефіцієнт чутливості гіроскопа до прискорення відносно відповідної осі, [рад·с/м]; α – прискорення;

- чутливість сенсора до зміни температури $\delta\alpha_{SA,t}\Delta t$ (для акселерометра) або $\varepsilon_{SA,t}\Delta t$ (для гіроскопа), де Δt - величина відхилення температури від нормальної;

- чутливість сенсора до вібрацій $\delta\alpha_{SA,v}v$ (для акселерометра) або $\varepsilon_{SA,v}v$ (для гіроскопа), де v - частота вібрації.

Детально вплив дестабілізуючих факторів на акселерометри розглянуто в наступних підрозділах.

При використанні ультразвукових локаційних методів вимірювання параметрів руху в розрахункових співвідношеннях присутня швидкість ультразвуку в середовищі (п. 1.2.4). Як відомо [27], фактичне значення швидкості ультразвуку в реальних умовах змінюється в залежності від температури повітря, тиску та вологості, досягаючи максимального відхилення до $\pm 5\%$ (відповідно і похибка вимірювання параметрів руху доходить до 5%). Якщо не враховувати температурну залежність швидкості звуку в повітрі, то при відхиленні температури навколишнього середовища на 1°C виникає похибка $\Delta V_3(1^\circ\text{C}) \cong 0.6 \text{ м/с}$, яка приводить до відносної

$$\text{похибки вимірювання відстані } \frac{\Delta V_3(1^\circ \text{C})}{V_3(20^\circ \text{C})} \cdot 100\% = \frac{0.6 \cdot 100\%}{343.1} = 0.175\%.$$

Неврахований вплив вологості повітря при нормальному атмосферному тиску приводить до виникнення похибки визначення швидкості ультразвуку, яка не перевищує 0,5 м/с [19].

На відкритих ділянках траси на швидкість ультразвуку впливає вітер: швидкість ультразвуку в напрямку руху вітру збільшується, а проти вітру – зменшується. Наявність вітру в атмосфері приводить до дрейфу ультразвукової хвилі, що створює уяву зміщення джерела ультразвуку. Швидкість ультразвуку при цьому визначається співвідношенням $V_{3,B} = V_3 + V_B \cos \alpha$, де V_B – швидкість вітру; α – кут між напрямком вітру в точці спостереження та спостережуваним напрямком приходу ультразвуку.

Тому що точність оцінки визначення швидкості ультразвуку в повітрі суттєво впливає на точність навігаційних визначень, то в навігаційних системах МР мають використовуватися спеціальні корегувальні пристрої. Корекція зазвичай проводиться при розрахунку дійсної швидкості ультразвуку за спеціальними емпіричними формулами з врахуванням інформації з сенсорів температури, тиску, вологості та швидкості й напрямку вітру (при цьому похибка корегування складає приблизно 0,1 %).

При визначенні параметрів руху, зокрема прискорення, оптичними та радарними методами використовується непрямий метод, при цьому проводять оцінку фазового зсуву прийнятого коливання відносно опорного:

$$\Delta\varphi = \varphi_{\text{пр}} - \varphi_{\text{оп}} = \omega_m t_3 + \Delta\varphi_{\text{д}} + \Delta\varphi_{\text{во}}, \quad (1.1)$$

де $\varphi_{\text{пр}}$ - повна фаза прийнятого коливання; $\varphi_{\text{оп}}$ - повна фаза опорного коливання; ω_m - циклічна частота моделюючого (масштабного) коливання; t_3 - час затримки сигналу; $\Delta\varphi_{\text{д}}$ - набіг фази у вимірювачі; $\Delta\varphi_{\text{во}}$ - набіг фази при відбитті сигналу від об'єкта.

Оцінка прискорення об'єкту визначається співвідношенням

$$\hat{a} = \frac{c \Delta t_3}{2t_B^2} + \frac{c}{2\omega_m^2 t_B^2} (\Delta\varphi_D + \Delta\varphi_{BO}) \Delta\omega_m, \quad (1.2)$$

де c – швидкість поширення сигналу (світла); t_B – час вимірювання (оцінки прискорення); Δt_3 – зміна часової затримки сигналу за час вимірювання.

Точність оцінки прискорення також залежить від співвідношення сигнал/ шум q :

$$\sigma_a = \frac{c}{mq\omega_m\sigma_t^2}, \quad (1.3)$$

де m – коефіцієнт модуляції оптичного випромінювання; σ_t – СКВ оцінки часу вимірювання.

Для зменшення СКВ σ_a необхідно збільшувати частоту моделюючого коливання. Однак її величина має також враховувати принцип однозначності визначення параметрів руху:

$$\frac{2\hat{a}_{\max}}{c} \omega_m t_B^2 \leq 2\pi \Rightarrow \omega_m \leq \frac{\pi c}{\hat{a}_{\max} t_B^2}. \quad (1.4)$$

Для боротьби з завадами найчастіше використовуються такі методи селекції [27]:

- обмеження мінімальної вимірюваної відстані (стробування);
- вибір об'єкту за його порядковим положенням (перший, другий, останній);
- селекція сигналів за їх формою (такий метод максимально ефективний для боротьби з завадою зворотного розсіювання тривалістю $(1 \div 2)$ мкс, спектр якої лежить в діапазоні від 0 до 300 кГц);
- амплітудна порогова селекція (часове автоматичне регулювання підсилення або порогу спрацьовування);
- амплітудна селекція об'єкту за максимальним відбитим сигналом (з поправкою на залежність амплітуди від дальності);
- амплітудно-часова напівавтоматична селекція з врахуванням апріорної інформації про дальність до вибраного об'єкту.

Особливості проведення локаційних вимірювань для різних відстаней є такими. При великих відстанях до об'єкту відбитий від нього сигнал зменшується до рівня шумів, а визначальним стає енергетичний потенціал вимірювача, що характеризується енергією та розходженням зондувального променя, діаметром та коефіцієнтом спрямованої дії антени, чутливістю приймально-підсилювального тракту, а також ефективністю засобів селекції об'єкту (просторової та амплітудно-часової) на фоні місцевих завад, ефективна відбивальна поверхня яких може бути більшою, ніж у малорозмірної на таких відстанях об'єктів.

Діапазон середніх відстаней починається з такої відстані, для якої завада зворотного розсіювання не впливає на приймальний тракт, і закінчується відстанню, для якої кутові розміри основного об'єкту стають сумірними з робочим полем вимірювача. Цей діапазон найбільш зручний для проведення вимірювань завдяки достатній спостережуваності об'єкту та можливості його селекції на фоні завад, а також внаслідок сприятливих енергетичних умов приймання та обробки відбитого сигналу.

При вимірюванні малих відстаней робота вимірювача ускладнюється рядом несприятливих факторів. Близько розташовані об'єкти дають високий рівень відбитого сигналу, що перевантажує приймальний тракт. Це приводить до погіршення точності та розділової здатності вимірювача. Частково цей недолік можна компенсувати неповним перекриттям полів приймального та передавального каналів на малих відстанях, що характеризується коефіцієнтом перекриття цих полів (залежність коефіцієнта перекриття від відстані є апаратною функцією вимірювача або геометричним фактором [28]).

1.4. Мета і задачі дослідження

Метою дисертаційної роботи є наукове обґрунтування та розробка методів та моделей приладових систем для вимірювання кутової швидкості на основі приладової системи в умовах дії дестабілізуючих факторів.

Для досягнення поставленої мети в роботі необхідно розв'язати наступні групи задач:

1. На основі інформаційно-аналітичного огляду стану приладових систем обґрунтувати необхідність та шляхи вирішення проблем впливу дестабілізуючих факторів при вимірюванні кутової швидкості.

2. Виведення попередніх розрахунків вимірювань надійності, провести аналіз видів, наслідків і критичності відмов приладової системи.

3. Удосконалити систему вимірювання приросту інтегралів проекцій вектора абсолютної кутової швидкості та вимірювання приросту інтегралів проекцій вектора удаваного прискорення.

4. Дослідити вплив температури на датчики кутової швидкості, та проаналізувати температурні режими приладової системи. Розробити підігрів і стабілізацію температури датчиків кутової швидкості й акселерометрів в процесі передстартової підготовки.

5. Розробити методику обробки вимірювань інформації датчиків кутової швидкості, акселерометрів приладової системи. Дослідити використання інформаційної надмірності вимірювань для зменшення похибок вимірювання кутової швидкості.

6. Розробити алгоритм компенсації зменшення похибок шляхом вирішення питання захисту апаратури при крайніх значеннях температури.

7. Шляхом моделювання визначити ступінь компенсації ударних збурень датчиків кута приладової системи.

8. Провести тестування датчиків кутової швидкості, акселерометрів, а також інтерфейсу з приладової системи по сигналам системи керування.

9. Розробити алгоритм початкового калібрування в процесі юстування основного балансувального вантажу чутливого елемента.

10. Удосконалити метод балансування чутливих елементів датчиків кут приладової системи для визначення їх основних параметрів і подальшого використання у розроблених нових методах та алгоритмах

автономного визначення навігаційних параметрів.

11. Провести експериментальні дослідження диференційного датчика кута для визначення ступеня компенсації дестабілізуючих факторів.

12. Впровадити результати досліджень.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 1

Проведено аналіз світових тенденції розвитку виготовлення датчиків кутової швидкості та алгоритмів зменшення динамічних похибок та зовнішніх збурень. Встановлено, що датчиків кутової швидкості збудовані на основі мікроелектромеханічних систем, розвиваються швидкими темпами і наздоганяють по точності деякі типи макро ДКШ. Однак, ДКШ, що побудовані на основі кварцових напівсферичних резонаторів високої добротності ($\sim 10^7$) на сьогоднішній день мають лідируючі точності. Показано, також, що датчиків кутової швидкості побудовані на основі металевих циліндричних резонаторів не високою добротності ($3 - 5 \cdot 10^4$), але такі, що володіють великою вібруючою масою (у 30-50 разів більшою ніж у кварцового) і над низьким температурним коефіцієнтом частоти (10 разів менше, ніж у кварца) можуть мати цілком конкуруючі точності.

Розглянуто та проаналізовано три режими роботи датчика кутової швидкості. Представлені блок схеми систем управління стоячою хвилею для кожного режиму. Представлені графіки некомпенсованої і компенсованої квадратурних похибок режимів датчиків кутової швидкості, інтегруючого та диференційного. Обґрунтовано, що при вимірі малих кутових швидкостей треба використовувати режим ДКШ або диференційній режим, а інтегруючий режим треба використовувати при вимірах великих і таких, що швидко змінюються.

Визначені основні похибки датчиків кутової швидкості, що зв'язані з неідеальністю виготовлення резонатора. Графічно представлені похибки інтегруючого режиму роботи датчиків кутової швидкості, що обумовлені різною жорсткістю і різною добротністю резонатора. Представлені і

проаналізовані рівняння динаміки коливань резонатора ДКШ і дано їх рішення для випадку роботи датчиків кутової швидкості в режимі ДШК. У результаті цього рішення визначені вирази для МК і зміщення нуля ДКШ через параметри резонатора.

ПЕРЕЛІК ЛІТЕРАТУРИ ДО РОЗДІЛУ 1

1. Галицький В.А. Аналіз процесів теплообміну дистанційного вимірювального пристрою механічних величин / В.А. Галицький // Технологічний аудит та резерви виробництва. – 2018. – №2/1 (46) – С. 34-37.

2. Галицький В.А. Метод балансування резонатора вібраційного гіроскопу. Основні технічні вказівки / В.А. Галицький, В.П. Квасніков // Метрологія та прилади. – 2017. – №5-1 (46). – С. 15-17.

3. Методика юстування маятникових вимірювачів лінійного прискорення / В.А. Галицький, Л.В. Кузьмич, В.П. Квасніков // Механіка гіроскопічних систем. – 2019. – №38. – С. 70-78.

4. Галицький В.А. Особливості контролю лінійно-кутових параметрів деталей при вимірюванні на координатно-вимірювальній машині / В.А. Галицький, В.П. Квасніков // Вісник Інженерної академії України. – 2017. – №1. – С. 187-189.

5. Галицький В.А. Методика балансування чутливого елемента гіроскопу / В.А. Галицький, В.П. Квасніков // Вісник Інженерної академії України. – 2017. – №2 – С. 174-177.

6. Wang R. A multiple-beam tuning-fork gyroscope with high quality factors / R. Wang, P. Cheng, Z. Hao. // Sens. Actuators A Phys.. – 2011. – №166(1). - PP. 22-33.

7. Sonmezoglu S. An automatically mode-matched MEMS gyroscope with wide and tunable bandwidth / S. Sonmezoglu, S. E. Alper, T. Akin. // Journal of Microelectromechanical Systems. – 2014. – №23(2). - PP. 284-297.

8. Конструкция субминиатюрного динамически настраиваемого гироскопа. / Коновченко А.А. и др. / НИИ ПМ им. акад. Кузнецова В.Н.,

Москва, Россия. Гиротехнологии, навигация и управление движением. Сборник докладов. - V МНТК, Киев: КПИ, 2005.

9. Отчет №63172-95 по НИР, тема «Ручей». Исследование научно-технической, технологической элементной и метрологической базы построения прецизионных акселерометров. Архив ОАО НПК «КЗА им. Г.И. Петровского», 1995.

10. Пельпор Д. С. Динамически настраиваемые гироскопы. Теория и конструкция. / Д. С. Пельпор, В. А. Матвеев, В. Д. Арсеньев. – Москва: Машиностроение, 1988. – 264 с.

11. Павловський М. А. Теоретична механіка / М. А. Павловський. – Київ: Техніка, 2002. – 512 с.

12. Синельников А. Е. Низкочастотные линейные акселерометры. Методы и средства поверки и градуировки. / А. Е. Синельников. – Москва: Издательство стандартов, 1979. – 176 с.

13. Коновалов С. Ф. Гироскопические системы. Проектирование гироскопических систем (3 том) / С. Ф. Коновалов, Е. А. Никитин, Л. М. Селиванова. – Москва: Высшая школа, 1980. – 128 с.

14. Самоткин Б. Б. Навигационные приборы и системы / Б. Б. Самоткин, В. В. Мелешко, Ю. В. Степановский. – Киев: Вища школа, 1986. – 343 с.

15. Trusov A. A. Non-axisymmetric Coriolis vibratory gyroscope with whole angle, force rebalance, and self-calibration / A. A. Trusov, D. M. Rozelle, G. Atikyan. // Actuators and Microsystems Workshop Hilton Head Island. – 8-12 June, South Carolina, 2014. - PP. 419-422.

16. Asadian M. H. An ultrahigh vacuum packaging process demonstrating over 2 million q-factor in MEMS vibratory gyroscopes / M. H. Asadian, S. Askari, A. M. Shkel. // IEEE Sensors Letters. – 2017. – №1(6).

17. Nagourney T. 259 second ringdown time and 4.45 million quality factor in 5.5 khz fused silica birdbath shell resonator / T. Nagourney, J. Y. Cho, B.

Shiari. // Int. Conf. Solid-State Sensors Actuators Microsyst.. – Kaohsiung, Taiwan, 2017.

18. Xie J. The application of chemical foaming method in the fabrication of micro glass hemisphere resonator / J. Xie, L. Chen, H. Xie, J. Zhou, G. Liu. // *Micromachines* 2018. – 2018. - PP. 9,42.

19. Luo B. Hemispherical wineglass shells fabricated by a chemical foaming process / B. Luo, J. T. Shang, Y. Z. Zhang. // *Proc of the 16th International Conference on Electronic Packaging Technology.* – 11–14 Aug., Changsha, China, 2015. - PP. 951-954.

20. Lynch D. D. Coriolis vibratory gyros / D. D. Lynch. // *Proc. Gyro Technology Symposium.* – 21-23 Sep., Stuttgart, Germany, 1998. - PP. 3.1-3.14.

21. IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Coriolis Vibratory Gyros. – IEEE std.1431TM. –2004. – Annex B. - PP. 56-66.

22. Zhang Y. A novel MEMS gyro north finder design based on the rotation modulation technique / Y. Zhang, B. Zhou, M. Song. // *Sensors* 2017. – 2017. – №17(973). - PP. 1-22. // *Integrated Navigation Systems:17-th Int. conf..* – 25-27 May, 2010. - PP. 98-102.

23. Lynch D. D. Vibratory gyro analysis by the method of averaging / D. D. Lynch. // *Proc. 2nd St. Petersburg Conf. on Gyroscopic Technology and Navigation.* – 24-25 May, St.Petersburg, Russia, 1995. - PP. 26-34.

24. Gregory J. A. MEMS rate and rate-integrating gyroscope control with commercial software defined radio hardware / J. A. Gregory, J. Choi, K. Najafi. // *IEEE Int. Conf., Transducers.* – 5-9 June, Beijing, China, 2011. - PP. 2394-2397.

25. Боднер В.А. Авиационные приборы. – М.: Машиностроение, 1969, 178-180 с.

26. Горенштейн И.А., Шульман И.А. Инерциальные навигационные системы. – М.: Машиностроение, 1970.-232 с., ил.

27. Браславский Д. А., Петров В.В. Точность измерительных устройств – М.: Машиностроение, 1976, 231 с.

28. Распопов В. Я. Микромеханические приборы. Учебное пособие. Тул. Гос. Университет. Тула, 2002г. 392 с.
29. Мартыненко Ю.Г. Тенденции развития современной гироскопии //Соросовский образовательный журнал, 1997, № 11.
30. Конструкции микромеханических гироскопов и акселерометров инерциального модуля. Отчет о патентных исследованиях. С-П.: ЗАО "Гирооптика", 2005. 73 с.
31. Чувствительные элементы и автономные средства навигации. /Виноградов Г.М. и др. / ОАО РПКБ, Роменское, Россия. Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование авиационно-космической техники.
32. Сборник докладов. - IV МНТК, Киев: КПИ, 21-23.04.2003. Первицкий Ю. Д. Расчёт и конструирование точных механизмов / Ю. Д. Первицкий. – Ленинград: "Машиностроение" Ленинградское отделение, 1976. – 456 с.
33. Мелешко В.В. Методичні вказівки до виконання лабораторних робіт «Акселерометри» по курсу «Навігаційні прибори та системи» для студентів спеціальності «Гироскопические приборы и устройства» / – Киев, 1987. – 28 с.
34. Ржаницин А. Р. Строительная механика / А. Р. Ржаницин. – Москва: Высшая школа, 1991. – 439 с.
35. Клюев В. В. Приборы и системы для измерения вибрации шума и удара / В. В. Клюев. – Москва: Машиностроение, 1978. – 439 с.
36. Системи наведення та стабілізації озброєння /О. М.Безвесільна, В. П. Квасніков, В. Г. Цірук, В. Г. Чиковані.– Житомир: ЖДТУ, 2014.– 176 с.
37. Безвесільна О. М. Методи оптимізації цільової функції та ідентифікації характеристик прецизійних навігаційних систем: Монографія. / О. М. Безвесільна, Ю. В. Киричук, Ю. О. Подчашинський. – Житомир: ЖДТУ, 2010. – 201 с.

38. Безвесільна О. М. Системи керування навігаційних систем рухомих об'єктів: Монографія / О. М. Безвесільна, Ю. В. Киричук, – Житомир: ЖДТУ, 2010. – 174 с.

РОЗДІЛ 2

ВИВЕДЕННЯ РІВНЯНЬ ВИМІРЮВАНЬ ДИФЕРЕНЦІЙНОГО ВИМІРЮВАЛЬНОГО ПРИЛАДУ КУТОВОЇ ШВИДКОСТІ З УРАХУВАННЯМ РІЗНИХ ДЕСТАБІЛІЗУЮЧИХ ФАКТОРІВ

2.1. Опис схеми технічного рішення вимірювального приладу куткової швидкості

Вимірювальний прилад куткової швидкості (ВПКШ) являє собою електромеханічний пристрій, який забезпечує:

- вимірювання приросту інтегралів проекцій вектора абсолютної куткової швидкості виробу, на вісі чутливості датчика кутових швидкостей;
- вимірювання приросту інтегралів проекцій вектора удаваного прискорення, на вісі чутливості акселерометрів;
- вимірювання температури ДКШ, акселерометрів по датчикам температури;
- обробку вимірювань інформації ДКШ, акселерометрів та датчиків;
- підігрів і стабілізацію температури ДКШ й акселерометрів в процесі передстартової підготовки;
- зберігання в перепрограмованому пристрої параметрів, що паспортизуються і передачу цієї інформації в центральний блок приладової системи (ЦБПС) по команді в ЦБПС;
- проведення тестування ДКШ, акселерометрів, а також інтерфейсу з ЦБПС по сигналам ЦБПС.

В якості чутливих елементів ВПКШ обрані датчики кутових швидкостей на базі динамічно налаштованих гіроскопів і датчики прискорень - маятникових акселерометрів.

Електроні пристрої ВПКШ забезпечують формування контурів зворотного зв'язку ДКШ, акселерометрів, живлення гіромоторів, обмоток збудження датчиків кута ДНГ, функціонування системи термостатування,

обробку інформації з ДКШ, акселерометрів, датчиків температури та обмін інформацією з ЦБПС, зберігання параметрів, що паспортизуються, формування напруг постійного струму вторинних джерел живлення ВПКШ.

ВПКШ виконаний в формі моноблока з амортизаторами [34].

Датчик кутової швидкості виконаний на базі ДНГ, оскільки останній має дві осі чутливості, малі габарити, відноситься до класу приладів, що забезпечують точності параметри та діапазони вимірювальних кутових швидкостей. Датчики цього типу знайшли застосування у високо динамічних рухомих об'єктах [2].

В якості прототипу ротору та підвісу ДНГ використовувалися відповідні елементи конструкції ДНГ, в електроприводі використовується безколекторний вентильний двигун постійного струму.

Застосування ВД дозволяє знизити енергоспоживання та забезпечити високу стабільність обертання ротора гіроскопа і як наслідок цього високу стабільність кінетичного моменту, що являється однією з компонент стабільності масштабного коефіцієнту ДКШ.

Крім того, в ДНГ, який розробляється, динамічне налаштування здійснюється шляхом зміни швидкості обертання ротора з допомогою перепрограмування параметрів блока живлення ВД. Це дозволяє спростити конструкцію підвісу ДНГ за рахунок виключення механічних елементів динамічного налаштування та знизити собівартість приладу.

ДНГ має додаткові обмотки, які формують керуючі сигнали блока живлення вентильного двигуна.

В якості контуру зворотного зв'язку ДКШ і акселерометрів використовувалось аналогово-цифровий пристрій з широтно-імпульсним модулятором і стабілізатором струму в ланцюгу датчиків моменту ДКШ та акселерометрів.

Вибір аналогово-цифрового контуру зворотного зв'язку з ШІМ струму зумовлений тим, що чутливі елементи повинні мати великий діапазон

вимірювальних кутових швидкостей і прискорень, а також широкий температурний діапазон роботи.

Застосування ШІМ дозволяє стабілізувати температуру датчиків моменту ДКШ і акселерометрів за рахунок сталості ефективного значення струму в ланцюгу цих датчиків, а також зручно для цифрової техніки формування тривалості імпульсів струму ШІМ. Крім того, в такому контурі реалізовані цифрові передавальні функції, які забезпечують відповідні динамічні характеристики приладу.

В якості чутливого елемента вимірювача прискорення застосовується маятниковий акселерометр компенсаційного типу з підвісом, поєднаним з маятником і фотоелектричним датчиком кутового положення маятника [2].

Електронна частина ВПКШ виконана на сучасній елементній базі.

Для попередньої обробки аналогових сигналів датчиків кутів гіроскопів, акселерометрів та термодатчиків застосовуються прецизійні операційні підсилювачі з мінімальним енергоспоживанням. Основний об'єм перетворення та обчислювальних операцій при формуванні складних алгоритмів, управління гіроскопами й акселерометрами виконують програмовані мікроконтролери з фірми Silabs широким набором вбудованих периферійних пристроїв й інтерфейсів, які підтримують сучасні протоколи обміну інформацією [5].

В цілях мінімізації пікового значення споживаної потужності виробляється почерговий запуск і живлення електроприводів гіроскопів – вентильних двигунів. ДНГ також щиротно – імпульсних модуляторів струму в датчиках моменту ДНГ.

Зменшення габаритів і маси сервісної електроніки досягнуто за рахунок застосування безкаркасних елементів в корпусах SMD – виконання [33].

Друковані плати, виконанні по технології поверхневого монтажу, мають підвищену стійкість до зовнішніх механічних впливів.

Моноблочне виконання ВПКШ зменшує габарити і масу, виключає міжблочні з'єднання, спрощують розміщення ВПКШ в приладовому відсіку виробу.

Розвинута система амортизації дозволяє зменшити зовнішні механічні впливи на елементи ВПКШ, враховуючи жорсткі механічні впливи діючі на прилад у виробі.

2.2. Структурна схема вимірювального приладу кутової швидкості

В склад ВПКШ входять дві складові частини, об'єднанні одним корпусом: блок чутливих елементів (БЧЕ), сервісна електроніка.

В БЧЕ входить два ДКШ ДНГ, розроблених на базі приладу ГД09, які утворюють чотири канали вимірювання кутової швидкості та три акселерометра АМ06, які утворюють три незалежних вимірювальних каналів по кутовій швидкості та лінійному прискоренню. Завдяки аналого-цифровим зворотним зв'язкам як ДКШ ДНГ, так й акселерометри АМ06 мають цифровий вихід.

Сервісна електроніка включає в себе наступні функціональні системи:

- систему управління вентиляним двигуном гіроскопу (БПВД);
- системи аналогово-цифрових зворотних зв'язків реалізованих: в ДКШ ДНГ – електронними блоками ППС62, ППІ85, ШІМ42, ШІМ44; у акселерометра АМ06 – електронними блоками ПП35, ППІ86, ШІМ43;
- системи формування інформаційних сигналів ВПКШ, супроводу та обміну інформацією між ВПКШ і ЦБПС, збору, перетворення і зберігання інформації – реалізованих електронним блоком ППІ88;
- систему термостатування ДНГ і акселерометрів реалізовану пристроями ППІ88 і КТС45;
- систему електроживлення ВДЖ.

Команда на підключення ВПКШ знаходиться безпосередньо на ВДЖ від ЦБПС [18].

Організація роботи сервісної електроніки побудована на основі застосування в складі БВПШ мікроконтролера типу С8051F063, С8051F130 та ін.

Структурна схема вимірювача прискорення та кутової швидкості зображена на рис. 2.1.

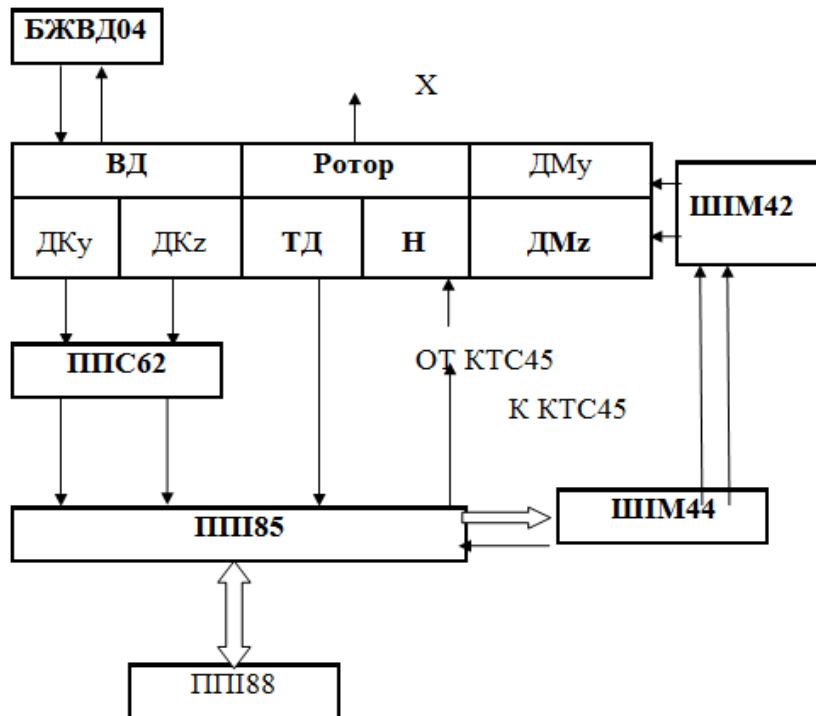


Рис. 2.1. Структурна схема вимірювачу прискорення та кутової швидкості

Взаємне розташування датчиків первинної інформації, їх вимірювальних осей і положення приладової системи координат $OX_n Y_n Z_n$ наведено на схемі кінематичної.

В якості приладової – вибрана права ортогональна система координат, пов'язана з установочними базами ВПКШ.

Крім того, запропонована схема орієнтації осей чутливості ДКШ дозволяє виробляти додаткову оцінку працездатності, шляхом порівняння суми вихідних сигналів одного ДКШ з сумою вихідних сигналів другого ДКШ.

Вимірювальні осі $ДНГ_a$, $ДНГ_b$ лежать відповідно в площинах $OZ_n X_n$ і $OY_n X_n$, і відхилення від осі OX_n на кут 45° . Вибрана орієнтація осей

чутливості ДНГ дозволяє використовувати для визначення приросту інтегралів абсолютної кутової швидкості на осі приладової системи координат показання ДКШ по чотирьох осях чутливості (при перерахунку показників ДКШ від вимірювальної системи координат до приладової, здійснюється похибки ДКШ) [48].

Вимірювальні осі акселерометрів A_x , A_y і A_z в номінальному положенні збігаються з напрямками однойменних осей приладової системи координат.

Вимірювач прискорення та кутової швидкості складається з трьох акселерометрів і двох датчиків кутової швидкості на базі динамічно налаштованих гіроскопів (ДНГ). В номінальному положенні осі чутливості акселерометрів утворюють ортогональний трьохгранник, який збігається з осями системи координат $OX_n Y_n Z_n$ (права декартова система координат пов'язана з приладом), а осі чутливості ДНГ розгорнуті відносно осі OX_n на кут 45 кут. град. і розташовані в площинах $OY_n X_n$ і $OZ_n X_n$ відповідно для одного і другого ДКШ, які умовно позначимо А і В (див. рис. 2.2). Осі кінетичних моментів цих ДКШ відповідно направлені по осях Z_n і Y_n . Акселерометри і ДКШ жорстко закріплені в блоці чутливих елементів ВПКШ.

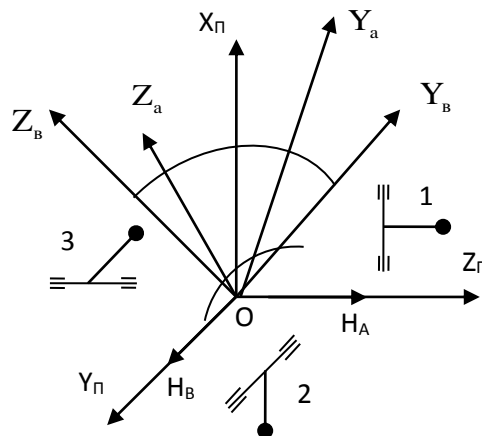


Рис. 2.2. Системи координат, пов'язані з осями чутливості двох датчиків кутових швидкостей $OY_a Z_a Y_b Z_b$ і осями трьох акселерометрів, збігаючих в номінальному положенні з осями $OX_n Y_n Z_n$

2.3. Математична модель датчиків кутової швидкості рухомих об'єктів

Запишемо рівняння руху акселерометра АМ06 компенсаційного типу з пружним підвісом чутливого елемента має вигляд:

$$\begin{cases} J\ddot{\Theta}_X + b\dot{\Theta}_X + c\Theta_X = -M_{YX} + ml \cdot \alpha_{YP1} + M_{XT} - J\dot{\omega}_X + M_{XП} \\ J\ddot{\Theta}_Y + b\dot{\Theta}_Y + c\Theta_Y = -M_{UY} + ml \cdot \alpha_{ZP2} + M_{YT} - J\dot{\omega}_Y + M_{YП} \\ J\ddot{\Theta}_Z + b\dot{\Theta}_Z + c\Theta_Z = -M_{YZ} + ml \cdot \alpha_{XP3} + M_{ZT} - J\dot{\omega}_Z + M_{ZП}, \end{cases} \quad (2.1)$$

де $\Theta_X, \Theta_Y, \Theta_Z$ – кути відхилення чутливого елемента навколо осі підвісу відносно корпусу акселерометра, $\alpha_{XP3}, \alpha_{ZP2}, \alpha_{YP1}$ – прискорення вздовж осей чутливості X_{P3}, Y_{P2}, Z_{P1} акселерометрів, $\dot{\omega}_X, \dot{\omega}_Z, \dot{\omega}_Y$ – кутові прискорення повороту об'єкта, $ml = 5.146 \cdot 10^{-6}$ кг·м – поздовжня маятниковість, визначаюча чутливість акселерометрів, M_{YX}, M_{UY}, M_{YZ} – керуючі моменти – зворотні перетворювання Лапласа функції $K_{дм1}W_1(p)W_2(z)$ і $x(p)$, $K_{дм2}W_1(p)W_2(z)$ і $y(p)$, $K_{дм2}W_1(p)W_2(z)$ і $z(p)$.

$K_{дм} W_1(p)W_2(z)$ і (p) – передавальні функції корегувальних ланок контурів зворотного зв'язку.

$i = 35$ мА – струм в ланцюгу датчика моменту;

$J = 17,58 \cdot 10^{-8}$ кг·м² – момент інерції підвісу чутливого елемента навколо осі підвісу;

$m = 0.3516$ г – незбалансована маса;

b – коефіцієнт механічного демпфірування;

$c = 4.133 \cdot 10^{-4} \frac{\text{Н}\cdot\text{м}}{\text{рад}}$ – кутова жорсткість підвісу;

$K_{дм} = 0,043 \frac{\text{Н}\cdot\text{м}}{\text{А}}$ – коефіцієнт датчика моменту;

M_{XT}, M_{YT}, M_{ZT} – моменти тяжіння струмопідводів та інших шкідливих моментів;

$M_{XП}, M_{YП}, M_{ZП}$ – додаткові моменти, діючі в польоті.

Похибки орієнтації осей чутливості кожного акселерометру щодо приладової системи координат задамо відповідно трьома трійками поворотів $\alpha_i, \beta_i, \gamma_i$ ($i = 1, 2, 3$) (рис.2.3). Кожний поворот характеризується своєю матрицею направляючих косинусів:

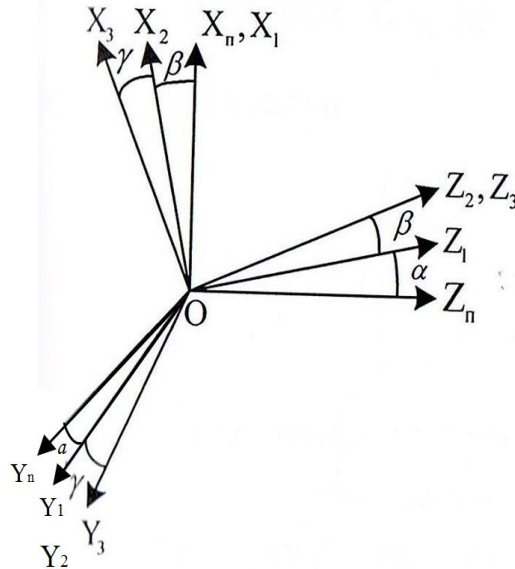


Рис. 2.3. Похибки орієнтації осей чутливості кожного акселерометру щодо приладової системи координат

1-ий поворот на кут αA_1

$$\begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & \sin \alpha \\ 0 & -\sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \end{bmatrix}$$

2-ий поворот на кут βA_2

$$\begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta & 0 & -\sin \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix}$$

3-ій поворот на кут γA_3

$$\begin{bmatrix} X_3 \\ Y_3 \\ Z_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma & \sin \gamma & 0 \\ -\sin \gamma & \cos \gamma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix}$$

Поєднаємо реальні осі чутливості акселерометрів с осями приладу.

Для першого акселерометру, ось чутливості якого в номінальному положенні направлена по осі OY_{II} , а реально по осі OY_{P1} , при виконанні першого повороту навколо осі OZ_{II} на кут γ_1 , другого – навколо OX_1 на кут α_1 , третього - навколо OY_2 на кут β_1 :

$$\begin{bmatrix} a_{X_{P1}} \\ a_{Y_{P1}} \\ a_{Z_{P1}} \end{bmatrix} = [A_2 \cdot A_1 \cdot A_3] \cdot \begin{bmatrix} a_{X_{II}} \\ a_{Y_{II}} \\ a_{Z_{II}} \end{bmatrix},$$

$$[A_2 \cdot A_1 \cdot A_3] = \begin{bmatrix} \cos_{\gamma_1} \cos_{\beta_1} & \sin_{\gamma_1} & -\cos_{\gamma_2} \sin_{\beta_2} \\ -\sin_{\gamma_1} \cos_{\beta_1} \cos_{\alpha_1} + \sin_{\beta_1} \sin_{\alpha_1} & \cos_{\gamma_1} \cos_{\alpha_1} & -\sin_{\gamma_1} \sin_{\beta_1} \cos_{\alpha_1} + \cos_{\beta_1} \sin_{\alpha_1} \\ \sin_{\gamma_1} \cos_{\beta_1} \sin_{\alpha_1} + \sin_{\beta_1} \cos_{\alpha_1} & -\cos_{\gamma_1} \sin_{\alpha_1} & \sin_{\gamma_1} \sin_{\beta_1} \sin_{\alpha_1} + \cos_{\beta_1} \cos_{\alpha_1} \end{bmatrix}$$

З урахуванням малих кутів повороту $\alpha_1, \beta_1, \gamma_1$ матриця направляючих косинусів буде мати вигляд:

$$[A_2 \cdot A_1 \cdot A_3] = \begin{bmatrix} 1 & \gamma_1 & -\beta_1 \\ -\gamma_1 & 1 & \alpha_1 \\ \beta_1 & -\alpha_1 & 1 \end{bmatrix}.$$

Для другого акселерометру, ось чутливості якого в номінальному положенні направлена по осі OZ_{II} , а реально по осі OZ_{P2} , при виконанні першого повороту навколо осі OY_{II} на кут β_2 , другого – навколо OZ_1 на кут γ_2 , третього – навколо OX_2 на кут α_2 :

$$\begin{bmatrix} a_{X_{P2}} \\ a_{Y_{P2}} \\ a_{Z_{P2}} \end{bmatrix} = [A_1 \cdot A_3 \cdot A_2] \cdot \begin{bmatrix} a_{X_{II}} \\ a_{Y_{II}} \\ a_{Z_{II}} \end{bmatrix},$$

$$[A_1 \cdot A_3 \cdot A_2] = \begin{bmatrix} \cos_{\gamma_2} \cos_{\beta_2} - \sin_{\gamma_2} \sin_{\beta_2} \sin_{\alpha_2} & \sin_{\gamma_2} \cos_{\beta_2} + \sin_{\gamma_2} \sin_{\beta_2} \sin_{\alpha_2} & -\sin_{\beta_2} \cos_{\alpha_2} \\ -\sin_{\gamma_2} \cos_{\alpha_2} & \cos_{\gamma_2} \cos_{\alpha_2} & \sin_{\alpha_2} \\ \cos_{\gamma_2} \sin_{\beta_2} + \sin_{\gamma_2} \cos_{\beta_2} \sin_{\alpha_2} & \sin_{\gamma_2} \sin_{\beta_2} - \cos_{\gamma_2} \cos_{\beta_2} \sin_{\alpha_2} & \cos_{\beta_2} \cos_{\alpha_2} \end{bmatrix}$$

З урахуванням малих кутів повороту $\alpha_2, \beta_2, \gamma_2$ матриця направляючих косинусів буде мати вигляд:

$$[A_1 \cdot A_3 \cdot A_2] = \begin{bmatrix} 1 & \gamma_2 & -\beta_2 \\ -\gamma_2 & 1 & \alpha_2 \\ \beta_2 & -\alpha_2 & 1 \end{bmatrix}.$$

Для третього акселерометру, ось чутливості якого в номінальному положенні направлена по осі OX_{Π} , а реально по осі OX_{P3} , при виконанні першого повороту навколо осі OX_{Π} на кут α_3 , другого – навколо OY_1 на кут β_3 , третього – навколо OZ_2 на кут γ_3 :

$$\begin{bmatrix} a_{x_{p3}} \\ a_{y_{p3}} \\ a_{z_{p3}} \end{bmatrix} = [A_3 \cdot A_2 \cdot A_1] \cdot \begin{bmatrix} a_{x_i} \\ a_{y_i} \\ a_{z_i} \end{bmatrix},$$

де $a_{x_{\Pi}}, a_{y_{\Pi}}, a_{z_{\Pi}}$ – лінійні прискорення виробу на осі приладової системи координат.

$$[A_3 \cdot A_2 \cdot A_1] = \begin{bmatrix} \cos \gamma_3 \cos \beta_3 & \sin \gamma_3 \cos \alpha_3 + \cos \gamma_3 \sin \beta_3 \sin \alpha_3 & \sin \gamma_3 \sin \alpha_3 - \cos \gamma_3 \sin \beta_3 \cos \alpha_3 \\ -\sin \gamma_3 \cos \beta_3 & \cos \gamma_3 \cos \alpha_3 - \sin \gamma_3 \sin \beta_3 \sin \alpha_3 & \cos \gamma_3 \sin \alpha_3 + \sin \gamma_3 \sin \beta_3 \cos \alpha_3 \\ \sin \beta_3 & -\cos \beta_3 \sin \alpha_3 & \cos \beta_3 \cos \alpha_3 \end{bmatrix}.$$

З урахуванням малих кутів повороту $\alpha_3, \beta_3, \gamma_3$ матриця направляючих косинусів буде мати вигляд:

$$[A_3 \cdot A_2 \cdot A_1] = \begin{bmatrix} 1 & \gamma_3 & -\beta_3 \\ -\gamma_3 & 1 & \alpha_3 \\ \beta_3 & -\alpha_3 & 1 \end{bmatrix}.$$

Використаємо матрицю направляючих косинусів, отримаємо наступне рівняння руху акселерометрів:

$$\begin{cases} J\ddot{\Theta}_X + b\dot{\Theta}_X + c\Theta_X = -M_{yX} + ml(-\gamma_1 a_{x_{\Pi}} + a_{y_{\Pi}} + \alpha_1 a_{z_{\Pi}}) + M_{XT} - J\dot{\omega}_X + M_{X\Pi} \\ J\ddot{\Theta}_Y + b\dot{\Theta}_Y + c\Theta_Y = -M_{yY} + ml(\beta_2 a_{x_{\Pi}} - \alpha_2 a_{y_{\Pi}} + a_{z_{\Pi}}) + M_{YT} - J\dot{\omega}_Y + M_{Y\Pi} \\ J\ddot{\Theta}_Z + b\dot{\Theta}_Z + c\Theta_Z = -M_{yZ} + ml(a_{x_{\Pi}} + \gamma_3 a_{y_{\Pi}} - \beta_3 a_{z_{\Pi}}) + M_{ZT} - J\dot{\omega}_Z + M_{Z\Pi} \end{cases}.$$

Розділимо на ml , перепишемо отримане рівняння у вигляді:

$$\begin{cases} J\ddot{\Theta}_X + b\dot{\Theta}_X + c\Theta_X = -M_{yXm} + (-\gamma_1 a_{x_{\Pi}} + a_{y_{\Pi}} + \alpha_1 a_{z_{\Pi}}) + M_{XTm} - J_m \dot{\omega}_X + M_{X\Pi m} \\ J\ddot{\Theta}_Y + b\dot{\Theta}_Y + c\Theta_Y = -M_{yYm} + (\beta_2 a_{x_{\Pi}} - \alpha_2 a_{y_{\Pi}} + a_{z_{\Pi}}) + M_{YTm} - J_m \dot{\omega}_Y + M_{Y\Pi m} \\ J\ddot{\Theta}_Z + b\dot{\Theta}_Z + c\Theta_Z = -M_{yZm} + (a_{x_{\Pi}} + \gamma_3 a_{y_{\Pi}} - \beta_3 a_{z_{\Pi}}) + M_{ZTm} - J_m \dot{\omega}_Z + M_{Z\Pi m} \end{cases}.$$

$$\begin{aligned} \text{де } M_{YX_m} &= \frac{M_{YX}}{ml} & M_{YY_m} &= \frac{M_{YY}}{ml} & M_{YZ_m} &= \frac{M_{YZ}}{ml} \\ M_{XT_m} &= \frac{M_{XT}}{ml} & M_{YT_m} &= \frac{M_{YT}}{ml} & M_{ZT_m} &= \frac{M_{ZT}}{ml} \\ M_{X\Pi_m} &= \frac{M_{X\Pi}}{ml}; & M_{Y\Pi_m} &= \frac{M_{Y\Pi}}{ml}; & M_{Z\Pi_m} &= \frac{M_{Z\Pi}}{ml}. \\ K_m^* &= \frac{K_{\text{дм}}}{ml}; & J_m &= \frac{J}{ml}; & b_m &= \frac{b}{ml}; c_m = \frac{c}{ml}; \end{aligned}$$

Структурну схему акселерометра з ШІМ наведено на рисунку 2.4.

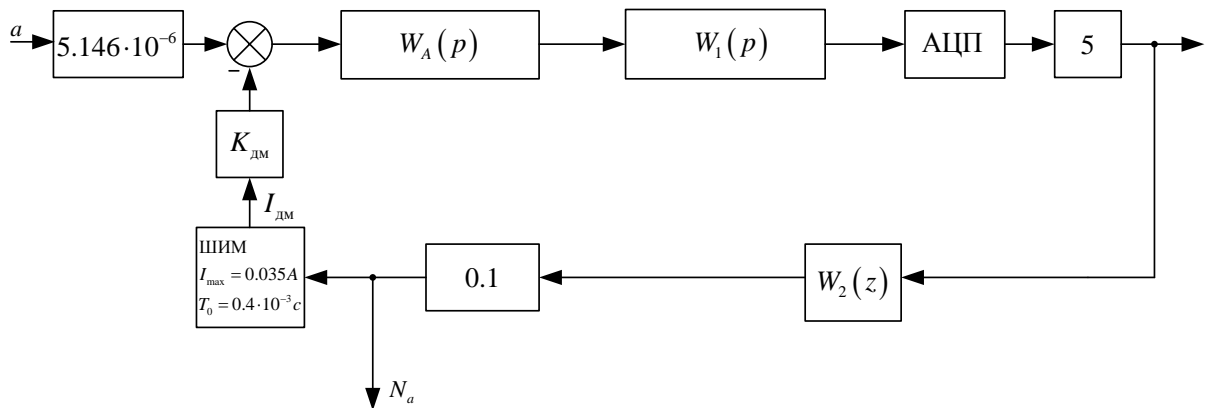


Рис.2.4. Структурна схема акселерометра з широтно-імпульсним модулятором. Період ШІМ $T_0 = 0.4 \cdot 10^{-3} \text{ c}$, амплітуда імпульсів струму $I_{\text{max}} = 0.035 \text{ A}$

Передавальна функція чутливого елемента акселерометра АМ06:

$$W_A(p) = \frac{136693}{0.001082p^2 + 0.003321p + 4.1} = \frac{33340}{0.000264p^2 + 0.00081p + 1}$$

Передавальна функція аналогової частини регулятора $W_1(p)$.

Передавальна функція цифрової частини регулятора $W_2(z)$.

2.4. Математична модель руху датчиків в приладовій системі координат

Визначимо матриці перетворення від приладової системи координат до осей чутливості ДНГ з урахуванням похибок їх орієнтації. Для ДНГ осі чутливості якого розташовані в площині $OY_{\Pi}X_{\Pi}$ (позначимо ДНГа),

послідовність поворотів, яка характеризує положення цих осей чутливості відносно приладової системи координат з урахуванням похибок орієнтації, буде визначатися наступними матрицями направляючих косинусів (рис.2.5.).

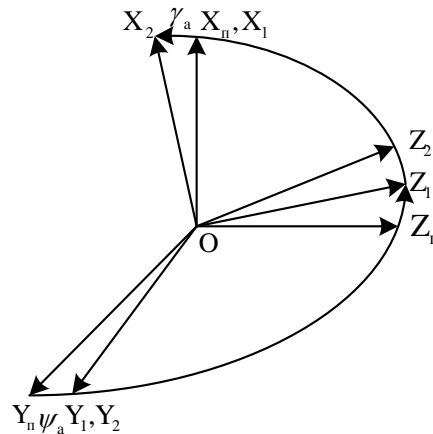
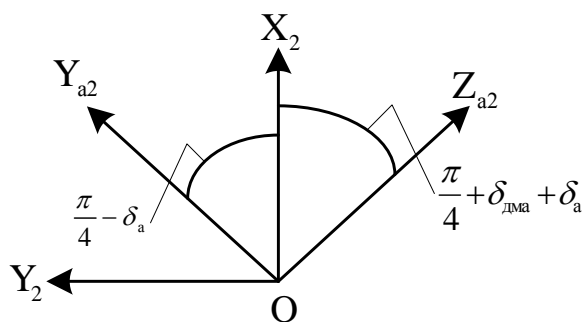


Рис. 2.5. Перший поворот площини, в якій розташовані осі чутливості ДНГ навколо осі OX_1 на кут ψ_a , другий поворот навколо осі OY_1 на кут γ_a

$$\begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma_a & \sin \gamma_a \sin \psi_a & -\sin \gamma_a \cos \psi_a \\ 0 & \cos \psi_a & \sin \psi_a \\ \sin \gamma_a & -\cos \gamma_a \sin \psi_a & \cos \gamma_a \cos \psi_a \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_{\Pi} \\ Y_{\Pi} \\ Z_{\Pi} \end{bmatrix}.$$

Позначимо осі чутливості ДНГа як OY_{a2} , OZ_{a2} . Тоді можна записати:

$$\begin{bmatrix} Y_{a2} \\ Z_{a2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\sqrt{2}}{2} (\cos \delta_a + \sin \delta_a) & \frac{\sqrt{2}}{2} (\cos \delta_a - \sin \delta_a) & 0 \\ \frac{\sqrt{2}}{2} (\cos(\delta_a + \delta_{\text{DMA}}) - \sin(\delta_a + \delta_{\text{DMA}})) & -\frac{\sqrt{2}}{2} (\cos(\delta_a + \delta_{\text{DMA}}) - \sin(\delta_a + \delta_{\text{DMA}})) & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix}.$$



де δ_a - кут повороту осей чутливості ДНГа, що визначаються осями датчиків моменту, навколо осі Z_2 ; δ_{DMA} - відхилення осей датчиків моменту ДНГа від взаємної перпендикулярності.

Знайдо матрицю перетворення від приладової системи координат до осей чутливості ДНГа:

$$\begin{bmatrix} Y_{a2} \\ Z_{a2} \end{bmatrix} = C_a \cdot \begin{bmatrix} X_{\Pi} \\ Y_{\Pi} \\ Z_{\Pi} \end{bmatrix}.$$

Нехай $\delta_a + \delta_{\text{дма}} = \Delta_a$. Тоді матриця направляючих косинусів C_a буде мати вигляд:

$$C_a = \frac{\sqrt{2}}{2} \cdot \begin{bmatrix} \cos \gamma_a (\cos \delta_a + \sin \delta_a) & \sin \psi_a \sin \gamma_a (\cos \delta_a + \sin \delta_a) + \cos \psi_a (\cos \delta_a - \sin \delta_a) & -\cos \psi_a \sin \gamma_a (\cos \delta_a + \sin \delta_a) + \sin \psi_a (\cos \delta_a - \sin \delta_a) \\ \cos \gamma_a (\cos \Delta_a - \sin \Delta_a) & \sin \psi_a \sin \gamma_a (\cos \Delta_a - \sin \Delta_a) - \cos \psi_a (\cos \Delta_a + \sin \Delta_a) & -\cos \psi_a \sin \gamma_a (\cos \Delta_a - \sin \Delta_a) - \sin \psi_a (\cos \Delta_a + \sin \Delta_a) \end{bmatrix}$$

З урахуванням малих кутів повороту $\psi_a, \gamma_a, \delta_a$, і те, що кут Δ_a - може досягати до 1 кут.град, матриця C_a буде мати вигляд:

$$C_a = \frac{\sqrt{2}}{2} \cdot \begin{bmatrix} 1 + \delta_a & 1 - \delta_a & \psi_a - \gamma_a \\ 1 - 0.5\Delta_a^2 - \Delta_a & -(1 - 0.5\Delta_a^2 - \Delta_a) & -\gamma_a + \gamma_a \Delta_a - \psi_a - \psi_a \Delta_a \end{bmatrix}.$$

Визначимо матриці перетворення від приладової системи координат до осей чутливості ДНГ з урахуванням похибок їх орієнтації. Для ДНГ осей чутливості якого розташовані в площині $OZ_{\Pi}X_{\Pi}$ (позначимо ДНГв), послідовність поворотів, яка характеризує положення цих осей чутливості відносно приладової системи координат з урахуванням похибок орієнтації, буде визначатися наступними матрицями направляючих косинусів (рис. 2.6):

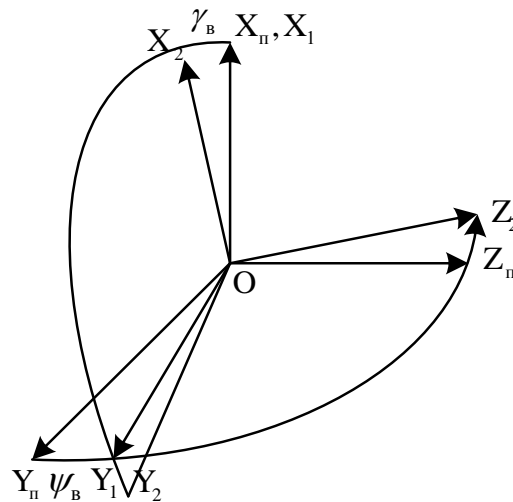
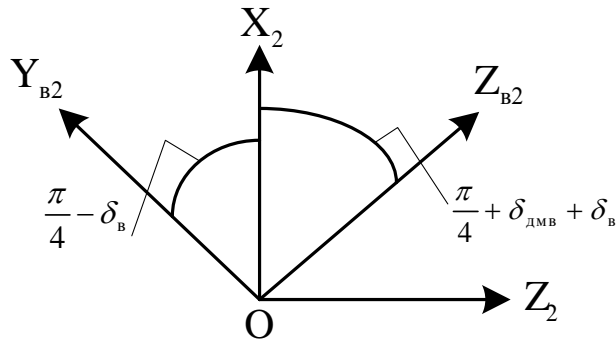


Рис. 2.6. Перший поворот площини, в якій розташовані осі чутливості ДНГ навколо осі OX_{Π} на кут ψ_B , другий поворот навколо осі OZ_2 на кут γ

$$\begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma_B & \sin \gamma_B \cos \psi_B & \sin \gamma_B \sin \psi_B \\ -\sin \gamma_B & \cos \gamma_B \cos \psi_B & \sin \psi_B \cos \gamma_B \\ 0 & -\sin \psi_B & \cos \psi_B \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_{\Pi} \\ Y_{\Pi} \\ Z_{\Pi} \end{bmatrix}.$$

Позначимо осі чутливості ДНГв як OY_{B2} , OZ_{B2} . Тоді можна записати:

$$\begin{bmatrix} Y_{B2} \\ Z_{B2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\sqrt{2}}{2} (\cos \delta_B + \sin \delta_B) & 0 & -\frac{\sqrt{2}}{2} (\cos \delta_B - \sin \delta_B) \\ \frac{\sqrt{2}}{2} (\cos(\delta_B + \delta_{\text{дмв}}) - \sin(\delta_B + \delta_{\text{дмв}})) & 0 & \frac{\sqrt{2}}{2} (\cos(\delta_B + \delta_{\text{дмв}}) + \sin(\delta_B + \delta_{\text{дмв}})) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix},$$



де δ_B - кут повороту осей чутливості ДНГв, що визначаються осями датчиків моменту, навколо вісі Y_2 ; $\delta_{\text{дмв}}$ - відхилення осей датчиків моменту ДНГв від взаємної перпендикулярності.

Знайдо матрицю перетворення від приладової системи координат до осей чутливості ДНГв:

$$\begin{bmatrix} Y_{B2} \\ Z_{B2} \end{bmatrix} = C_B \cdot \begin{bmatrix} X_{\Pi} \\ Y_{\Pi} \\ Z_{\Pi} \end{bmatrix},$$

Нехай $\delta_B + \delta_{\text{дмв}} = \Delta_B$. Тоді матриця направляючих косинусів C_B буде мати вигляд:

$$C_B = \frac{\sqrt{2}}{2} \cdot \begin{bmatrix} \cos \gamma_B (\cos \delta_B + \sin \delta_B) & \cos \psi_B \sin \gamma_B (\cos \delta_B + \sin \delta_B) + \sin \psi_B (\cos \delta_B - \sin \delta_B) & \sin \psi_B \sin \gamma_B (\cos \delta_B + \sin \delta_B) - \cos \psi_B (\cos \delta_B - \sin \delta_B) \\ \cos \gamma_B (\cos \Delta_B - \sin \Delta_B) & \cos \psi_B \sin \gamma_B (\cos \Delta_B - \sin \Delta_B) - \sin \psi_B (\cos \Delta_B + \sin \Delta_B) & \sin \psi_B \sin \gamma_B (\cos \Delta_B - \sin \Delta_B) + \cos \psi_B (\cos \Delta_B + \sin \Delta_B) \end{bmatrix}$$

З урахуванням малих кутів повороту $\psi_B, \gamma_B, \delta_B$, і те що кут Δ_B - може досягати до 1 кут.град, матриця C_B буде мати вигляд:

$$C_B = \frac{\sqrt{2}}{2} \cdot \begin{bmatrix} 1 + \delta_B & \gamma_B + \psi_B & -1 + \delta_B \\ 1 - 0.5\Delta_B^2 - \Delta_B & -\gamma_B \Delta_B - \psi_B \Delta_B + \gamma_B - \psi_B & 1 - 0.5\Delta_B^2 + \Delta_B \end{bmatrix}.$$

Таким чином знайдені матриці C_A, C_B , які визначають положення осей чутливості ДНГа і ДНГв відносно приладової системи координат з урахуванням похибки орієнтації осей чутливості ДНГ.

Рівняння руху ДНГа в системі координат OY_2Z_2 :

$$\left\{ \begin{array}{l} (A + A_1) \cdot \ddot{\alpha}_{Za_2} + H \cdot \ddot{b}_{Ya_2} + \frac{\beta_{Ya_2}}{T_{па}} - B_{0a} \cdot \dot{\alpha}_{Za_2} = M_{Za_2c} + K_{KBZa_2} \cdot \alpha_{Za_2} + K_{Za_2} \cdot \alpha_{Ya_2} + \\ + M_{Za_2}(t) + M_{yZa_2} - M_{yYa_2} \cdot \delta_{DMa} - H \cdot (1 - \delta) \cdot \omega_{Ya_2} - (A + A_1) \cdot \dot{\omega}_{Za_2} + M_{Za_2\Pi} \\ (A + A_1) \cdot \ddot{b}_{Ya_2} - H \cdot \dot{\alpha}_{Za_2} - \frac{\alpha_{Za_2}}{T_{па}} - B_{0a} \cdot \beta_{Ya_2} = M_{Ya_2c} - K_{KBYa_2} \cdot \alpha_{Ya_2} + K_{Ya_2} \cdot \alpha_{Za_2} + \\ + M_{Ya_2}(t) - M_{yYa_2} - M_{yZa_2} \cdot \delta_{DMa} - H \cdot (1 - \delta) \cdot \omega_{Za_2} - (A + A_1) \cdot \dot{\omega}_{Ya_2} + M_{Ya_2\Pi} \end{array} \right.$$

Рівняння руху ДНГ в системі координат $OY_{B_2}Z_{B_2}$:

$$\left\{ \begin{array}{l} (A + A_1) \cdot \ddot{\alpha}_{ZB_2} + H \cdot \ddot{b}_{YB_2} + \frac{\beta_{YB_2}}{T_{пв}} - B_{0b} \cdot \dot{\alpha}_{ZB_2} = M_{ZB_2c} + K_{KBZB_2} \cdot \alpha_{ZB_2} + K_{ZB_2} \cdot \alpha_{YB_2} + \\ + M_{ZB_2}(t) + M_{yZB_2} - M_{yYB_2} \cdot \delta_{DMb} - H \cdot (1 - \delta) \cdot \omega_{YB_2} - (A + A_1) \cdot \dot{\omega}_{ZB_2} + M_{ZB_2\Pi} \\ (A + A_1) \cdot \ddot{b}_{YB_2} - H \cdot \dot{\alpha}_{ZB_2} - \frac{\alpha_{ZB_2}}{T_{пв}} - B_{0b} \cdot \beta_{YB_2} = M_{YB_2c} - K_{KBYB_2} \cdot \alpha_{YB_2} + K_{YB_2} \cdot \alpha_{ZB_2} + \\ + M_{YB_2}(t) - M_{yYB_2} - M_{yZB_2} \cdot \delta_{DMb} - H \cdot (1 - \delta) \cdot \omega_{ZB_2} - (A + A_1) \cdot \dot{\omega}_{YB_2} + M_{YB_2\Pi} \end{array} \right.$$

Перепишемо отримане рівняння, поділивши їх на H :

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{(A+A_1)}{H} \cdot \ddot{\alpha}_{Za_2} + \ddot{b}_{Ya_2} + \frac{\beta_{Ya_2}}{H \cdot T_{па}} - \frac{B_{0a}}{H} \cdot \dot{\alpha}_{Za_2} = \omega_{Ya_2c} + \frac{\omega_{KBYa_2}}{g} \cdot \alpha_{Za_2} + \frac{\omega_{gYa_2}}{g} \cdot \alpha_{Ya_2} + \\ + \frac{M_{Za_2}(t)}{H} + \frac{M_{yZa_2}}{H} - \frac{M_{yYa_2}}{H} \cdot \delta_{DMa} - (1 - \delta) \cdot \omega_{Ya_2} - \frac{(A + A_1)}{H} \cdot \dot{\omega}_{Za_2} + \omega_{Ya_2\Pi} \\ \frac{(A+A_1)}{H} \cdot \ddot{b}_{Ya_2} - \dot{\alpha}_{Za_2} - \frac{\alpha_{Za_2}}{H \cdot T_{па}} - \frac{B_{0a}}{H} \cdot \beta_{Ya_2} = \omega_{Za_2c} - \frac{\omega_{KBZa_2}}{g} \cdot \alpha_{Ya_2} + \frac{\omega_{gZa_2}}{g} \cdot \alpha_{Za_2} + \\ + \frac{M_{Ya_2}(t)}{H} - \frac{M_{yYa_2}}{H} - \frac{M_{yZa_2}}{H} \cdot \delta_{DMa} - (1 - \delta) \cdot \omega_{Za_2} - \frac{(A + A_1)}{H} \cdot \dot{\omega}_{Ya_2} + \omega_{Za_2\Pi} \\ \frac{(A+A_1)}{H} \cdot \ddot{\alpha}_{ZB_2} + \ddot{b}_{YB_2} + \frac{\beta_{YB_2}}{H \cdot T_{пв}} - \frac{B_{0b}}{H} \cdot \dot{\alpha}_{ZB_2} = \omega_{YB_2c} + \frac{\omega_{KBYB_2}}{g} \cdot \alpha_{ZB_2} + \frac{\omega_{gYB_2}}{g} \cdot \alpha_{YB_2} + \\ + \frac{M_{ZB_2}(t)}{H} + \frac{M_{yZB_2}}{H} - \frac{M_{yYB_2}}{H} \cdot \delta_{DMb} - (1 - \delta) \cdot \omega_{YB_2} - \frac{(A + A_1)}{H} \cdot \dot{\omega}_{ZB_2} + \omega_{YB_2\Pi} \\ \frac{(A+A_1)}{H} \cdot \ddot{b}_{YB_2} - \dot{\alpha}_{ZB_2} - \frac{\alpha_{ZB_2}}{H \cdot T_{пв}} - \frac{B_{0b}}{H} \cdot \beta_{YB_2} = \omega_{ZB_2c} - \frac{\omega_{KBZB_2}}{g} \cdot \alpha_{YB_2} + \frac{\omega_{gZB_2}}{g} \cdot \alpha_{ZB_2} + \\ + \frac{M_{YB_2}(t)}{H} - \frac{M_{yYB_2}}{H} - \frac{M_{yZB_2}}{H} \cdot \delta_{DMb} - (1 - \delta) \cdot \omega_{ZB_2} - \frac{(A + A_1)}{H} \cdot \dot{\omega}_{YB_2} + \omega_{ZB_2\Pi} \end{array} \right.$$

Знайдемо передавальну функція ДНГа:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{(A+A_1)}{H} \cdot p^2 \cdot \alpha_{Za_2} + p \cdot \beta_{Ya_2} + \frac{\beta_{Ya_2}}{H \cdot T_{па}} - \dot{\alpha}_{Za_2} \cdot \frac{B_{0a}}{H} = \frac{M_{yZa_2}}{H} \\ \frac{(A + A_1)}{H} \cdot p^2 \cdot \beta_{Ya_2} - p \cdot \alpha_{Za_2} - \frac{\alpha_{Za_2}}{H \cdot T_{па}} - \beta_{Ya_2} \cdot \frac{B_{0a}}{H} = -\frac{M_{yYa_2}}{H} \end{array} \right.$$

Виразимо з першого рівняння α_{Za_2} , а з другого β_{Ya_2} :

$$\left\{ \begin{array}{l} \alpha_{Za_2} = \frac{1}{(A+A_1) \cdot p^2 - B_{0a}} \cdot M_{yZa_2} - \frac{H \cdot T_{па} \cdot p + 1}{((A+A_1) \cdot p^2 - B_{0a}) \cdot T_{па}} \cdot \beta_{Ya_2} \\ \beta_{Ya_2} = -\frac{1}{(A+A_1) \cdot p^2 - B_{0a}} \cdot M_{yYa_2} + \frac{H \cdot T_{па} \cdot p + 1}{((A+A_1) \cdot p^2 - B_{0a}) \cdot T_{па}} \cdot \alpha_{Za_2} \end{array} \right.$$

Підставимо β_{Ya_2} в перше рівняння, а α_{Za_2} в друге, отримаємо:

$$\left\{ \begin{array}{l} \alpha_{Za_2} = \frac{((A+A_1) \cdot p^2 - B_{0a}) \cdot T_{па}^2}{(A+A_1)^2 \cdot T_{па}^2 \cdot p^4 + (H^2 - 2 \cdot (A+A_1) \cdot B_{0a}) \cdot T_{па}^2 \cdot p^2 + 2 \cdot T_{па} \cdot H \cdot p + (1+B_{0a}^2 \cdot T_{па}^2)} \cdot M_{yZa_2} + \\ + \frac{(T_{па} \cdot H \cdot p + 1) \cdot T_{па}}{(A+A_1)^2 \cdot T_{па}^2 \cdot p^4 + (H^2 - 2 \cdot (A+A_1) \cdot B_{0a}) \cdot T_{па}^2 \cdot p^2 + 2 \cdot T_{па} \cdot H \cdot p + (1+B_{0a}^2 \cdot T_{па}^2)} \cdot M_{yYa_2} \\ \beta_{Ya_2} = \frac{(T_{па} \cdot H \cdot p + 1) \cdot T_{па}}{(A+A_1)^2 \cdot T_{па}^2 \cdot p^4 + (H^2 - 2 \cdot (A+A_1) \cdot B_{0a}) \cdot T_{па}^2 \cdot p^2 + 2 \cdot T_{па} \cdot H \cdot p + (1+B_{0a}^2 \cdot T_{па}^2)} \cdot M_{yZa_2} - \\ - \frac{((A+A_1) \cdot p^2 - B_{0a}) \cdot T_{па}^2}{(A+A_1)^2 \cdot T_{па}^2 \cdot p^4 + (H^2 - 2 \cdot (A+A_1) \cdot B_{0a}) \cdot T_{па}^2 \cdot p^2 + 2 \cdot T_{па} \cdot H \cdot p + (1+B_{0a}^2 \cdot T_{па}^2)} \end{array} \right.$$

Отримані рівняння перепишемо у вигляді:

$$\left\{ \begin{array}{l} \alpha_{Za_2} = W_{1\alpha}(p) \cdot M_{yZa_2} + W_{2\alpha}(p) \cdot M_{yYa_2} \\ \beta_{Ya_2} = W_{1\beta}(p) \cdot M_{yZa_2} + W_{2\beta}(p) \cdot M_{yYa_2}, \end{array} \right.$$

$$\text{де } \left\{ \begin{array}{l} W_{1\alpha}(p) = W_{2\beta}(p) = \frac{((A+A_1) \cdot p^2 - B_{0a}) \cdot T_{па}^2}{(A+A_1)^2 \cdot T_{па}^2 \cdot p^4 + (H^2 - 2 \cdot (A+A_1) \cdot B_{0a}) \cdot T_{па}^2 \cdot p^2 + 2 \cdot T_{па} \cdot H \cdot p + (1+B_{0a}^2 \cdot T_{па}^2)} \\ W_{2\alpha}(p) = W_{1\beta}(p) = \frac{(T_{па} \cdot H \cdot p + 1) \cdot T_{па}}{(A+A_1)^2 \cdot T_{па}^2 \cdot p^4 + (H^2 - 2 \cdot (A+A_1) \cdot B_{0a}) \cdot T_{па}^2 \cdot p^2 + 2 \cdot T_{па} \cdot H \cdot p + (1+B_{0a}^2 \cdot T_{па}^2)} \end{array} \right.$$

$$T_{па} = 30 \text{ с.}$$

$$B = \pm 1.5 \text{ Г} \cdot \text{см}, 0 \text{ Г} \cdot \text{см}$$

$$(A + A_1) = 9.201 \cdot 10^{-3} \text{ Г} \cdot \text{см} \cdot \text{с}^2$$

$$H = 17.048 \text{ Г} \cdot \text{см} \cdot \text{с}$$

$$K_{дмyYa_2} = K_{дмyZa_2} = 0.2 \frac{H \cdot M}{A} K_{ду} = 12600 \frac{\text{мВ}}{\text{рад}}.$$

Передавальна функція ДНГв знаходиться аналогічно.

Передавальна функція аналогової частини регулятора ДНГ:

$$W(p) = 100 \cdot \frac{10}{4 \cdot 10^{-6} p^2 + 2.828 \cdot 10^{-3} p + 1} \cdot \frac{p^2 + p + 844561}{p^2 + 20p + 844561}.$$

Передавальна функція дискретної частини регулятора ДНГ:

$$W(z) = 0.03 \cdot \frac{0.9962 - 1.478z^{-1} + 0.4965z^{-2}}{1 - 1.478z^{-1} + 0.9927z^{-2}} \cdot \left[0.6 + \frac{0.02}{1 - z^{-1}} + 0.25 \cdot \frac{3 - 4z^{-1} + z^{-2}}{1 - 1.6z^{-1} + 0.8z^{-2}} \right].$$

Структурну схему ДНГ з ШІМ наведено на рисунку 2.7.

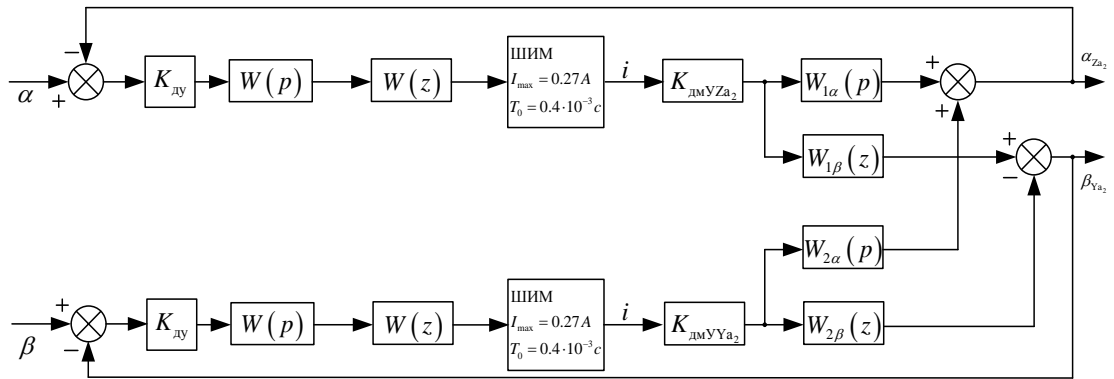


Рис.2.7 Структурна схема ДНГ з широтно-імпульсним модулятором, період ШІМ $T_0 = 0.4 \cdot 10^{-3} c$, амплітуда імпульсів струму $I_{\max} = 0.27 A$

Введені позначення

$H = (C + 2A_1) \dot{\varphi}$ - кінетичний момент гіроскопа;

A, A_1 - екваторіальні моменти інерції ротору та кільця підвісу;

C, C_1 - центральні моменти інерції ротору та кільця;

$B_{0a} = (2 \cdot A_1 - C_1) \cdot \dot{\varphi}^2 - 2 \cdot K_a$ - коефіцієнти динамічного розладу
 $B_{0b} = (2 \cdot A_1 - C_1) \cdot \dot{\varphi}^2 - 2 \cdot K_b$

кожного із ДНГ;

$\dot{\varphi}$ - кутова швидкість обертання ротора;

$a_{Za_2}, a_{Ya_2}, a_{ZB_2}, a_{YB_2}$ - кути відхилення ротора кожного ДНГ в системі координат, пов'язаної з корпусом ДНГ;

$T_{па}^*, T_{пв}^*$ - постійні часові процесії кожного з ДНГ;

$M_{Za_2C}, M_{Ya_2C}, M_{ZB_2C}, M_{YB_2C}$ - постійні складові зовнішніх моментів, діючих на ротор кожного із ДНГ:

$M_{Za_2C} = H \cdot \omega_{Ya_2C}; M_{Ya_2C} = H \cdot \omega_{Za_2C}; M_{YB_2C} = H \cdot \omega_{ZB_2C}; M_{ZB_2C} = H \cdot \omega_{YB_2C};$

$M_{Za_2}(t), M_{Ya_2}(t), M_{ZB_2}(t), M_{YB_2}(t)$ - складові зовнішніх моментів діючих на ротор, що змінюються з температурою згідно певного закону;

$M_{yZa_2}, M_{yYa_2}, M_{yZB_2}, M_{yYB_2}$ - керуючі моменти, які діють на ротор зі сторони датчиків моментів кожного з ДНГ.

$$M_{yZa_2} = K_{дмаZa_2} W(p) \cdot W(z) \cdot i_{Za_2}; M_{yYa_2} = K_{дмвZB_2} W(p) \cdot W(z) \cdot i_{Ya_2};$$

$$M_{yZB_2} = K_{дмвZB_2} W(p) \cdot W(z) \cdot i_{ZB_2}; M_{yYB_2} = K_{дмвYB_2} W(p) \cdot W(z) \cdot i_{YB_2},$$

де $i_{Za_2}, i_{Ya_2}, i_{ZB_2}, i_{YB_2}$ - струм в ланцюгах датчиків моментів ДНГ;

$$K_{дмZa_2} = K_{дмZa_2}^* + K_{дмZa_2}^v K_{дмYa_2} = K_{дмYa_2}^* + K_{дмYa_2}^v$$

$$K_{дмZB_2} = K_{дмZB_2}^* + K_{дмZB_2}^v K_{дмYB_2} = K_{дмYB_2}^* + K_{дмYB_2}^v,$$

де $K_{дмZa_2}, K_{дмYa_2}, K_{дмZB_2}, K_{дмYB_2}$ - крутизна датчика моменту кожного з ДНГ:

$$K_{дмZa_2}^* = \frac{K_{дмаZa_2}}{H}; K_{дмYa_2}^* = \frac{K_{дмаYa_2}}{H}; K_{дмZB_2}^* = \frac{K_{дмвZB_2}}{H}; K_{дмYB_2}^* = \frac{K_{дмвYB_2}}{H},$$

де K_a, K_b - кутові жорсткості пружних підвісів кожного з ДНГ; $K_{Za_2}, K_{Ya_2}, K_{ZB_2}, K_{YB_2}$ - коефіцієнти пропорційності між прискоренням і моментом, перпендикулярним відповідному прискоренню; $K_{KBZa_2}, K_{KBYa_2}, K_{KBZB_2}, K_{KBYB_2}$ - коефіцієнти пропорційності між прискоренням і квадратурним моментом, направленому паралельно прискоренню;

$$K_{KBZa_2} = \frac{\omega_{KBYa_2}^* \cdot H}{g}; K_{KBYa_2} = \frac{\omega_{KBZa_2}^* \cdot H}{g}; K_{KBZB_2} = \frac{\omega_{KBYB_2}^* \cdot H}{g}; K_{KBYB_2} = \frac{\omega_{KBZB_2}^* \cdot H}{g};$$

$$K_{Za_2} = \frac{\omega_{Ya_2}^* \cdot H}{g}; K_{Ya_2} = \frac{\omega_{Za_2}^* \cdot H}{g}; K_{ZB_2} = \frac{\omega_{YB_2}^* \cdot H}{g}; K_{YB_2} = \frac{\omega_{ZB_2}^* \cdot H}{g};$$

$$g = 9.81 \text{ М/с}^2$$

$$\omega_{Za_2C} = \omega_{Za_2C}^* + \omega_{Za_2C}^v \omega_{Ya_2C} = \omega_{Ya_2C}^* + \omega_{Ya_2C}^v$$

$$\omega_{ZB_2C} = \omega_{ZB_2C}^* + \omega_{ZB_2C}^v \omega_{YB_2C} = \omega_{YB_2C}^* + \omega_{YB_2C}^v$$

де $\omega_{Za_2C}, \omega_{Ya_2C}, \omega_{ZB_2C}, \omega_{YB_2C}$ - складові швидкості дрейфу, незалежні від прискорення;

$$\omega_{KBZa_2} = \omega_{KBZa_2}^* + \omega_{KBZa_2}^v \omega_{KBYa_2} = \omega_{KBYa_2}^* + \omega_{KBYa_2}^v$$

$$\omega_{KBZB_2} = \omega_{KBZB_2}^* + \omega_{KBZB_2}^v \omega_{KBYB_2} = \omega_{KBYB_2}^* + \omega_{KBYB_2}^v$$

де $\omega_{KBZa_2}, \omega_{KBYa_2}, \omega_{KBZB_2}, \omega_{KBYB_2}$ - квадратурні складові швидкості дрейфу, пропорційні прискоренню;

$$\omega_{gZa_2} = \omega_{gZa_2}^* + \omega_{gZa_2}^v \omega_{gYa_2} = \omega_{gYa_2}^* + \omega_{gYa_2}^v$$

$$\omega_{gZ_{B_2}} = \omega_{gZ_{B_2}}^* + \omega_{gZ_{B_2}}^V \omega_{gY_{B_2}} = \omega_{gY_{B_2}}^* + \omega_{gY_{B_2}}^V$$

$\omega_{gZ_{a_2}}, \omega_{gY_{a_2}}, \omega_{gZ_{B_2}}, \omega_{gY_{B_2}}$ - складові швидкості дрейфу, пропорційні прискоренню;

$\delta_{дма}^*, \delta_{дмв}^*$ - відхилення від взаємної перпендикулярності осей датчиків моментів кожного із ДНГ;

$a_{Z_{a_2}}, a_{Y_{a_2}}, a_{Z_{B_2}}, a_{Y_{B_2}}$ - прискорення об'єкту вздовж відповідних осей;

δ - малий коефіцієнт ($\approx 10^{-3}$).

$M_{Z_{a_{2\Pi}}}, M_{Y_{a_{2\Pi}}}, M_{Z_{B_{2\Pi}}}, M_{Y_{B_{2\Pi}}}$ - додаткові моменти, діючі в польоті.

$$M_{Z_{a_{2\Pi}}} = H \cdot \omega_{Y_{a_{2\Pi}}} M_{Y_{a_{2\Pi}}} = H \cdot \omega_{Z_{a_{2\Pi}}} M_{Z_{B_{2\Pi}}} = H \cdot \omega_{Y_{B_{2\Pi}}} M_{Y_{B_{2\Pi}}} = H \cdot \omega_{Z_{B_{2\Pi}}}$$

$$\omega_{Z_{a_{2\Pi}}} = \omega_{Z_{a_{2\Pi}}}^* + \omega_{Z_{a_{2\Pi}}}^V \omega_{Y_{a_{2\Pi}}} = \omega_{Y_{a_{2\Pi}}}^* + \omega_{Y_{a_{2\Pi}}}^V$$

$$\omega_{Z_{B_{2\Pi}}} = \omega_{Z_{B_{2\Pi}}}^* + \omega_{Z_{B_{2\Pi}}}^V \omega_{Y_{B_{2\Pi}}} = \omega_{Y_{B_{2\Pi}}}^* + \omega_{Y_{B_{2\Pi}}}^V$$

$\omega_{Z_{a_{2\Pi}}}, \omega_{Y_{a_{2\Pi}}}, \omega_{Z_{B_{2\Pi}}}, \omega_{Y_{B_{2\Pi}}}$ - додаткові складові швидкості дрейфу, діючі в польоті.

Моменти інерції, вказані в наведених формулах, є фіксованими параметрами для даного типу ДНГ.

Номінальні розрахункові значення ціни молодшого розряду масштабного коефіцієнта ДНГ й акселерометра, а також випадкові складові цін були досягнуті на етапі проектування.

Очікувані значення випадкових складових дрейфів ДНГ незалежних і залежних від перенавантаження, а також зміщення нулів акселерометрів були визначені по результатам випробувань [5]..

Паспортизуємі параметри визначаються по результатам наземної обробки. Випадкові складові відповідних параметрів та їх граничні значення визначаються по результатам випробувань дослідних зразків і періодичних випробувань серійних зразків ВПКШ. Похибки орієнтації, а саме коефіцієнти матриць направляючих косинусів між осями приладової системи координат і осями чутливості ДНГ і акселерометрів, визначаються як відношення середніх значень різниці, вихідних сигналів відповідних датчиків при завданні вхідних впливів, по чергово по осям приладової системи координат:

для ДНГ- обертання ВПКШ по і проти кожної з осей приладової системи координат на 360° , для акселерометрів – вплив прискорень вздовж і проти кожної з осей приладової системи координат. Для визначення додаткових складових швидкостей дрейфу, діючих в польоті, необхідно мати запис вібровпливу, діючих на ВПКШ в польоті, для наступного відтворення вказаних впливів на вібростендах в наземних умовах. Також необхідно забезпечити алгоритмічну компенсацію в системи керування складових швидкостей дрейфу, залежних від прискорень.

2.5. Методика компенсації похибок по каналам вимірювання приросту інтегралів уявних прискорень

Для отримання інформація із ВПКШ по каналу вимірювання приросту уявних прискорень (акселерометрів), надана математична модель має вигляд:

$$\begin{bmatrix} \gamma_{Zp3} & N_{BZp3} \\ \gamma_{Xp1} & N_{BXp1} \\ \gamma_{Yp2} & N_{BYp2} \end{bmatrix} \text{відповідно } nT_0 A_p \begin{bmatrix} a_{xn} \\ a_{yn} \\ a_{zn} \end{bmatrix}, \quad (2.2)$$

де $A_p = \begin{bmatrix} 1 & \gamma_3 & -\beta_3 \\ -\gamma_1 & 1 & \alpha_1 \\ \beta_2 & -\alpha_2 & 1 \end{bmatrix}$, матриця похибки орієнтації осей чутливості

акселерометрів, $\gamma_{Xp1} = [\gamma_{Xp1}^* + \gamma_{Xp1t}^*(t - t_0)](1 + \gamma_{Xp1}^v)$, $\gamma_{Yp2} = [+ \gamma_{Yp2t}^*(t - t_0)](1 + \gamma_{Yp2}^v)$,

$\gamma_{Zp3} = [\gamma_{Zp3}^* + \gamma_{Zp3t}^*(t - t_0)](1 + \gamma_{Zp3}^v)$ - ціни молодшого розряду (ц.м.р.) вихідних

кодів акселерометрів з осями чутливості Y_{p1}, Z_{p2}, X_{p3} і осями підвісів

X_{p1}, Y_{p2}, Z_{p3} відповідно; $N_{BZp3}, N_{BXp1}, N_{BYp2}$ - значення сумарних кодів з

виходів відповідних акселерометричних каналів Z_{p3}, X_{p1}, Y_{p2} за час nT_0 ;

$\gamma_{Xp1}^*, \gamma_{Yp2}^*, \gamma_{Zp3}^*$ - значення, що паспортизуються ц.м.р. вихідних кодів 1-3

акселерометрів; $\gamma_{Xp1t}^*, \gamma_{Yp2t}^*, \gamma_{Zp3t}^*$ - коефіцієнт лінійної залежності,

компенсаційних змін ц.м.р. з температурою, кожного з акселерометрів.

Вихідна інформація акселерометричних каналів з урахуванням компенсації ряду похибок в ЦБПС має вигляд:

$$\begin{aligned}
\Delta A_{Xp3} &= \gamma_{Zp3} (N_{BZp3} - N_{TZp3}) - S_{ПZp3}, \\
\Delta A_{Zp2} &= \gamma_{Yp2} (N_{BYp2} - N_{TYp2}) - S_{ПYp2}, \\
\Delta A_{Yp1} &= \gamma_{Xp1} (N_{BXp1} - N_{TXp1}) - S_{ПXp1},
\end{aligned} \tag{2.3}$$

де $\Delta A_{Xp1}, \Delta A_{Yp2}, \Delta A_{Zp3}$ – приріст лінійних швидкостей вздовж осей чутливості акселерометрів; $N_{BZp3}, N_{BYp2}, N_{BXp1}$ – значення сумарних кодів виходів акселерометрів за час nT_0 ; $N_{TZp3} = \frac{M_{ZTm} \cdot nT_0}{\gamma_{Zp3}^*} [1 + \gamma_{TZp3}^* (t - t_0)]$, $N_{TYp2} = \frac{M_{YTm} \cdot nT_0}{\gamma_{Yp2}^*} [1 + \gamma_{TYp2}^* (t - t_0)]$, $N_{TXp1} = \frac{M_{XTm} \cdot nT_0}{\gamma_{Xp1}^*} [1 + \gamma_{TXp1}^* (t - t_0)]$ – коди зміщень нуля, за рахунок дії моментів тяжіння і інших шкідливих моментів (параметри, що паспортизуються); $\gamma_{TZp3}^*, \gamma_{TYp2}^*, \gamma_{TXp1}^*$ – коефіцієнти, що враховують (компенсуючі) зміни зміщення нуля акселерометрів при зміні температури; $S_{ПZp3} = nT_0 M_{Znm}$, $S_{ПYp2} = nT_0 M_{Ynm}$, $S_{ПXp1} = nT_0 M_{Xnm}$ – коди компенсації в ЦБПС шкідливих моментів, діючих в польоті. Крім того, в ЦБПС видається температура кожного акселерометра.

Вихідна інформація ВПКШ по каналам вимірювання приросту інтегралів кутових швидкостей являє собою інформацію з датчика кутової швидкості ДКШа. Наведена в кодовому форматі ця інформація має вигляд:

$$\begin{bmatrix} \gamma_{Za2} & N_{BZa2} \\ \gamma_{Ya2} & N_{BYa2} \end{bmatrix} \text{ відповідає } n T_0 C_a \begin{bmatrix} \omega_{xn} \\ \omega_{yn} \\ \omega_{zn} \end{bmatrix}, \tag{2.4}$$

де $\gamma_{Za2} = [\gamma_{Za2}^* + \gamma_{Za2t}^* (t - t_0)] (1 + \gamma_{Za2}^v)$, $\gamma_{Ya2} = [\gamma_{Ya2}^* + \gamma_{Ya2t}^* (t - t_0)] (1 + \gamma_{Ya2}^v)$ – ціна молодшого розряду (ц.м.р.) вихідних кодів ДКШа по каналам Z_{a2}, Y_{a2} ; N_{BZa2}, N_{BYa2} – значення сумарних кодів виходів відповідних каналів ДКШа за час nT_0 ; T_0 – період роботи ШІМ; $n=5$ – число тактів, що визначається тривалістю інтервалу обміну інформацією з ЦБПС (2мс); $\omega_{xn}, \omega_{yn}, \omega_{zn}$ – проекції кутової швидкості виробу на осі приладової системи координат; $\gamma_{Za2}^*, \gamma_{Ya2}^*$ – значення, що паспортизуються ц.м.р. вихідного коду ДКШа по каналам Z_{a2}, Y_{a2} відповідно; $\gamma_{Za2}^v, \gamma_{Ya2}^v$ – відносне значення

нестабільності ц.м.р.; $\gamma_{Za2t}^*, \gamma_{Ya2t}^*$ - коефіцієнт лінійної залежності, компенсуючих змінами ц.м.р. з температурою приладу; t -код, відповідний температурі приладу, що визначається по датчику температури; t_0 - код, відповідний температурі 20° .

Вихідна інформація ДКШа з урахуванням компенсації складових ряду похибок в ЦБПС має вигляд:

$$\begin{aligned}\Delta\beta_{Ya2} &= \gamma_{Za2} (N_{BZa2} + N_{MZa2} - N_{\omega Za2C}) - S_{Za2}, \\ \Delta\alpha_{Za2} &= \gamma_{Ya2} (N_{BYa2} + N_{MYa2} - N_{\omega Ya2C}) - S_{Ya2}, \\ S_{Za2} &= S_{\omega KBYa2} + S_{\omega gYa2} + S_{\omega Ya2n}\end{aligned}\quad (2.5)$$

де $\Delta\beta_{Ya2}$, $\Delta\alpha_{Za2}$ - прирісткутів повороту виробу навколо осей $Ya2, Za2$; S_{Za2} - код компенсації складових дрейфу по осі $Ya2$, введений ЦБПС.

Коди, що відповідають паспортизуючим швидкостям дрейфу по вісі $Ya2$, визначаються наступними співвідношенням:

$$\begin{aligned}N_{\omega Za2C} &= \frac{n\omega Ya2C \cdot T_0}{\gamma_{Za2}^*} (1 + \gamma_{\omega Za2C}^*), \\ S_{\omega KBYa2} &= \frac{\omega KBYa2 \cdot \Delta A_{Za2}}{g} (1 + \gamma_{\omega KBYa2}^*), \\ S_{\omega gYa2} &= \frac{\omega gYa2 \cdot \Delta A_{Ya2}}{g} (1 + \gamma_{\omega gYa2}^*), \quad S_{\omega Ya2n} = n\omega Ya2n \cdot T_0, \\ SY_{a2} &= S_{\omega gZa2} + S_{\omega Za2n} - S_{\omega KBZa2}.\end{aligned}\quad (2.6)$$

$N_{MZa2} = N_{BYa2} \delta_{DMa}$ - код компенсації впливу складової моменту, діючого по осі $Ya2$ ДНГ; ΔA_{Za2} , ΔA_{Ya2} - приріст інтегралів від проекцій вданого прискорення по осям чутливості ДНГа; g - прискорення вільного падіння; $\gamma_{\omega Za2C}^*, \gamma_{\omega KBYa2}^*, \gamma_{\omega gYa2}^*$ - коефіцієнти, що враховують (компенсуючі) зміни відповідних складових дрейфу гіроскопа при зміні температури. S_{Ya2} - код компенсації складових дрейфу по осі $Za2$, введений ЦБПС.

Визначаємо, що швидкостям дрейфу по осі $Za2$, визначаються наступними виразами:

$$N_{\omega Ya2C} = \frac{n\omega Za2C \cdot T_0}{\gamma_{Ya2}^*} (1 + \gamma_{\omega Ya2C}^*),$$

$$S_{\omega_{KBZa2}} = \frac{\omega_{KBZa2} \cdot \Delta A_{Ya2}}{g} (1 + \gamma_{\omega_{KBZa2}}^*),$$

$$S_{\omega_{gZa2}} = \frac{\omega_{gZa2} \cdot \Delta A_{Za2}}{g} (1 + \gamma_{\omega_{gZa2}}^*), S_{\omega_{Za2n}} = \omega_{Za2n} \cdot nT_0, \quad (2.7)$$

де $N_{MYa2} = N_{BZa2} \delta_{DMa}$ – код компенсації впливу складової моменту, діючого по осі Z_{a2} ДНГ; $\gamma_{\omega_{Ya2c}}^*, \gamma_{\omega_{KBZa2}}^*, \gamma_{\omega_{gZa2}}^*$ – коефіцієнти, що враховують (компенсуючі) зміни відповідних складових дрейфу гіроскопа при зміні температури.

Приріст інтегралів від проекції вдаваного прискорення по осям чутливості ДНГа можливо вирахувати, використовуючи отримані матричні вирази:

$$\begin{bmatrix} \Delta A_{Ya2} \\ \Delta A_{Za2} \end{bmatrix} = C_a A_p^{-1} [S_A], \quad (2.8)$$

де A_p^{-1} – зворотна матриця похибок орієнтації осей чутливості акселерометрів, $[S_A] = [\Delta A_{Xp3} \Delta A_{Zp2} \Delta A_{Yp1}]^T$ – вектор-стовпець кодів приросту інтегралів удаваних прискорень вздовж осей чутливості акселерометрів. Ці матриці наведені в розділі опису вихідної інформації акселерометрів.

Аналогічно, вихідна інформація ДКШв, наведена в кодовому форматі, має вигляд:

$$\begin{bmatrix} \gamma_{ZB2} & N_{BZB2} \\ \gamma_{YB2} & N_{BYB2} \end{bmatrix} \text{ відповідає } nT_0 C_a \begin{bmatrix} \omega_{xn} \\ \omega_{yn} \\ \omega_{zn} \end{bmatrix}, \quad (2.9)$$

де $\gamma_{ZB2} = [\gamma_{ZB2}^* + \gamma_{ZB2t}^*(t - t_0)](1 + \gamma_{ZB2}^v)$, $\gamma_{YB2} = [\gamma_{YB2}^* + \gamma_{YB2t}^*(t - t_0)](1 + \gamma_{YB2}^v)$ – ціна молодшого розряду вихідних кодів ДКШв по каналам Z_{B2}, Y_{B2} ; N_{ZB2}, N_{BYB2} – значення сумарних кодів виходів відповідних каналів ДКШв за час nT_0 ; $\gamma_{ZB2}^*, \gamma_{YB2}^*$ – значення, що паспортизуються ц.м.р. вихідного коду ДКШв по каналам Z_{B2}, Y_{B2} відповідно; $\gamma_{ZB2}^v, \gamma_{YB2}^v$ – відносне значення нестабільності ц.м.р.; $\gamma_{ZB2t}^*, \gamma_{YB2t}^*$ – коефіцієнт лінійної залежності, що компенсують зміни ц.м.р. з температурою приладу.

Вихідна інформація ДКШв з урахуванням компенсації складових ряду похибок в ЦБПС має вигляд:

$$\begin{aligned}\Delta\beta_{Y_{B2}} &= \gamma_{Z_{B2}}(N_{BZ_{B2}} + N_{MZ_{B2}} - N_{\omega Z_{B2}C}) - S_{Z_{B2}}, \\ \Delta\alpha_{Z_{B2}} &= \gamma_{Y_{B2}}(N_{BY_{B2}} + N_{MY_{B2}} - N_{\omega Y_{B2}C}) - S_{Y_{B2}}, \\ S_{Z_{B2}} &= S_{\omega KBY_{B2}} + S_{\omega gY_{B2}} + S_{\omega Y_{B2}n}\end{aligned}\quad (2.10)$$

де $\Delta\beta_{Y_{B2}}$, $\Delta\alpha_{Z_{B2}}$ – прирісткутів повороту виробу навколо осей Y_{B2} , Z_{B2} ; $S_{Z_{B2}}$ – код компенсації складових дрейфу по осі Y_{B2} , введений ЦБПС.

Коди, що відповідають паспортизуючим швидкостям дрейфу по осі Y_{B2} , визначаються наступними вираженнями:

$$\begin{aligned}N_{\omega Z_{B2}C} &= \frac{n\omega_{Y_{B2}C} \cdot T_0}{\gamma_{Z_{B2}}^*} (1 + \gamma_{\omega Z_{B2}C}^*), \\ S_{\omega KBY_{B2}} &= \frac{\omega_{KBY_{B2}} \cdot \Delta A_{Z_{B2}}}{g} (1 + \gamma_{\omega KBY_{B2}}^*), \\ S_{\omega gY_{B2}} &= \frac{\omega_{gY_{B2}} \cdot \Delta A_{Y_{B2}}}{g} (1 + \gamma_{\omega gY_{B2}}^*), \quad S_{\omega Y_{B2}n} = n\omega_{Y_{B2}n} \cdot T_0, \\ SY_{B2} &= S_{\omega gZ_{B2}} + S_{\omega Z_{B2}n} - S_{\omega KBZ_{B2}}\end{aligned}\quad (2.11)$$

де $N_{MZ_{B2}} = N_{BY_{B2}} \delta_{DMB}$ – код компенсації впливу складової моменту, діючого по осі Y_{B2} ДНГ; $\Delta A_{Z_{B2}}$, $\Delta A_{Y_{B2}}$ – приріст інтегралів від проекцій вдаваного прискорення по осям чутливості ДНГ; $\gamma_{\omega Z_{B2}C}^*$, $\gamma_{\omega KBY_{B2}}^*$, $\gamma_{\omega gY_{B2}}^*$ – коефіцієнти, що враховують (компенсуючі) зміни відповідних складових дрейфу гіроскопа при зміні температури, $S_{Y_{B2}}$ – код компенсації складових дрейфу по осі Z_{B2} , введений ЦБПС.

Коди, що відповідають паспортизуючими швидкостям дрейфу по осі Z_{B2} , визначаються наступними вираженнями:

$$\begin{aligned}N_{\omega Y_{B2}C} &= \frac{n\omega_{Z_{B2}C} \cdot T_0}{\gamma_{Y_{B2}}^*} (1 + \gamma_{\omega Y_{B2}C}^*), \\ S_{\omega KBZ_{B2}} &= \frac{\omega_{KBZ_{B2}} \cdot \Delta A_{Y_{B2}}}{g} (1 + \gamma_{\omega KBZ_{B2}}^*), \\ S_{\omega gZ_{B2}} &= \frac{\omega_{gZ_{B2}} \cdot \Delta A_{Z_{B2}}}{g} (1 + \gamma_{\omega gZ_{B2}}^*), \quad S_{\omega Z_{B2}n} = \omega_{Z_{B2}n} \cdot nT_0,\end{aligned}\quad (2.12)$$

де $N_{MY_{B2}} = N_{BZ_{B2}} \delta_{DMB}$ – код компенсації впливу складової моменту, діючого по осі Z_{B2} ДНГ; $\gamma_{\omega Y_{B2}C}^*$, $\gamma_{\omega KBZ_{B2}}^*$, $\gamma_{\omega gZ_{B2}}^*$ – коефіцієнти, що враховують (компенсуючі) зміни відповідних складових дрейфу гіроскопа при зміні температури.

Приріст інтегралів від проекції вдаваного прискорення по осям чутливості ДНГв можна вирахувати, використовуючи отримані матричні вираження, таким чином:

$$\begin{bmatrix} \Delta A_{YB2} \\ \Delta A_{ZB2} \end{bmatrix} = C_B A_P^{-1} [S_A].$$

Крім того, в ЦБПС видається температури ДНГа і ДНГв.

Перетворення до приладової системи координат $OX_n Y_n Z_n$ приросту інтегралів від складових кутової швидкості виробу на осі чутливості ДКШа, ДКШв може бути виконана наступним чином. Сформулюємо блочну матрицю $C = \begin{bmatrix} C_a \\ C_b \end{bmatrix}$, де матриці C_a, C_b наведені при описі математичної моделі ДКШ. Шляхом викреслення матриці C почергово по одному рядку, запишемо чотири матриці C_i , де $i=1,2,3,4$ - номер викресленого рядку. Сформуємо вектор-стовпець приросту кутів повороту $[S_d] = [\Delta\beta_{Ya2} \Delta a_{Za2} \Delta\beta_{YB2} \Delta a_{ZB2}]^T$. Шляхом викреслення з вектора $[S_d]$ почергово по одному елементу, запишемо чотири вектори $[S_{di}]$, де $i=1, \dots, 4$ - номер викресленого елемента. Використовуючи наведені матриці, можна записати вираження для вектору приросту інтегралів від складових кутової швидкості виробу по осям приладової системи координат $OX_n Y_n Z_n$

$$[\Delta\theta_n] = \begin{bmatrix} \Delta\theta_{Xn} \\ \Delta\theta_{Yn} \\ \Delta\theta_{Zn} \end{bmatrix} = 0,25 \sum_{i=1}^4 [C_i^{-1}] [S_{di}].$$

Виконавши перетворення, отримаємо

$$[\Delta\theta_n] = 0,25 [C_{dn}] [S_d].$$

З цього виразу випливає, що відбувається осереднення значень приросту кутів повороту виробу при виконанні вказаного перетворення до приладової системи координат і як наслідок цього можливе осереднення похибок ДКШ, а також похибок орієнтації осей чутливості. Вказане вираження може використовуватися в ЦБПС.

Інформація, що зберігається в постійно запам'ятовуючому пристрої в перепрограмованому постійно запам'ятовуючому пристрої (ППЗП) зберігаються наступні параметри, що паспортизуються:

- коефіцієнти матриць направляючих косинусів C_{dn}, A_p^{-1} ;
- складові дрейфу ДНГа, ДНГв $\omega_{Ya2}, \omega_{Za2}, \omega_{KBYa2}, \omega_{KBZa2}, \omega_{Ya2n}, \omega_{Za2n}, \omega_{Yb2}, \omega_{Zb2}, \omega_{KBYb2}, \omega_{KBZb2}, \omega_{Yb2n}, \omega_{Zb2n}$;
- коефіцієнти, що враховують (компенсуючі) зміни відповідних складових дрейфу гіроскопа при зміні температури $\gamma_{\omega Za2C}^*, \gamma_{\omega KBYa2}^*, \gamma_{\omega gYa2}^*, \gamma_{\omega Ya2C}^*, \gamma_{\omega KBZa2}^*, \gamma_{\omega gZa2}^*, \gamma_{\omega Zb2C}^*, \gamma_{\omega KBYb2}^*, \gamma_{\omega gYb2}^*, \gamma_{\omega Yb2C}^*, \gamma_{\omega KBZb2}^*, \gamma_{\omega gZb2}^*$;
- складові зміщень нуля акселерометрів $S_{nYa2}, S_{nZa3}, S_{nXa1}$.

Вказані параметри призначені для вираховування компенсаційних поправок та перетворення вихідної інформації акселерометрів і ДКШ до приладової системи координат в ЦБПС.

Крім того, в ППЗП зберігається код контрольної суми інформації, записаної в ППЗП, для контролю правильності зчитування інформації з ППЗП.

Визначення ціни молодшого розряду вихідних сигналів ДКШ й акселерометрів

Ціну молодшого розряду (ц.м.р.) ДКШ й акселерометрів з широтно-імпульсним модулятором в контурі зворотного зв'язку можна розрахувати по формулі

$$\gamma = \frac{D_u \cdot T_0}{2^{m-1} - 1}, \quad (2.13)$$

де γ - ц.м.р.; D_u - діапазон вимірювання (для ДКШ $D_{ud}=180$ кут·град/с., для акселерометрів $D_{ua}=300$ м/с²); m -число розрядів (з урахуванням знакового) формувача ШІМ; T_0 - період ШІМ ($T_0 = 0,4 \cdot 10^{-3}$ с);

Для ДКШ $m_d = 12$, для акселерометрів $m_a = 8$.

Застосовуючи вказану формулу з урахуванням коефіцієнтів переводу в необхідну розмірність, отримаємо:

- для ДКШ $\gamma_d = 0,127$ кут·с;
- для акселерометрів $\gamma_a = 9,45 \cdot 10^{-4}$ м/с.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 2

В даному розділі виведена математична модель вимірювань диференційним методом вимірювального приладу кутової швидкості з урахуванням різних дестабілізуючих факторів.

Описано схему технічні рішення вимірювального пристрою кутової швидкості, що дає змогу проаналізувати механізми впливу зовнішніх факторів на точність вимірювання.

Виведена математична модель датчиків кутової швидкості об'єкта для розрахунку впливу похибки орієнтації осей чутливості кожного акселерометру окремо на приладову систему координат.

Проведені дослідження акселерометрів з ШІМ в контурі зворотного зв'язку показали, що застосування формувача ШІМ з зазначеною розрядністю ($m_a = 8$) може привести до підвищення рівня шумів при наступній обробці вихідного сигналу акселерометра в ЦБПС. Тому формувач ШІМ було допрацьовано з ціллю забезпечення кількості розрядів $m_a = 11$.

Розглянуто та проаналізовано вихідні кодові сигнали ВПКШ, що підсумовуються за інтеграл часу обміну інформацією з ЦБПС. Розрахунковим методом визначено, що при відкиданні молодших «шумливих» розрядів сум сигналів усічених кодів збільшується в 2^m - раз і доводиться до величини ц.м.р. Отримані умови, при яких компенсується похибка, що обумовлена впливом зовнішніх факторів.

Визначено матриці перетворення від приладової системи координат до осей чутливості ДНГ з урахуванням похибок їх орієнтації, що дало змогу визначити похибки орієнтації як відношення середніх значень різниці, вихідних сигналів відповідних датчиків при завданні вхідних впливів.

Визначено вплив додаткових складових швидкостей дрейфу, а також необхідність забезпечити алгоритмічну компенсацію в системі керування складових швидкостей дрейфу, залежну від прискорень.

ПЕРЕЛІК ЛІТЕРАТУРИ ДО РОЗДІЛУ 2

1. Галицький В.А. Балансування чутливого елемента гіроскопу /В.А. Галицький // IV Міжнародна наукова технічна конференція пам'яті професора Володимира Поджаренка, 2017 р.: збірник доповідей. – К.: ВКДТС-2017. – С.113-114
2. Галицький В.А. Схематичний опис та принцип роботи оптиковолоконного гіроскопа. / В.А. Галицький В.П. Квасников // Інтегровані інтелектуальні робото-технічні комплекси: XIII Міжнародна науково-практична конф., 16-17 травня 2017 р.: збірник тез. – К.: НАУ, 2017. - Ч.2. – С. 112-117.
3. Галицький В.А. Досягнення високих показників при виготовленні чутливих елементів інерційних навігаційних систем. / В.А. Галицький В.П. Квасников // Інтегровані інтелектуальні робототехнічні комплекси: XIII Міжнарод. науково-практична конф., 19-20 трав. 2020 р.: збірник тез. – К.: НАУ, 2020.– С. 152-154.
4. Галицький В.А. Статичне балансування чутливого елемента гіроскопу /В.А. Галицький // Вимірювання, контроль та діагностика в технічних системах, 2017 р.:збірник допов.. – К.: ВНТУ, 2017. – С.113-114.
5. Маркеев А. П. Теоретическая механика: Учебник для университетов. 3-е изд. – М.; Ижевск: РХД, 2007. – 592 с. – ISBN 978-5-93972-604-7.
6. А. с. 1138743 СССР. Способ определения скорости перемещения / Комаров К.П. // Бюл. изобр. – 1985. – №5.
7. Метрологическое обеспечение и контроль качества материалов и изделий: монография/Под общ. ред. д.т.н., проф. В.Т. Прохорова; ГОУ ВПО

«Южно-Рос. гос. ун-т. экономики и сервиса». – Шахты: ГОУ ВПО «ЮРГУЭС», 2009. – 160 с. ISBN 978-5-93834-446-4.

8. Назаров Н.Г. Измерения: Планирование и обработка результатов/Н.Г. Назаров. – М.: Издательство стандартов, 2000. – 301 с. ISBN 5-7050-0448-6.

9. ГОСТ 8.050:2009 ГСОЕИ. Нормальные условия выполнения линейных и угловых измерений.

10. Назаров Н.Г. Метрология. Основные понятия и математические модели: Учеб. пособие для вузов/Н.Г. Назаров. – М.: Высшая школа, 2002. – 348 с. ISBN 5-06-004070-4.

11. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. – М.: Наука, 1968. – 720 с.

12. Park S. Adaptive control of a vibratory angle measuring gyroscope / S. Park. // Sensors. – 2010. – №10(9). - PP. 8478-8490.

13. Gregory J. A. Novel mismatch compensation methods for rate-integrating gyroscopes / J. A. Gregory, J. Cho, K. Najafi. // Position Location and Navigation Symposium (PLANS). – 2012.

14. Hu Z. X. Control and damping imperfection compensation for a rate integrating MEMS gyroscope / Z. X. Hu, B. J. Gallacher. // DGON Inertial Sensors and Systems. – 2015.

15. Taheri-Tehrani P. A new electronic feedback compensation method for rate integrating gyroscopes / P. Taheri-Tehrani, A. D. Challoner, O. Izyumin. // IEEE Int. Symposium on Inertial Sensors and Systems. – 22-25 Feb., Laguna Beach, CA, 2016.

16. Тяпкин В.Н., Гарин Е.Н. Методы определения навигационных параметров подвижных средств с использованием спутниковой радионавигационной системы ГЛОНАСС: монография. – Красноярск: Сибирский федеральный университет, 2012. – 260 с.

17. Fritzen C-P. Identification of mass, damping and stiffness matrices of mechanical systems / C-P. Fritzen. // Journal of Vibration, Acoustics, Stress,

and Reliability in Design. – 1986. – №108(1).

18. Friedland B. A nonlinear observer for estimating parameters in dynamic systems / B. Friedland. // Automatica. – 1997. – №33(8). - PP. 1525-1530.

19. Pi J. Imperfection parameter observer and drift compensation controller design of hemispherical resonator gyros / J. Pi, H. Bang. // Int. Journal of Aeronautical and Space Science. – 2013. – №14(4). - PP. 379-386.

20. Loveday Ph. W. Analysis and compensation of imperfection effects in piezoelectric vibratory gyroscopes : Thesis / Loveday Ph. W. – Virginia Polytechnic Institute, Blacksburg, Virginia, 2014. – 147 p.

21. Wang W. Design of a novel MEMS gyroscope array / W. Wang, X. Lv, F. Sun. // Sensors . – 2013. – №13. - PP. 1651-1663. doi: 10.3390/s130201651.

22. Бобович Б.Б. Неметаллические конструкционные материалы: Учебное пособие. – М.: МГИУ, 2009. – 384 с.

23. Интеллектуальные авиаконструкционные материалы и микросистемная техника // В сборнике материалов конференции «Будущее индустрии». – М.: МФТИ, 2012. – 32 с.

24. Xue L. Analysis of dynamic performance of a kalman filter for combining multiple MEMS gyroscopes / L. Xue, L. Wang, T. Xiong, C. Jiang, W. Yuan. // Micromachines. – 2014. – №5. - PP. 1034-1050. doi: 10.3390/mi5041034.

25. Ting T. O. State-of-charge for battery management system via kalman filter / T. O. Ting, L. Jieyu, S. Qiang, Q. Weiwei. // Engineering Letters. – 2014. – №22(2). - PP. 75-82.

26. Chaudhuri S. S. Vision based target-tracking realized with mobile robots using extended kalman filter / S. S. Chaudhuri, L. Jieyu, S. Qiang, Q. Weiwei. // Engineering Letters. – 2007. – №14(1). - PP. 176-184.

27. Jiang C. Signal processing of MEMS gyroscope arrays to improve accuracy using a 1st order markov for rate signal modeling / C. Jiang, L. Xue, H. Chang, G. Yuan, W. Yuan. // Sensors. – 2012. – №12. - PP. 1720-1737. doi: 10.3390/s120201720

28. Liu J. L. Signal processing technique for combining numerous MEMS

gyroscopes based on dynamic conditional correlation / J. L. Liu, Q. Shen, W. Qin. // *Micromachines*. – 2015. – №6. – PP. 684-689. doi: 10.3390/mi6060684.

29. El-Sheimy N. Modeling inertial sensor errors using autoregressive (AR) models / N. El-Sheimy, S. Nassar, K. P. Schwarz. // *Navigation* 2004. – 2004. – №51. – PP. 259-268.

30. Пельпор Д. С. Динамически настраиваемые гироскопы. Теория и конструкция. / Д. С. Пельпор, В. А. Матвеев, В. Д. Арсеньев. – Москва: Машиностроение, 1988. – 264 с.

31. Павловський М. А. Теоретична механіка / М. А. Павловський. – Київ: Техніка, 2002. – 512 с.

32. Синельников А. Е. Низкочастотные линейные акселерометры. Методы и средства поверки и градуировки. / А. Е. Синельников. – Москва: Издательство стандартов, 1979. – 176 с.

33. Коновалов С. Ф. Гироскопические системы. Проектирование гироскопических систем (3 том) / С. Ф. Коновалов, Е. А. Никитин, Л. М. Селиванова. – Москва: Высшая школа, 1980. – 128 с.

34. Самотокин Б. Б. Навигационные приборы и системы / Б. Б. Самотокин, В. В. Мелешко, Ю. В. Степановский. – Киев: Вища школа, 1986. – 343 с.

35. Angle measurement device for posting the sensitivity axis / E. N. Bezvesilnaya, A. G. Tkachuk, L. O. Chepyuk, A. A. Ostapchuk. // *THE ADVANCED SCIENCE JOURNAL (China)*. – 2013. – №12. – С. 31–37.

36. Xunsheng J. Research on signal processing of MEMS gyro array [Электронный ресурс] / J. Xunsheng // *Mathematical problems in engineering*. – 2015. – Режим доступ к ресурсу: <http://dx.doi.org/10.1155/2015/120954>. doi: 10.1155/2015/120954.

37. El-Sheimy N. Analysis and modeling of inertial sensors using allan variance / N. El-Sheimy, H. Hou, X. Niu. // *IEEE Trans. Instrum. Meas.* – 2008. – №57. – PP. 140-149.

38. Vaccaro R. Statistical modeling of rate gyros / R. Vaccaro, A. Zaki. //

IEEE Trans. Instrum. Meas. 2012. – 2012. – №61. - PP. 673-684.

39. Безвесільна О. М. Існуючі системи наведення та стабілізації / О. М. Безвесільна, В. Г. Цірук, Л. О. Чепюк. // Вісник Інженерної академії України. – 2014. – №2. – С. 8–13.

40. Прочность, устойчивость, колебания: Справочник: В 3 т. Под ред. Биргераи И.А., Пановко Я.Г. - М.: Машиностроение, 1968.Т.1

41. Справочник по сопротивлению материалов. Под ред. Писаренко Г.С., К.: Наук. думка, 1988.

42. Бронштейн И.Н., Семендяев К.А. Справочник по математике.- М.,1981 г., 720 стр.

43. Тимошенко С.П., Гере Дж. Механика материалов.- М.:Мир,1976.

44. Пановко Я.Г. , Губанова И.И. Устойчивость и колебания упругих систем. -М: Наука, 1967.

45. Хог Э., Арора Я. Прикладное оптимальное проектирование: Пер. с англ. М.: Мир, 1983.

46. Балабанов І.В. Оптимальне проектування пружних підвісів інерціальних датчиків систем навігації і управління. //Збірник доповідей III Міжнародної науково-технічної конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання рухомих об'єктів», Київ, 2001.С.17-19.

РОЗДІЛ 3

СИНТЕЗ СИСТЕМИ ВИМІРЮВАННЯ КУТОВОЇ ШВИДКОСТІ

3.1. Розробка функціональної та структурної схем системи вимірювання

Вимірювачі кутової швидкості прискорення АМ06 представляють собою прецизійні маятникові акселерометри компенсаційного типу з поданням результатів вимірювання в цифровому виді. Цифрова інформація формується безпосередньо в контурі дискретного зворотного зв'язку з широтно- імпульсним модулятором, який забезпечує високу точність перетворення (0,001-0,01)%. Таке схемо-технічне рішення дозволяє принципово уникнути недоліки схеми знімання сигналу з датчиків в аналоговому вигляді з подальшим цифровим перетворенням, при якому всі похибки перетворення безпосередньо входять в вихідний сигнал [4].

З урахуванням наявного на підприємстві науково-технічного доробку і технологічної бази, пружний підвіс чутливого елемента виготовлений з берилієвої бронзи БрБ-2 без дооснащення виробництва дорогоцінними мікроелектронними технологіями, необхідними для виготовлення підвісів з кварцу і кремнію.

Акселерометр АМ06 виконаний по функціональній схемі наведеній на рисунку 3.1.

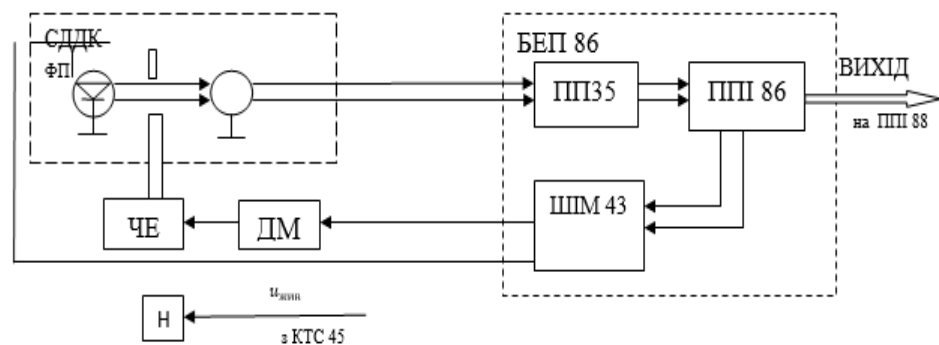


Рис.3.1. Функціональна схема акселерометра типу АМ06

До складу акселерометра входять: нагрівач, маятниковий чутливий елемент, фотоелектричний датчик кута ДК, що включає: світлодіод типу 3Л123А, фотоприймач типу ФД-19КК, закріплену на пластині ЧЕ шторку зі щілиною, датчик моменту, блок електронних перетворювачів БЕП49, що включає: підсилювач попередній ПП35, пристрій перетворення інформації ППІ86, широтно-імпульсний модулятор ШІМ43.

При дії прискорення ЧЕ зі шторкою зміщуються, порушується рівність засвічення двох пар фотодіодів координатного фотоприймача, сигнали з якого через двоканальний ПП35 надходять на пристрій ППІ86, що формує:

- дискретний сигнал в контур зворотного зв'язку для управління через ШІМ43 датчиком моменту;
- аналоговий сигнал в ланцюг регулятора (в складі ШІМ43) струму світлодіоду для стабілізації його світлового потоку;
- послідовний двійковий код в шину даних на ППІ88 в якості вихідної інформації акселерометра про приріст лінійної швидкості об'єкту, а також про температуру середовища під кожухом приладу.

Пристрій ППІ88 через комутатор термостабілізації КТС45 забезпечує включення-виключення нагрівача, розміщеного на корпусі акселерометра.

3.2. Розрахунок основних метрологічних характеристик та параметрів акселерометра

Пружні елементи являються основними конструктивними елементами пружного підвісу акселерометра, що зумовлюють його основні властивості.

Для визначення жорсткості пружного елемента позначимо його геометричні розміри відповідно до рис.3.2 .

На рис.3.2 показані: b – ширина пружного елемента; h_0 - товщина пружного елемента в його найбільш вузькій частині; ρ - радіус циліндричних отворів, що утворюють пружний елемент.

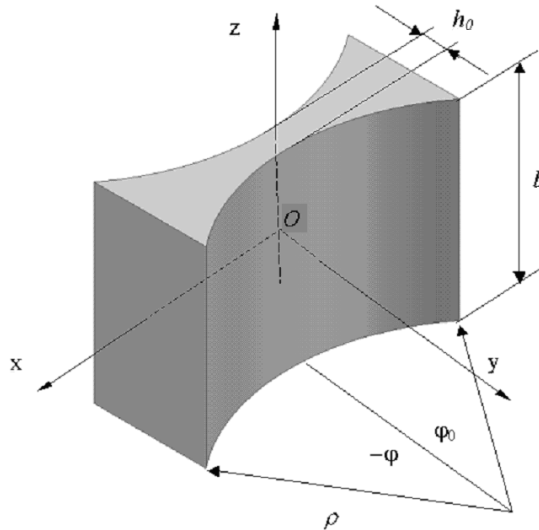


Рис.3.2. Пружний елемент вимірювання кутової швидкості

Кутова жорсткість ПЕ відносно координатної осі Oz :

$$c^{(v)} \approx \frac{2}{9\pi} E_1 b \rho^2 k^5, \quad (3.1)$$

де $k = \sqrt{\frac{h_0}{p}}$; E –модуль пружності першого роду матеріалу пружного елемента; $E_1 = \frac{E}{1-\mu^2}$ - новий модуль пружності матеріалу, що враховує пластину форму пружного елемента; μ - коефіцієнт Пуассона.

В таблиці 3.1 приведені значення параметрів пружних елементів підвісу АМ06.

Таблиця 3.1

Значення параметрів пружних елементів підвісу акселерометра АМ06

Назва вимірювання	Одиниці вимірювання	Результат вимірювання
Модуль пружності першого роду матеріалу пружного елемента	$E, \text{Н/м}^2$	$1,225 \cdot 10^{11}$
Коефіцієнт Пуассона	μ	0,25
Радіус циліндричних отворів, що утворюють пружного елемента	$\rho, \text{м}$	$(4,5 \pm 0,3) \cdot 10^{-3}$
Ширина пружного елемента	$b, \text{м}$	$(1,2^{+0,1}) \cdot 10^{-3}$
Товщина пружного елемента в його найбільш вузькій частині	$h_0, \text{м}$	$(0,015^{+0,002}) \cdot 10^{-3}$
Малий параметр, що характеризує форму пружного елемента (з урахуванням максимального і мінімального допуску)	$k = \sqrt{\frac{h_0}{p}}$	$k_{\min}=0.05951191$ $k_{\max}=0.05976143$

Результати численних розрахунків жорсткісних характеристик підвісу з двох пружних елементів. Кутова жорсткість пружного елемента відносно координатної осі Oz (з урахуванням допусків) $c_{\Pi}^V = 2c^{(V)} \text{Н} \cdot \text{м}/\text{рад}$, $c_{\Pi \text{ min}}^V = 2,98275 \times 10^{-4}$, $c_{\Pi \text{ max}}^V = 4,13311 \times 10^{-4}$.

Момент інерції чутливого елемента відносно осі підвісу був визначений як сума моментів інерції вхідних в його складових частин конструкції пластини, котушки з кільцем, шторки, вантажу - і склав значення :

$$I_{\text{ЧЕ}} = 1,8032 \cdot 10^{-7} \text{ кг} \cdot \text{м}^2. \quad (3.2)$$

Крутизна характеристики датчика моменту. Визначення крутизни характеристики датчика моменту проводилася дослідно-розрахунковим методом в складі макетних зразків приладу при безпосередньому навантаженні чутливого елемента тарованим моментом і вимірюванням падінням напруги на вимірювальному опорі в ланцюгу зворотного зв'язку АМ. Схеми навантаження і вимірювання наведені відповідно на рис.3.3.

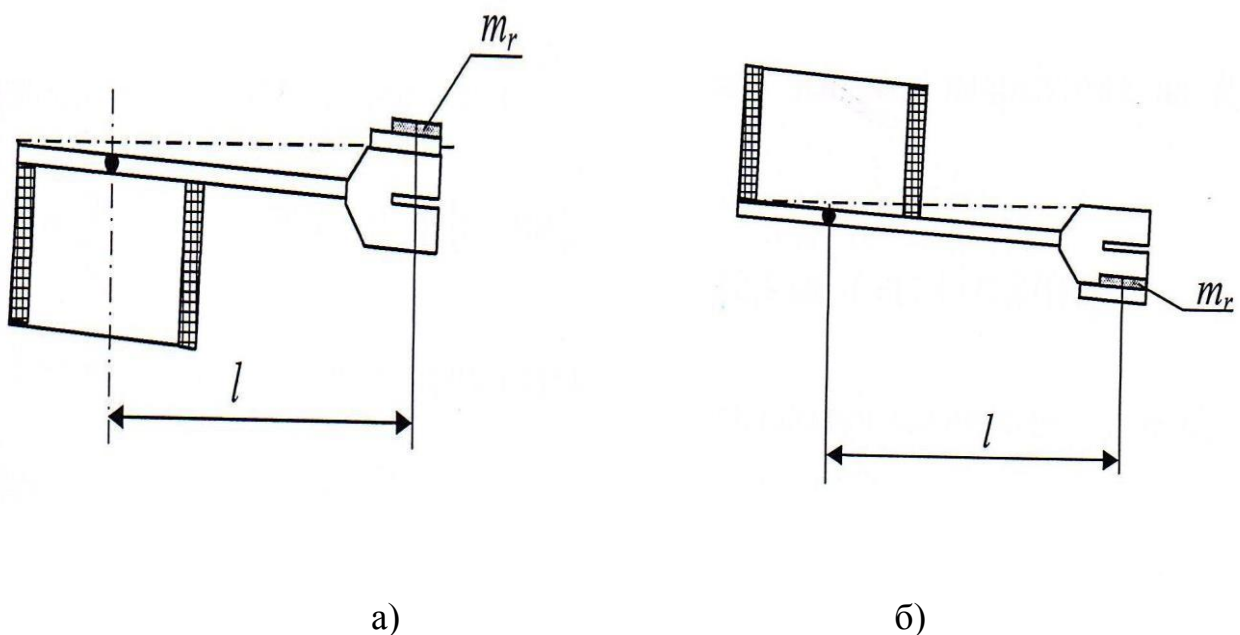


Рис.3.3. Схема навантаження (а) і вимірювання (б) чутливого елемента

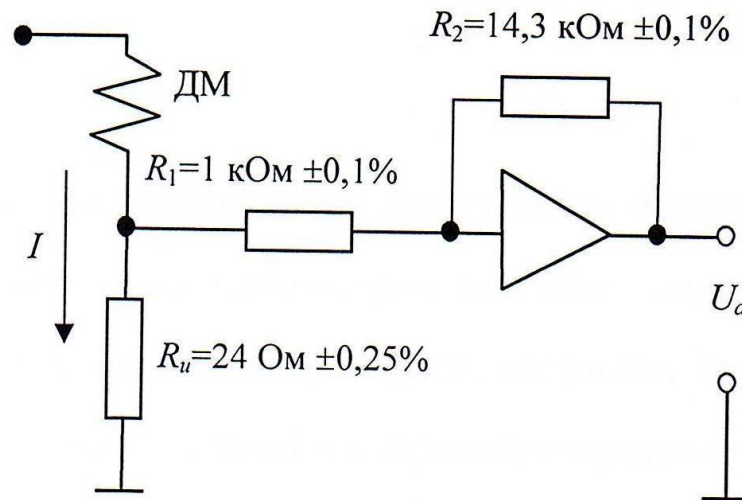


Рис.3.4. Схема вимірювання падіння напруги на вимірювальному опорі в ланцюгу зворотного зв'язку акселерометра АМ06

Вимірювання проводилися при розташуванні АМ корпусом верх і корпусом вниз.

Проведемо розрахунки крутизни проводилися по формулі:

$$K_{\text{ДМ}} = \frac{m_{\Gamma} l \cdot k \cdot R_u}{1000 \cdot \Delta U_a}, \quad [\text{мг} \cdot \text{мм} / \text{мА}], \quad (3.3)$$

де $\Delta U_a = |U_{\text{н}} - U_0|$, $U_0 = |(U_{01} + U_{02}) / 2|$ - середнє значення падіння напруги на R_u до навантаження і після зняття навантаження, $U_{\text{н}}$ - падіння напруги на R_u при навантаженні; $k = \frac{R_2}{R_1}$; $m_{\Gamma} l = 209,67 \div 214,49$ [мг·мм]; $l = 17,4 \div 17,8$ [мм]; $m_{\Gamma} = 12,5$ мг.

Середнє значення гістерезису між вихідними сигналами U_{01} і U_{02} при вимірюваннях склало $1,55556 \times 10^{-4}$ В.

Середнє значення крутизни ДМ для АМ05 може бути прийнято рівним:

$$K_{\text{ДМСР}} = 4,3071 \cdot 10^3, \text{ мг} \cdot \text{мм} / \text{мА}.$$

Основні характеристики чутливого елемента. При розрахунку вказаних параметрів спочатку окремо визначалися маси частин конструктивних елементів (шторки, котушки, вантажі і рухомий пружної пластини),

розташованих з лівої та з правої сторони від площини пластини чутливого елемента, з урахуванням допусків на їх розміри і форму (рис.3.5.).

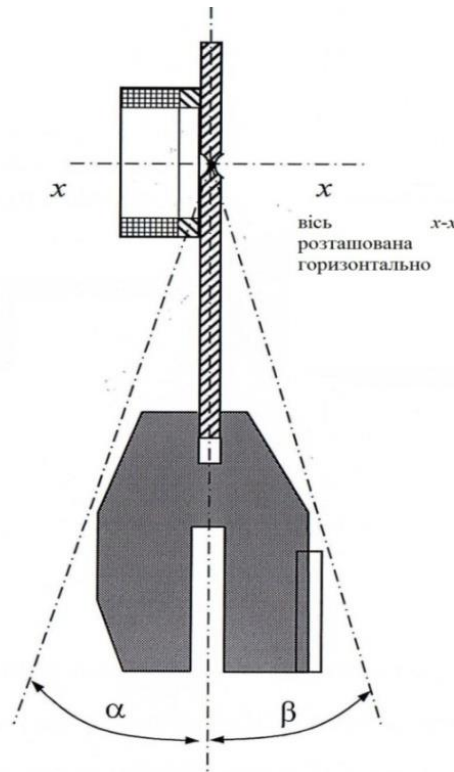


Рис.3.5. Вигин пластини на кути α , β при вертикальному розташуванні чутливого елемента

Це дозволило визначити як сумарний момент ЧЕ, так і момент мас, що викликають вигин пластини на кути α чи β , зміщення ЦМ від площини пластини, а також масу вантажу, який підлягає видаленню при балансуванні ЧЕ [3].

Отримані наступні розрахункові значення:

- маса чутливого елемента дорівнює $(0,73939 \pm 0,0362)$ г;
- координати центра мас $x_{ЦМ}$ відносно площини пластини знаходяться в межах від 0,027мм до 0,25мм (середнє значення $x_{ЦМ} = 0,1383$ мм);
- вказаний розподіл мас призводить до впливу на пружний елемент моменту від 0,0175г·мм до 0,1784 г·мм (середнє значення 0,0980, г·мм) в сторону збільшення кута α ;
- маса, яку необхідно видалити з вантажу при балансуванні, складає від 0,004 г до 0,038г.

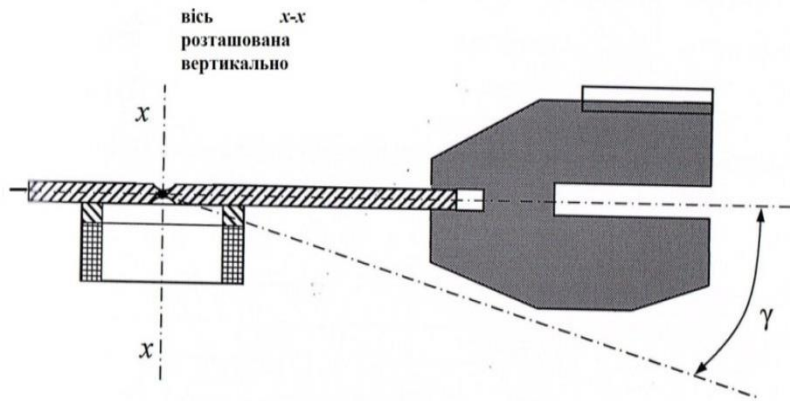


Рис.3.6. Вигин пластини на кути α , β при горизонтальному розташуванні чутливого елемента

Аналогічним чином при вертикальному розташуванні осі чутливого підвісу (рис.3.6), визначені параметри:

- незбалансована інерційна маса ЧЕ дорівнює $(0,35167 \pm 0,01766)$ г;
- координати центра мас $\gamma_{\text{ЦМ}}$ від осі підвісу складають $(14,623 \pm 0,21)$ мм;
- маятниковість ЧЕ складає $(5,1462 \pm 0,331)$ г·мм.

3.3. Аналого-цифровий контур зворотного зв'язку акселерометра

До складу зворотного зв'язку входять підсилювач попередній, мікроконтролер, мостовий комутатор і стабілізоване джерело струму (рис.3.7).

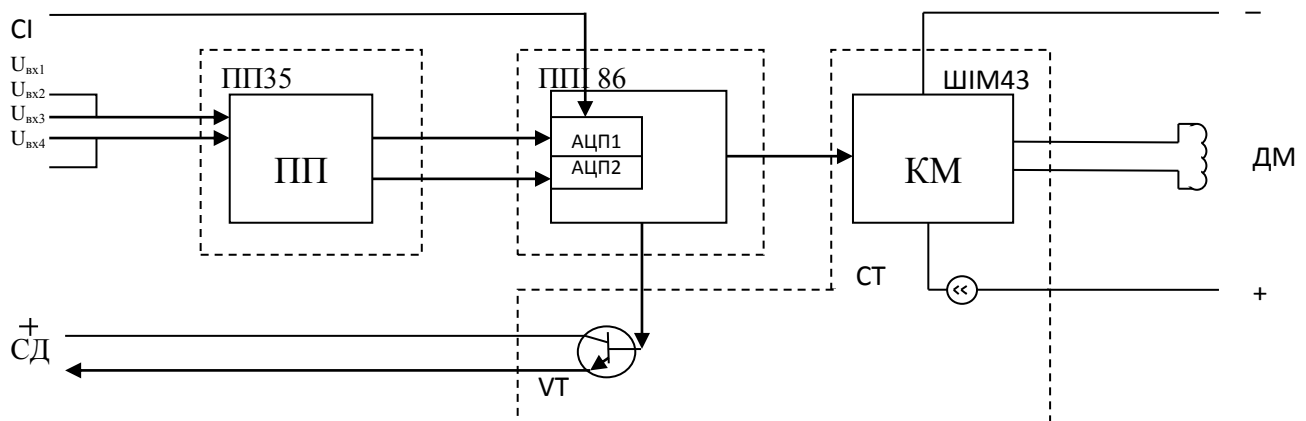


Рис. 3.7. Структурна схема контуру зворотного зв'язку

Навантаження мостового комутатора являється обмотка датчика моменту чутливого елемента акселерометра, навантаження транзистора VT – світлодіод оптопари ЧЕ.

На входи ПП надходять вихідні сигнали $U_{vx1} \div U_{vx4}$ з фотодіодів оптопари ЧЕ. Вихідні струми 4-х фотодіодів оптопари попарно підсумовуються на 2-х входах ПП. ПП складається з двох ідентичних каналів. Кожний каскад ПП перетворює суму струмів двох фотодіодів в напругу, яка додатково посилюється вихідними каскадом ПП, що мають характеристику ФНЧ 2- го порядку з частотою зрізу 160 Гц при максимально можливій крутизні АХЧ в перехідній області [12].

Напруга з двох виходів ПП надходить на входи двох АЦП в складі мікроконтролера МК типу С8051F131, який програмним шляхом формує передаточну функцію контуру зворотного зв'язку по струму ДМ і по потужності випромінюванні світлодіода СД оптопари ЧЕ.

Різниця кодів з виходів двох АЦП визначає з урахуванням передавальної функції, яка формується в мікроконтролері, в кожному циклі роботи тривалість імпульсу управління КМ на виході ШІМ, що підключає обмотку ДМ для проходження струму в одному з напрямків. При рівності кодів середній струм через ДМ за цикл дорівнює нулю [15].

Сума кодів з двох АЦП, при їх рівності, визначає встановлене значення струму через світлодіод СД оптопари. В процесі роботи можлива зміна суми кодів при порушенні зазначеної рівності перетвориться мікроконтролері в напругу, яка подається на базу транзистора VT для стабілізації сумарної потужності засвічування світло діодом СД 4-х фотоприймачів оптопари ЧЕ.

Тривалість циклу роботи МК визначається частотою проходження синхроімпульсів СІ, що надходять з ГСЧ (входить до складу ШІМ44).

Алгоритм МК також забезпечує компенсацію стаціонарних складових похибок ЧЕ, термокомпенсацію зміни характеристики акселерометра в діапазоні робочих температур і видачу результатів вимірювань по інтерфейсу в пристрій збору інформації (ППІ88).

Сервісна електроніка акселерометра запитана двополярною напругою ± 9 В. Струм споживання від джерела +9В не перевищує 100 мА, від джерела -9 В не більше 50мА, споживана потужність, відповідно, 0,9 Вт і 0,45 Вт.

Для обробки аналогових сигналів в сервісній електроніці акселерометра застосовується серія операційних підсилювачів і електронних ключів фірми “Analog Devices”. Цифрова обробка сигналів проводиться з використанням дискретної логіки і мікроконтролерів фірми “Silicon Laboratory”.

Пасивні компоненти застосовуються, в основному, в корпусах SMD виконання: в пристроях з підвищеними вимогами до характеристик застосовують високо стабільні метало резистори і термокомпенсовані конденсатори групи NPO.

3.4. Методика проведення метрологічної атестації акселерометра АМ06 та оцінка метрологічних характеристик

Для метрологічної атестації маятника в пружному підвісі, у якого його центр мас (ц.м.) лежить у вертикальній площині, яка проходить через ось підвісу, пружний момент дорівнює нулю. При круговому обертанні такого маятника відносно горизонтальної осі перпендикулярної площини, яка проходить через ось ПП і ц.м., ц.м не буде виходити з цієї площини, а отже, не буде змінюватися сигнал датчика кута [2].

Передбачається, що при цьому виконується співвідношення:

$$K_y \alpha > ml \cdot g \cdot \sin \alpha,$$

для малих кутів

$$K_y > ml \cdot g,$$

в протилежному випадку положення верхнього маятника буде нестійким.

Таким чином, юстування чутливого елемента акселерометра без зворотного зв'язку повинна включати в себе наступні операції:

- виставку нульового сигналу ДК в вертикальному положенні осі ПП, коли відсутня закрутка пружного елементу і пружний момент рівний нулю;
- балансування підвісу, тобто зміщення Ц.М. маятника (за рахунок зміни маси вантажу балансування) з вертикальної площиною, яка проходить через ось ПП.

Балансування підвісу. Для отримання необхідних співвідношень, що визначають додаткову масу, на величину якої необхідно змінити в процесі юстирування основний вантаж балансування, розглянемо акселерометр в двох положеннях чутливого елементу по відношенню до вертикалі місця – в положенні нижнього маятника і в положенні верхнього маятника.

При поєднанні базової площини приладу з площиною горизонту маятник займе положення як це зображено на рисунку 3.8

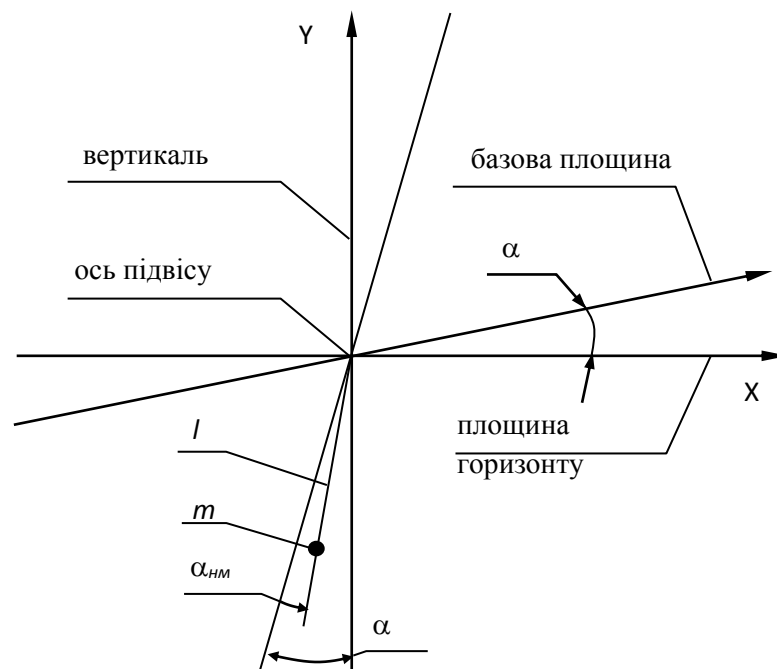


Рис.3.8. Чутливий елемент в положенні нижній маятник

Якщо у вихідному положенні момент, що створюється пружними перемичками $M_y=0$, то після повороту для положення рівноваги можна записати:

$$M_M - M_y = 0, \quad (3.4)$$

де $M_M = M_0 \cdot g(\alpha - \alpha_{HM})$ (в припущенні, що кути α і α_{HM} – малі); $M_0 = m \cdot l$ – маятниковість ($M_{0\text{расч}} = 5,14 \cdot 10^{-6}$ кг·м); α – конструктивний кут, що визначає похибку АМ; α_{HM} – кут закрутки пружних перемичок, вимірюваний ДК (нижній маятник); $g = 9,81$ м/с²; $M_y = K_y \alpha_{HM}$; K_y – жорсткість підвісу ($K_{y\text{расч}} = 4,133 \cdot 10^{-4}$ Нм/рад).

З рівняння (3.4) для вихідного положення (до юстирування) знаходимо:

$$\alpha_0 = \frac{K_y + ml \cdot g}{ml \cdot g} \cdot \alpha_{0, HM} = (\varepsilon + 1) \cdot \alpha_{0, HM}, \quad (3.5)$$

де $\varepsilon = \frac{K_y \cdot \alpha}{ml \cdot g \cdot \sin \alpha}$.

Для малих кутів α : $\varepsilon = \frac{K_y}{ml \cdot g}$.

Звідси для розрахункових значень K_y і ml отримуємо $\varepsilon = 8,2$.

Для забезпечення $\alpha = 0$, в рівнянні (3.4) необхідно додати додатковий момент ΔM , підбором якого можна забезпечити виконання цієї умови:

$$M_M - M_y - \Delta M_{HM} = 0, \quad (3.6)$$

де $M_M = M_0 \cdot g(\alpha - \alpha_{HM})$, $M_y = K_y \alpha_{HM}$, α_{HM} – кут закрутки пружних перемичок, вимірюваний ДК, ΔM – додатковий момент для забезпечення $\alpha = 0$.

Вирішивши це рівняння відносно α , з урахуванням (3.4) отримаємо :

$$\alpha_0 = \frac{K_y + ml \cdot g}{ml \cdot g} \cdot \alpha_{0, HM} - \frac{\Delta M_{HM}}{ml \cdot g} = \alpha_0 - \frac{\Delta M_{HM}}{ml \cdot g}, \quad (3.7)$$

Поклавши $\alpha = 0$, отримаємо вираз для визначення ΔM_{HM} :

$$\Delta M_{HM} = (K_y + ml \cdot g) \cdot \alpha_{0, HM}$$

або

$$\Delta M_{HM} = ml \cdot g \cdot (1 + \varepsilon) \cdot \alpha_{0, HM}, \quad (3.8)$$

Для того, щоб після юстирування $\alpha = 0$, необхідно:

$$\Delta M_{HM} = ml \cdot g \cdot \alpha_0$$

або

$$\Delta M_{HM} = ml \cdot g \cdot (\varepsilon + 1) \cdot \alpha_{0, HM}.$$

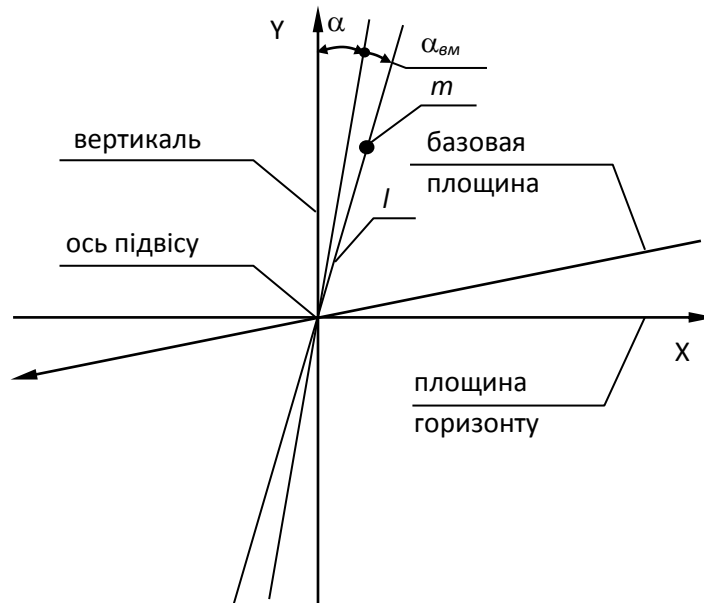


Рис. 3.9. Чутливий елемент в положенні верхній маятник

Після поєднання базової площини з площиною горизонту, отримаємо:

$$M_M - M_y = 0, \quad (3.9)$$

де $M_M = M_0 \cdot g(\alpha - \alpha_{\text{ВМ}})$, $M_y = K_y \alpha_{\text{ВМ}}$, $\alpha_{\text{ВМ}}$ - кут закрутки пружних перемичок, вимірюваний ДК (верхній маятник).

З рівняння (3.4) для вихідного положення (до юстирування) знаходимо:

$$\alpha_0 = \frac{K_y - ml \cdot g}{ml \cdot g} \cdot \alpha_{0, \text{ВМ}} = (\varepsilon - 1) \cdot \alpha_{0, \text{ВМ}}. \quad (3.10)$$

Додаймо додатковий момент $\Delta M_{\text{ВМ}}$ в (3.9), і запишемо вираз для α :

$$\alpha = \frac{K_y - ml \cdot g}{ml \cdot g} \cdot \alpha_{0, \text{ВМ}} - \frac{\Delta M_{\text{ВМ}}}{ml \cdot g} = \alpha_0 - \frac{\Delta M_{\text{ВМ}}}{ml \cdot g}. \quad (3.11)$$

З рівняння (3.11), поклавши $\alpha = 0$, знайдемо $\Delta M_{\text{ВМ}}$:

$$\Delta M_{\text{ВМ}} = (K_y - ml \cdot g) \cdot \alpha_{0, \text{ВМ}} \text{ або } \Delta U_{\text{ВМ}} = m_{\text{ВМ}} g (1 + \varepsilon) \cdot \alpha_{0, \text{ВМ}}, \quad (3.12)$$

Покажемо, що $\Delta M_{\text{НМ}}$ та $\Delta M_{\text{ВМ}}$, розраховані по формулам (3.8) і (3.12), відповідно, тотожно рівні. З цією ціллю знайдемо зв'язок $\alpha_{\text{НМ}}$ та $\alpha_{\text{ВМ}}$.

Поділимо (3.7) на (3.11) і після нескладних операцій, отримаємо:

$$\alpha_{0, \text{ВМ}} = \frac{K_y + ml \cdot g}{K_y - ml \cdot g} \cdot \alpha_{0, \text{НМ}} = \frac{\varepsilon + 1}{\varepsilon - 1} \cdot \alpha_{0, \text{НМ}}, \quad (3.13)$$

Це співвідношення залишається справедливим для малих α_0 .

Підставимо (3.13) в (3.12), отримаємо:

$$\Delta M_{\text{ВМ}} = (K_y + ml \cdot g) \cdot \alpha_{0,\text{НМ}} = \Delta M_{\text{НМ}}, \quad (3.14)$$

що і потрібно було довести.

Підставимо в (3.13) розрахункові значення K_y і $ml \cdot g$, отримаємо:

$$\alpha_{0,\text{ВМ}} \cong 1,28\alpha_{0,\text{НМ}}, \quad (3.15)$$

Для визначення ΔM підставимо в (3.6) значення $ml \cdot g$ і ε , отримаємо:

$$\Delta M = 5,01 \cdot 10^{-5} \cdot (1 + 8,2) \cdot \alpha_{0,\text{НМ}} = 4,61 \cdot 10^{-4} \alpha_{0,\text{НМ}}, \quad (3.16)$$

Помножимо і поділимо праву частину (3.8) і (3.12) на крутизну вихідної характеристики ДК- $K_{\text{ДК}}$, отримаємо значення ΔM , виражене через вихідний сигнал ДК виміряний, або при нижній ($U_{\text{НМ}}$), або при верхній ($U_{\text{ВМ}}$) маятниковості:

$$\left. \begin{aligned} \Delta M &= \frac{ml \cdot g(\varepsilon + 1)}{K_{\text{ДК}}} \cdot U_{\text{НМ}} \\ \Delta M &= \frac{ml \cdot g(\varepsilon - 1)}{K_{\text{ДК}}} \cdot U_{\text{ВМ}} \end{aligned} \right\}, \quad (3.17)$$

де $U_{\text{НМ}} = K_{\text{ДК}} \cdot \alpha_{0,\text{НМ}}$, $U_{\text{ВМ}} = K_{\text{ДК}} \cdot \alpha_{0,\text{ВМ}}$.

Формули справедливі, коли постійне зміщення нульового сигналу ДК $U_0 = 0$. Тому до визначення $U_{\text{НМ}}$ і $U_{\text{ВМ}}$ необхідно провести виставку ДК з ціллю забезпечення $U_0 = 0 \pm \Delta U_0$, де ΔU_0 -допустиме значення не виставки.

Для виставки U_0 необхідно встановити ЧЕ так, щоб осі його підвісу були близькі до вертикалі місця. В цьому положенні сигнал ДК можна представити у вигляді суми двох складових:

$$U_{\text{ДК},0^\circ} = U_0 + \Delta U, \quad (3.18)$$

де ΔU - складова сигналу ДК, що визначається невідповідністю осі підвісу ЧЕ з вертикаллю при встановленні його на ОДГ: індекс 0° відповідає вихідному положенню шпинделя ОДГ.

При розвороті шпинделя ОДГ від вихідного положення на кут 180° значення вихідного сигналу буде визначатися виразом:

$$U_{\text{дк},180^\circ} = U_0 - \Delta U. \quad (3.19)$$

З рисунку 3.10 а,б видно, що положення 0° і $180^\circ \Delta U$ дійсно повинні бути однакові по модулю і направлені в протилежні сторони.

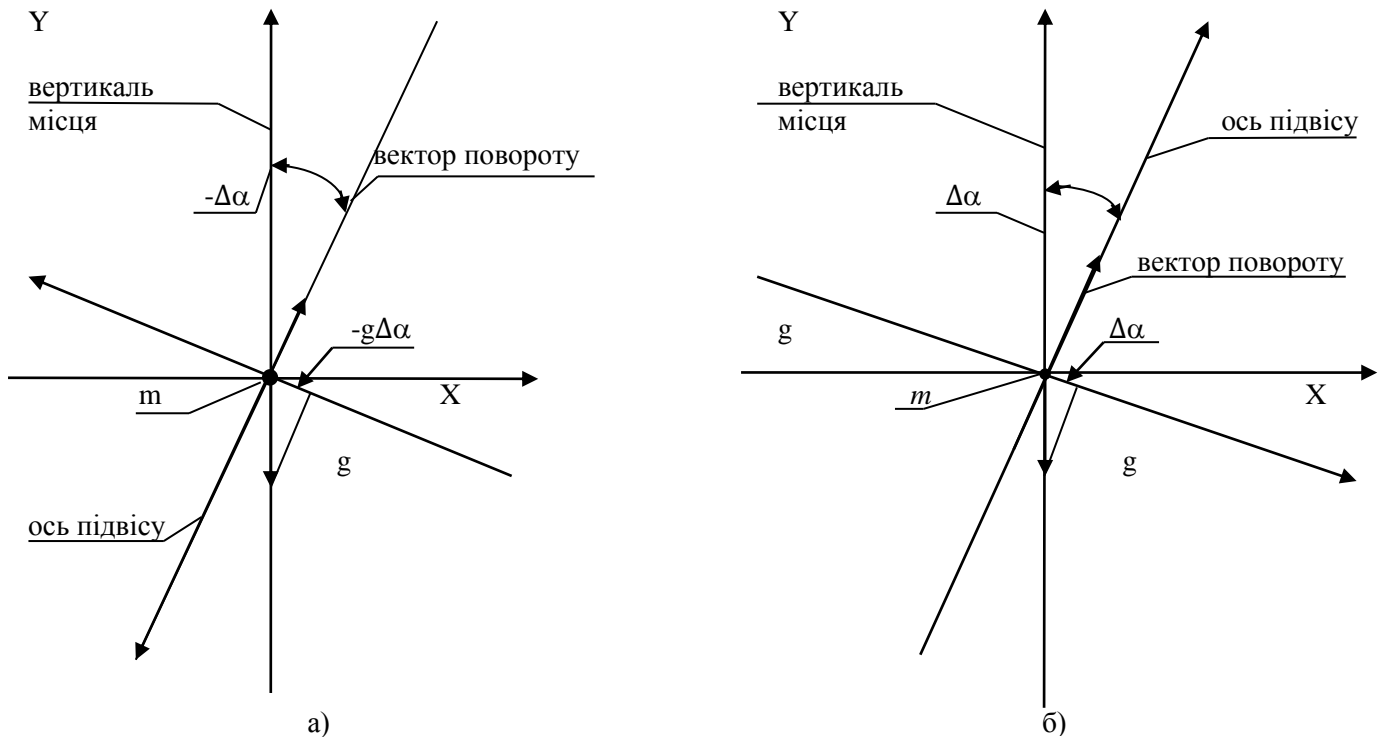


Рис.3.10. Положення 0° і 180° сигналу ДК, що визначається невідповідністю осі підвісу ЧЕ з вертикаллю при встановленні його на ОДГ

а) положення 0° ($\Delta U = K_{\text{дк}} \Delta \alpha$), б) - положення 180° ($\Delta U = -K_{\text{дк}} \Delta \alpha$).

На основі (3.18) і (3.19) можна записати:

$$U_0 = \frac{U_{\text{дк},0^\circ} + U_{\text{дк},180^\circ}}{2}, \quad (3.20)$$

Використовуючи формули (3.17) визначимо додаткову масу, на яку потрібно збільшувати чи зменшувати величину вантажу балансування. Якщо позначити r радіус, на якому відбувається зміна маси, замість (3.17) можна записати:

$$\left. \begin{aligned} \Delta m &= \frac{ml(\varepsilon+1)}{r \cdot K_{\text{дк}}} \cdot U_{\text{НМ}} \\ \Delta m &= \frac{ml(\varepsilon-1)}{r \cdot K_{\text{дк}}} \cdot U_{\text{ВМ}} \end{aligned} \right\}, \quad (3.21)$$

де Δm - позначена додаткова маса.

Враховуючи розкид замірів при визначенні Δm для випадків нижнього і верхнього положення маятника, варто усереднити результати розрахунків по формулах (3.21).

На основі(3.21) можна записати формулу для вирахування $\Delta m_{\text{ср}}$:

$$\Delta m_{\text{ср}} = \frac{ml}{r \cdot K_{\text{дк}}} \left[\varepsilon \left(\frac{U_{\text{нм}} + U_{\text{вм}}}{2} \right) + \frac{U_{\text{нм}} - U_{\text{вм}}}{2} \right], \quad (3.22)$$

де ml - поздовжня маятниковість; r - радіус на якому відбувається зміна маси; $U_{\text{нм}}$ - вихідний сигнал датчика кута при нижній маятниковості; $U_{\text{вм}}$ - вихідний сигнал датчика кута при верхній маятниковості; $K_{\text{дк}}$ - крутизна датчика кута.

Виключимо з формул для розрахунку Δm величину ε , що залежить від жорсткості підвісу K_y , експериментальне визначення якого потребує розробку спеціальної методики.

Помноживши праву та ліву частини (3.13) на $K_{\text{дк}}$ отримаємо

$$U_{\text{вм}} = \frac{\varepsilon + 1}{\varepsilon - 1} U_{\text{нм}}, \quad (3.23)$$

Якщо ввести позначення $\nu = \frac{U_{\text{вм}}}{U_{\text{нм}}}$ то можна отримати наступні співвідношення, які поєднують ε і ν :

$$\varepsilon = \frac{\nu + 1}{\nu - 1}, \quad (3.24)$$

Підставимо (3.24) в (3.17) отримаємо формулу для визначення додаткової маси вантажу балансування

$$\left. \begin{aligned} \Delta m &= \frac{2ml}{r \cdot K_{\text{дк}}} \cdot \frac{\nu}{\nu - 1} U_{\text{нм}} \\ \Delta m &= \frac{2ml}{r \cdot K_{\text{дк}}} \cdot \frac{1}{\nu - 1} U_{\text{вм}} \end{aligned} \right\}, \quad (3.25)$$

Для практичного здійснення розглянутого методу балансування ЧЕ пропонується використовувати методику лазерного випаровування матеріалу з поверхні вантажу балансування. Такий спосіб видалення матеріалу для деталей із сталі на заводі добре відпрацьований. Для деталей з бронзи

лазерне випаровування металу відбувається інакше, ніж у деталей зі сталі. Поки вдалося випаровувати за один імпульс (0,03 ÷ 0,2) мг.

В теперішній час проводилося відпрацювання лазерного випаровування з поверхні бронзових деталей з ціллю збільшення маси випаруваного матеріалу [1]. .

Оцінка часу готовності: використовуючи наведену в розділі 2 методику теплового розрахунку приладу ГД09, зробимо енергетичну оцінку системи термостабілізації акселерометра АМ06 в режимі нагріву в період передстартової підготовки від вихідної температури $t_1 = -40$ °С до робочої $t_2 = 60$ °С.

Підставляючи значення маси $m = 60$ г, середньої теплоємності $C = 0,113$ кал/г·°С, коефіцієнту $K = 4,19$ Вт·кал/с, а також потужності P_{AM} , розрахованої з урахуванням вхідних в акселерометр тепловидільних елементів (датчика моментів $P_{DM} = 0,35$ Вт, оптопари $P_{оп} = 0,1$ Вт, ШІМ43- $P_{ШІМ} = 0,1$ Вт, ППІ86- $P_{ППІ} = 0,17$ Вт, ПП35- $P_{ПП35} = 0,05$ Вт і нагрівача опором $R_n = (83 \pm 8,5)$ Ом) визначимо час точностної готовності АМ06.

При номінальних значеннях опору нагрівального елемента $R_n = 83$ Ом і напруга борт сеті $U = 27$ В час готовності складе $t_{ном} = 330$ с.

При опорі нагрівача $R_{n,max} = 91,5$ Ом і напруга борт сеті $U_{min} = 24$ В час готовності буде дорівнювати максимальному значенню $t_{max} = 467$ с.

Очікувані точностні параметри АМ06 наведені в табл.3.2.

Таблиця 3.2

Метрологічні характеристики та технічні параметри АМ06

Характеристика	Одиниця вимірювання	Значення
Діапазон вимірювання лінійних прискорень, в межах	м/с ²	±300
*Ціна молодшого розряду (при 11-ти розрядному кодi за період вимірювання $T = 0,4$ мс)	м/с	$1,2 \cdot 10^{-4}$
*Температурний коефіцієнт зміщення нульового сигналу	м/ (с ² ·°С)	$3 \cdot 10^{-5**}$

Продовження таблиці 3.2

Час функціональної готовності, не більше	С	2
Час точностної готовності (режим термостабілізації), не більше	С	480

*- паспортизуємий параметр:

** - значення встановлені по аналогам (АМ05, АМ 06), будуть уточнені по результатам випробувань експериментальних зразків.

3.5. Методика компенсації похибки в акселерометрі АМ 06

Для отримання основних характеристик приладу необхідно відпрацювати СТР акселерометра з цифровим зворотнім зв'язком та забезпечити його роботу до зовнішніх збоїв.

Конструктивні особливості акселерометра АМ06: магнітопровід; пристрій ШІМ43 (широтно-імпульсний модулятор); пристрій ППІ86 (пристрій перетворення інформації); пристрій ПП35 (пристрій перетворюючий); амортизатор; струмопідвід гнучкий та інші.

Датчик лінійних прискорень - чутливим елементом датчика являється пластина, виготовлена з бронзи БрБ2-М ДСТУ1789-70, на якій закріплені безкаркасна котушка, шторка і вантаж. Нерухома частина пластини закріплена на фланці амортизатором і гайкою. Фланець являється елементом корпусної частини приладу [22].

Датчик моменту складається з котушки, розташованої в кільцевому зазорі між постійним магнітом з самарій-кобальтового сплаву УХТ18 з високою температурною стабільністю характеристик і магнітопроводом. Характеристика магніту: залишкова магнітна індукція $B_r = (0,90 \dots 1,03 \text{ Т})$; коерцитивна сила по магнітній індукції $H_{CB} = 8 \pm 0,5 \text{ кОе}$; робоча температура до $250 \text{ }^\circ\text{C}$, температурна стабільність характеристик $0,015\% / ^\circ\text{C}$.

Датчик кута - складається з оптопари: діод 3Л123 і фотодіод ФД-19КК, в зазорі між ними знаходиться шторка з прорізом.

Корпусна частина. Корпус і кожух приладу виконаного з матеріалу 79НМ з ціллю якісного екранування від зовнішніх магнітних полів.

Струмopідвід: електричний зв'язок між рухомою частиною чутливого елемента з наявною на ній котушкою і корпусом здійснюється гнучким струмовідводом із відпаленої золотої проволочи.

Електроніка. На колонках, що встановлені в корпусі приладу, розташовані пристрої ШМ43, ПП186 і ПП35.

В процесі ескізного проектування було виконано макетування акселерометра АМ06, його основних функціональних вузлів – ЧЕ, сервісної електроніки і виготовлено 4 макета АМ06. Проведені макетні роботи включають в себе відпрацювання СТР акселерометра з цифровим зворотним зв'язком, забезпечення його стійкої роботи, а також отримання оцінки основних вихідних характеристик приладу.

В процесі макетування вирішувалися і технологічні питання, пов'язані зі збиранням, юстируванням і проведенням випробувань.

Нижче проводиться опис основних результатів, які були отримані при макетуванні.

Оцінка чутливого пружного підвісу ЧЕ проводилася по величині приросту вихідного сигналу ДК при розворотах кожуха, в якому встановлений ЧЕ, на кути ± 10 кут.с, що відповідає діапазону лінійних прискорень $\pm 5 \cdot 10^{-5}g$. Оцінка була проведена на двох ЧЕ. Приріст сигналу знаходилося в межах $(10 \div 20)$ мкв. При менших кутах розвороту корпусу с ЧЕ - $(2 \div 3)$ кут.с провести заміри вихідного сигналу із-за великої шумової складової виявилось проблематично.

Методика оцінки чутливості і її порогового значення потребує більш детального опрацювання із залученням обчислювальної техніки і елементів фільтрації в лініях зв'язку, яка буде проведена на етапі розробки РКД.

В процесі відпрацювання макетного зразку акселерометра були вирішені наступні задачі: були отримані амплітудно-частотні і фазочастотні

елементи (табл.3.3 і на рис.3.11, рис.3.12). Відповідна цим частотним характеристикам передавальна функція ЧЕ

$$W(p) = \frac{33340}{0,000264p^2 + 0.00081p + 1}$$

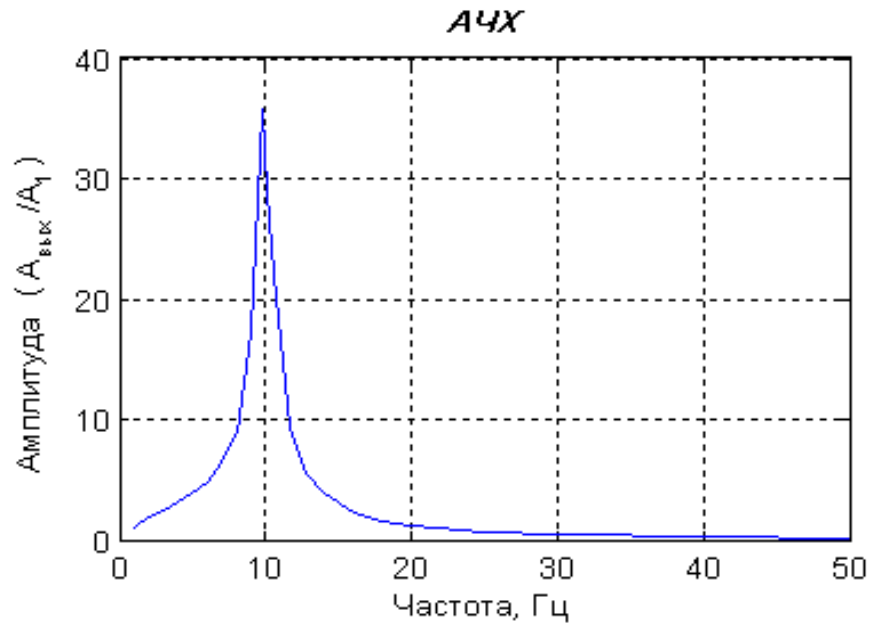


Рис.3.11. Амплітудно-частотні елементи акселерометра

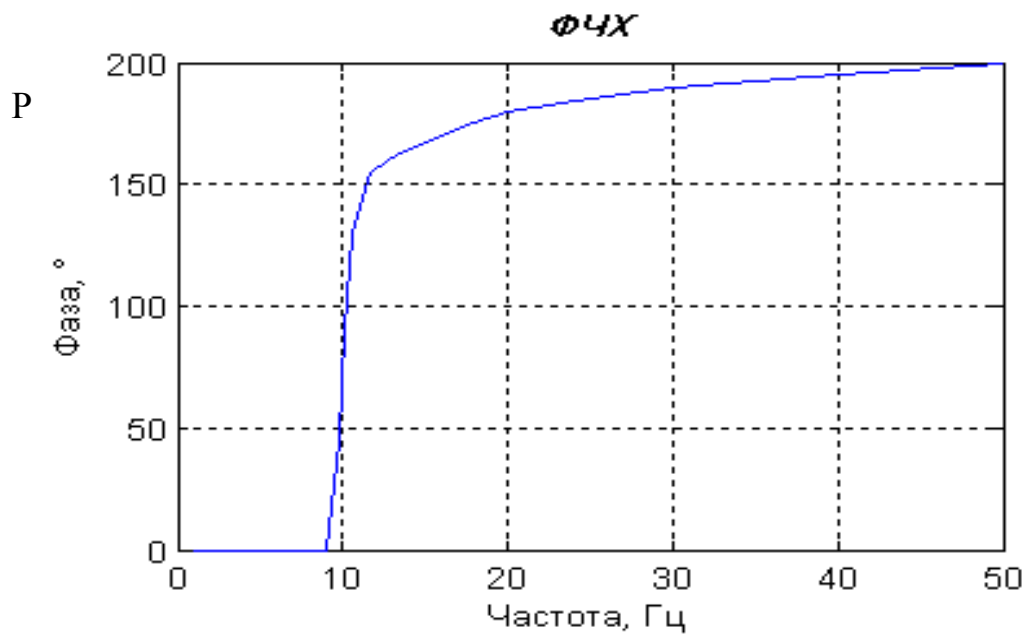


Рис.3.12. Фазочастотні елементи акселерометра

Таблиця 3.3

Амплітудно-частотні і фазочастотні елементи акселерометра

Частота,Гц	Амплітуда,мВ	Фаза,град
1	14,00	0
2	26,00	0
3	34,00	0
4	44,27	0
5	55,34	0
6	66,41	0
7	90,00	0
8	125,00	0
9	240,00	0
9,8	500,00	45
10,1	405,00	90
10,6	310,00	130
11,6	130,00	155
12,8	75,89	160
14	53,76	165
16	31,62	170
18	22,00	175
20	17,00	180
25	10,00	185
30	6,50	190
40	3,50	195
50	2,50	200

- уточнені параметри контуру стабілізації світло потоку СД датчика кута;
- знижена величина пульсації на виході ЦАП контролера до рівня більше 10мВ;
- отримана стійка робота акселерометра з урахуванням реальних частотних характеристик, при цьому нестабільність сигналу на вході мостового комутатора ШІМ43 не перевершувала 0,5 (ц.м.р).

При орієнтації акселерометра віссю чутливості по вертикалі місця в двох положеннях, монтажною площиною вверху і вниз, було виміряно падіння напруги на вимірювальному опорі, включеному в ланцюг котушки датчика моменту і безперечно середнє значення струму, який формує ШІМ43:

при прискоренню $+1g$ величина $I=1.060991\text{mA}$;

при прискоренню $-1g$ величина $I=-1.015248\text{mA}$.

З урахуванням отриманих результатів вимірювань визначені наступними параметри макетного зразка: ціна молодшого розряду в одинцях прискорення $-1,429 \text{ м/с}^2$ при 8-ми розрядному формувачу ШІМ43; діапазон вимірювальних прискорень $\pm 180 \text{ м/с}$, його значення було обмежене моточними даними використаної в ДМ котушки. Для розширення діапазону вимірювання $\pm 300 \text{ м/с}^2$ параметри ДМ на етапі РКД будуть відредаговані, енергетичні можливості ДМ дозволяють це забезпечити; ціна молодшого розряду (ц.м.р.) інформація, що формується ШІМ43 за період $T=0,4 \cdot 10^{-3} \text{ с}$, в одинцях приросту швидкості буде $5,71 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}$.

При макетуванні визначалася температура перегріву котушки ЮКАИ.685453.007 датчика моментів ДМ при різних значеннях струму в діапазоні від 10 мА до 40 мА, а також час зміни його опору до встановленого значення. Результати випробувань зведені в таблиці 3.4.

Таблиця 3.4

Температура перегріву котушки ДМ при різних значеннях струму та час зміни його опору

Час нагріву, хв	Значення температури перегріву котушки ДМ, при постійних величинах струму, °С			
	I=10 мА	I=20 мА	I=30 мА	I=40 мА
1			12	37,2
5			43,4	61,3
10	1,84	16,5	44,5	62,5

Продовження таблиці 3.4

20	3,7	25,6	45,2	63
30	5	26,6	45,5	64
40	5,51	27,1	45,8	64,3
50	5,51	27,6	46,4	65,2
60	5,51	28	46,8	65,7
70		28	47,2	66,2
80			47,6	67,1
90			48	67,1

При температурі навколишнього середовища 15 °С перегрів котушки ДМ акселерометра склав: 5,5 °С не більше - при струмі 10 мА; 28°С не більше - при струмі 20 мА; 48°С не більше - при струмі 30 мА; 67°С не більше - при струмі 40 мА.

При перегріві котушки опором $R=(285\pm30)$ Ом (в нормальних умовах) до температури 90 °С її установлений опір складає: 347Ом при R_{\min} ; 388Ом при $R_{\text{ном}}$; 429Ом при R_{\max} .

Отримані дані враховані при виборі елементів схеми мостового комутатора ШІМ43.

В результаті макетування і відпрацювання отримано функціонуючий макет АМ06, як базовий зразок приладів експериментальної партії для проведення механічних і кліматичних випробувань. Для покращення технічних характеристик необхідні подальші доведення параметрів акселерометра [25].

Алгоритм компенсації температурної похибки датчика моменту. Стабільність передавального коефіцієнта приладу АМ06, в значній мірі, залежить від величини і стабільності крутизни ДМ, $K_{\text{упр}}$, яка в свою чергу, залежить від величини індукції і коерцитивної сили магніту і його температури:

$$B_{rt} = B_{r_{20}} \cdot \left[1 - \frac{\alpha(B_{r_{20}}) \cdot (t_1 - 20)}{100} \right]$$

$$H_{rt} = H_{r_{20}} \cdot \left[1 - \frac{\beta(H_{r_{20}}) \cdot (t_1 - 20)}{100} \right],$$

де B_{rt} - остаточна індукція постійного магніту; H_{rt} - коерцитивна сила постійного магніту; $B_{r_{20}}$ і $H_{r_{20}}$ - індукція і коерцитивна сила при 20°C ; $\alpha(B_r)$ -коефіцієнт оборотних втрат остаточної індукції $\alpha(B_r) < -0.015\%/^\circ\text{C}$; $\beta(H_r)$ - коефіцієнт оборотних втрат коерцитивної сили $\beta(H_r) < -0.03\%/^\circ\text{C}$.

Відомо, що крутизна ДМ визначається по формулі:

$$K_{\text{упр}} = \frac{M_{\text{упр}}}{I_{\text{max}}},$$

де $M_{\text{упр}}$ -момент управління, I_{max} -максимальний управляючий струм.

Аналітичний вираз крутизни ДМ з вказаними конструктивними параметрами (див.дод. Б) наведено формулою:

$$K_{\text{упр}} = \frac{B_r \cdot \frac{D_{\text{срм}}}{2} \cdot \lambda_\delta \cdot \frac{l_{\text{эф}}}{l_{\text{ср}}}}{\left(\lambda_\delta + \lambda_s + \frac{B_r}{H_r} \cdot \frac{\pi - D_{\text{срм}} \cdot b_m}{2 h_m} \right) \cdot D_{\text{ср}\delta}} \cdot l_{\text{эф}} \cdot w \cdot D_{\text{ср}}, \quad (3.25)$$

де B_r - значення остаточної індукції; $D_{\text{срм}}$ - середній діаметр магніту; b_m - довжина магніту; λ_δ - провідність робочого зазору; λ_s - сумарна провідність розсіювання; $l_{\text{эф}}$ - довжина ефективної частини обмотки магніту; $l_{\text{ср}}$ - довжина обмотки магніту; H_r - значення коерцитивної сили; $D_{\text{ср}\delta}$ -середній діаметр робочого зазору; w - число витків котушки; $D_{\text{ср}}$ - середній діаметр обмотки.

Підставивши значення параметрів: $B_r=0.956$ Т; $D_{\text{срм}}=13.7 \cdot 10^{-3}$ м; $b_m=3.8 \cdot 10^{-3}$ м; $\lambda_\delta=1.22 \cdot 10^{-7}$ Гн; $\lambda_s=0.97 \cdot 10^{-7}$ Гн; $l_{\text{эф}}=49 \cdot 10^{-3}$ м; $l_{\text{ср}}=51.81 \cdot 10^{-3}$ м; $D_{\text{ср}\delta}=16.5 \cdot 10^{-3}$ м; $H_{\text{рср}}=(637 \pm 40) \cdot 10^{-3} \frac{\text{А}}{\text{м}}$; $h_m=1.7 \cdot 10^{-3}$ м; $D_{\text{ср}}=16.5 \cdot 10^{-3}$ м; $w_{0.04}=400$; $w_{0.032}=629$, отримаємо розрахункове значення крутизни ДМ для обмоток проводом ПЭВТЛД $d_{\text{пр}}=0.04$ мм і проводом ПЭВТЛД $d_{\text{пр}}=0.032$ мм. В

діапазоні температур від -40°C до $+130^{\circ}\text{C}$. Результати розрахунку наведені в таблиці 3.5 (графи 2,5).

Апроксимований вираз крутизни при температурі t , $K_{\text{ДМ}}(t)$ наведено формулою:

$$K_{\text{ДМ}}(t) = K_{\text{ДМ}}(t_1) - \frac{K_{\text{ДМ}}(t_2) - K_{\text{ДМ}}(t_1)}{t_2 - t_1} \cdot (t - t_1), \quad (3.26)$$

де $K_{\text{ДМ}}(t_1)$ - крутизна при температурі t_1 ; $K_{\text{ДМ}}(t_2)$ - крутизна при температурі t_2 .

Результати розрахунку крутизни ДМ по формулі (3.26) наведені в табл.3.5 (графи 3,6). В графах (4,7) представлена похибка крутизни ДМ, яка не перевищує 0.004% при різних значеннях індукції та температури.

Визначення коефіцієнту компенсації температурної похибки крутизни ДМ при температурі t , $K_{\text{ДМ}}(t)$ повинна проводитися шляхом вимірювання його крутизни при температурі t_2, t_1 з наступним перерахунком крутизни ДМ по формулі:

$$K_{\text{ДМ}}(t) = K_{\text{ДМ}}(t_1) + \frac{K_{\text{ДМ}}(t_1) - K_{\text{ДМ}}(t_2)}{t_2 - t_1} \cdot (t - t_1), \quad (3.27)$$

де $K_{\text{ДМ}}(t_1)$, $K_{\text{ДМ}}(t_2)$ - крутизна при температурі t_1 та t_2 відповідно.

Таблиця 3.5

Результати розрахунку крутизни ДМ при температурі t

$t_i, ^{\circ}\text{C}$	Діаметр проводу $d_{np}=0.04$ мм			Діаметр проводу $d_{np}=0.032$ мм		
	$K_{\text{расч}},$ $\frac{\text{Н} \cdot \text{м}}{\text{А}} \cdot 10^{-4}$	$K_{\text{аппр}},$ $\frac{\text{Н} \cdot \text{м}}{\text{А}} \cdot 10^{-4}$	$\delta, \%$	$K_{\text{расч}},$ $\frac{\text{Н} \cdot \text{м}}{\text{А}} \cdot 10^{-4}$	$K_{\text{аппр}},$ $\frac{\text{Н} \cdot \text{м}}{\text{А}} \cdot 10^{-4}$	$\delta, \%$
1	2	3	4	5	6	7
-40	516,146	516,1588	-0,00248	813,5557	813,5748	-0,00235
-30	515,1922	515,2018	-0,00186	812,0523	812,0665	-0,00175
-20	514,238	514,2449	-0,00134	810,5482	810,5582	-0,00123
-10	513,2834	513,2878	-0,00086	809,0436	809,0499	-0,00078
0	512,3283	512,3309	-0,00051	807,5382	807,5416	-0,00042

Продовження таблиці 3.5

+ 10	511,3728	511,3739	-0,00022	806,0322	806,0333	-0,00014
+ 20	510,417	510,4169	1,18E-05	804,525	804,525	0
+ 30	509,4606	509,46	0,000122	803,0181	803,0167	0,000176
+ 40	508,5039	508,503	0,000171	801,5101	801,5084	0,000207
+ 50	507,5467	507,546	0,00013	800,0013	800,0001	0,000152
+ 60	506,589	506,589	0	798,4918	798,4918	0
+ 70	505,631	505,6321	-0,00022	796,9817	796,9835	-0,00023
+ 80	504,6724	504,6751	-0,00053	795,4709	795,4752	-0,00054
+ 90	503,7135	503,7181	-0,00092	793,9594	793,9669	-0,00095
+ 100	502,754	502,7611	-0,00142	792,4471	792,4586	-0,00145
+ 110	501,7942	501,8042	-0,00199	790,9341	790,9503	-0,00205
+ 120	500,8338	500,8472	-0,00267	789,4204	789,442	-0,00273
+ 130	499,873	499,8902	-0,00344	787,9059	787,9337	-0,00353

Похибка передавального коефіцієнту АМ06 в діапазоні температур від -40°С до +130°С після алгоритмічної компенсації температурної похибки по наведеній методиці не перевищує 0,004%.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 3

У даному розділі була вперше побудована модель вимірювача кутової швидкості прискорення АМ06 на базі прецизійного маятникового акселерометра компенсаційного типу з поданням результатів вимірювання в цифровому виді, що формується безпосередньо в контурі дискретного зворотного зв'язку з широтно - імпульсним модулятором, який забезпечує високу точність перетворення (0,001-0,01) %.

На розробленій моделі були визначенні характеристики крутизни датчика моменту дослідно-розрахунковим методом в складі макетних зразків приладу при безпосередньому навантаженні чутливого елемента тарованим моментом і вимірюванням падінням напруги на вимірювальному

опорі в ланцюгу зворотного зв'язку АМ. Даним методом було вирахувано маси частин конструктивних елементів (шторки, котушки, вантажі і рухомий пружної пластини), розташованих з лівої та з правої сторони від площини пластини чутливого елемента, з урахуванням допусків на їх розміри і форму. Це дозволило визначити як сумарний момент чутливого елемента, так і момент мас, що викликають вигин пластини на кути α чи β , зміщення центру мас від площини пластини, а також масу вантажу, який підлягає видаленню при балансуванні чутливого елемента.

Розроблено структурна схема аналого-цифрового контуру зворотного зв'язку на базі мікроконтролера типу С8051F131, який програмним шляхом формує передаточну функцію контуру зворотного зв'язку по струму датчика моменту і по потужності випромінюванні світлодіода оптопари чутливого елемента.

Виведена залежність чутливого елемента акселерометра без зворотного зв'язку та виставкою нульового сигналу датчика кута в вертикальному положенні осі підсилювача потужностей за відсутності закрутки пружного елемента і пружний момент рівний нулю та зміщення центру мас маятника (за рахунок зміни маси вантажу балансування) з вертикальної площинною, яка проходить через ось підсилювача потужностей.

Результати моделювання показали, що використовуючи виведені в даному розділі формули дають змогу визначити додаткову масу, на яку потрібно збільшувати чи зменшувати величину вантажу при балансуванні чутливого елемента.

Було розроблено практичне здійснення методу балансування чутливого елемента шляхом використання методики лазерного випаровування матеріалу з поверхні вантажу балансування. Практичним методом доведено що для деталей з бронзи лазерне випаровування металу відбувається інакше, ніж у деталей зі сталі. Дослідним шляхом вдалося випаровувати за один імпульс (0,03 ÷ 0,2) мг.

Оцінка чутливого пружного підвісу чутливого елемента проводилася по величині приросту вихідного сигналу датчика кута при розворотах кожуха, в якому встановлений чутливий елемент, на кути ± 10 кут.с, що відповідає діапазону лінійних прискорень $\pm 5 \times 10^{-5} g$. Оцінка була проведена на двох чутливих елементах. Приріст сигналу знаходилося в межах $(10 \div 20)$ мкВ. При менших кутах розвороту корпусу з чутливим елементом - $(2 \div 3)$ кут.с провести заміри вихідного сигналу із-за великої шумової складової виявилось проблематично.

В процесі відпрацювання макетного зразку акселерометра були вирішені наступні задачі: були отримані амплітудно-частотні і фазочастотні елементи виміри, прихована відповідна цим частотним характеристикам передавальна функція чутливого елемента, - уточнені параметри контуру стабілізації світло потоку світлодіоду датчика кута, знижена величина пульсації на виході ЦАП контролера до рівня більше 10мВ, отримана стійка робота акселерометра з урахуванням реальних частотних характеристик, при цьому нестабільність сигналу на вході мостового комутатора ш43 не перевершувала 0,5 (ц.м.р). В результаті макетування і відпрацювання отримано функціонуючий макет АМ06, як базовий зразок приладів експериментальної партії для проведення механічних і кліматичних випробувань, подальшого доведення параметрів акселерометра до необхідних.

ПЕРЕЛІК ЛІТУРАТУРИ ДО РОЗДІЛУ 3

1. Розробка та порядок впровадження вимірювання динамічної похибки стабілізації в стабілізаторах озброєння / О.Безвесільна, В. Галицький, О. Петренко, М. Ільченко // Східно-Європейський журнал передових технологій. – 2020. – №1/9 (103). – С. 39-45.

2. Галицький В.А. Балансування чутливого елемента гіроскопу /В.А. Галицький // IV Міжнародна наукова технічна конференція пам'яті

професора Володимира Поджаренка, 2017 р.: збірник доповідей. – К.: ВКДТС-2017. – С.113-114

3. Галицкий В.А. Структура завадостійких засобів вимірювання датчиків частоти. Методи обробки сигналів індукційних датчиків / В.А. Галицкий, В.П. Квасніков // Вісник Інженерної академії України. – 2018. – №1 – С. 64-69.

4. Галицкий В.А. Математическая модель аппаратных систем для измерения угловой скорости / В.А. Галицкий, В.П. Квасников // Вісник Інженерної академії України. – 2019. – №2 – С. 33-36

5. Метрологическое обеспечение и контроль качества материалов и изделий: монография/Под общ. ред. д.т.н., проф. В.Т. Прохорова; ГОУ ВПО «Южно-Рос. гос. ун-т. экономики и сервиса». – Шахты: ГОУ ВПО «ЮРГУЭС», 2009. – 160 с. ISBN 978-5-93834-446-4.

6. Назаров Н.Г. Измерения: Планирование и обработка результатов/Н.Г. Назаров. – М.: Издательство стандартов, 2000. – 301 с. ISBN 5-7050-0448

7. ГОСТ 8.050:2009 ГСОЕИ. Нормальные условия выполнения линейных и угловых измерений.

8. Назаров Н.Г. Метрология. Основные понятия и математические модели: Учеб. пособие для вузов/Н.Г. Назаров. – М.: Высшая школа, 2002. – 348 с. ISBN 5-06-004070-4.

9. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. – М.: Наука, 1968. – 720 с.

10. Mukherjee T. Hierarchical mixed-domain circuit simulation, synthesis and extraction methodology for MEMS / T. Mukherjee, G. K. Fedder. // Journal of VLSI Signal Processing. – 1999. – №21. - PP. 233-249.

11. Басараб, М. А. Математическое моделирование физических процессов в гироскопии / М. А. Басараб, В. Ф. Кравченко, В. А. Матвеев. - М.: Радиотехника, 2005 - 176 с.

12. Сущенко, О. А. Обзор современного состояния микроэлектромеханических датчиков угловой скорости и тенденций их развития / О. А. Сущенко, С. В. Карасева // *Электроника и управление системой*. - 2011. - №1 (27). - С. 103–108.

13. Р. Марк Штитт, Дэвид Кунст. Строительные блоки ИС из полностью изолированных систем с токовой петлей 4-20 мА / *Conversion Burr-Brown Corporation* // *Прикладной бюллетень АВ-032А, США, июнь 1992 г.*

14. Эш Дж. И соавторы. Датчики измерительных систем: в 2 кн. Князь 1. Пер. от франц. - М.: Мир, 1992.-480 с.

15. Пелпор Д.С., Матвеев В.А., Арсеньев В.Д. Динамически настраиваемые гироскопы. Теория и дизайн. - М.: Машиностроение, 1988.

16. Su Zh. Research on the signal process of a bell-shaped vibratory angular rate gyro / Zh. Su, N. Liu, Q. Li. // *Sensors*. – 2014. – №14. - PP. 5254-5277. doi:10.3390/s140305254.

17. Senkal D. 100k Q-factor toroidal ring gyroscope implemented in wafer-level epitaxial silicon encapsulation process / D. Senkal, S. Askari, M. J. Ahamed. // *IEEE MEMS Conf.* – 26 - 30 Jan., San Francisco, CA, USA, 2014. - PP. 24-27.

18. Bowles S. R. Design and implementation of a control scheme for a MEMS rate integrating gyroscope : Thesis / Bowles S. R. – Newcastle university, 2015. – 148 p.

19. Лысенко И. Е. Интегральный микромеханический гироскоп-акселерометр / И. Е. Лысенко. – Патент РФ №2293338, 2007.

20. Пейтон А. Дж. Аналоговая электроника на операционных усилителях / А. Дж. Пейтон, В. Волш. – М.: БИНОМ, 1994. – 352 с. – ISBN 5-7503-0013-7.

21. Погалов А. И. Разработка микрогироскопов на основе многослойных структур кремния и стекла / А. И. Погалов, В. П.

Тимошенко, С. П. Тимошенко, Ю. А. Чаплыгин // Микросистемная техника. – 1999. – № 1. – С. 36-41.

22. Прокофьев И. В. Нано- и микросистемы для мониторинга параметров движения транспортных средств / И. В. Прокофьев, Р. Д. Тихонов // Нано- и микросистемная техника. – 2011. – № 12. – С. 48-50.

23. Распопов В. Я. Микромеханические приборы / В. Я. Распопов. – М.: Машиностроение, 2007. – 400 с. – ISBN 5-217-03360-6.

24. Gregory J. Characterization and control of a high-q MEMS inertial sensor using low-cost hardware / J. Gregory, J. Cho, K. Najafi. // IEEE Conf. Proc.. – Myrtle Beach, 2012. - PP. 239-247. doi: 10.1109/plans.2012.6236886.

25. Hui L. Research of ring MEMS rate integrating gyroscopes / L. Hui, H. Quan. // World Academy of Science, Engineering and Technology. – 2013. – №7..

26. Lynch D. D. Dual mode hemispherical resonator gyro operating characteristics / D. D. Lynch, A. Matthews. // 3-rd S. Petersburg Int. Conf. on Integrated Navigation Systems. – 1996. – №1. - PP. 37-44.

27. Nagourney T. 259 second ringdown time and 4.45 million quality factor in 5.5 khz fused silica birdbath shell resonator / T. Nagourney, J. Y. Cho, B. Shiari. // Int. Conf. Solid-State Sensors Actuators Microsyst.. – Kaohsiung, Taiwan, 2017.

28. IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Coriolis Vibratory Gyros. – IEEE std.1431TM. –2004. – Coriolis vibratory gyroscope. - P.79.

29. Reza Moheimani S. O. Piezoelectric transducers for vibration control and damping / S. O. Reza Moheimani, A. J. Fleming. // Springer. – 2006. – 256p.

30. Abbasi E. Development and implementation of an adaptive fuzzy control system for a VTOL vehicle in hovering mode / E. Abbasi. // Int. Journal of Control Theory and Computer Modeling. – 2017. – №7(1/2).

31. Vignesh T. Hybrid fuzzy-pi controller and novel switching functions using speed control technology of surface mounted permanent magnet synchronous motor / T. Vignesh, V. Thangarasu, K. Prasanth, R. K. Selvan. // Int. Journal of Emerging Technology and Innovative Engineering. – 2015. – №1(3). - PP. 13-18.

32. Лоскутников А.А. Оценка возможности применения в силовых установках беспилотных летательных аппаратов источников электричества на основе топливных элементов // Молодой ученый, 2011, №6. Т. 1. С. 99-101.

33. Бобович Б.Б. Неметаллические конструкционные материалы: Учебное пособие. – М.: МГИУ, 2009. – 384 с.

34. Интеллектуальные авиаконструкционные материалы и микросистемная техника // В сборнике материалов конференции «Будущее индустрии». – М.: МФТИ, 2012. – 32 с.

35. Сайт «Армейский вестник» (<http://www.armstass.su>).

36. Каблов Е.Н. Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года // Авиационные материалы и технологии, 2012, №8. – С. 7-17.

37. Балабанов И.В., Виноградов Г.И. и др. Влияние силы, направленной вдоль оси собственного вращения на угловую жесткость упругого подвеса ДНГ типа ГВК-16. Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем . Российско-американский журнал. Казанский государственный технический университет „КАИ“, №9, 2006.

38. Коновченко А.А. и др. Конструкция субминиатюрного динамически настраиваемого гироскопа. НИИ ПМ им. акад. Кузнецова В.Н., Москва, Россия. Гиротехнологии, навигация и управление движением. Сборник докладов КПИ, V МНТК, Киев, 2005

39. Прочность, устойчивость, колебания: Справочник: В 3 т. Под ред. Биргераи И.А., Пановко Я.Г. - М.: Машиностроение, 1968.Т.1

РОЗДІЛ 4
ЗМЕНШЕННЯ ДИНАМІЧНИХ ПОХИБОК ПРИ РОЗРОБЦІ
ВИМІРЮВАЧА КУТОВОЇ ШВИДКОСТІ В СКЛАДІ
ГІРОСТАБІЛІЗОВАНИХ ПЛАТФОРМ

4.1 . Розробка функціональної та структурної схем датчика куткової швидкості динамічно налаштованого гіроскопу

Вимірювач куткової швидкості ДКШ ДНГ являє собою електронно-механічний пристрій, вихідними сигналами якого являється інформація про кутові швидкості відносно двох осей трьохосьової системи координат.

В склад ДКШ ДНГ входять:

- чутливий елемент – динамічно налаштований гіроскоп (ДНГ) ГД09;
- сервісна електроніка, яка забезпечує роботу ГД09 і обробку його вихідних сигналів.

Структурна схема ГД 09 наведено на рисунку 4.1.

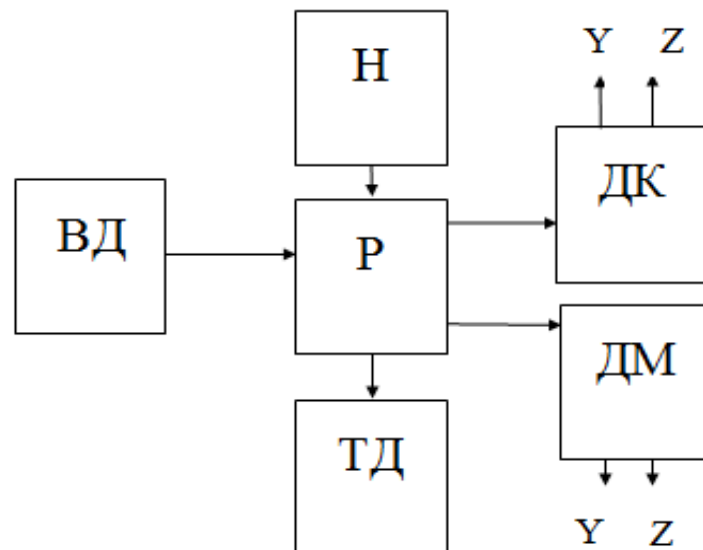


Рис. 4.1. Структурна схема ГД09, де ВД- вентиляний двигун; ДК- датчик кута; ДМ- датчик моменту; ТД- термодатчик; X, Y, Z – осі правої ортогональної системи координат; Н- нагрівач.

Ротор ГД 09 є носієм кінетичного моменту і являється собою двокільцевий підвіс на пружних перемичках, на якому знаходиться маховик, торець якого являється ротором датчика кута; у внутрішньому розточуванні

маховика знаходиться постійний магніт, який разом з маховиком являється ротором датчика моменту.

Вентильний двигун (ВД) забезпечує обертання ротора ГД09 і являє собою двофазний двигун постійного струму з двополярною напругою живлення.

Статор ВД виконаний у вигляді феромагнітного циліндру з двома ідентичними двофазними обмотками, одна з яких являється датчиком положення ротора (ДПР), а друга - силовою. Обмотки залиті компаундом і з допомогою фланця на одному із торців статор кріпиться до корпусу ГД09.

Ротор являє собою магнітопровід з постійними магнітами, встановлений на ось, кінці якої за допомогою шарикопідшипників пов'язані з корпусом ГД09.

Датчик кута (ДК) призначений для реєстрації кутових переміщень ротора відносно чотирьох сердечників з котушками індуктивності, встановлених по окружності в корпусі ГД09 під кутом 90° один до одного; котушки поєднанні в мостову схему зі штучною середньою точкою, яка формується постійними резисторами.

Кожна пара протилежних котушок включена по диференціальній схемі.

Між торцями сердечників і ротором наявний робочий зазор, в межах якого може відхилитися ротор по двом взаємоперпендикулярним осям.

Магнітоелектричний датчик моменту (ДМ) призначений для створення керуючих моментів на ротор ГД09 по двох взаємоперпендикулярних осях і складається із ротора датчика моменту і статора, який виконаний у вигляді циліндру з двома керуючими і двома коригуючими обмотками, які розташовані під кутом 90° один відносно одного. Керуючі обмотки призначені для створення керуючих моментів на ротор ГД09, а коригуючі для суміщення електричних осей керуючих обмоток з осями настановної бази ГД09.

Термодатчик (ТД) призначений для отримання інформації у вигляді опору про температуру корпусу ГД09 і являє собою котушку із мідного проводу, укладеного в паз корпусу ГД09.

Нагрівач (Н) призначений для виділення тепла і передачі його корпусу ГД09 і являє собою ніхромову стрічку змієвидної конфігурації, ізольовану з двох боків шарами лакотканини і наклеєну на циліндричні поверхні ГД09.

Сервісна електроніка призначена для забезпечення роботи ГД09 і включає в себе: блок живлення вентильного двигуна (БЖВД04); пристрій погодження сигналів (ППС62); пристрій перетворення інформації (ППІ85); широтно-імпульсний модулятор (ШІМ44); широтно-імпульсний модулятор (ШІМ42); джерела вторинного живлення (ДВЖ); комутатор термосигналів (КТС45).

БЖВД04 призначений для запуску, розгону ротора до номінальної швидкості обертання і її стабілізації. Вхідними сигналами БЖВД04 являються змінні напруги зі статорних обмоток датчика положення ротора, а вихідними - керуючі струми на силові обмотки статора [15].

ППС62 призначений для попереднього посилення сигналів датчиків кутів ГД09.

ППІ85 призначений для перетворення аналогових сигналів датчиків кутів ГД09 в цифровий код.

ШІМ44 призначений для формування синхрочастот керуючих сигналів логічного рівня й керування роботою мостового комутатора.

ШІМ42 призначений для формування стабілізованих керуючих струмів на датчик моменту ГД09.

ДВЖ призначений для живлення електронних пристроїв і входять в їх склад.

КТС45 призначений, зокрема, для керування роботою нагрівачів ГД09.

Функціональна схема ДКШ ДНГ наведена на рисунку 4.2.

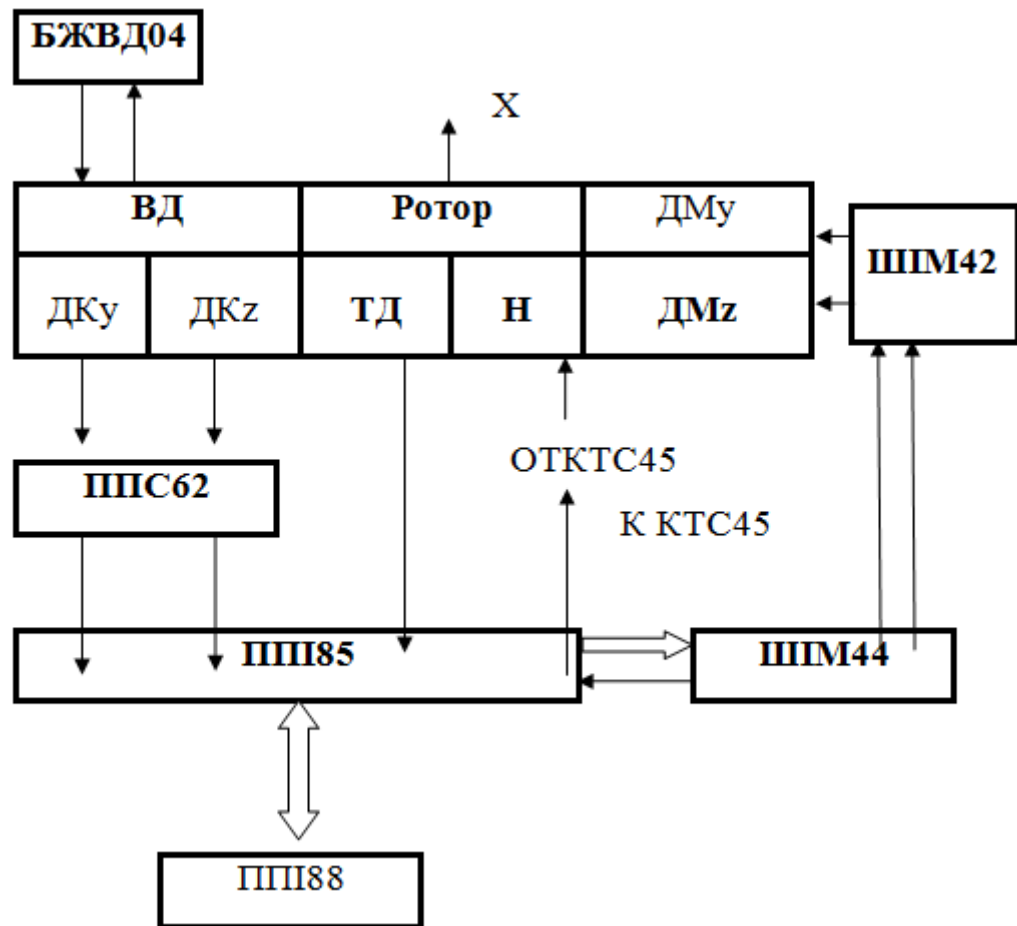


Рис. 4.2 Функціональна схема ДКШ ДНГ

В початковому стані корпус ГД09 має температуру навколишнього середовища, яка відрізняється, у загальному випадку, від робочої, внаслідок чого термомост розбалансований, так як, ТКО резисторів, які входять до складу термомоста, на~2 порядки вище ТКО термодатчика.

Напряга вимірювальної діагоналі термомоста надходить на ППІ88, який керує роботою КТС45 і формує напругу, яка надходить на нагрівач.

В процесі нагрівання корпусу ГД09 опір термодатчика досягає значення опору додаткового резистора, обраного з умов забезпечення робочої температури ГД09, настає баланс термомоста і нагрів припиняється.

Надалі, при зменшенні температури корпусу ГД09 і, відповідно, величини опору термодатчика, відбувається підігрів ГД09 до робочої температури.

Розглянули вентиляльний двигун, після подачі живлення на БЖВД04 на обмотки останнього надходить дві напруги синусоїдальної форми, зсунутих

по фазі на 90 електричних градусів, з наростаючою частотою. Ротор вентиляного двигуна, з яким жорстко пов'язаний ротор ГД09, починає обертатися, при цьому з датчиків положення ротора вентиляного двигуна на блок живлення надходять синусоїдальні сигнали, фаза і величина яких залежить від положення ротора і швидкості його обертання. Надалі відбувається розгін до номінальної швидкості обертання ротора й її стабілізація.

Розглянули датчик кута - за однакової кількості зазорів між торцем маховика ротора ГД09 і двома протилежними торцями сердечників статора, індуктивні опори котушок, а, отже, і напруги на них, рівні і різницева напруга дорівнює нулю [3].

При нахилі ротора ГД09 навколо осі, перпендикулярній площині, що проходить через осі сердечників, один зазор між торцем маховика ротора ГД09 і торцем сердечника збільшується, а інший зазор-зменшується. Різниця напруг обох котушок, пропорційна зміні зазорів, являє собою вихідну напругу датчика кута, пропорційне куту нахилу статора разом з корпусом ГД09 відносно ротора ГД09.

Датчик моменту при проходженні струму по керуючим обмоткам датчика моменту виникає пара сил взаємодіючих між магнітними потоками керуючих обмоток статора і магнітним потоком ротора, тобто, виникає момент ДМ навколо осі, перпендикулярній площині дії пари сил.

При обертанні ротора ГД09 з постійною швидкістю в підвісі виникає два протилежно направлених моменти: пружний відновлюючий і динамічно перекидаючий. У режимі динамічного налаштування ці моменти взаємно компенсуються. Компенсація моментів призводить до того, що режим роботи ГД09 стає аналогічним роботі вільного гіроскопа.

При відхиленні корпуса ГД09 від вихідного положення зазор між торцями двох протилежних статорів датчика кута і ротором змінюється: з одного боку збільшується, з іншого-зменшується, (або навпаки); при цьому

змінюються індуктивності i , відповідно, напруги на котушках статорів датчика кута.

Різниця напруг або вихідна напруга датчика кута, пропорційне куту повороту корпусу щодо ротора, після перетворення в ППС62, ППШ85, ШІМ44, ШІМ42 надходить у вигляді імпульсів постійного струму в обмотку статора датчика моменту.

Струм обмотки ДМ, взаємодіючи з постійним магнітом ротора, створює момент, який призводить до прецесії ротора в напрямку зменшення кута неузгодженості між корпусом і ротором. Струм в обмотці статора датчика моменту прямо пропорційний кутовій швидкості повороту ротора ГД09.

4.2. Аналого-цифровий контур зворотного зв'язку датчика кутової швидкості динамічно налаштованого гіроскопу

До складу контуру зворотного зв'язку входить: пристрій перетворення інформації (ППІ 1(2)), аналого-цифровий перетворювач (АЦП 1(2)), мікроконтролер (МК) і широтно-імпульсний модулятор (ШІМ 1(2)). Структурна схема контуру зворотного зв'язку з етюрами вхідних і вихідних сигналів наведена на рисунку 4.3.

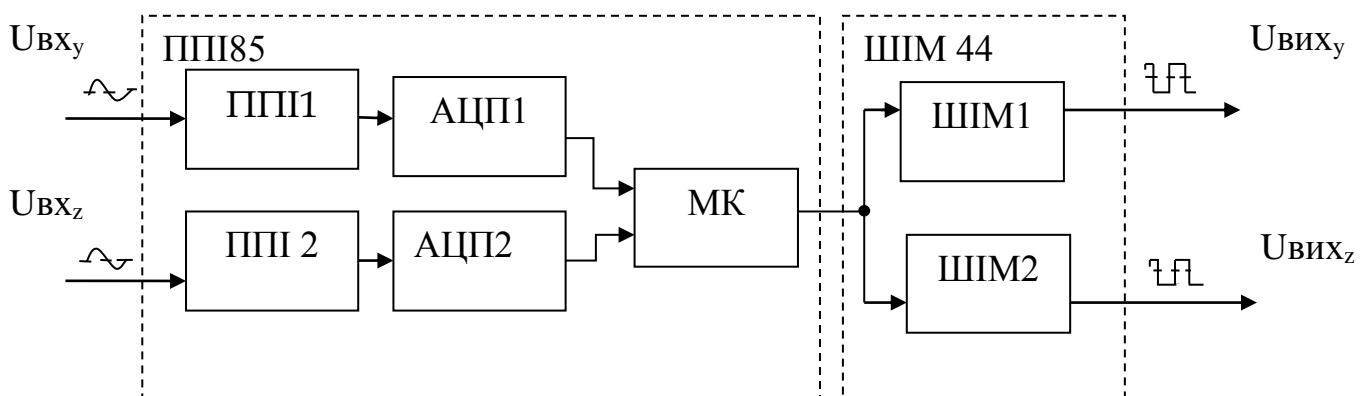


Рис. 4.3. Структурна схема контуру зворотного зв'язку з етюрами вхідних і вихідних сигналів

Принцип роботи ППІ 1(2) і його склад пояснює функціональна схема, наведена на рисунку 4.4.

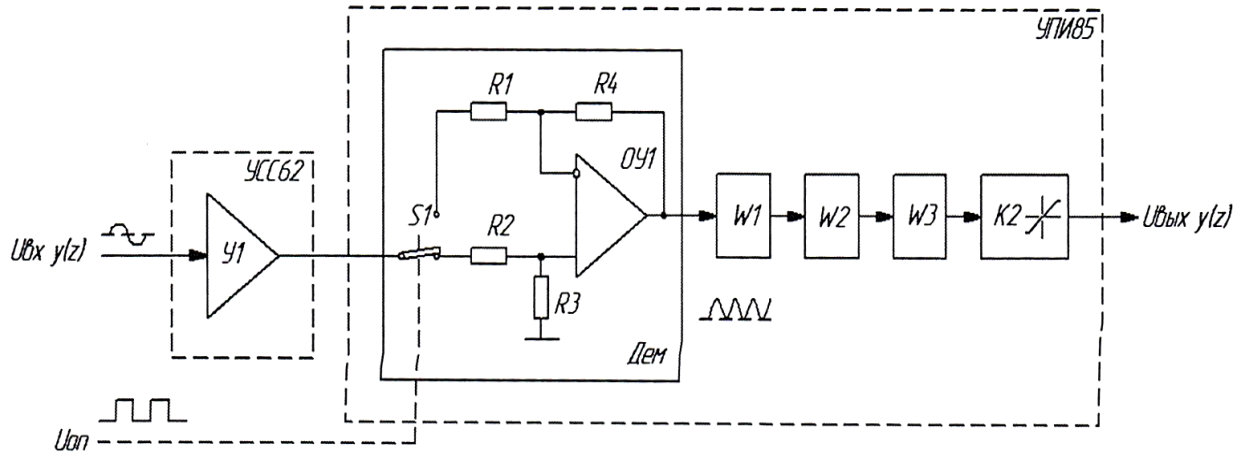


Рис. 4.4. Функціональна схема ППІ

Напряга змінного струму частотою 19,5 кГц з виходу датчика кута (ДК) приладу ГД09 надходить на вхід підсилювача змінного струму (У1), коефіцієнт передачі якого $K_1=100$. На вхід управління електронного комутатора (S1), демодулятора (Д), виконаного на резисторних подільників R2-R3, R1-R4 і операційного підсилювача (ОП1), надходить опорна напруга прямокутної форми ($U_{оп}$) частотою 19,5 кГц. Вихідна напруга У1 перетворюється в знакозмінну напругу постійного струму за допомогою Д. Пультуюча напруга на виході Д піддається додатковій фільтрації до перетворення в цифрову форму. Фільтрація проводиться динамічними ланками W1 і W2. Передавальні функції W1 і W2 ідентичні:

$$K_{W1,(W2)} = \frac{K_n}{T^2 p^2 + 2\xi T p + 1}$$

Коефіцієнти передачі K_n одної ланки дорівнює 10, іншого 1, добротність ξ W1 і W2 однакові й рівні. Постійні часу T_{w1} і T_{w2} вибираються з умови забезпечення стійкості роботи контуру ДКШ ДНГ і допустимого рівня пульсацій на вході АЦП. Ланка W3 з передавальною функцією:

$$W_3 = \frac{p^2 + p + 844561}{p^2 + 20p + 844561}$$

виробляє фільтрацію коливальної складової в корисному сигналі на частоті обертання ротора ГД09.

Вихідний каскад ППІ являє собою двосторонній обмежувач, (К2) забезпечує захист АЦП від перевантажень і підвищує стійкість роботи контуру ДКШ ДНГ.

Вихідний сигнал ППІ надходить на вхід шістнадцяти розрядного АЦП, час перетворення якого менше 10 мкс. Конфігурація АЦП обрана для роботи з паралельним інтерфейсом, процес запуску перетворення і зчитування інформації відбувається під управлінням МК типу С8051F131. Інформація в МК надходить по 8-ми розрядній шині даних (ШД): першим зчитується старший байт 16-ти розрядного коду, другим - молодший байт.

МК формує код, пропорційний сигналу ДК приладу ГД09 у вигляді 12-ти розрядного паралельного коду для управління мостовим комутатором КМ 1(2), навантаженням якого являється датчик моменту (ДМу(z)) приладу ГД09. (див.рис.4.5.)

В алгоритмі роботи МК закладена змога компенсації стаціонарних складових похибок приладу ГД09 і видача вимірювального параметру по цифровому каналу зв'язку в пристрої збору інформації.

Принцип роботи ШІМ 1(2) і його склад пояснює функціональна схема, наведена на рисунку 4.5.

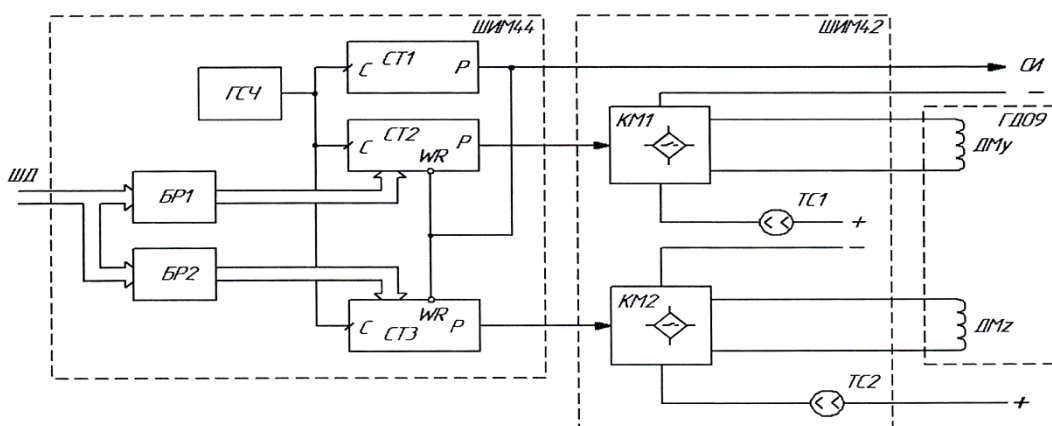


Рис. 4.5 Структурна схема ШІМ 1(2)

Коди управління ШІМ 1(2) надходять по 8-ми розрядній ШД на інформаційні входи буферних регістрів (БР 1(2)) і фіксуються в них сигналами адресації і запису до надходження імпульсу синхронізації (СІ) з виходу лічильника (СТ1 (2,3)). СТ1 формує інтервал роботи ШІМ 1(2), тривалість якого рівна 2^{12} або 4096 періодів слідування імпульсів синхрочастоти, що виробляється ГСЧ.СТ 2(3) працюють з перед установкою: при надходженні СІ на вході WR 12-ти розрядні коди з виходів БР 1(2) записуються в СТ 2(3), а при їх заповненні на виходах формується сигнал перемикачів КМ 1 (2), діагональ живлення яких підключена до стабілізованими джерелами струму ТС 1(2), а до діагоналі навантаження підключені ДМ у(z) приладу ГД09.

СІ по 6-ти лініях зв'язку надходить на входи МК ДКШ ДНГ, акселерометрів і пристрою збору інформації для синхронізації роботи цих пристроїв.

Аналогова частина сервісної електроніки ДКШДНГ запитана двополярною напругою $\pm 15\text{В}$. Струм споживання від кожного джерела не перевищує 50 мА, споживана потужність 0,75 Вт. Цифрова частина сервісної електроніки запитана напругою 3,3 В, струм споживання від цього джерела не більше 0,9 А, споживана потужність 2,97 Вт.

Мостовий комутатор ДКШ ДНГ запитан двополярною напругою $\pm 20\text{В}$, струм споживання від кожного джерела не більше 1,1 А, споживана потужність 22 Вт.

Для обробки аналогових сигналів в сервісній електроніці ДКШ ДНГ застосована серія операційних підсилювачів і електронних ключів фірми "Analog Devices". Цифрова обробка сигналів проводиться з використанням дискретної логіки 74НС і 4000НС серій і мікроконтролерів фірми "Silicon Laboratory" [18].

Пасивні компоненти застосовані, в основному, корпусах SMD виконання: в пристроях з підвищеними вимогами до характеристик

застосовуються високостабільні метало-плівкові резистори і термокомпенсаційні конденсатори групи NPO.

4.3. Оцінка експлуатаційних характеристик датчика кутової швидкості динамічно налаштованого гіроскопу

Під часом готовності ДКШ ДНГ мається на увазі час, необхідний для нагрівання приладу ГД09 від мінімальної до робочої температури і отримання достовірної інформації про кутові швидкості, що діють на ДНГ.

Час готовності визначається кількістю тепла Q , необхідного для нагрівання ГД09 до робочої температури і втрат ($Q_{\text{п}}$), з одного боку і кількістю тепла, що виділяється ГД09, $Q_{\text{ГД}}$:

$$Q + Q_{\text{п}} = Q_{\text{ГД}}, \quad (4.1)$$

Кількість тепла (Q), необхідного для нагрівання ГД09 масою m , середньої теплоємністю C від температури T_1 до температури T_2 виражається формулою:

$$Q = mC (T_2 - T_1), \text{кал.} \quad (4.2)$$

Кількість втрат $Q_{\text{п}}$ на теплопередачу в місці кріплення і випромінювання в навколишнє середовище характеризується коефіцієнтом втрат q за одиницю часу від кількості тепла $Q_{\text{ГД}}$, що виділяється в ГД09, і часу нагріву t :

$$Q_{\text{п}} = qtQ_{\text{ГД}}. \quad (4.3)$$

Якщо врахувати, що кількість тепла, що виділяється в ГД09, визначається формулою:

$$Q_{\text{ГД}} = \frac{P_{\text{ГД}}t}{K}, \text{кал.} \quad (4.4)$$

де P - потужність, споживана ГД09, Вт; t -час,с; K - масштабний коефіцієнт Вт·с/кал.

Тоді кількість втрат визначається формулою:

$$Q_{\text{п}} = \frac{qP_{\text{ГД}}t^2}{K}, \quad (4.5)$$

Потужність $P_{ГД}$, споживана ГД09, являє собою потужність, споживану електроприводом $P_{ЕП}$, датчиком кута $P_{ДК}$, датчиком момента $P_{ДМ}$ і нагрівачами $P_{Н}$, тобто:

$$P_{ГД} = P_{ЕП} + P_{ДК} + P_{ДМ} + P_{Н}. \quad (4.6)$$

Споживана потужність датчиків момента $P_{ДМ}$ визначається по формулі:

$$P_{ДМ} = 2I^2 R_{ДМ}, \quad (4.7)$$

де 2- кількість обмоток, шт.; I- струм ДМ, А; $R_{ДМ}$ -опір обмотки ДМ, Ом.

Споживана потужність нагрівача визначається формулою:

$$P_{Н} = \frac{U^2(R_1+R_2)}{R_1 \cdot R_2}, \text{ Вт}, \quad (4.8)$$

де U- напруга живлення нагрівачів, В; R_1, R_2 - опір паралельно виключених нагрівачів Н1 і Н2, Ом.

З урахуванням виразів (4.3) і (4.4) вираз (4.1) набуває вигляду:

$$Q + q \frac{P_{ГД} t^2}{K} = \frac{P_{ГД} t}{K}$$

або

$$t^2 - \frac{t}{q} + \frac{KQ_{ГД}}{qP} = 0,$$

час нагрівання дорівнює:

$$t = \frac{1}{2q} \pm \sqrt{\frac{1}{4q^2} - \frac{KQ}{qP_{ГД}}}. \quad (4.9)$$

Підставляючи в формулу (4.9) значення Q із (4.2) $m=140$ г, $C=0,113$ кал/Г· с, $T_1 = -40^\circ$ С; $T_2 = 60^\circ$ С; в формулу (4.6) $P_{ЕП} = 0,61$ Вт; $P_{ДУ}=0,05$ Вт; $P_{ДМ}$ з формули (4.7): $I=0,27$ А, $R_{ДМ}=(94 \pm 7)$ Ом; $P_{Н}$ з формули (4.8): $U = 28,5^{+1,5}_{-4,5}$ В; $R_1=(88 \pm 9)$ Ом; $R_2=(55 \pm 6)$ Ом; $K=4,19$ Втс/кал; і, припускаючи, що коефіцієнт втрат $q=0,03\%$ s^{-1} і відповідає характеру зміни розсієної потужності блоком ККП88 у відсік від споживаної потужності $P_{ГД}$ чи $q=3 \cdot 10^{-4} s^{-1}$, визначаємо номінальне значення часу готовності: $t_{НОМ}=169$ с.

Враховуючи, що мінімальний час нагрівання:

$t_{\min} = f (P_{\text{ДМmax}}, P_{\text{Нmax}}, U_{\text{max}})$, а, в свою чергу $P_{\text{ДМmax}} = f_1(R_{\text{ДМmax}})$ і $P_{\text{Нmax}} = f_2(R_{1\min}, R_{2\min}, U_{\text{max}})$, знаходимо мінімальний час готовності: $t_{\min} = 142$ с.

З іншого боку, $t_{\max} = \varphi (P_{\text{ДМmin}}, P_{\text{Нmin}}, U_{\min})$, а ті, в свою чергу $P_{\text{ДМmin}} = \varphi_1(R_{\text{ДМmin}})$ і $P_{\text{Нmin}} = \varphi_2 (R_{1\max}, R_{2\max}, U_{\min})$, знаходимо максимальний час готовності: $t_{\max} = 230$ с.

Таким чином, час точної готовності ДКШ ДНГ не буде перевищувати 230с. чи 4 хв.

Очікуванні точності параметри ДКШ ДНГ наведені в табл. 4.1 і 4.2.

Таблиця 4.1

Точності параметри датчика кутової швидкості динамічно налаштованого гіроскопу в залежності від систематичного чи випадкового характеру

Складова швидкості дрейфу	Розмірність	Характер			
		Систематична		Випадкова (3σ)	
		Умовне позначення	Значення, не більше	Умовне позначення	Значення, не більше
Незалежна від прискорення	кут.град/ч	ω_c^*	25	ω_c^V	0,2
Незалежна від прискорення від пуску до пуску	кут.град/ч	-	-	$\delta_1 \omega^B$	0,3
Залежна від прискорення	кут.град/ч·g	ω_g^*	15	ω_g^V	0,2
Залежна від прискорення від пуску до пуску	кут.град/ч·g	-	-	$\delta_1 \omega^Г$	0,3
Квадратурна, що залежить від прискорення	кут.град/ч·g	$\omega_{\text{КВ}}^*$	15	$\omega_{\text{КВ}}^V$	0,25
Квадратурна, що залежить від прискорення від пуску до пуску	кут.град/ч·g	-	-	$\delta_1 \omega_{\text{КВ}}$	0,3

Продовження таблиці 4.1

Залежна від квадрата прискорення	кут.град/ч·g ²	ω_g кв	3	-	-
Залежна від зміни температури	кут.град/ч·°C	$\Delta\omega_T$	0,1	-	-
Ціна імпульсу молодшого розряду	кут.с	γ_d	0,127 ¹⁾	-	$6,35 \cdot 10^{-5}$

1) з урахуванням відкидання 4-х молодших “шумящих” розрядів -2,032.

Таблиця 4.2

Точнісні параметри датчика кутової швидкості динамічно налаштованого гіроскопу

Характеристика	Умовне позначення	Одиниця вимірювання	Значення
Масштабний коефіцієнт,	K	1/с · мА	226,03
Похибка масштабного коефіцієнту, (3σ),%	δK	%	0,05
Похибка масштабного коефіцієнта від зміни температури	ΔK	%/°C	-0,015
Постійна часу, не менше	t	с	10
Час входження ротора в синхронізм, не більше	t _{вх}	с	2
Час точностної готовності, не більше	t _{гот}	хв	10
Діапазон кутових швидкостей, не більше	-	кут.град/с	±180
Відхилення електричних осей датчиків момента від установчих осей, не більше	A	кут.с	60
Маса, не більше	-	г	140
Габарити з платою попереднього підсилювача ПУС62, не більше	-	мм	Ø39x39

Стабільність передаточного коефіцієнта приладу ГД09, в значній мірі, залежить від величин і стабільності крутизни ДМ, $K_{упр}$, яка, в свою чергу, залежить від величини індукції B_{r_t} і коерцитивної сили H_{r_t} , магніту і його температури:

$$\begin{aligned} B_{r_t} &= B_{t_{20}} \cdot \left[1 - \frac{\alpha(B_r) \cdot (t_i - 20)}{100} \right]; \\ H_{r_t} &= H_{t_{20}} \cdot \left[1 - \frac{\beta(H_r) \cdot (t_i - 20)}{100} \right], \end{aligned} \quad (4.10)$$

де B_{r_t} - остаточна індукція постійного магніту при температурі t ; H_{r_t} - коерцитивна сила постійного магніту при температурі t ; $B_{t_{20}}$ і $H_{t_{20}}$ - індукція і коерцитивна сила при температурі $t = 20$ °С; $\alpha(B_r)$ -коефіцієнт оборотних втрат залишкової індукції $\alpha(B_r) < -0.015\%/^{\circ}\text{C}$; $\beta(H_r)$ - коефіцієнт оборотних втрат коерцитивної сили $\beta(H_r) < -0.03\%/^{\circ}\text{C}$.

Відомо, що крутизна ДМ визначається (дод. Б) за формулою:

$$K_{упр} = \frac{M_{упр}}{I_{max}}, \quad (4.11)$$

де $M_{упр}$ -момент управляючий, I_{max} -максимальний управляючий струм.

Аналітичний вираз крутизни ДМ наведено формулою:

$$K_{упр} = \left(\frac{\frac{(B_{min} + B_{max}) \cdot b_m \cdot (d_4 + (d_5 - 0.4)) \cdot \lambda_6}{\left[\lambda_6 + \lambda_{SI} + \frac{(B_{min} + B_{max}) \cdot b_m \cdot \pi \cdot (d_4 + (d_5 - 0.4))}{2 \cdot H_{r_{cp}} \cdot ((d_5 - 0.4) - d_4)} \right]}}{(d_8 + (d_5 - 0.4)) \cdot l_4 \cdot \alpha_i} + \frac{\frac{(B_{min} + B_{max}) \cdot b_m \cdot (d_4 + (d_5 - 0.4)) \cdot \lambda_6}{\left[\lambda_6 + \lambda_{SII} + \frac{(B_{min} + B_{max}) \cdot b_m \cdot \pi \cdot (d_4 + (d_5 - 0.4))}{2 \cdot H_{r_{cp}} \cdot ((d_5 - 0.4) - d_4)} \right]}}{(d_8 + (d_5 - 0.4)) \cdot l_4 \cdot \alpha_i} \right) \cdot W_{упр} \cdot l_{актупр} \cdot \left(\frac{d_6}{2} + \frac{d_7}{2} \right), \quad (4.12)$$

де B_{min} - мінімальне значення остаточної індукції; B_{max} - максимальне значення остаточної індукції; b_m - довжина магніту; d_4, d_5, d_6, d_7, d_8 - діаметр елементів конструкції магніту; λ_6 - провідність робочого зазору; λ_{SI} - сумарна провідність розсіювання полюсу I; λ_{SII} - сумарна провідність розсіювання полюсу II; l_4 - довжина котушки; α_i - коефіцієнт полюсного перекриття;

$W_{\text{упр}}$ - число витків котушок; $l_{\text{актупр}}$ - активна середня довжина провідника управляючої котушки (без лобових частин).

Підставивши значення параметрів в формулу (4.1):

$$B_{\min} = 0.9 \text{ Т}; B_{\max} = 1.03 \text{ Т}; b_m = 2 \cdot 10^{-3} \text{ м}; d_4 = 17.2 \cdot 10^{-3} \text{ м};$$

$$d_5 = 20.8 \cdot 10^{-3} \text{ м}; d_6 = 20.8 \cdot 10^{-3} \text{ м}; d_7 = 23.36 \cdot 10^{-3} \text{ м};$$

$$d_8 = 23.8 \cdot 10^{-3} \text{ м}; \lambda_6 = 0.996 \cdot 10^{-7} \text{ Гн}; \lambda_{SI} = 2.99 \cdot 10^{-7} \text{ Гн};$$

$$\lambda_{SI} = 3.185 \cdot 10^{-7} \text{ Гн}; l_{\text{актупр}} = 26.425 \cdot 10^{-3} \text{ м}; I_{\max} = 0.187$$

$$H_{\text{свср}} = (637 \pm 40) \cdot 10^3 \frac{\text{А}}{\text{м}}; l_4 = 25 \cdot 10^{-3} \text{ м}; \alpha_i = 0.78; W_{\text{упр}} = 252;$$

отримаємо розрахункове значення крутизни ДМ при різних значеннях індукції в зазорі в діапазоні температур - 20 °С до + 130°С.

Результати розрахунку представлені в таблиці 4.3. (графи 2,5,8). Апроксимований вираз крутизни ДМ $K_{\text{ДМ}}(t)$ при температурі t наведено формулою:

$$K_{\text{ДМ}}(t) = K_{\text{ДМ}}(t_1) - \frac{K_{\text{ДМ}}(t_2) - K_{\text{ДМ}}(t_1)}{t_2 - t_1} \cdot (t - t_1), \quad (4.13)$$

де $K_{\text{ДМ}}(t_1)$ - крутизна ДМ при температурі t_1 ; $K_{\text{ДМ}}(t_2)$ - крутизна ДМ при температурі t_2 .

Результати розрахунку крутизни ДМ по формулі (4.2) представлені в таблиці 4.3. (графи 3,6,9). У графах (4,7,10) зазначеної таблиці представлена похибка крутизни ДМ, яка не перевищує 0.004% при різних значеннях індукції і температури.

Визначення коефіцієнтів компенсація температурної похибки крутизни ДМ має здійснюватися шляхом вимірювання його крутизни при двох різних значеннях температур t_1, t_2 з послідующим перерахунком крутизни ДМ за формулою:

$$K_{\text{ДМ}}(t) = K_{\text{ДМ}}(t_1) + \frac{K_{\text{ДМ}}(t_2) - K_{\text{ДМ}}(t_1)}{t_2 - t_1} \cdot (t - t_1), \quad (4.14)$$

де $K_{\text{ДМ}}(t_1)$ - крутизна ДМ при температурі t_1 ; $K_{\text{ДМ}}(t_2)$ - крутизна ДМ при температурі t_2 .

При цьому, похибка передавального коефіцієнта ДМ від зміни величини індукції в зазорі ДМ в залежності від температури після алгоритмічної компенсації відповідної зміни крутизни ДМ не буде перевищувати 0,004 %.

Таблиця 4.3

Результати розрахунку крутизни датчика моменту

1	Мінімальне значення індукції, B_{min}			Середнє значення індукції, $B_{ср}$			Максимальне значення індукції, B_{max}		
	2	3	4	5	6	7	8	9	10
t_i	$K_{расч}, \frac{H \cdot m}{A} \cdot 10^{-4}$	$K_{аппр}, \frac{H \cdot m}{A} \cdot 10^{-4}$	$\delta, \%$	$K_{расч}, \frac{H \cdot m}{A} \cdot 10^{-4}$	$K_{аппр}, \frac{H \cdot m}{A} \cdot 10^{-4}$	$\delta, \%$	$K_{расч}, \frac{H \cdot m}{A} \cdot 10^{-4}$	$K_{аппр}, \frac{H \cdot m}{A} \cdot 10^{-4}$	$\delta, \%$
-20	218,2429	218,2429	0	233,7235	233,7235	1,22E-14	249,2022	249,2022	0
-10	217,9185	217,9182	0,000126	233,3757	233,3758	3,21E-05	248,8314	248,8315	2,01E-05
0	217,5935	217,5936	2,3E-05	233,028	233,0281	2,15E-05	248,4607	248,4607	0
+10	217,2688	217,2689	3,45E-05	232,6803	232,6803	1,07E-05	248,0899	248,09	2,02E-05
+20	216,9442	216,9442	0	232,3326	232,3326	0	247,7192	247,7192	0
+30	216,6195	216,6195	1,15E-05	231,9848	231,9849	3,23E-05	247,3484	247,3485	2,02E-05
+40	216,2948	216,2949	2,31E-05	231,6375	231,6372	0,000151	246,9777	246,9777	0
+50	215,9702	215,9702	1,16E-05	231,2894	231,2894	1,08E-05	246,6069	246,607	2,03E-05
+60	215,6455	215,6455	0	230,9417	230,9417	0	246,2362	246,2362	0
+70	215,3208	215,3208	1,16E-05	230,5939	230,594	3,25E-05	245,8645	245,8655	0,000386
+80	214,9961	214,9962	2,33E-05	230,2462	230,2463	2,17E-05	245,4947	245,4947	0
+90	214,6714	214,6715	3,49E-05	229,8985	229,8985	1,09E-05	245,1239	245,124	2,04E-05
+100	214,3468	214,3468	0	229,5508	229,5508	1,24E-14	244,7532	244,7532	0
+110	214,0221	214,0221	1,17E-05	229,203	229,2031	3,27E-05	244,3824	244,3825	2,05E-05
+120	213,6974	213,6975	2,34E-05	228,8553	228,8554	2,18E-05	244,0117	244,0117	0
+130	213,3727	213,3728	3,51E-05	228,5076	228,5076	1,09E-05	243,6409	243,641	2,05E-05

4.4. Конструктивне виконання і масогабаритні характеристики датчика кутової швидкості динамічно налаштованого гіроскопу

Конструкція ДКШ ДНГ (прилад ГД09 ЮКАИ.408111.009) наведена на рисунку 4.6 де: 1 і 6 нагрівачі; 2 гермовиводи; 3 термодатчик; 4 установчі штифти - ексцентрики; 5 статори датчиків кута; 7 маховик; 8 підвіс; 9 ось; 10 втулка різьбова; 11 кожух; 12 статор датчика моменту; 13 ротор датчиків кута і моменту; 14 фланець; 15 шарикопідшипники; 16 корпус; 17 блок

регулювальний; 18 статор вентиляного двигуна; 19 кришка; 20 заглушка; 21 ротор вентиляного двигуна; 22 прилад погодження сигналів (ППС62); 23 виводи розпаювані.

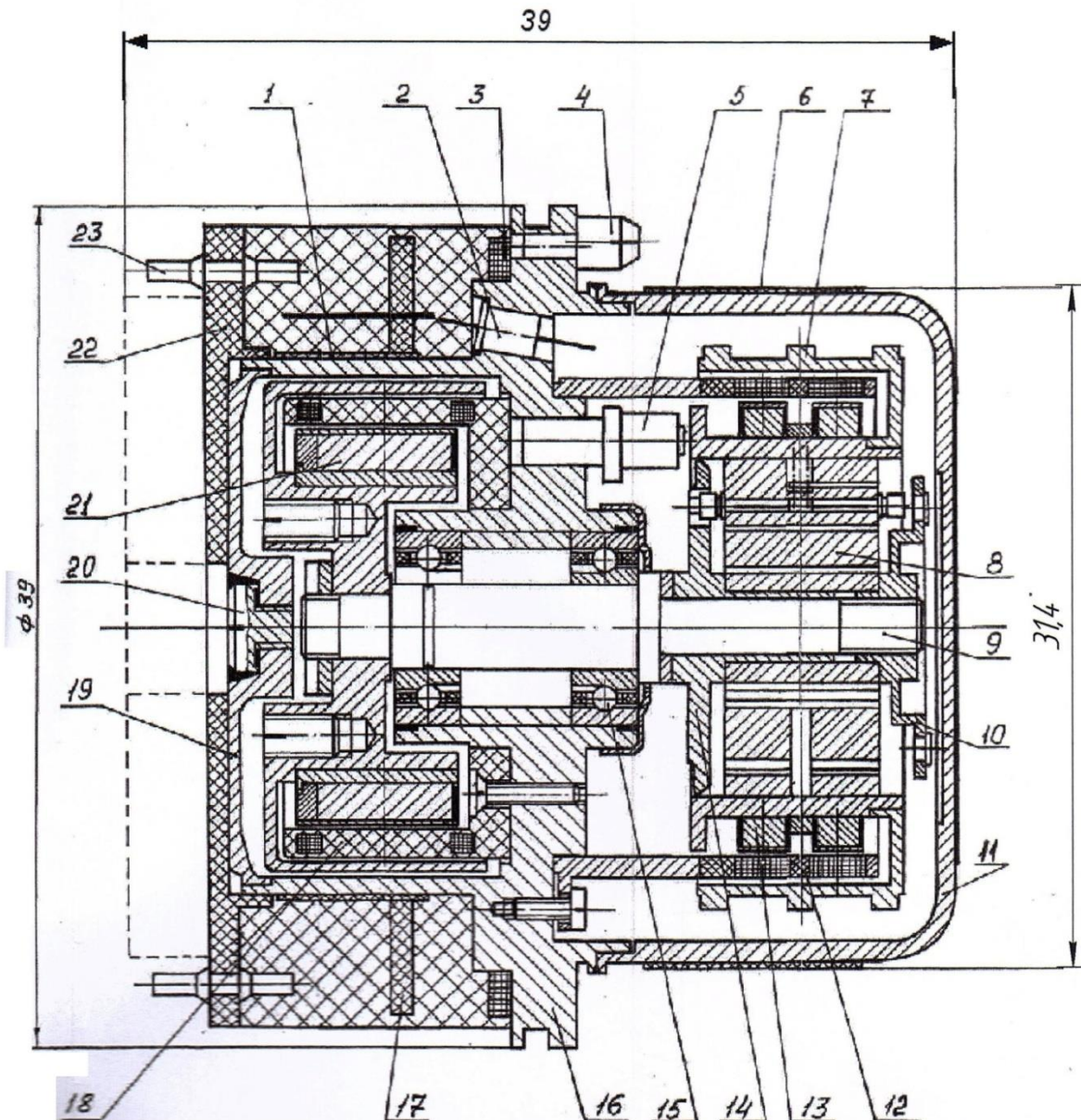


Рис. 4.6. Прилад ГД09

Підвіс. Монолітний пружний двоступеневий підвіс виготовлений з мартенситно-старіючого сплаву 21НКМТ-ВИ ТУ4-1-3830-84 з високою межею плинності і еливарними властивостями. Конструкція підвісу забезпечує ізотропність механічних характеристик по обом чутливих осях.

Електродвигун - безколекторний двигун постійного струму (вентильний), з номінальною швидкістю 9600 об/хв. Фактична швидкість підбирається при регулюванні приладу з ціллю забезпечення динамічного налаштування. У двигуні застосовані високоефективні постійні самарій-кобальтові магніти марки YXG30 (залишкова магнітна індукція $B_r=1,08T$; коерцитивна сила по магнітній індукції $H_{sv} = (5,5-6,5) \text{ kOe}$; робоча температура до 250°C). Статор - котушка набрана на ізолюючому каркасі і залита компаундом.

Датчик моменту. Ротор датчика моменту являє собою два самарій-кобальтових кільця, набраних кожне з 13 секторів постійних магнітів марки УХТ18 і встановлених на магнітопроводі. Безкаркасний статор складається з 2-х керуючих та 2-х коригувальних котушок, розташованих під кутом 90° одна відносно одної і залитих компаундом. Кожне з кілець ротора збігається в осьовому напрямку з сформованими 2-ма кільцевими плечима обмоток. Магніти марки УХТ18 $B_r=(0,90-1,03) \text{ T}$; $H_{sv}=(8\pm 0,5) \text{ kOe}$; робоча температура до 250°C ; температурна стабільність характеристик $0,015\%/^\circ\text{C}$) в робочому діапазоні температур. Замикає магнітне поле датчика моменту маховик, встановлений на магнітопроводі.

Датчик кута - двухкоординатний датчик індуктивного типу, що складається з 4-х статорів, а його ротором являється магнітопровід датчика моменту.

Опори. В якості опор ротора гіроскопа застосовані прецизійні радіально-упорні магнітні швидкісні шарикопідшипники 2-2076084-ЮТ-16сб ЕТУ100/6. Встановлення підшипників на ось і в корпусі, виставка оптимального осьового натягу забезпечуються клейовим з'єднанням.

Елементи динамічного балансування розташовані в кронштейні ротора вентильного двигуна, в отворах підвісу, в отворах втулки різьбової та у вигляді трьох ободків на зовнішньому діаметрі маховика, де здійснюється зняття маси лазерним випаровуванням металу.

Герметизація здійснюється лазерним зварюванням стиків між корпусом і кришкою, корпусом і кожухом. Комунікація електричних ланцюгів здійснюється через гермовиводи, а отвір для відкачування повітря з внутрішньої порожнини і закачування гелій-водородної суміші тиском (0,8-1,07) кПа здійснюється різьбовою заглушкою з подальшою обпайкою.

Обв'язка. На зовнішніх поверхнях приладу встановлені два нагрівачі і термодатчики для термостатування приладу; блок регулювальний для динамічного регулювання приладу; пристрій схем погодження (ППС62), який не повинен з'єднуватися з приладом довгими провідниками. Всі ці пристрої, крім нагрівача 6, залиті компаундом «Виксинт». Така компоновка дозволяє мінімізувати об'єм.

Встановлення. Прилад фіксується в ККП88 по монтажному торцю і посадочному $\varnothing 39f6$, а також установлюючими штифтами. До торця притискається трьома притискними планками.

Маса-140 г.

4.5. Методи контролю складових частин датчика кутової швидкості динамічно налаштованого гіроскопу і сервісної електроніки

В процесі виготовлення, регулювання і випробування ДКШ ДНГ контролю піддається:

ГД09 і його складові частини: ротор; вентиляльний двигун; датчик кута; датчик моменту; сервісна електроніка в складі: пристрій погодження сигналів (ППС62); пристрій перетворення інформації (ППІ85, ППІ88); широтно-імпульсний модулятор (ШІМ44, ШІМ42); комутатор термосигналів (КСТ45); блок живлення вентиляльного двигуна (БЖВД04).

Розглянули вузли, які входять до складу ГД09, піддаються наступним перевіркам і регулюванням:

– ротор піддається статичному балансуванню відносно трьох ортогональних осей: двох в площині, перпендикулярній осі обертання

(радіальний статичний дисбаланс) і вздовж осі обертання (осьовий статичний дисбаланс);

– визначається перехресний зв'язок між ортогональними осями шляхом вимірювання кута нахилу відносно одної осі при відхиленні ротора відносно ортогональної їй другої осі;

– визначаються кути нахилу ротора в площині його обертання по двом парам взаємно перпендикулярних осей і кутом 45° між ними;

– визначається жорсткість підвісу, який входить до складу ротора.

Перевірки проводяться на спеціальних пристосуваннях, що забезпечують установку ротора в різне положення, електровимірювальними приладами для вимірювання кутових переміщень і оптичними приладами для тих же цілей [24].

Вентильний двигун піддається перевірці наступних параметрів: час розгону; час вибігу; споживана потужність; струми в фазах; амплітуда віброприскорення; остаточний динамічний дисбаланс.

Перевірки проводяться при нормальній і робочій температурах із застосуванням традиційної для цих видів перевірки вимірювальної апаратури і спеціальних пристосувань, що забезпечують відповідну перевірку приладу.

У датчику кута визначаються:

– залишкові сигнали щодо базових ортогональних осей і електричних осей;

– крутизна щодо електричних осей;

– кути неузгодженості між базовими та електричними осями по кожній осі і між ортогональними електричними осями.

Методи перевірки-традиційні для цих параметрів із застосуванням стандартизованих засобів і спеціальних пристосувань.

У датчику моменту перевіряються:

– крутизна вихідних характеристик керуючих і коригувальних обмоток по двох ортогональних осях;

- кут неузгодженості між векторами керуючих моментів за двома ортогональними осями.

Перевірки проводяться методом порівняння з еталонним датчиком моменту на спеціальному пристосуванні зі застосуванням стандартизованих вимірювальних засобів.

В приладі ГД09 спільно з сервісною електронікою перевіряються і регулюються наступні параметри (крім деяких параметрів ротора, вентильного двигуна, датчика кута и датчика моменту):

- динамічне налаштування;
- модуляція сигналів датчиків кута;
- масштабні коефіцієнти;
- складові швидкості дрейфу (залежні й незалежні від прискорення, квадратурні, залежні від статичної неврівноваженості і квадрата прискорення, залежні від температури, залежні від пуску до пуску);
- випадковий дрейф;
- постійна часу та ін.

Методи контролю полягають в наступному:

- динамічне налаштування здійснюється шляхом вимірювання горизонтальної складової кутової швидкості Землі при різних кутових швидкостях ротора ГД09. Похибка вимірювання буде мінімальною тоді, коли кутова жорсткість підвісу буде мінімальна, тобто, коли буде досягнутий режим динамічного налаштування;
- модуляція сигналів датчика кута здійснюється за рахунок суміщення головного моменту інерції ротора ГД09 з віссю обертання шляхом динамічного балансування ротора;
- масштабні коефіцієнти і всі складові швидкості дрейфу розраховуються по вимірюванню проекції складових кутової швидкості Землі на вимірювальні осі ГД09 в 12 положеннях відносно інерціального простору і математичної обробці сигналів, пропорціональних вимірним проекціям.

Точнісні характеристики ГД09 визначаються в 12-ти положеннях щодо інерціального простору $0, X_0, Y_0, Z_0$ (в положеннях 2-12 не вказані чи вказані частково):

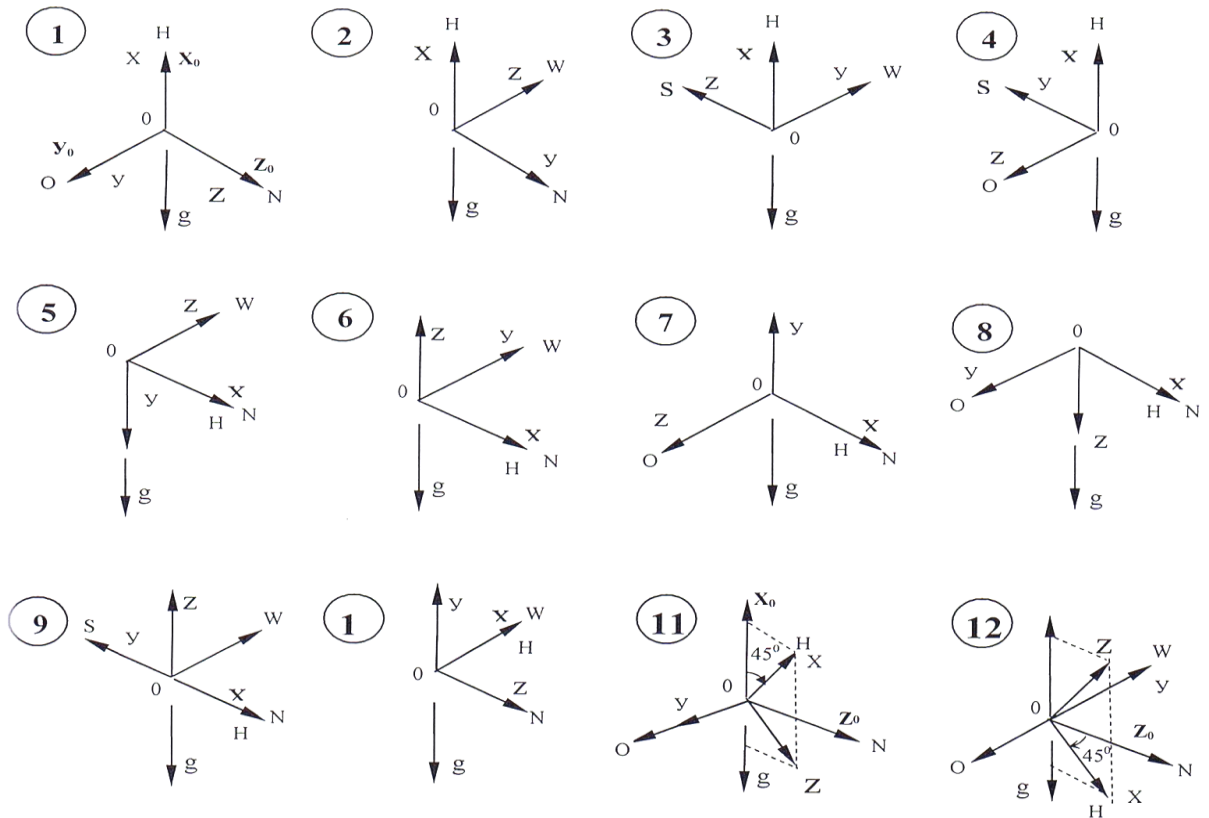


Рис 4.7. Положення ГД09, де $0, X, Y, Z$ – осі координат, пов'язані з ГД09; О - схід; N-північ; S-південь; W- захід; H- вектор кінетичного моменту; g – вектор Земного прискорення

При вимірюванні характеристик застосовується поворотний стенд, який забезпечує положення ГД09 (1-12), сервісна електроніка, вимірювальні засоби (частотоміри або вимірювачі напруг на еталонних резисторах, включених до ланцюга ДМ ГД09).

Сервісна електроніка, яка входить до складу ДНГ, піддається наступним перевіркам (крім спільних для всіх пристроїв; опір ланцюгів (де це необхідно), опір ізоляції, міцності ізоляції, режимів живлення окремих елементів приладу):

ППС62: коефіцієнт передачі; струми споживання.

ППІ85: коефіцієнт передачі; напруга обмеження вихідного сигналу.

ППІ88: збір інформації від ДКШ ДНГ і акселерометрів; передача інформації в БЦОК; управління роботою КТС45; введення і контроль зберігання паспортних даних ДКШ ДНГ, акселерометрів і ККП в цілому.

ШІМ44: напруга 2,5В частотою 19,53 кГц; контроль сигналів для управління мостовим комутатором; контроль імпульсів частотою 156,25 кГц; контроль напруги частотою 640 кГц; контроль напруги частотою 2500 кГц.

ШІМ42: контроль установки і зняття «заборона» для роботи мостового комутатора; контроль видачі сигналів управління мостовим комутатором; струми споживання від ДВЖ.

БЖВД04: вихідні напруги каналів управління вентильним двигуном.

КТС45: вихідні напруги на навантаженнях при відсутності вхідних сигналів; гальванічна розв'язка входів і виходів; порогова напруга спрацьовування; падіння напруги на ключах при номінальному навантаженні; тривала робота при максимальній напрузі живлення і максимальних навантаженнях.

Застосована для цих цілей вимірювальна апаратура вказана нижче:

- пульт КИП1247 КЯ2.761.247;
- вольтметр цифровий В7-40;
- прилад комбінований Ц4353;
- генератор Г6-26;
- омметр Щ34;
- мегаомметр М41001.

Для ППІ 88:

- персональний комп'ютер;
- КИП.

4.6. Оцінка міцності стійкості до зовнішніх діючих факторів

Основними елементами, що визначають міцність ККП88, являються прилади ДНГ ГД09 і акселерометри АМ06. Ця обставина обумовлена тим, що в склад цих приладів входять пружні підвіси, в яких наявні тонкі перемички, міцність яких і визначає характеристики міцності цих приладів. При цьому найбільш небезпечним видом навантаження на пружний підвіс являються інерційні сили, які виникають в приладах при прискореному русі основи.

Виходячи з цього, оцінка характеристик міцності проводилася на вплив динамічних (ударних) впливів [2].

Вигляд пружного елемента ДНГ зображено на рисунку 4.8. Пружний елемент утворений двома циліндричними отворами радіуса ρ і має змінний по довжині поперечний переріз. Ширина b пружного елемента - постійна, а товщина в центрі має найменше значення h_0 .

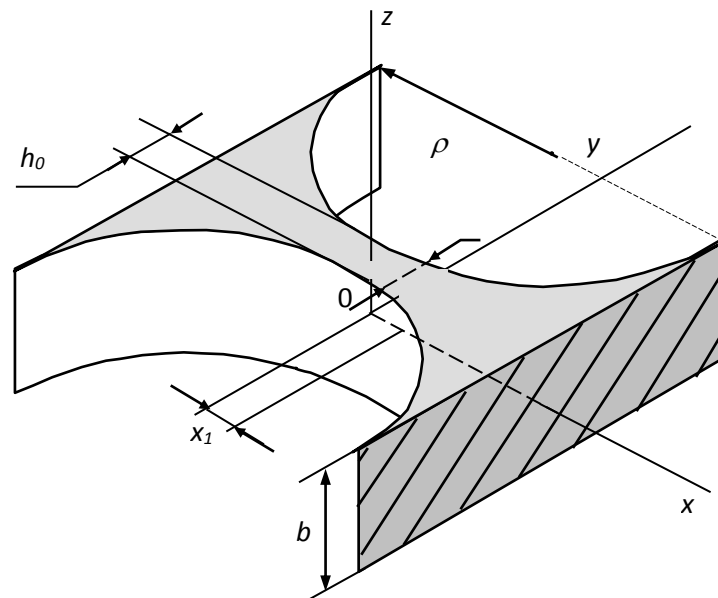


Рис. 4.8 Пружний елемент ДНГ

Експериментальні дослідження показали, що з всіх руйнівних силових факторів найбільш небезпечним являється поперечна сила в напрямлені осі

Оу. При цьому руйнування відбувається не в центрі пружного елемента, де знаходиться поперечний переріз з найменшою площиною, а на периферії - в перерізі, який зміщений від центру на відносно велику відстань.

Найбільш небезпечні нормальні напруги в поперечних перерізах пружного елемента при дії поперечної сили P_y виникають із-за згинальних деформацій. Максимальні величини цих напружень $\sigma(x)$ виникають у волокнах, найбільш віддалених від нейтральної лінії по осі Оу, і можуть бути вираховані по формулі:

$$y(x) = \frac{6P_y x}{bh(x)}, \quad (4.15)$$

де x -координата розглянутого перерізу; $h(x) = h_0 + 2(c - \sqrt{c^2 - x^2})$ -товщина розглянутого перерізу.

Розрахунок показує, що найбільше значення нормальні напруги будуть мати в перерізі з координатою $x=x_1$:

$$x_1 \approx \sqrt{\frac{1}{3}ph_0}, \quad (4.16)$$

В цьому випадку максимальна величина нормальних напружень σ_{max} буде мати значення :

$$y_{max} = y(x_1) = \frac{9\sqrt{3}P_y}{8bh_0} \sqrt{\frac{c}{h_0}}, \quad (4.17)$$

Проведемо чисельний розрахунок характеристик міцності пружного елемента з параметрами, відповідними розглянутого гіроскопу ГД-09: $c=0,7410^{-3}$ м; $h=32,5410^{-6}$ м; $b=1,7410^{-3}$ м; допустима напруга: $[y]=1,2410^9$ Н/м².

Відповідно з формулами (4.16), (4.17) можемо визначити:

- зміщення небезпечного перерізу відносно центру пружного елемента:

$$x_1 = \sqrt{\frac{1}{3}ch} = 87410^{-6}\text{м};$$

- допустима величина поперечної сили на один пружний елемент

$$P_{y(\text{доп})} = \frac{8}{9\sqrt{3}} [y]bh \sqrt{\frac{h}{c}} = 7.3H.$$

Враховуючи, що на один пружний елемент перерозподіляє $\frac{1}{4}$ частину спільного навантаження підвісу, для розглянутого ДНГ з масою ротора $m=0,016$ кг визначимо його перевантажувальну здатність при статичному навантаженні: $n = \frac{4P_{y(\text{доп})}}{mg} = 186$, де $g=9,81$ м/с² прискорення вільного падіння.

При цьому максимально допустимий кут вигину пружного елемента α_{max} можна визначити згідно наступної формули:

$$\sigma_{\text{max}} = \frac{M_{\text{max}}}{c_6}, \quad (4.18)$$

де $M_{\text{max}} = \frac{1}{6} [y]bh^2$ - максимально допустимий момент вигину пружного елемента в робочому напрямку; c_6 – обумовлена робоча кутова жорсткість пружного елемента.

Таким чином, згідно з формулами (4.18) можемо записати наступний вираз для визначення максимально допустимого кута вигину пружного елемента:

$$\sigma_{\text{max}} = \frac{3p[y]}{4E_*} \sqrt{\frac{c}{h}}. \quad (4.19)$$

Чисельний розрахунок згідно формули (4.18) пружного елемента розглянутого ДНГ дозволяє отримати наступне значення максимально допустимого кута вигину:

$$\sigma_{\text{max}}=0,0725\text{рад}=4,1 \text{ град.}$$

При впливі ударів відбувається посилення навантаження, яке діє на пружний елемент, тому перевантажувальна здатність підвісу буде нижче, ніж розрахована, по формулі (4.4).

Розрахункова схема ДНГ являє собою ротор, який поєднаний за допомогою безінерційного, пружного підвісу з обертаючим валом привідного двигуна згідно з рисунком 4.9.

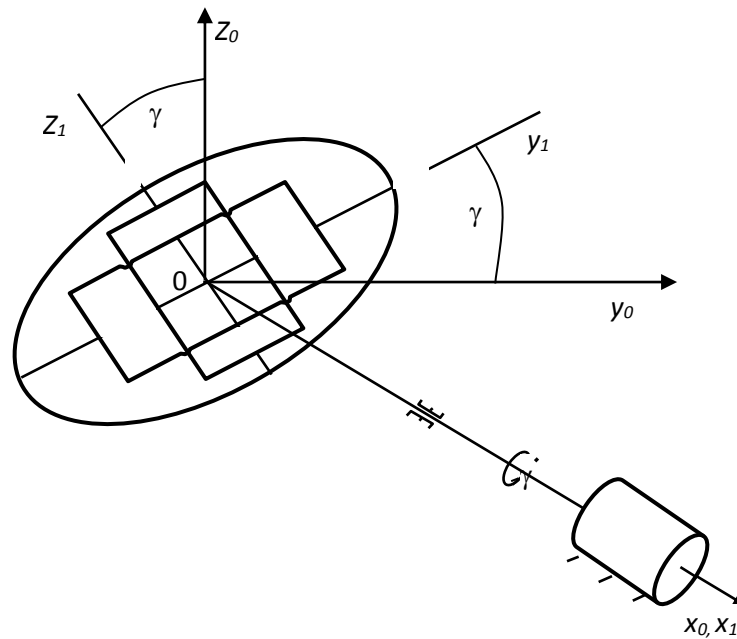


Рис. 4.9 Розрахункова схема ДНГ для випадку визначення коефіцієнта динамічності.

У випадку, коли ударне навантаження має синусоїдальну форму, прискорення основи $W_0(t)$ в системі (рис. 4.10) координат, пов'язаної з основою, може бути представленим у вигляді :

$$W_0(t) = W_*(t) \sin \lambda_* t.$$

$$W_*(t) = \begin{cases} W_* & \text{при } 0 \leq t \leq \frac{P}{\lambda_*}, \\ 0 & \text{при } t \leq \frac{\pi}{\lambda_*}; \end{cases} \quad (4.20)$$

де W_* - амплітуда прискорення, λ_* - частота синусоїди прискорення основи .

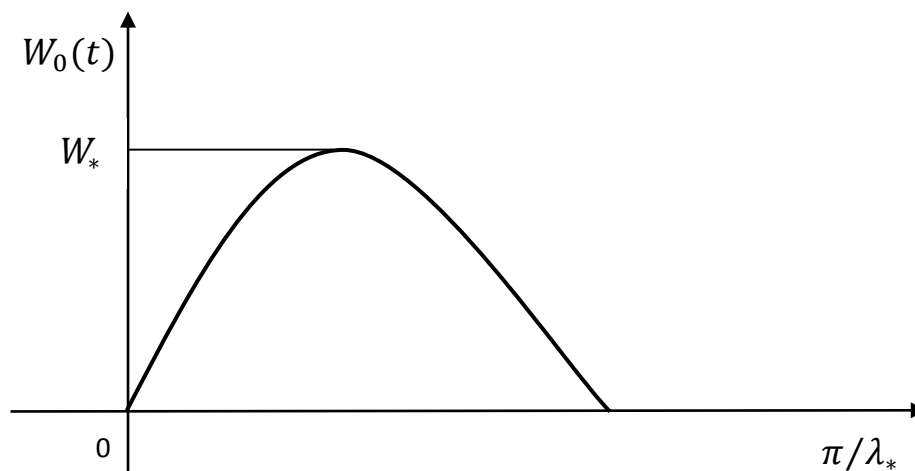


Рис. 4.10 Дія ударного навантаженн

Критичними, з точки зору міцності, являються пружні елементи обертаючого пружного підвісу. Тому дослідження впливу інерційних сил на підвіс доцільно проводити в обертаючій з валом системі координат $O_{x_1y_1z_1}$.

Якщо позначити $W_{x0}(t)$ і $W_{p0}(t)$, що визначають в нерухомій системі координат осьову і радіальну складові прискорення $W_0(t)$ основи, то осьове прискорення обертаючого ротора ДНГ буде $W_x(t)=W_{x0}(t)$, а його радіальне прискорення можна представити у вигляді:

$$W_p(t) = W_{p0}(t) \cos(\gamma t + \gamma_0).$$

Тут γ_0 - кут, який характеризує положення підвісу в момент удару.

Зміною величини начального кута γ_0 можна отримати проекції радіальної складової прискорення на ортогональні осі O_{y_1} і O_{z_1} обертаючої системи координат:

- для осьового напрямку $m\ddot{u}_x + c_x u_x = -mW_x(t);$

- для радіального напрямку $m\ddot{u}_p + c_p u_p = -mW_p(t).$

Тут нижні індекси «х» і «р» введені для позначення осьового і радіального напрямку:

u_x і u_p – лінійні переміщення ротора;

c_x і c_p – лінійні жорсткості пружного підвісу;

m – маса ротора.

Розглянемо рух ротора ДНГ в осьовому напрямку.

Диференціальні рівняння руху ротора ДНГ в обертаючому СК без урахування малого демпфірування і малих пружних перехресних зв'язків в підвісі, можуть бути представлені в наступному вигляді:

- диференціальне рівняння руху в цьому випадку має вигляд:

$$m\ddot{u}_x + c_x u_x = -mW_{x*}(t) \sin \lambda_* t,$$

$$W_{x*}(t) = \begin{cases} W_* & \text{при } 0 \leq t \leq \frac{P}{L_*}, \\ 0 & \text{при } t \leq \frac{\pi}{\lambda_*}. \end{cases}$$

Рішення даного диференційного рівняння будемо розглядати на двох інтервалах часу $0 \leq t \leq \frac{P}{\lambda_*}$ і $\frac{\pi}{\lambda_*}$.

При цьому введемо наступні позначення:

$u_{x \text{ ст}} = -\frac{mW_{x*}}{c_x}$ - осьове статичне переміщення ротора;

$\lambda_x = \sqrt{\frac{c_x}{m}}$ - власна частота ДНГ в осьовому напрямку;

$k_{\lambda x} = \frac{\lambda_*}{\lambda_x}$ - коефіцієнт, який характеризує відношення частоти вхідного впливу до власної частоти в осьовому напрямку. Тоді на першому часовому

інтервалі $0 \leq t \leq \frac{P}{\lambda_*}$ переміщення ротора в осьовому напрямку можна

представити: $u_x(t) = \frac{u_{x \text{ ст}}}{1-k_{\lambda x}^2} (\sin \lambda_* t - k_{\lambda x} \sin \lambda_x t)$. (4.21)

На другому часовому інтервалі $0 > \frac{\pi}{\lambda_*}$ переміщення ротора в осьовому напрямку може бути описано рівнянням:

$$u_x(t) = \frac{u_{x \text{ ст}}}{1-k_{\lambda x}^2} \left[\sin \frac{\pi}{k_{\lambda x}} \cos \lambda_x t - (1 + \cos \frac{\pi}{k_{\lambda x}}) \sin \lambda_x t \right]. \quad (4.22)$$

Проаналізуємо отримані рівняння переміщення ротора ДНГ в осьовому напрямку у випадку прискорення синусоїдальної форми. Як впливає з виразів (4.21, 4.22) це переміщення суттєво залежить від коефіцієнту $k_{\lambda x}$. У випадку $k_{\lambda x} < 1$ переміщення $u_x(t)$ при $t = \frac{2\pi}{\lambda_x - \lambda_*}$ досягає по абсолютній величині свого максимуму, описаного рівнянням:

$$u_{x \text{ max}} = \left| \frac{u_{x \text{ ст}}}{1-k_{\lambda x}^2} \sin(\pi n \frac{1-k_{\lambda x}}{1+k_{\lambda x}}) \right|, \quad (4.23)$$

де n - ціла частина числа $\frac{1}{4}(3 + k_{\lambda x}^{-1})$, тобто $n = \left[\frac{1}{4}(3 + k_{\lambda x}^{-1}) \right]$.

У випадку $k_{\lambda x} = 1$ переміщення $u(t)$ буде мати максимум по абсолютній величині при $t = \frac{\pi}{\lambda_*}$ тоді: $u_{x \text{ max}} = \left| \frac{\pi}{2} u_{x \text{ ст}} \right|$. У випадку $k_{\lambda x} > 1$ переміщення $u(t)$

досягає по абсолютній величині максимум при $t = \frac{\pi}{2} \left(\frac{1}{\lambda_*} + \frac{1}{\lambda_0} \right)$, тоді: $u_{x \text{ max}} =$

$$\left| \frac{2u_{x \text{ ст}} k_{\lambda x}}{k_{\lambda x}^2 - 1} \cos\left(\frac{\pi}{2k_{\lambda x}}\right) \right|.$$

Відмітимо, що згідно отриманих рівнянь у випадку дії динамічного навантаження синусоїдальної форми величина максимального переміщення ротора, обумовлюючого найбільші деформації в пружному підвісі, може суттєво відрізнятись від величини статичного переміщення ротора.

Значення коефіцієнта динамічності ДНГ в осьовому напрямку при різних $k_{\lambda x}$, який визначається виразом $K_{Dx} = \left| \frac{u_{xmax}}{u_{xст}} \right|$, представлені в таблиці 4.4.

Таблиця 4.4

Значення коефіцієнта динамічності ДНГ в осьовому напрямку

Значення коефіцієнта $k_{\lambda x} = \frac{\lambda_*}{\lambda_x}$	Значення коефіцієнта динамічності $K_{Dx} = \left \frac{u_{xmax}}{u_{xст}} \right $
$k_{\lambda x} < 1$	$K_{Dx} = \left \frac{1}{1-k_{\lambda x}} \sin(pn \frac{1-k_{\lambda x}}{1+k_{\lambda x}}) \right , n = \left[\frac{1}{4} (3 + k_{\lambda x}^{-1}) \right]$
$k_{\lambda x} = 1$	$K_{Dx} = P/2$
$k_{\lambda x} > 1$	$K_{Dx} = \left \frac{2k_{\lambda x}}{k_{\lambda x}^2 - 1} \cos\left(\frac{p}{2k_{\lambda x}}\right) \right $

Визначимо максимально можливу величину коефіцієнта динамічності у випадку дії основного навантаження. Розрахунок формули згідно таблиці 4.4 показує, що максимальна величина коефіцієнта K_{Dx} досягається у випадку виконання рівності:

$$tgk_{\lambda x} - k_{\lambda x} - \frac{k_{\lambda x}^2}{p} = 0, \text{ де } k_{\lambda x} = \pi \frac{1-k_{\lambda x}}{1+k_{\lambda x}}.$$

Приблизне виконання цієї рівності отримаємо при: $k_{\lambda x} \approx \frac{\pi}{4}$ та $k_{\lambda x} \approx 0,785$.

Максимальна величина коефіцієнта динамічності, яка відповідає цьому вирішенню, буде: $K_{Dxmax} = 1,77$.

Розглянемо дію ротора ДНГ в радіальному напрямку.

Диференційне рівняння дії в цьому випадку має вигляд:

$$m\ddot{u}_p + c_p u_p = -mW_{p*}(t) \sin \lambda_* t \cos(\dot{\gamma}t + \gamma_0),$$

$$W_{p*}(t) = \begin{cases} W_{p*} & \text{при } 0 \leq t \leq \frac{P}{\lambda_*}, \\ 0 & \text{при } t \leq \frac{\pi}{\lambda_*}. \end{cases}$$

Введемо позначення:

$$u_{p \text{ ст}} = -\frac{mW_{x*}}{c_x} - \text{радіальне статичне переміщення ротора};$$

$$\lambda_p = \sqrt{\frac{J_p}{m}} - \text{власна частота ДНГ в радіальному напрямку};$$

$k_{\text{лр}} = \frac{\lambda_*}{\lambda_p}$ – коефіцієнт, який характеризує відношення частоти вхідного впливу до власної частоти в радіальному напрямку.

Тоді переміщення ротора в радіальному напрямку на двох часових інтервалах $0 \leq t \leq \frac{P}{\lambda_*}$ і $t \leq \frac{\pi}{\lambda_*}$ може бути представлено в наступному вигляді:

$$u_{p(t)} = \frac{1}{2} u_{p \text{ ст}} \left\{ \frac{\sin[(\lambda_* + \dot{\gamma})t + \gamma_0]}{1 - (\lambda_* + \dot{\gamma})^2 / \lambda_p^2} + \frac{\sin[(\lambda_* - \dot{\gamma})t - \gamma_0]}{1 - (\lambda_* - \dot{\gamma})^2 / \lambda_p^2} - \frac{2\lambda_* \lambda_p}{(\lambda_p^2 - \lambda_*^2 - \dot{\gamma}^2) - 4\dot{\gamma}^2 \lambda_*^2} [2\dot{\gamma} \lambda_p \sin \gamma_0 \cos \lambda_p t + (\lambda_p^2 - \lambda_*^2 + \dot{\gamma}^2) \cos \gamma_0 \sin \lambda_p t] \right\},$$

$$\text{при } 0 \leq t \leq \frac{P}{\lambda_*};$$

$$u_{p(t)} = u_p\left(\frac{\pi}{\lambda_*}\right) \cos\left(\lambda_p t - \frac{\lambda_p}{\lambda_*} \pi\right) + \dot{u}_p\left(\frac{\pi}{\lambda_*}\right) \frac{1}{\lambda_p} \sin\left(\lambda_p t - \frac{\lambda_p}{\lambda_*} \pi\right), \quad t > \frac{\pi}{\lambda_*};$$

де $u_p\left(\frac{\pi}{\lambda_*}\right)$ і $\dot{u}_p\left(\frac{\pi}{\lambda_*}\right)$ – визначені по формулі для часового інтервалу $0 \leq t \leq \frac{P}{\lambda_*}$ переміщення і швидкість ротора в момент часу $t = \frac{\pi}{\lambda_*}$.

Визначивши закон руху ротора в радіальному напрямку, можна розрахувати коефіцієнт динамічності по формулі:

$$K_{Dp} = \max_{t>0} \left| \frac{u_p(t)}{u_{p \text{ ст}}} \right|.$$

Аналіз отриманих для радіального напрямку рівнянь руху ротора і коефіцієнта динамічності показує, що при $\lambda_*, \lambda_p \gg \dot{\gamma}$ (тобто коли частоти ударного імпульсу і власних коливань значно перевищують частоту обертання валу приводу) коефіцієнту динамічності практично не залежить від частоти $\dot{\gamma}$, і обчислення його може проводитися по формулах, а максимально можлива величина може досягати значення 1,77.

У разі коли $\lambda_p, \dot{\gamma} \gg \lambda_*$ і $\lambda_p \approx \dot{\gamma}$ (тобто при досить тривалому ударному впливі та збігу частоти власних коливань з частотою обертання валу приводу), буде мати місце квазірезонансний випадок з багатократним збільшенням, порівняно зі статичним переміщенням, амплітуди коливання ротора і, відповідно, з дуже великим коефіцієнтом динамічності.

Таким чином, розглядаючи характеристики міцності даного ДНГ, з урахуванням динамічного характеру ударного впливу та при цьому, враховуючи співвідношення реальних величин, $\lambda_x \lambda_p, \dot{\gamma}$ і λ_* (час ударного імпульсу становить частки мілісекунд), приходимо до висновку, що для розглянутого ДНГ отримана величина допустимого динамічного перевантаження $n_{\text{дин}}$, порівняно зі статичною n , слід знижувати в 1,77 разів (враховуючи коефіцієнт динамічності). В такому випадку перевантажувальна здатність розглянутого ДНГ складе величину: $n_{\text{дин}} = \frac{n}{1,77} = 100$.

Оцінка міцності акселерометра АМ06. Для оцінки характеристик міцності акселерометра АМ06 розглянемо пружний елемент (ПЕ) його підвісу.

Пружний елемент утворений двома циліндричними отворами та мають змінний по довжині поперечний переріз відповідно до рисунка 3.2.

Для визначення характеристик міцності пружного елементу використовуємо позначення його геометричних розмірів відповідно до рисунка 4.7: b – ширина пружного елементу; h_0 – товщина пружного елементу в його найбільш вузькій частині; r – радіус циліндричних отворів, що утворюють пружний елемент.

При цьому відмітимо, що для розглянутих пружних елементів характерні наступні співвідношення між їх геометричними параметрами:

$$h_0 \ll b, c. \quad (4.24)$$

Як показали дослідження, з точки зору міцності найбільш несприятлива дія (із всіх інерційних сил, які діють на ІМ акселерометра) надає R_z проекція сили інерції на ось O_{1z1} . При цьому небезпечними

перерізами являються поперечні перерізи пружних елементів, розташовані по середині ПЕ. В цьому випадку в небезпечному перерізі виникає двоосьовий напружений стан, який характеризується поздовжнім зусиллям N і поперечним зусиллям Q_z :

$$N = \frac{1}{2} P_z \frac{r_x}{r_z}, \quad Q_z = \frac{1}{2} P_z. \quad (4.25)$$

Відмітимо, що при розрахунку міцності (у випадку напруженого стану) можна використовувати наступний вираз:

$$\sqrt{y_{max}^2 + 4\Phi_{max}^2} = [y], \quad (4.26)$$

де $[\sigma]$ - нормальна допустима напруга в матеріалі підвісу.

Тут σ_{max} і τ_{max} – максимальні нормальні і дотичні напруги, що виникають в небезпечному перерізі:

$$y_{max} = \frac{N_{max}}{bCh_0},$$

$$\Phi_{max} = \frac{1,54Q_{max}^{(z)}}{bCh_0}, \quad (4.27)$$

де N_{max} і $Q_{max}^{(z)}$ – максимальне значення поздовжнього і поперечного зусилля:

$$N_{max} = \frac{r_x}{2r_z} P_{z(max)};$$

$$Q_{max}^{(z)} = \frac{1}{2} P_{z(max)}, \quad (4.28)$$

$P_{z(max)}$ - максимально допустима величина сили P_z .

Розглядаючи спільно вирази (4.26)-(4.28), можемо визначити величину сили $P_{z(max)}$ в наступному вигляді:

$$P_{z(max)} = \frac{2bCh_0[y]}{\sqrt{9 + \left(\frac{r_x}{r_z}\right)^2}}. \quad (4.29)$$

Тепер, маючи в розпорядженні величину сили $P_{z(max)}$, можемо розраховувати перевантажувальну здатність акселерометра. У випадку дії статичного навантаження в напрямлені осі O_{1z1} , отримаємо наступну величину перевантажувальної можливості n_z :

$$n_z = \frac{P_{z(max)}}{m \cdot g}. \quad (4.30)$$

Відмітимо, що у випадку ударного впливу при визначенні перевантажувальної можливості акселерометра необхідно враховувати коефіцієнт динамічного посилення. Тому, враховуючи, що максимально можливий коефіцієнт динамічного посилення рівний $K_{max}^{(дин)} = 1,77$, величину динамічної перевантажувальної можливості акселерометра будемо знаходити згідно наступної формули:

$$n_z^{(дин)} = \frac{n_z}{K_{max}^{(дин)}}. \quad (4.31)$$

Результати чисельного розрахунку величин статичної і динамічної перевантажувальної можливості розглянутого акселерометра, проведених у відповідності з формулами (4.29)- (4.31), зведені в таблиці 4.5.

Таблиця 4.5

Численні значення величин статичної і динамічної перевантажувальної можливості розглянутого акселерометра

Параметри пружного підвісу і величини статичної і динамічної перевантажувальної можливості розглянутого акселерометра	Результати численного розрахунку
Відстань від поздовжніх осей ПЕ до центру пружного підвісу, r_z , м	$5,90 \cdot 10^{-3}$

Продовження таблиці 4.5

Відстань від центру пружного підвісу до центру мас ІМ, r_x , м	$15,8 \cdot 10^{-3}$
Величина маси ІМ: m , кг	$0,65 \cdot 10^{-3}$
Допустима напруга: $[\gamma]$, Н/м ²	$0,686 \cdot 10^9$
Ширина ПЕ: b , м	$1,2 \cdot 10^{-3}$
Товщина ПЕ в його найбільш вузькій частині: h_0 , м	$0,015 \cdot 10^{-3}$
Прискорення вільного падіння: g , м/с ²	9,81
Статична перевантажувальна здатність: n_z	$1,50 \cdot 10^{-3}$
Динамічна перевантажувальна здатність: $n_z^{(дин)}$	599

Отримані оцінки перевантажувальної можливості пружних опор підвісу показала, що ДНГ, ГД09 і акселерометри АМ06 мають характеристики міцності, які дозволяють їх використовувати в умовах застосування по темі «Сапсан-СУ» у пристрої РО1.

Всі ЕРВ вибиралися, виходячи з вимог забезпечення ними механічних і кліматичних факторів.

Для забезпечення вимог по надійності при розробці ККП88 вибиралися ЕРІ вітчизняного виробництва, ЕРІ виготовлення країн СНД (в основному РФ) з індексами ОС, ОСМ, М, ВП комплектуючі власного виготовлення (ДНГ, АК), а також ЕРВ іноземного виготовлення індустриального застосування.

В процесі дослідного виробництва виріб ККП88 буде повністю перевірено на предмет відповідності механічним і кліматичним вимогам (попередні, конструкторські випробування).

Оцінка надійності проводилась на основі «Єдиного довідника по надійності ЕРВ», тт. 1-5, вид. Електростандарт, М., 1984-1990 рр (1).

Згідно функціональної схеми, ККП88 складається з блоку чутливих елементів (БЧЕ) і сервісної електроніки. Блок чутливих елементів

складається з 3-х акселерометрів АМ06 і двох ГД09 на основі ДНГ (динамічно налаштованого гіроскопу). Сервісна електроніка складається з наступних пристроїв: ППІ85- 2 шт. - пристрій перетворення інформації; ППІ88 - 1 шт. - пристрій перетворення інформації; БЖВД -2 шт. - блок живлення вентильного двигуна; ШІМ42 - 1 шт. - широтно-імпульсний модулятор; ШІМ44- 1 шт. - широтно-імпульсний модулятор.

В ГДУ: ППС62- 1 шт. - пристрій погодження сигналів;Н- 2 шт. – нагрівач. В АМ06: БП49- 1 шт. - блок електрики, який включає: ППІ86 - 1 шт.- пристрій перетворення інформації; ПП35- 1 шт. - пристрій перетворюючий: ШІМ43- 1 шт.- широтно-імпульсний модулятор; Н- 1 шт.- нагрівач.

Крім того до складу ККП88 входить:КТС45-1 шт. - пристрій комутації і термостатування; Н- 1 шт.- нагрівач блок ВДЖ.

В ККП88 відсутнє резервування на рівні блоків і комплектуючих ЕРВ, тому структурна схема надійності співпадає з функціональною.

При оцінці надійності використовувалися довідникові матеріали по інтенсивності відмов ЕРВ або їх аналогів (33), для ЕРВ зарубіжних фірм використовувалися узагальнені характеристики інтенсивності відмов, що визначалися технологією виготовлення того чи іншого ЕРВ, взяті із (34).

В розрахунку використовувалися коефіцієнти зміни інтенсивності відмов елементів у відповідності з довідником (33) для відповідних ЕРВ або їх аналогів.

Згідно умов експлуатації виробу ККП88 відноситься до групи апаратури 4,7 по ДСТУ820.39.304-76.

Оцінка надійності проводилася в припущенні, що вся застосована елементна база підпорядковується експоненціальному закону розподілу часу безвідмовної роботи протягом всього періоду експлуатації.

При виготовленні ККП88 всі ЕРВ повинні піддаватися вхідному контролю, ЕРВ зарубіжного виробництва - сертифікація.

Вихідні дані:

Виріб ККП88 має два режими роботи: режим передстартової підготовки рівний $t_{\text{пп}}$; режим основного використання рівний $t_{\text{ор}}$.

Відповідно час від останньої регламентної перевірки ККП 88 до пуску виробу не повинно перевищувати 1 год. При автономній регламентній перевірці, так як і при передстартовій підготовці, проводиться контроль функціонування ККП88 в цілому, а також перевірка справності всіх вузлів. Цим забезпечується відповідний рівень безвідмовної роботи ККП88 за весь період експлуатації ККП88. Тому в розрахунку безвідмовної роботи враховується складова інтенсивності відмов ЕРВ за один рік зберігання виробу в умовах експлуатації.

Відповідно виріб повинен забезпечувати ймовірність безвідмовної роботи за час передстартової підготовки: $P(t_{\text{пп}})=0,9988$; за час основної роботи $P(t_{\text{ор}})=0,9987$.

Ймовірність безвідмовної роботи окремого ЕРВ, пристрою, блока і виробу в цілому розраховується по формулі:

$$P(t) = \exp(-\lambda t), \quad (4.32)$$

де λ -інтенсивність відмови елемента, пристрою, блока або виробу; t - час, за який визначається надійність.

Оскільки всі ЕРВ і пристрої згідно структурної схеми надійності виробу з'єднанні послідовно, то інтенсивність відмов виробу буде представляти з себе суму інтенсивності відмов ЕРВ:

$$\lambda = \sum_{i=1}^n \lambda_i \quad (4.33)$$

де λ_1 - інтенсивність відмов I -го елемента; n - кількість елементів.

Інтенсивність відмов окремого елемента залежить від коефіцієнта електричного навантаження, умов експлуатації, ступеня інтеграції (ІМС), величини номіналу (резистори, конденсатори) і т.д., значення поправочних коефіцієнтів вибираються з довідника (1) (по аналогії). Тоді робоча інтенсивність відмови ЕРВ буде виглядати:

$$\lambda_{\text{Ipaб}} = n \times \lambda_{\sigma i} \times \prod_{i=1}^K K_i, \quad (4.34)$$

де $\lambda_{\sigma i}$ - вихідна (базова) інтенсивність відмови І-го елемента; K_i - коефіцієнти, які враховують вплив на інтенсивність відмови різних факторів; n - кількість однотипних ЕРВ і однакових умовах (з однаковими коефіцієнтами); k - кількість коефіцієнтів впливу.

Так само визначається інтенсивність відмови елемента розрахунку при зберіганні:

$$\lambda_{\text{ixp}} = n \times \lambda_{\sigma \text{xp} i} \times \prod_{i=1}^K K_i, \quad (4.35)$$

де λ_{ixp} - інтенсивність відмов при зберіганні і-го елемента розрахунку; $\lambda_{\sigma \text{xp} i}$ - базова інтенсивність відмов при зберіганні і-го елемента розрахунку, як правило це групові характеристики; k - кількість врахованих факторів впливу на інтенсивність відмов при зберіганні; p - кількість однотипних ЕРВ в однакових умовах (з однаковими коефіцієнтами).

Ймовірність безвідмовної роботи за один рік зберігання в умовах експлуатації буде визначатися:

$$P(t_{\text{xp}}) = \exp(-\lambda_{\text{xp}} \times t_{\text{xp}}), \quad (4.36)$$

де t_{xp} -8670 ч.; λ_{xp} - сумарна інтенсивність відмов при зберіганні в умовах експлуатації всіх ЕРВ ККП88.

Ймовірність безвідмовної роботи за весь період експлуатації з урахуванням І-го року зберігання буде визначатися наступними формулами:

$$P(t_{\text{xp}}) = P(t_{\text{xp}}) \times P(t_{\text{пн}})$$

$$P(t_{\text{оп}} t_{\text{xp}} t_{\text{пн}}) = P(t_{\text{оп}}) \times P(t_{\text{xp}}) \times P(t_{\text{пн}})$$

Результати розрахунку для окремих груп однотипних ЕРВ пристроїв приведені в таблиці 4.6.

Таблиця 4.6.

Розрахунок для окремих груп однотипних ЕРВ

Найменування ЕРВ	Кількість елементів	Інтенсивність відмов	
		$\lambda_{i\text{pa}\sigma} \times 10^{-7}$	$\lambda_{i\text{xp}} \times 10^{-8}$
ДНГ	2	1,986	0,1986
НС	8	0,736	0,0736
АК	3	0,96	0,096
Транзистор	16	4,16	0,0416
КМОП- логіка	42	0,84	0,084
ІІ (опорні)	6	66,4	0,664
Індуктивність	2	0,2	0,02
Стабілізатор	9	0,9	0,09
Мікроконтролер	5	1,1	0,011
Мультиплексор	2	0,2	0,02
ОпУС	27	0,54	0,054
Оптопари	7	1,82	0,0182
Польові транзистори	7	1,85	0,0185
Діоди	5	1,3	0,013
ЦАП, АЦП	7	0,14	0,0014
Запобіжник	1	0,034	0,0034
Резонатори, генератори	3	0,03	0,003
Ел.ключі	18	0,168	0,0168
Резистори SMD	84	0,2924	0,02924
Резистори MPR	4	0,0544	0,00544
Конденсатори NPO	18	0,16848	0,0016848
Конденсатори NAJ B, D	20	0,0624	0,00624
Σ		84,27768	1,3915
$P(t_{\text{пп}})$		0,999985	
$P(t_{\text{оп}})$		0,9999903	
$P(t_{\text{xp}})$			0,9987811
$P(t_{\text{пп}}, t_{\text{xp}})$		0,99876312	
$P(t_{\text{оп}}, t_{\text{пп}}, t_{\text{xp}})$		0,99875643	

Дані по інтенсивності відмов ДНГ, АК, НС запозичених із аналогів КИН 005-051(ДНГ), КИ0-11 (АК).

Таким чином, попередній розрахунок надійності КПП88 дає підставу стверджувати, що вимоги по надійності, закладені при виготовлені, виконуються. Що стосується аналізу видів, наслідків та критичності відмов, то оскільки в системі відсутнє резервування, система критична до відмови любого елемента і призводить до відмови системи.

Для виключення замикання бортової системи LC- фільтрах застосовано послідовно дублювання конденсаторів.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 4

У даному розділі була вперше побудована модель вимірювача кутової швидкості датчик кутової швидкості, що являє собою електронно-механічний пристрій, вихідними сигналами якого є інформація про кутові швидкості відносно двох осей трьохосової системи координат, що дало змогу забезпечити високу точність перетворення (0,001-0,01) %.

Розроблений електропривод з вентильним двигуном постійного струму і аналого-цифровим контуром управління дозволяє наступне:

Спростити конструкцію карданового підвісу (із підвісу виключаються елементи динамічного налаштування, тобто, отвір з різьбою, регулювальні гвинти, клеєві з'єднання для фіксації гвинтів).

Спростити процес динамічного налаштування ДНГ (розраховується по відомій методиці необхідний коефіцієнт перерахунку еталонного періоду дискретного формувача еталонного періоду обертання ротора і перепрограмується цей коефіцієнт і, відповідно, період обертання);

Підвищити точність динамічного налаштування ДНГ. Дискретність зміни частоти обертання ротора-0,004 Гц (0,002 %) (для отримання такої точності динамічного налаштування ДНГ з допомогою гвинтів кут повороту кожного гвинта повинен рівнятися приблизно 2 кут.град., для приладу ГД, що практично неможливо).

Забезпечити необхідну точність обертання ротора (після роботи протягом 15 хв. з ціллю стабілізації параметрів) Нестабільність періоду

обертання не гірше 0,01% при інтервалі часу вимірювання періоду 0,167 с.

Було доведено що інтенсивність відмов окремого елемента залежить від коефіцієнта електричного навантаження, умов експлуатації, ступеня інтеграції (ІМС), величини номіналу (резистори, конденсатори) і т.д., значення поправочних коефіцієнтів вибираються з довідника (1) (по аналогії).

ПЕРЕЛІК ЛІТУРАТУРИ ДО РОЗДІЛУ 4

1. Галицький В.А. Схематичний опис та принцип роботи оптиковолоконного гіроскопа. / В.А. Галицький В.П. Квасников // Інтегровані інтелектуальні робото-технічні комплекси: XIII Міжнародна науково-практична конф., 16-17 травня 2017 р.: збірник тез. – К.: НАУ, 2017. - Ч.2. – С. 112-117.

2. Галицький В.А. Досягнення високих показників при виготовленні чутливих елементів інерційних навігаційних систем. / В.А. Галицький В.П. Квасников // Інтегровані інтелектуальні робототехнічні комплекси: XIII Міжнарод. науково-практична конф., 19-20 трав. 2020 р.: збірник тез. – К.: НАУ, 2020.– С. 152-154.

3. Галицький В.А. Особливості контролю лінійно-кутових параметрів деталей при вимірюванні на координатно-вимірювальній машині / В.А. Галицький, В.П. Квасніков // Вісник Інженерної академії України. – 2017. – №1. – С. 187-189.

4. Галицький В.А. Методика балансування чутливого елемента гіроскопу / В.А. Галицький, В.П. Квасніков // Вісник Інженерної академії України. – 2017. – №2 – С. 174-177.

5. Балабанов И.В. Экспериментальное определение характеристик межузловых связей в упругой системе. Проблемы аналітичної механіки. Збірник праць Ін-ту математики НАН України. Т.3., №1. Київ : Ін-т математики НАН України, 2006

6. Вольмир А.С. Устойчивость деформируемых систем. - М.: Наука,

1967.

7. Mukherjee T. Hierarchical mixed-domain circuit simulation, synthesis and extraction methodology for MEMS / T. Mukherjee, G. K. Fedder. // *Journal of VLSI Signal Processing*. – 1999. – №21. - PP. 233-249.

8. Басараб, М. А. Математическое моделирование физических процессов в гироскопии / М. А. Басараб, В. Ф. Кравченко, В. А. Матвеев. - М.: Радиотехника, 2005 - 176 с.

9. Суценко, О. А. Обзор современного состояния микроэлектромеханических датчиков угловой скорости и тенденций их развития / О. А. Суценко, С. В. Карасева // *Электроника и управление системой*. - 2011. - №1 (27). - С. 103–108.

10. Марк Штитт, Дэвид Кунст. Строительные блоки ИС из полностью изолированных систем с токовой петлей 4-20 мА / Conversion Burr-Brown Corporation // *Прикладной бюллетень АВ-032А, США, июнь 1992 г.*

11. Эш Дж. И соавторы. Датчики измерительных систем: в 2 кн. Князь 1. Пер. от франц. - М.: Мир, 1992.-480 с.

12. Пелпор Д.С., Матвеев В.А., Арсеньев В.Д. Динамически настраиваемые гироскопы. Теория и дизайн. - М.: Машиностроение, 1988.

13. Su Zh. Research on the signal process of a bell-shaped vibratory angular rate gyro / Zh. Su, N. Liu, Q. Li. // *Sensors*. – 2014. – №14. - PP. 5254-5277. doi:10.3390/s140305254.

14. Пейтон А.Дж. Аналоговая электроника на операционных усилителях / А. Дж. Пейтон, В. Волш. – М.: БИНОМ, 1994. – 352 с.– ISBN 5-7503-0013-7.

15. Погалов А.И. Разработка микрогироскопов на основе многослойных структур кремния и стекла / А. И. Погалов, В. П. Тимошенко, С. П. Тимошенко, Ю. А. Чаплыгин // *Микросистемная техника*. – 1999. – № 1. – С. 36-41.

16. Прокофьев И.В. Нано- и микросистемы для мониторинга параметров движения транспортных средств / И. В. Прокофьев, Р. Д. Тихонов // *Нано- и микросистемная техника*. – 2011. – № 12. – С. 48-50.

17. Распопов В.Я. Микромеханические приборы / В. Я. Распопов. – М.: Машиностроение, 2007. – 400 с.– ISBN 5-217-03360-6.
18. Лоскутников А.А. Оценка возможности применения в силовых установках беспилотных летательных аппаратов источников электричества на основе топливных элементов // Молодой ученый, 2011, №6. Т. 1. С. 99-101.
19. Бобович Б.Б. Неметаллические конструкционные материалы: Учебное пособие. – М.: МГИУ, 2009. – 384 с.
20. Интеллектуальные авиаконструкционные материалы и микросистемная техника // В сборнике материалов конференции «Будущее индустрии». – М.: МФТИ, 2012. – 32 с.
21. Сайт «Армейский вестник» (<http://www.armstass.su>).
22. Каблов Е.Н. Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года // Авиационные материалы и технологии, 2012, №8. – С. 7-17.
23. Reza Moheimani S. O. Piezoelectric transducers for vibration control and damping / S. O. Reza Moheimani, A. J. Fleming. // Springer. – 2006. – 256p.
24. Abbasi E. Development and implementation of an adaptive fuzzy control system for a VTOL vehicle in hovering mode / E. Abbasi. // Int. Journal of Control Theory and Computer Modeling. – 2017. – №7(1/2).
25. Vignesh T. Hybrid fuzzy-pi controller and novel switching functions using speed control technology of surface mounted permanent magnet synchronous motor / T. Vignesh, V. Thangarasu, K. Prasanth, R. K. Selvan. // Int. Journal of Emerging Technology and Innovative Engineering. – 2015. – №1(3). - PP. 13-1

ВИСНОВКИ

Головним науковим результатом роботи є наукове обґрунтування та розробка методів та моделей приладових систем для вимірювання кутової швидкості на основі приладової системи в умовах дії дестабілізуючих факторів

Проведені дослідження дозволяють зробити наступні висновки:

1. Розглянуто та проаналізовано відомі методи та засоби вимірювання кутової швидкості систем керування рухомими об'єктами, що покладені в основу їх побудови. Встановлено, що похибки чутливих елементів навігаційних систем зумовлюють зростання похибок вимірювання кутової швидкості. Показано, що забезпечення заданої точності вимірювання кутової швидкості потребує розробки нових науково-обґрунтованих методів, моделей та алгоритми вимірювання з підвищеними метрологічними характеристиками;

2. Виведена математична модель датчиків кутової швидкості об'єкта для розрахунку впливу похибки орієнтації осей чутливості кожного акселерометру окремо на приладову систему координат. Проведені дослідження акселерометрів з ШІМ в контурі зворотного зв'язку показали, що застосування формувача ШІМ з зазначеною розрядністю ($m_a = 8$) може привести до підвищення рівня шумів при наступній обробці вихідного сигналу акселерометра в ЦБПС. Тому формувач ШІМ було допрацьовано з ціллю забезпечення кількості розрядів $m_a = 11$.

3. Розглянуто та проаналізовано вихідні кодові сигнали ВПКШ, що підсумовуються за інтеграл часу обміну інформацією з ЦБПС. Розрахунковим методом визначено, що при відкиданні молодших «шумливих» розрядів сум сигналів усічених кодів збільшується в 2^m - раз і доводиться до величини ц.м.р.

4. Удосконалено метод вимірювання кутової швидкості, а саме ДКШ ДНГ та прискорення АМ06 на базі прецизійного маятникового акселерометра компенсаційного типу застосувавши широтно-імпульсний модулятор, що дозволило отримати результати вимірювання в цифровому вигляді, які

формується безпосередньо в контур дискретного зворотного зв'язку. Даний метод забезпечив високу точність перетворення сигналу з відносною похибкою (0,001-0,01)%.

5. Розроблена модель амортизатора, яка дозволяє зменшити вплив ударів та вібрацій. Модель відрізняється від аналогічних меншими габаритами, але більш пружними характеристиками і дає змогу зменшити вплив дестабілізуючих факторів.

6. На розробленій моделі були визначенні характеристики крутизни ДМ дослідно-розрахунковим методом в складі макетних зразків приладу при безпосередньому навантаженні чутливого елемента тарованим моментом і вимірюванням падінням напруги на вимірювальному опорі в ланцюгу зворотного зв'язку АМ. Даним методом було враховано маси частин конструктивних елементів (шторки, котушки, вантажі і рухомий пружної пластини), розташованих з лівої та з правої сторони від площини пластини ЧЕ, з урахуванням допусків на їх розміри і форму. Це дозволило визначити як сумарний момент ЧЕ, так і момент мас, що викликають вигин пластини на кути α чи β , зміщення ЦМ від площини пластини, а також масу вантажу, який підлягає видаленню при балансуванні ЧЕ.

7. Виведена залежність чутливого елемента акселерометра без зворотного зв'язку та виставкою нульового сигналу датчика кута в вертикальному положенні осі ПП за відсутності закрутки пружного елемента і пружний момент рівний нулю та зміщення Ц.М. маятника (за рахунок зміни маси вантажу балансування) з вертикальної площиною, яка проходить через ось ПП.

8. Розроблено практичне здійснення методу балансування чутливого елемента шляхом використання методики лазерного випаровування матеріалу з поверхні вантажу балансування. Практичним методом доведено що для деталей з бронзи лазерне випаровування металу відбувається інакше, ніж у деталей зі сталі. Дослідним шляхом вдалося випаровувати за один імпульс (0,03÷ 0,2) мг.

9. В процесі відпрацювання макетного зразку акселерометра були вирішені наступні задачі: були отримані амплітудно-частотні і фазочастотні елементи виміри, порахована відповідно цим частотним характеристикам передавальна функція ЧЕ, - уточнені параметри контуру стабілізації світло потоку СД датчика кута, знижена величина пульсації на виході ЦАП контролера до рівня більше 10 мВ, отримана стійка робота акселерометра з урахуванням реальних частотних характеристик, при цьому нестабільність сигналу на вході мостового комутатора ШІМ43 не перевершувала 0,5 (ц.м.р). В результаті макетування і відпрацювання отримано функціонуючий макет АМ06, як базовий зразок приладів експериментальної партії для проведення механічних і кліматичних випробувань, подальшого доведення параметрів акселерометра до необхідних.


10. Побудована модель вимірювача кутової швидкості ДКШ ДНГ, що являє собою електронно-механічний пристрій, вихідними сигналами якого є інформація про кутові швидкості відносно двох осей трьохосової системи координат, що дало змогу забезпечити високу точність перетворення (0,001-0,01) %.

11. Було доведено, що інтенсивність відмов окремого елемента залежить від коефіцієнта електричного навантаження, умов експлуатації, ступеня інтеграції (ІМС), величини номіналу (резистори, конденсатори) і т.д.

ДОДАТКИ

ПОГОДЖЕНОПроректор з навчальної
роботи НАУ А.В. Полухін

“ 25 ” січня 2021 р.

ЗАТВЕРДЖУЮВ.о. проректора з наукової
роботи НАУ В.А. Дружинін

“ 25 ” січня 2021 р.

**АКТ**

впровадження результатів дисертаційної роботи

Комісія у складі: голова комісії – професор кафедри електронних систем та технологій д.т.н., доцент Орнатський Д.П., та членів комісії: доцент кафедри комп'ютеризованих електротехнічних систем та технологій к.т.н., доцент Борковська Л.О., доцент кафедри комп'ютеризованих електротехнічних систем та технологій к.т.н. Катаєва М.О. констатує, що результати дисертаційної роботи здобувача кафедри комп'ютеризованих електротехнічних систем та технологій Національного авіаційного університету Галицького Вячеслава Анатолійовича впроваджені у навчальний процес Національного авіаційного університету на кафедрі комп'ютеризованих електротехнічних систем та технологій, а саме:

Найменування впровадженого результату НДР (прилад, технологічний процес, речовина, метод, методика, рекомендації, алгоритми, програми, ДСТ, технологічні вимоги, інше)	Досягнутий фактичний ефект (соціальний, технічний, організаційний, інший)
1	2
1. Запропоновано методику вимірювань кутової швидкості рухомих об'єктів з урахуванням дестабілізуючих факторів.	1. Підвищення точності вимірювання за рахунок оброки вхідного сигналу акселерометра в центральний блок системи керування рухомими об'єктами, що дозволяє зменшити динамічні похибки при вимірюванні.
2. Запропонована приладова система вимірювань кутової швидкості рухомих об'єктів при різних режимах експлуатації.	2. Конструкція та модель системи дозволяють використовувати її для підвищення точності визначення швидкості в 1,7 рази порівняно з аналогами, що дозволяють визначити метрологічні характеристики приладу.

Результати дисертаційної роботи Галицького В.А. за темою «Методи та моделі зменшення динамічних похибок при вимірюванні кутової швидкості рухомих об'єктів» впроваджені у навчальний процес кафедри комп'ютеризованих електротехнічних систем та технологій:

- використовуються у курсах лекцій та лабораторних роботах з дисципліни «Основи метрології та електричних вимірювань» зі спеціальністю «Електротехнічні системи електроспоживання».
- застосовуються в процесі дипломного та курсового проектування зі спеціальності «Електротехнічні системи електроспоживання».

Голова комісії:

Д.П. Орнатський

Члени комісії:

М.О. Катаєва

Л.О Борковська



ДЕРЖАВНИЙ КОНЦЕРН «УКРОБОРОНПРОМ»
 ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО
 «ЗАВОД 410 ЦИВІЛЬНОЇ АВІАЦІЇ»
 State Enterprise Plant 410 Civil Aviation

Україна, 03151, Київ-151, Повітрофлотський пр., 94
 aviamark@410.kiev.ua

тел. : (44) 246-99-26, факс: (44) 246-99-83

94, Povitroflotskiy ave., Kiev, 03151, Ukraine
 arp410@410.kiev.ua

ЗАТВЕРДЖУЮ



Заступник Генерального директора –
 технічний директор
 ДП «ЗАВОД 410 ЦА»

Жигінас В.В.

09 09 2019 р.

АКТ

впровадження результатів дисертаційної роботи

Комісія ДП «ЗАВОД 410 ЦА», у складі:

Голови комісії – Головний конструктор О.В. Кіпров

членів комісії:

Головний метролог – начальник ЦЗЛ І.І.Бобор,

Начальника лабораторії НК О.М. Жорноклей

констатують, що дисертаційна робота здобувача Національного авіаційного університету Галицького Вячеслава Анагодійовича впроваджені у практику контролю авіаційної техніки на ДП «ЗАВОД 410» ЦА.



Найменування впровадженого результату НДР (прилад, технологічний процес, речовина, метод, методика, рекомендації, алгоритми, програми, ДСТ, технологічні вимоги, інше)	Досягнутий фактичний ефект (соціальний, технічний, організаційний, інший)
1. Методика вимірювання нестационарного тривимірного температурного поля деталей складної геометричної форми і його вплив на лінійно-кутові розміри.	1. Підвищення точності вимірювання за рахунок корегування похибок від дії зовнішніх дестабілізуючих факторів.
2. Математична модель теплового стану конструкторів що підтверджує функціонування приладу в умовах експлуатації і мінімізує відхилення геометричних розмірів.	2. Удосконалення способу проектування та дослідження впливу температурних режимів на лінійні розміри корпусних деталей літака.
3. Розробка алгоритму процесу вимірювання з використанням рівняння температурних режимів елементів конструкторів складної форми.	3. Підвищення точності та швидкості вимірювання параметрів деталей.

Даним актом засвідчується, що матеріали проведеної науково-дослідної роботи впроваджені при виготовленні корпусних деталей літака, а саме метод вимірювання лінійно-кутових розмірів з високою точністю та швидкістю.

Комісія підтверджує, що результати науково-дослідної роботи Галицького В.А. представляють інтерес для спеціалістів ДП «ЗАВОД 410 ЦА».

Взаємних фінансових претензій організації не мають.

Головний конструктор



О.В. Кіпров

Головний метролог – начальник ЦЗЛ



І.І.Бобор

Начальника лабораторії НК

О.М. Жорноклей

ДЕРЖАВНИЙ КОНЦЕРН «УКРОБОРОНПРОМ»
The State Concern UKROBORONPROM

Публічне акціонерне товариство
«Науково-виробниче об'єднання
«КИЇВСЬКИЙ ЗАВОД»



Public Joint Stock Company
«Research-and-Production Association
«KYIV AUTOMATICS PLANT»

вул. Старокиївська, 10, м. Київ, 04116 Україна
Тел./факс: +38044-236-62-75
http://www.kza.com.ua E-mail: kza@kza.com.ua

10 Starokyivska str., Kyiv, 04116, Ukraine
Tel/fax: +38044-236-62-75
http://www.kza.com.ua E-mail: kza@kza.com.ua

«ЗАТВЕРДЖУЮ»

Перший заступник
Голови Правління,
Головний Інженер
В.Г. Цірук
« » 2019р.



**АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ
результатів дисертаційної роботи**

Ми, що нижче підписалися, начальник СКБ Петренко О.В., головний метролог Малахов В.В., начальник ЦЗЛ Пашнюк Г.Г. склали дійсний акт про те, що результати дисертаційної роботи здобувача Галицького Вячеслава Анатолійовича впроваджені у практику контролю, метрологічної атестації та виробництва систем стабілізації на ПАТ «НВО «Київський завод автоматики».

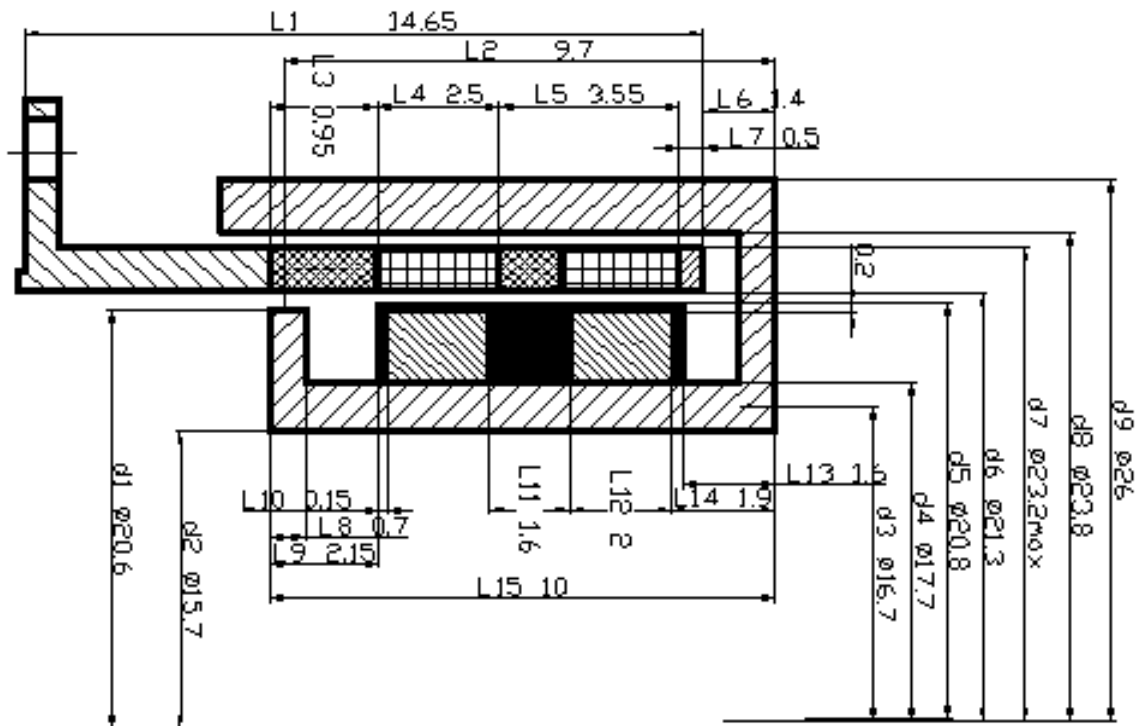
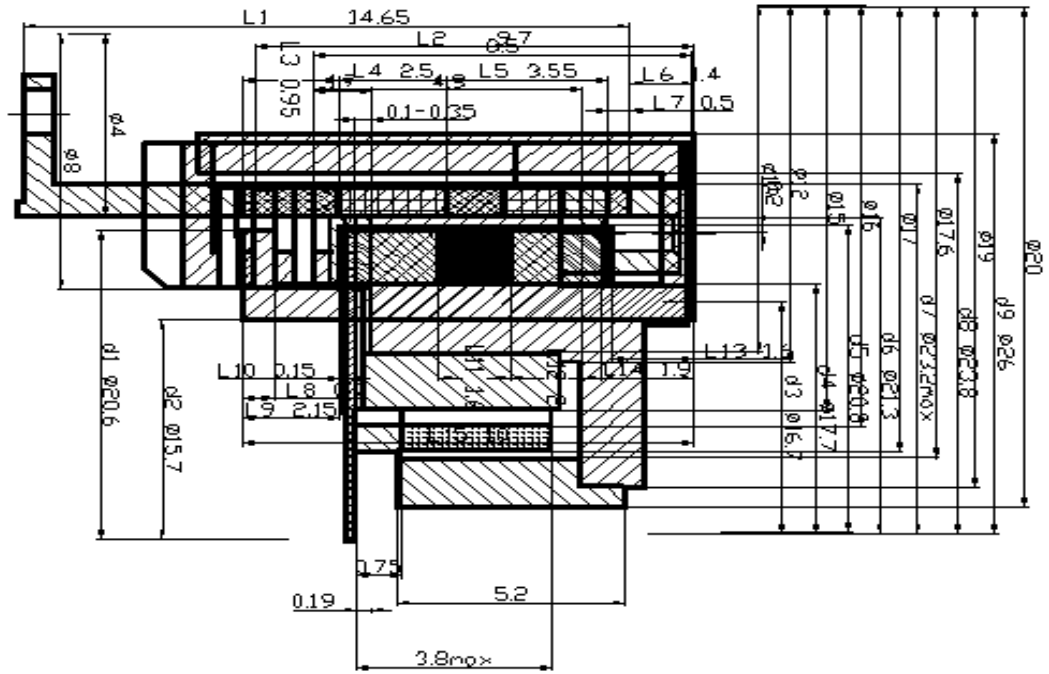
У роботі вирішені питання зменшення впливу дестабілізуючих факторів, що діють на блок гіроскопів під час роботи гіростабілізованої платформи, вимірювання збільшень інтегралів від проекції вектора абсолютної кутовий швидкості системи на вимірювальні осі гіроскопів. Запропоновано методику зменшення похибок, що виникають у робочих частинах гіроскопів. Доповнено математичну модель гіромотору, що дозволило покращити закон керування системою стабілізації. Запропоновано конструкцію стенду, яка дозволяє імітувати робочі навантаження систем стабілізації та проводити метрологічну атестацію приладів.

Використання результатів кандидатської роботи Галицького В.А. дало змогу покращити параметри гіротахометру ГТ-46 ЮКАИ.462539.046, що виготовляються підприємством та входять до складу складних вимірювальних та гіроскопічних систем стабілізації; знизити трудомісткість виготовлення складових частин за рахунок впровадження математичних моделей та САУ коригування похибок в блоці керування. Виготовлення стенду дало змогу здійснювати метрологічний контроль та атестацію приладів із необхідною точністю та навантаженням для гіроскопічних приладів, що входять до складу гіростабілізованих платформ без закупки дорогого обладнання.

Комісія підтверджує значний теоретичний та практичний внесок Галицького В.А. у розробку методу підвищення точності вимірювання прискорень і підтверджує практичний інтерес результатів роботи для фахівців ПАТ «НВО «Київський завод автоматики».

Начальника СКБ
Головний метролог
Начальник ЦЗЛ

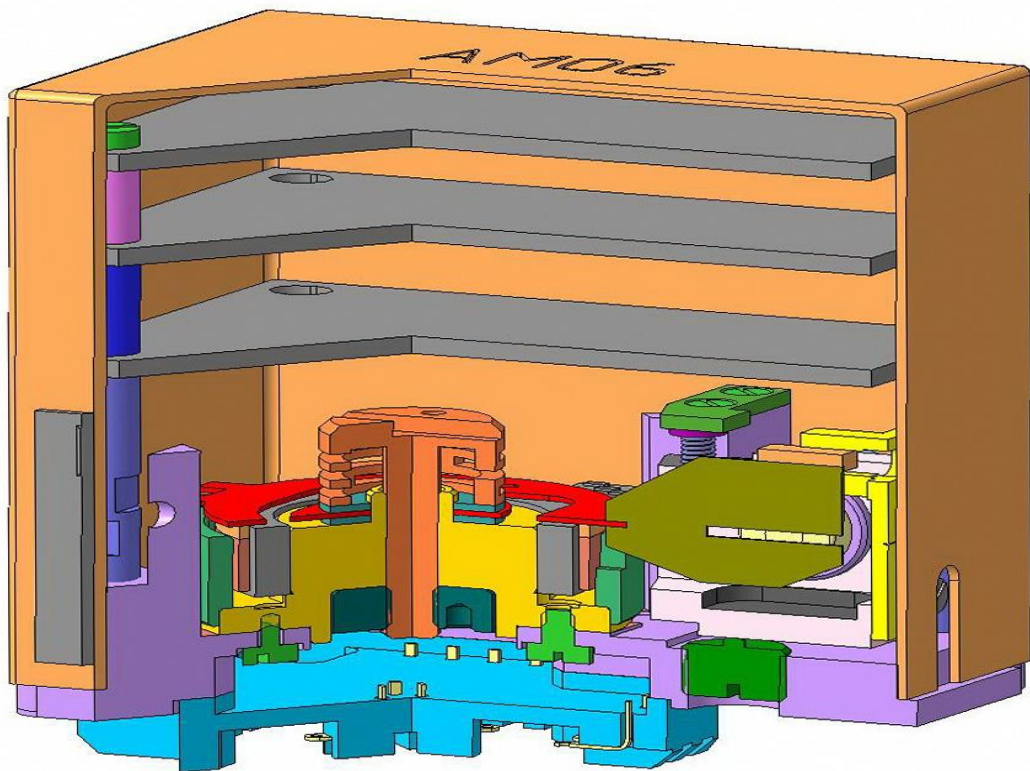
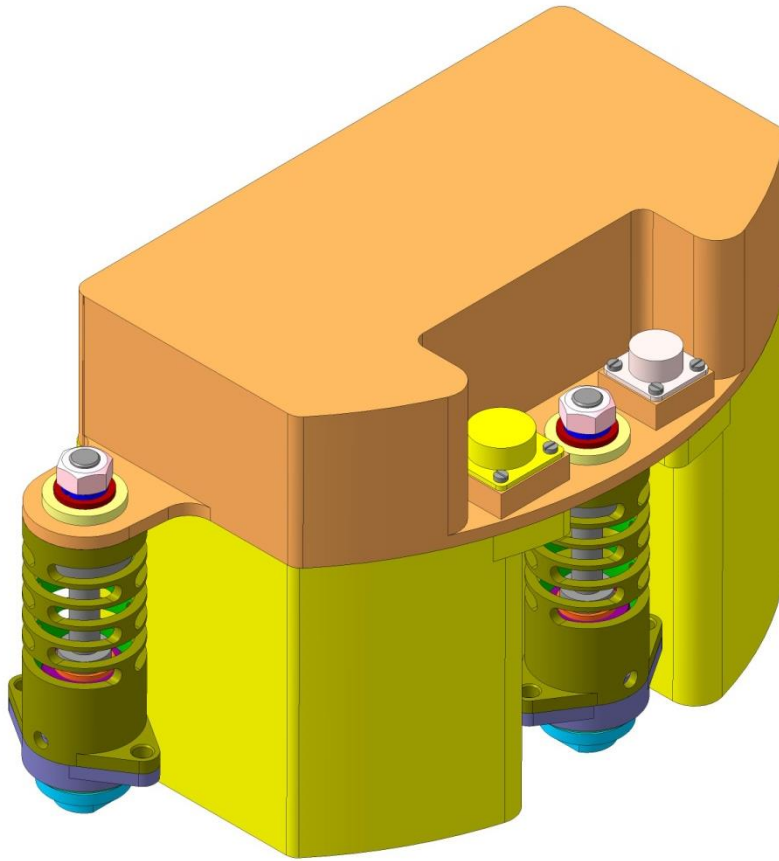
О.В. Петренко
В.В. Малахов
Г.Г. Пашнюк





Метрологічні характеристики датчика кутової швидкості безплатформенних інерціальних навігаційних системах ДНГ	Значення
Систематична складова швидкості дрейфу, яка не залежить від прискорення, кут.град/год, не більше	25
Систематична складова швидкості дрейфу, яка залежить від прискорення, кут.град/(год·g), не більше	15
Систематична квадратурна складова швидкості дрейфу, яка залежить від прискорення, кут.град/год, не більше	15
Випадкова складова швидкості дрейфу, яка не залежить від прискорення, кут.град/год, (2σ) не більше	0,4
Випадкова квадратурна складова швидкості дрейфу, яка залежить від прискорення, кут.град/(год·g), (2σ) не більше	0,5
Випадкова складова швидкості дрейфу, яка залежить від прискорення, кут.град/(год·g), (2σ) не більше	0,4
Випадкова складова швидкості дрейфу, яка не залежить від прискорення, від запуску до запуску, кут.град/год, (2σ) не більше	1
Випадкова квадратурна складова швидкості дрейфу, яка залежить від прискорення, від запуску до запуску, кут.град/(год·g), (2σ) не більше	0,6
Випадкова складова швидкості дрейфу, яка залежить від прискорення, від запуску до запуску, кут.град/(год·g), (2σ) не більше	0,6
Систематична складова швидкості дрейфу, яка залежить від змінення температури на 1°C, кут.град/год·°C, не більше	0,2
Похибка масштабного коефіцієнта (2σ)	$5 \cdot 10^{-4}$
Діапазон вимірювання кутових швидкостей, кут.град/с, не більше	120
Час точностної готовності, хв, не більше	2
Час входження ротора в синхронізм, с, не більше	2
Маса, г, не більше	130
Габарити, мм, не більше	Ø39×33,5

Конструкція приладу вигідно відрізняється від аналогів малими габаритами, наявністю двох осей чутливості та високою точністю параметрів приладу.



Робоче місце
для випробування акселерометрів
при підвищеній та пониженій температурі

