

На правах рукописи


УДК 629.7.05

Тан Синюань

**АППАРАТНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ
ОБЕСПЕЧЕНИЕ АТТЕСТАЦИИ
ДИНАМИЧЕСКИ НАСТРАИВАЕМОГО ГИРОСКОПА**

Специальность 05.11.03 – Приборы навигации

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва 2018 г.

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)».

Научный руководитель: **Подчерцев Виктор Павлович**
кандидат технических наук

Официальные оппоненты: **Никифоров Виталий Меркурьевич**
доктор технических наук, профессор, академик АНУД, начальник отдела организационно-методической координации научных функций ФГУП «НПЦ автоматики и приборостроения им. акад. Н.А. Пилюгина»

Редькин Сергей Петрович
доктор технических наук, заместитель генерального директора по научной работе АО «Инерциальные технологии «Технокомплекса»»

Ведущая организация: **ФГБОУВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г. Москва**

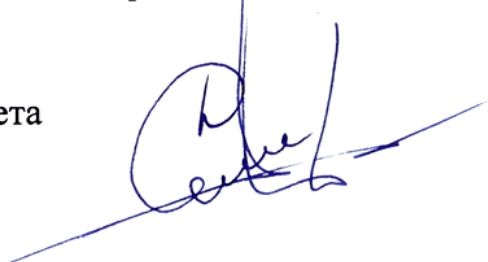
Защита диссертации состоится «16» мая 2018 г. В 12 часов 00 минут на заседании диссертационного совета Д 212.141.19 при Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» по адресу: 105005, г. Москва, ул. 2-я Бауманская, д. 5, стр. 1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана и на сайте организации www.bmstu.ru.

Ваш отзыв на автореферат в двух экземплярах, заверенных гербовой печатью организации, просим направлять на имя ученого секретаря диссертационного совета Д 212.141.19 по адресу: 105005, г. Москва, ул. 2-я Бауманская, д. 5 стр. 1, МГТУ имени Н.Э. Баумана, НИИ РЛ.

Автореферат разослан « » марта 2018 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета
к.ф.-м.н.



Д.А. Семеренко

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность. Основной задачей инерциальных навигационных систем (ИНС) является определение параметров движения объектов различного назначения без использования внешних источников информации, используя лишь показания бортовых чувствительных элементов (ЧЭ), в качестве которых используются гироскопические датчики угловой скорости (ДУС) и акселерометры. Динамически настраиваемый гироскоп (ДНГ), как прецизионный гироскоп инерциального класса, широко используется в качестве чувствительного элемента гиросtabilизированных платформ ИНС, бесплатформенных ИНС и различных систем ориентации и т.д.

Развитие авиации, ракетной техники, морского флота и исследование космического пространства невозможно без создания высокоточных и надежных систем ориентации приемлемой стоимости и малым временем готовности, что непосредственно связано с совершенствованием датчиков первичной информации и, в частности, гироскопических приборов. На точность решения основной задачи навигации – определения местоположения объекта в заданной системе координат, существенное влияние оказывают погрешности чувствительных элементов в условиях эксплуатации, что требует знания математических моделей этих погрешностей для разработки соответствующих алгоритмов их компенсации. Для идентификации и определения коэффициентов математических моделей погрешностей ЧЭ требуется проведение специальных тестов, что составляет главную задачу при испытаниях инерциальных датчиков перед их установкой в ИНС.

Особенностью ДНГ является наличие многих факторов, определяющих его погрешности, это – постоянные линейные ускорения, угловые и линейные вибрации, моменты на двойной частоте вращения привода, изменение угловой скорости вращения, непересечение осей карданного подвеса, квадратурные моменты, газодинамические моменты, внешние магнитные поля и т.д. Все эти погрешности в той или иной степени были исследованы учеными В.А. Матвеева, В.П. Подчезерцева, Д.С. Пельпора, Л.З.Новикова, Craig R. и других.

Компоненты составляющих собственной скорости прецессии (ССП) ДНГ, такие как постоянные составляющие, составляющие, зависящие от g^1 и g^2 , а также масштабные коэффициенты гироскопа определяются при его аттестации на специализированных испытательных стендах. Полученные при аттестации данные, используются для последующей алгоритмической компенсации погрешностей, возникающих в условиях эксплуатации, что имеет важное практическое значение для повышения точностных характеристик гироскопа и инерциальных систем.

В соответствии с математической моделью СПП ДНГ, отражающей взаимосвязь выходных характеристик от конкретных механических эксплуатационных воздействий, основным требованием к стенду, на котором производятся испытания ДНГ, является возможность задания тарировочных воздействий в виде линейных ускорений и угловых скоростей.

Современные прецизионные испытательные стенды являются комплексом сложных механических, прецизионных измерительных и автоматических управляющих систем. Используемые в этих стендах фотоэлектрические растровые (импульсные) датчики угла, имеющие высокое разрешение и стабильность, а также прецизионные системы управления приводом позволяют проводить испытания гироскопов, как в режиме точного позиционирования, так и в режиме задания скорости вращения испытуемого прибора. При этом в режиме позиционирования угловое положение прибора относительно географической системы координат определяется с погрешностью, не превышающей $1''$, а в режиме задания скорости вращения обеспечивается широкий диапазон угловых скоростей (до $1400^\circ/\text{с}$) при высокой стабильности задаваемого значения угловой скорости (до 0.0001%). Указанные испытательные стенды разрабатываются для испытаний широкого ассортимента изделий и являются универсальными, поэтому эти стенды имеют крупные габариты и вес. Кроме того измерительные и силовые системы этих стендов обладают высокой точностью, что приводит к усложнению конструкции, высокой себестоимости и повышению затрат на испытания.

В то же время из математической модели ССП ДНГ следует, что позиционирование платформы стенда относительно векторов угловой скорости Земли и ускорения свободного падения позволяет выделить все необходимые коэффициенты данной модели. Таким образом, возможности двухосного испытательного поворотного стенда, имеющего малые габариты, простую кинематику и низкую себестоимость, вполне могут быть использованы для аттестации ДНГ или других гироскопических ЧЭ инерциального класса, что представляется важной научно-технической задачей по обеспечению широкого круга разработчиков и исследователей доступными испытательными средствами.

Цель и задачи исследования. Целью диссертационной работы является обоснование, полученное на основе анализа уравнений движения ДНГ и его математической модели, требований к конструкции поворотного испытательного стенда, исследование основных элементов стенда и разработка алгоритмов его применения при определении параметров гироскопа инерциального класса с требуемой для практики точностью.

Для достижения указанной цели были поставлены и решены следующие научно-технические задачи:

1. На основе анализа уравнений движения ДНГ и математической модели его погрешностей в условиях механических воздействий, определить все необходимые ориентации гироскопа относительно географической системы координат, для определения всех компонент этой модели.
2. Разработать кинематическую схему испытательного стенда и поворотно-арретирующего механизма в среде 3-D моделирования SolidWorks, обеспечивающую все требуемые положения и высокую повторяемость ориентации платформы, при проверке параметров гироскопа.
3. Разработать математическую модель собственной скорости прецессии ДНГ, учитывающей неточность ориентации платформы относительно географической системы координат.

4. Составить необходимые алгоритмы для определения компонент математической модели погрешностей и масштабных коэффициентов ДНГ на предложенной конструкции испытательного стенда, разработать и отладить необходимую сервисную электронику и программное обеспечение для проведения экспериментальных исследований по проверке предложенных алгоритмов аттестации.

5. Провести экспериментальные исследования работоспособности предложенной схемы испытательного стенда и алгоритмов работы, сравнить с результатами моделирования и теоретического анализа и выработать необходимые для дальнейшего совершенствования данного метода аттестации рекомендации.

Объектом исследования является двухосный поворотный стенд с установленным на нем ДНГ типа ГВК-6, а также алгоритмы позиционирования платформы стенда относительно географической системы координат и обработки информации получаемой с измерительных каналов гироскопа.

Предметом исследования является анализ влияния точностных характеристик испытательного стенда при различной ориентации его платформы на точность аттестации ДНГ.

Методы исследования. В работе диссертации использовались теория гироскопов и гироскопических систем, теория линейных векторных пространств, теория численного анализа и теория автоматического управления. При расчетах и моделировании применялись пакеты прикладных программ Matlab и MathCAD. Для разработки элементов конструкции двухосного поворотного стенда и имитации его движения использовался пакет 3-D моделирования SolidWorks. Разработано соответствующее программное обеспечение на языке C для управления разворотами платформы стенда, обработки в реальном времени и сохранения данных с измерительных каналов гироскопа на жесткий диск.

Достоверность подтверждается соответствием результатов, полученных математическим моделированием движения ДНГ совместно с двухосным поворотным стендом, с экспериментальными данными на испытательном стенде и образце гироскопа типа ГВК-6, проведенных в МГТУ им. Н.Э. Баумана по предложенной в работе методике.

Научная новизна работы

1. Разработана математическая модель ССП ДНГ в режиме ДУС, учитывающая неточности ориентации платформы относительно географической СК и позволяющая с высокой точностью определять масштабные коэффициенты и компоненты погрешностей ДНГ.

2. Разработана кинематическая схема поворотно-арретирующего устройства и двухосного контрольно-испытательного стенда, обеспечивающие все необходимые ориентации платформы относительно географической системы координат при аттестации ДНГ и высокую повторяемость позиционирования платформы в каждом положении.

3. Разработаны алгоритмы аттестации и программное обеспечение на предложенном двухосном стенде, позволяющее определять масштабные коэффициенты и составляющие математической модели погрешностей ДНГ в авто-

матизированном режиме.

Практическая значимость работы:

1. Разработанное поворотнo-арретирующее устройство, установленное на предложенном двухосном испытательном стенде, обеспечивает все необходимые развороты, требуемые для полной проверки параметров ДНГ, точное позиционирование платформы, а также имеет малые габариты и минимальное количество конструктивных элементов.

2. Разработанный алгоритм аттестации ДНГ, с учетом предварительной паспортизации отклонений реальной ориентации платформы в задаваемых положениях относительно базовой СК, связанной с основанием стенда, позволяет минимизировать трудоемкость проведения точностных испытаний ДНГ.

3. Созданный пакет программного обеспечения позволяет управлять разворотом и арретированием платформы стенда во всех положениях, проводить съем, обработку и сохранение данных, полученных при испытаниях гироскопов, в автоматизированном режиме по задаваемой программе при минимальном участии оператора.

4. Рассмотренный двухосный испытательный стенд может использоваться также для аттестации других гироскопов инерциального класса и акселерометров.

5. Разработано методическое пособие для студентов по проверке параметров ДНГ по курсу «Гироскопические приборы и системы ориентации».

Положения, выносимые на защиту:

– На основе анализа уравнений движения ДНГ разработана его математическая модель, учитывающая условия эксплуатации, и выявлены все необходимые ориентации относительно географической системы координат, обеспечивающие определение параметров этой математической модели.

– Для обеспечения всех требуемых ориентаций ДНГ при его аттестации предложено и проанализировано поворотнo-арретирующее устройство, обеспечивающее высокую повторяемость ориентации положений платформы, и хорошо вписывающееся в конструкцию поворотного стенда.

– Разработаны математическая модель ДНГ в режиме ДУС и алгоритмы аттестации, учитывающие неточности ориентации платформы относительно географической системы координат и позволяющие обеспечить высокую точность определения параметров гироскопа при проведении его аттестации.

Апробация работы. Основные положения диссертационной работы были доложены и обсуждены на конференциях:

– «Студенческая научная весна», МГТУ им. Н.Э. Баумана (Москва 2014, 2015, 2016),

– XXXVIII, XXXIX, XL и XLI академических чтений по космонавтике, посвященных памяти С.П. Королёва и других выдающихся отечественных учёных – пионеров освоения космического пространства МГТУ им. Н.Э. Баумана (Москва, 2014, 2015, 2016 и 2017).

Реализация и внедрение результатов. Полученные в диссертационной работе результаты внедрены в учебный процесс кафедры приборов и систем ориентации, стабилизации и навигации федерального государственного бюд-

жетного образовательного учреждения высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана» (национальный исследовательский университет) для выполнения лабораторных работ, проведения лекционных занятий.

Публикации. Основные результаты диссертации опубликованы в 8 научных работах общим объемом 2,32 п.л., в том числе в 3 статьях в изданиях, входящих в Перечень ВАК РФ.

Структура и объем работы. Диссертационная работа изложена на 110 страницах и содержит введение, четыре главы, заключение, список литературы из 61 наименований. Работа содержит 51 рисунков и 15 таблицы.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении рассматривается актуальность темы исследования, описана степень её разработанности, сформулирована цель исследования, определены объект и предмет исследования, представлены методы достижения поставленной цели, результаты выносимые на защиту, научная новизна и практическая значимость проведенной работы, структура диссертации.

В первой Главе приводится анализ достоинства и недостатки существующих прецизионных испытательных стендов используемых при испытаниях инерциальных систем и их чувствительных элементов. Анализируются основные факторы, определяющие точностные характеристики ДНГ в условиях эксплуатации. Дается численная оценка влияния каждого из рассмотренных факторов на характеристики гироскопа и делается вывод о необходимости точной аттестации инерциальных ЧЭ при их изготовлении для обеспечения эксплуатационных характеристик ИНС.

Составлены уравнения движения ДНГ на основе динамических уравнений Эйлера, которые определяют основные особенности движения ротора гироскопа при различных внешних воздействиях.

Уравнения движения ротора ДНГ относительно корпуса для двухкольцевого гироскопа с параллельным соединением карданных подвесов (наиболее часто используемого на практике) при движении основания с угловой скоростью и действии возмущающих моментов имеют в комплексной форме следующий вид:

$$\begin{aligned} & \left(p + j \frac{\Delta}{H} + \frac{1}{T} \right) \left(p - j \omega_n + \frac{1}{T_n} \right) \left(p - j(2\Omega - \omega_n) + \frac{1}{T_n} \right) \left(p - 2j\Omega + \frac{1}{T} \right) \theta(t) = \\ & = - (p - j\omega'_n) \left(p - j(2\Omega - \omega_n) + \frac{1}{T_n} \right) \left(p - 2j\Omega + \frac{1}{T} \right) \omega(t) + \\ & + \frac{1}{A} \left(p - j(2\Omega - \omega_n) + \frac{1}{T_n} \right) \left(p - 2j\Omega + \frac{1}{T} \right) M(t) + \\ & + \frac{\Delta'}{A} (p - j(2\Omega - \omega_n)) \left(\bar{\omega}(t) e^{2j\Omega t} \right) - \frac{\Delta''}{A^2} \bar{M}(t) e^{2j\Omega t}, \end{aligned} \quad (1)$$

где p – оператор дифференцирования; Ω – собственная скорость вращения вала привода; $A=B$, C – главные центральные моменты инерции ротора ДНГ; H – кинетический момент; $A_{1(2)}$, $B_{1(2)}$, $C_{1(2)}$ – главные центральные моменты инерции

1-го и 2-го кольца; $K_1=0,5(K_{x1}+K_{y1})$, $K_2=0,5(K_{x2}+K_{y2})$ – средние (по осям x и y) угловые жесткости 1-го и 2-го подвеса; $\omega=\omega_x+j\omega_y$ – угловая скорость корпуса гироскопа; ω_n – нутационная частота; T и T_n – постоянные времени ДНГ и затухания нутационных колебаний; $J_1=0,5(A_1+B_1-C_1)$, $J_2=0,5(A_2+B_2-C_2)$ – разностные моменты инерции 1-го и 2-го кольца; $\Delta=K_1+K_2-J_1\Omega^2-J_2\Omega^2$ – остаточная (нескомпенсированная) угловая жесткость карданного подвеса; $M=M_x+jM_y$ – возмущающий момент; $\theta=\theta_x+j\theta_y$ – отклонение ротора относительно корпуса гироскопа; $\Delta'=-\Delta_1+\Delta_2+K_{x1}-K_{x2}$; $\Delta''=\Delta_1-\Delta_2-K_{y1}+K_{y2}$; $\omega'_n=\omega_n\left(1-\frac{J_1-J_2}{C}\right)$; $\bar{\omega}=\omega_x-j\omega_y$; $\bar{M}=M_x-jM_y$

На практике все настройки и контрольно-поверочные испытания ДНГ проводятся в режиме ДУС. Пренебрегая коэффициентами демпфирования, определяющими постоянные времени T и T_n , а также моментами и угловыми скоростями на двойной частоте вращения вала, уравнение (1) после преобразования по Лапласу, с учетом момента, развиваемого датчиком момента (ДМ) $-jKW(s)\theta(s)$, приводится к комплексному виду:

$$A(s-j\omega_n)(\dot{\theta}(s)+\omega(s))=M(s)+jKW(s)\theta(s)$$

где $K=K_\theta \cdot K_y \cdot K_m$ – крутизна контура обратной связи (КОС), определяемая крутизнами датчика угла, момента и усилителя КОС; $KW(s)=K \frac{1+T_1s}{T_1s(1+T_2s)^2}$ – передаточная функция усилителя КОС.

В Таблице 1 приведена классификация основных факторов, определяющих погрешности ДНГ.

Таблица 1.

№	Основные факторы	Формула
1	Статическая ошибка	$\omega_1 = -\left(j\frac{\Delta}{H} + \frac{1}{T}\right)\theta$
2	Угловые колебания корпуса гироскопа с двойной частотой собственного вращения вала	$\omega_2 = j\frac{K_{x1}-K_{x2}}{2H}\bar{\psi}_{2\Omega}$
3	Внешние моменты, приложенные к ротору на двойной частоте собственного вращения	$\omega_3 = j\frac{K_{y2}-K_{y1}}{4H^2\Omega\left(2\frac{A}{C}-1\right)}\bar{M}_{2\Omega}$
4	Квадратурные моменты M_K	$\omega_4 = j\frac{M_K}{H \cdot g}a$
5	Смещение Δ_z центра масс ротора ДНГ вдоль его оси вращения	$\omega_5 = \frac{m \cdot \Delta_z}{H}a$
6	Неравножесткость карданного подвеса ДНГ	$\omega_6 = m^2 \frac{R_z - R_r}{2H R_r R_z} a_z a$

где $a=a_x+ja_y$ – кажущееся ускорение, m – масса ротора гироскопа, R_z , R_r – линейные жесткости подвесов вдоль оси вращения и радиальной оси.

Математическая модель ССП гироскопа в режиме ДУС в установившемся или медленно изменяющемся движении ротора, при отсутствии статической ошибки контура обратной связи, может быть записана в следующем виде:

$$\begin{cases} \omega_{ox} + \omega_{gx}a_x - \omega_{квх}a_y + \omega_{н}a_xa_z + K_xJ_x + K_{xy}J_y = \omega_{хк} \\ \omega_{oy} + \omega_{квы}a_x + \omega_{gy}a_y + \omega_{н}a_ya_z + K_{yx}J_x + K_yJ_y = \omega_{ук} \end{cases}, \quad (2)$$

где: J_x и J_y – значения токов от ДМ, K_x , K_y и K_{xy} , K_{yx} – основные и перекрестные масштабные коэффициенты ДМ по угловой скорости, ω_{ox} , ω_{oy} – постоянные составляющие дрейфа гироскопа, $\omega_{хк}$, $\omega_{ук}$ – компоненты угловой скорости корпуса гироскопа, ω_g , $\omega_{н}$ и $\omega_{кв}$ – коэффициенты математической модели погрешности ДНГ, связанные с осевым смещением центра масс ротора, неравножесткостью подвеса и квадратурными моментами. Поскольку величина коэффициента неравножесткости $\omega_{н}$ весьма мала для реальных карданных подвесов ДНГ, то при испытании на неподвижном основании его не учитывают.

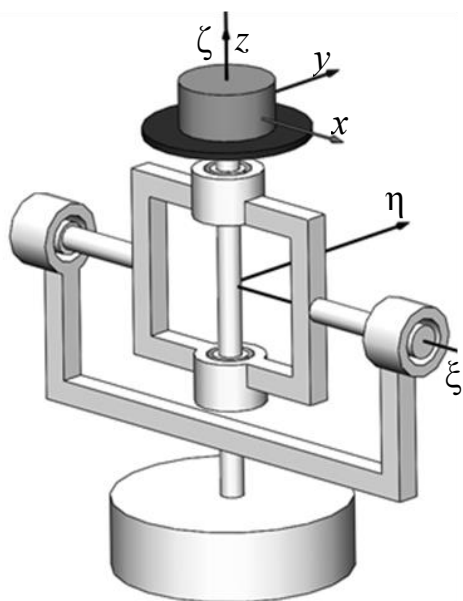


Рис.2. Кинематика двухосного испытательного стенда

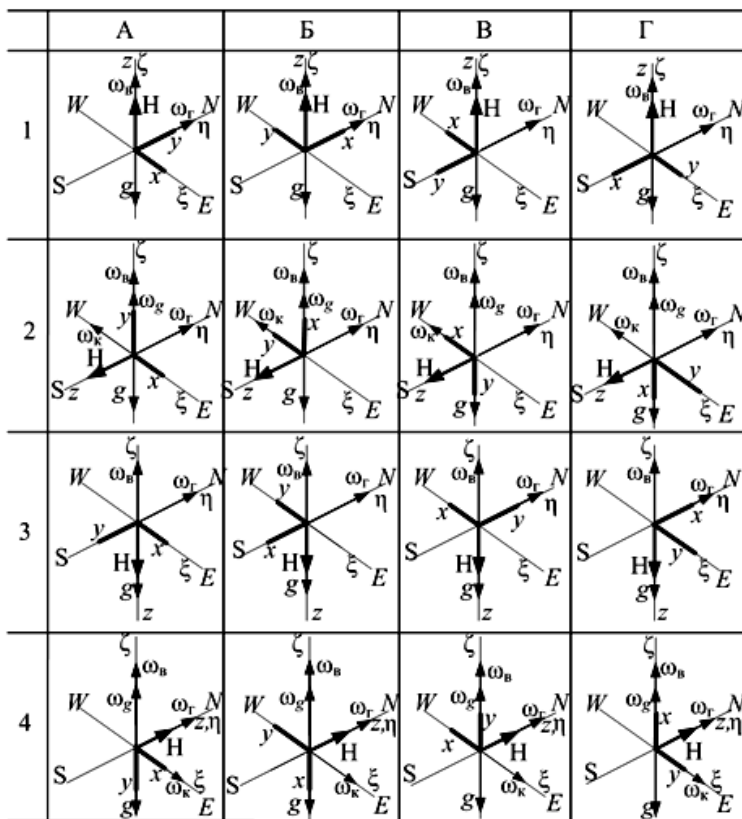


Рис.1. Положения ДНГ относительно географической СК при испытании

Таким образом, установка ДНГ в различные положения по отношению к вектору угловой скорости собственного вращения Земли и ускорения свободного падения и измерение токов в обмотках ДМ гироскопа в каждом из этих положений (Рис.1), позволяют рассчитать параметры математической модели (2): составляющие ССП и масштабные коэффициенты гироскопа.

Все указанные на Рис.1 положения могут быть реализованы на двухосном поворотном стенде, представленном на Рис.2.

Во второй Главе предложен вариант двухосного автоматизированного испытательного стенда с поворотно-арретирующим механизмом, удовлетворяющего требованиям высокой повторяемости и надежного аррети-

рования в каждом положении платформы при аттестации ДНГ. Разработана кинематика и проведено моделирование движения платформы этого стенда в программной среде объемного проектирования SolidWorks.

Конструкция двухосного испытательного стенда представлена на Рис.2. Платформа 4 и рамка 2, изготовленная из алюминиевого сплава, установлена в радиально-упорных шарикоподшипниках и вращается, с помощью электродвигателей постоянного тока 7 и 8 типа ДПР-42, через редукторы 9 и 13 с передаточным коэффициентом равным 250. Опоры 11 позволяют обеспечить точную регулировку платформы в плоскость горизонта. Через разъемы 12 и 10 осуществляется подача питания в систему и съем информации. Кулачки 6 обеспечивают замыкание микропереключателей 5, типа ПМ22 установленных на основании 1 и рамке 2 через 45° , служащих для индикации положений платформы вокруг двух осей в процессе испытаний. Сигналы от микропереключателей шифруются в цифровой код и поступают в ПЭВМ, а программа обработки сигналов идентифицирует положение платформы, и если это положение соответствует задаваемому, то отключает двигатели платформы и начинает измерение токов датчиков момента ДНГ.

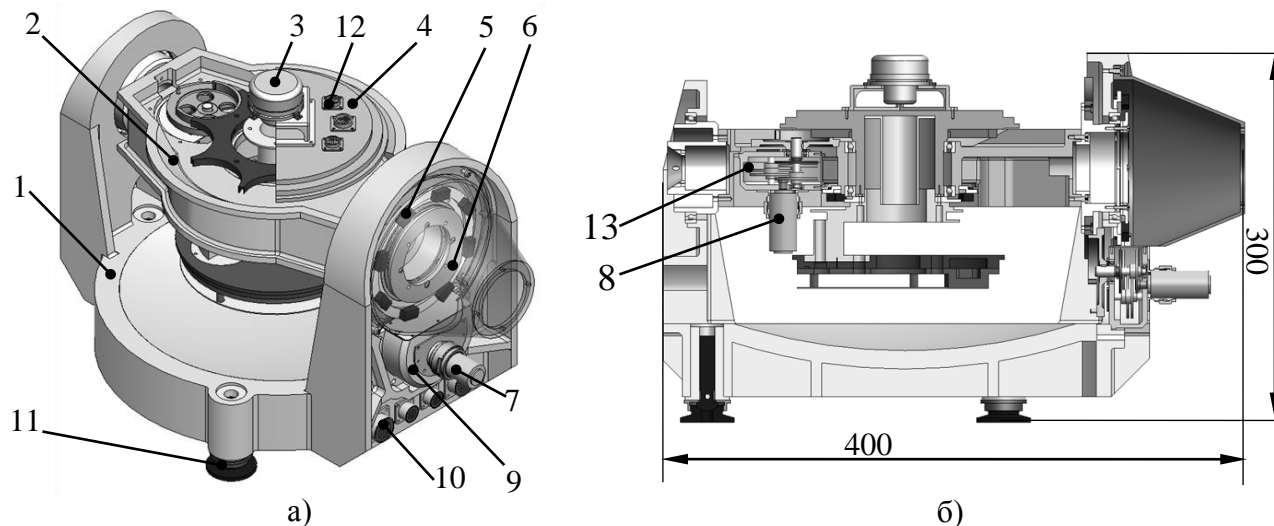


Рис.2. Конструкция двухосного поворотного стенда – а), и его разрез – б)

Основные характеристики двухосного поворотного стенда для аттестации ДНГ представлены ниже:

1. Максимальная грузоподъемность: 5 кг.
2. Габариты двухосного поворотного стенда: 400×300×300 мм.
3. Диапазон разворота платформы стенда: $\pm 165^\circ$ вокруг осей ξ и z вращения рамки и платформы.
4. Повторяемость задаваемых углов поворота стенда в заарретированных положениях не хуже 30 угл.сек.

В качестве исполнительного элемента стенда использовано и промоделировано поворотнo-арретирующее устройство на основе мальтийского механизма, конструкция которого представлена на Рис.3. Оно состоит из мальтийского креста 1 и кулачка 3 с поводком 4, и обеспечивает развороты и арретирование платформы в задаваемых положениях. Мальтийский крест поворачивается вокруг оси $z-z_1$, а кулачок вращается вокруг оси z_1-z_1 .

При движении поводка 4 по направляющим пазам 2, платформа, на которую установлен калибруемый гироскоп, поворачивается и, при непосредственном контакте поверхностей S_1 и S_2 мальтийского креста (1) и кулачка (3), платформа арретируется. Для исключения заклинивания механизма и обеспечения плавности процессов разарретирования и арретирования платформы должно выполняться условие: $\varphi + \vartheta = 180^\circ$.

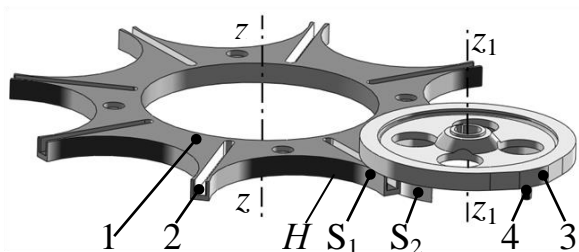


Рис.3. Механизм поворота и арретирования платформы испытательного стенда

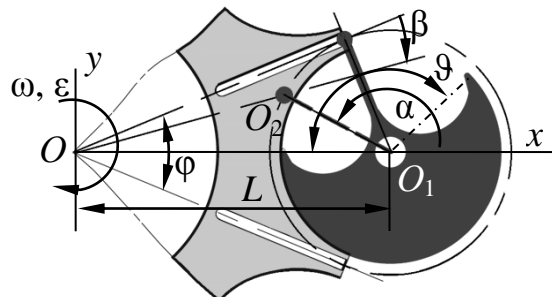


Рис.4. Кинематика движения мальтийского механизма

Из анализа кинематики механизма, показанного на Рис.4, следует, что движение мальтийского креста (платформы) при повороте поводка в пределах $0^\circ \leq \alpha \leq 360^\circ$, характеризуется следующими соотношениями:

$$\beta(\alpha) = \begin{cases} 0, & \text{при } 0 \leq \alpha \leq \alpha_1 \\ \frac{\varphi}{2} - \arctan\left(\frac{\lambda \sin \alpha}{1 + \lambda \cos \alpha}\right), & \text{при } \alpha_1 < \alpha < \alpha_2 \\ \varphi, & \text{при } \alpha_2 \leq \alpha \leq 360^\circ \end{cases}; \quad \omega(\alpha) = \begin{cases} 0, & \text{при } 0(\alpha_2) \leq \alpha \leq \alpha_1 (360^\circ) \\ -\frac{\lambda (\cos \alpha + \lambda)}{1 + 2\lambda \cos \alpha + \lambda^2} \dot{\alpha}, & \text{при } \alpha_1 < \alpha < \alpha_2 \end{cases}, \quad (3)$$

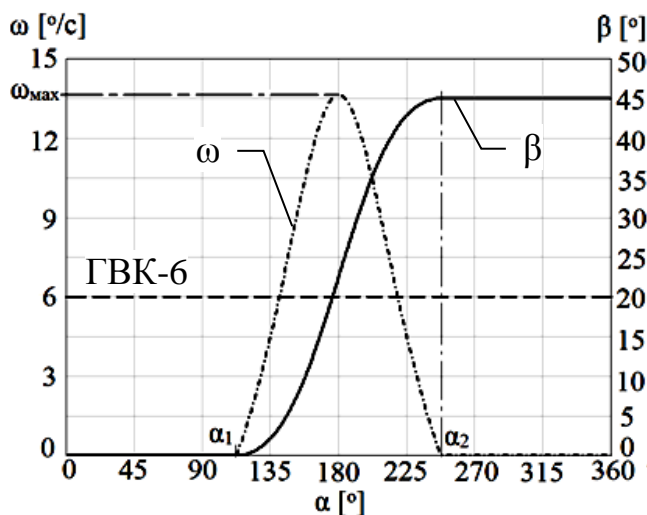


Рис.5. Зависимость угла поворота β и угловой скорости платформы ω от угла поворота поводка α

где: α и β – углы поворота поводка и креста (платформы); α_1 и α_2 – углы поворота поводка при его заходе в направляющий паз и выходе из паза креста; ω – угловая скорость креста; $\varphi = 360^\circ/n$ – угол между двумя пазами, определяемый числом положений платформы (в данной конструкции стенда $n=8$); $\lambda = \sin(0,5\varphi)$; $\dot{\alpha} = 22^\circ/\text{с}$ – угловая скорость поводка, определяемая скоростью вращения двигателя и редуктором. Графики параметров движения элементов мальтийского механизма представлены на Рис.5.

Для оценки динамики ДНГ при повороте платформы, определяемого

соотношениями (3), проведено моделирование его движения в программной среде Simulink (Matlab). Результаты моделирования показали, что максимальная скорость вращения платформы равна $13,6^\circ/\text{с}$ и превышает максимальную скорость прецессии испытываемого гироскопа типа ГВК-6 равную $6^\circ/\text{с}$. Датчик момента этого гироскопа не может создать достаточный управляющий момент, что может привести к отклонению ротора относительно корпуса до упора

($\theta_{\max}=0.5^\circ$) и потери его гироскопических свойств. Для предотвращения такой ситуации при испытании гироскопов с малыми угловыми скоростями управления, перед поворотом платформы вокруг горизонтальной оси станда (ортогональной оси кинетического момента гироскопа), необходимо разомкнуть КОС и отключить привод гироскопа. Далее, по окончании разворота и арретирования платформы в новом положении, можно снова включить его привод, замкнуть КОС и продолжить измерения.

Разработанное поворотно-арретирующее устройство имеет малые габариты и хорошо вписывается в конструкцию двухосного испытательного станда, а также, в силу своей кинематики, обеспечивает высокую точность при арретировании. Рассмотренный стенд имеет минимальное число конструктивных элементов и не требует применения достаточно сложных и дорогих измерительных и управляющих систем, что вполне приемлемо для большого круга потребителей, занимающихся разработкой, настройкой и исследованиями гироскопических приборов инерциального класса.

Разработано и рассчитано устройство упругой развязки (Рис.6) обеспечивающее гарантированный контакт арретируемых поверхностей механизма и точное позиционирование платформы.

В третьей Главе разработаны математическая модель ССП ДНГ в уста-

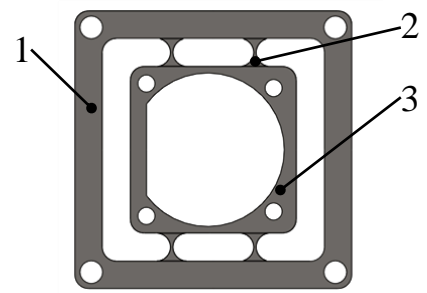


Рис.6. Кинематическая схема устройства упругой развязки:

- 1 – наружная рамка;
- 2 – упругие элементы;
- 3 – внутренняя рамка

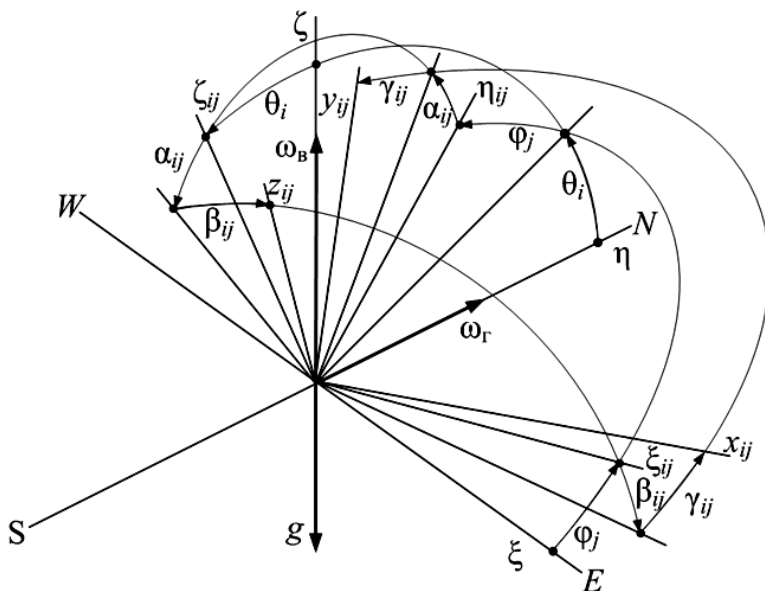


Рис.7. Системы координат, используемые для описания положения ДНГ:

$\xi\eta\zeta$ – географическая СК; $\xi\eta\zeta_{ij}$ – СК определяет задаваемые положения платформы; $x y z_{ij}$ – СК связана с корпусом гироскопа

новившемся режиме, учитывающая реальную ориентацию платформы относительно географической системы координат, и многопозиционная статическая методика испытания с соответствующим алгоритмом идентификации параметров модели ССП ДНГ. Приведены методы обработки данных получаемых в процессе испытаний.

На Рис.7 показаны СК, используемые для определения положения корпуса ДНГ относительно географической. Соотношения между ними можно записать в виде:

$$\begin{pmatrix} x_{ij} \\ y_{ij} \\ z_{ij} \end{pmatrix} = \tilde{\mathbf{A}}_{ij} \cdot \begin{pmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{pmatrix} = \mathbf{E}_{ij} \cdot \mathbf{A}_{ij} \cdot \begin{pmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{pmatrix}, \quad (5)$$

где $\mathbf{A}_{ij} = \begin{bmatrix} \cos \varphi_j & \cos \theta_i \sin \varphi_j & \sin \theta_i \sin \varphi_j \\ -\sin \varphi_j & \cos \theta_i \cos \varphi_j & \sin \theta_i \cos \varphi_j \\ 0 & -\sin \theta_i & \cos \theta_i \end{bmatrix}$ – матрица поворота, определяющая задаваемые положения платформы стенда $\xi\eta\zeta_{ij}$ относительно географической $\xi\eta\zeta$;

$$\mathbf{E}_{ij} = \begin{bmatrix} c\beta \cdot c\gamma & c\alpha \cdot s\gamma + s\alpha \cdot s\beta \cdot c\gamma & s\alpha \cdot s\gamma - c\alpha \cdot s\beta \cdot c\gamma \\ -c\beta \cdot s\gamma & c\alpha \cdot c\gamma - s\alpha \cdot s\beta \cdot s\gamma & s\alpha \cdot c\gamma + c\alpha \cdot s\beta \cdot s\gamma \\ s\beta & -s\alpha \cdot c\beta & c\alpha \cdot c\beta \end{bmatrix} \text{ – матрица погрешностей ориентации платформы, определяющая положения корпуса ДНГ } x_{z,ij}$$

относительно СК $\xi\eta\zeta_{ij}$. Здесь θ_i и φ_j обозначают повороты платформы стенда вокруг оси рамки ξ и оси z . Обозначения «с» и «s» являются сокращениями функций «cos» и «sin», а углы α , β и γ являются сокращениями α_{ij} , β_{ij} и γ_{ij} , определяющими неточность ориентации платформы относительно базовой СК связанной с основанием стенда.

С учетом реальной ориентации платформы в положениях, обозначаемых индексами i и j , математическая модель ССП ДНГ (2) в режиме ДУС может быть преобразована к следующей векторно-матричной форме

$$\mathbf{K} \cdot \bar{\mathbf{J}}_{ij} + \bar{\boldsymbol{\omega}}_0 + \boldsymbol{\omega}_n \cdot \bar{\mathbf{n}}_{ij} = \bar{\boldsymbol{\omega}}_{zij}, \quad (6)$$

где $\mathbf{K} = \begin{pmatrix} K_x & K_{xy} \\ K_{yx} & K_y \end{pmatrix}$, $\boldsymbol{\omega}_n = \begin{pmatrix} \omega_{gx} & -\omega_{kx} \\ \omega_{ky} & \omega_{gy} \end{pmatrix}$, $\bar{\boldsymbol{\omega}}_{zij} = \begin{pmatrix} a_{ij} & c_{ij} \\ b_{ij} & d_{ij} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \omega_\Gamma \\ \omega_B \end{pmatrix}$ – вектор угловой скорости корпуса гироскопа, определяемой горизонтальной ω_Γ и вертикальной ω_B составляющей угловой скорости Земли, $\bar{\mathbf{J}}_{ij} = \begin{bmatrix} J_{xij} & J_{yij} \end{bmatrix}^T$ – вектор токов моментных датчиков в положениях ij , $\bar{\mathbf{n}}_{ij} = \frac{1}{g} \cdot \bar{\mathbf{a}} = \begin{bmatrix} n_{xij} & n_{yij} \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} c_{ij} & d_{ij} \end{bmatrix}^T$ – вектор перегрузок, g – ускорение свободного падения, $\bar{\boldsymbol{\omega}}_0 = \begin{pmatrix} \omega_{0x} \\ \omega_{0y} \end{pmatrix}$, $a_{ij}, b_{ij}, c_{ij}, d_{ij}$ – элементы $\tilde{A}_{ij12}, \tilde{A}_{ij22}, \tilde{A}_{ij13}, \tilde{A}_{ij23}$ матрицы поворота $\tilde{\mathbf{A}}_{ij}$ соотношения (5).

На Рис.8 показаны стандартные положения гироскопа при аттестации на двухосном поворотном стенде, в соответствии с 8-позиционным методом испытания, при определении параметров модели (6). Из уравнений (6) по результатам испытаний в этих положениях получаем 8 векторно-матричных линейных уравнений, которые содержат неизвестные матрицы масштабных коэффициентов \mathbf{K} , компоненты погрешностей $\boldsymbol{\omega}_n$, зависящих от g , а также вектор постоянных составляющих $\bar{\boldsymbol{\omega}}_0$.

После исключения постоянных составляющих из полученной системы получаются 4 уравнения, которые преобразуются, применением операции конка-

тенации векторов полученных уравнений и свойства дистрибутивности умножения матриц, к двум матричным уравнениям:

$$\begin{cases} \mathbf{K} \left(\Delta \bar{\mathbf{J}}_{13}^1, \Delta \bar{\mathbf{J}}_{24}^1 \right) + \omega_n \left(\Delta \bar{\mathbf{n}}_{13}^1, \Delta \bar{\mathbf{n}}_{24}^1 \right) = \left(\Delta \bar{\omega}_{313}^1, \Delta \bar{\omega}_{324}^1 \right) \\ \mathbf{K} \left(\Delta \bar{\mathbf{J}}_{13}^2, \Delta \bar{\mathbf{J}}_{24}^2 \right) + \omega_n \left(\Delta \bar{\mathbf{n}}_{13}^2, \Delta \bar{\mathbf{n}}_{24}^2 \right) = \left(\Delta \bar{\omega}_{313}^2, \Delta \bar{\omega}_{324}^2 \right) \end{cases}, \quad (7)$$

где: матрицы $\left(\Delta \bar{\mathbf{n}}_{13}^i, \Delta \bar{\mathbf{n}}_{24}^i \right)$, $\left(\Delta \bar{\omega}_{313}^i, \Delta \bar{\omega}_{324}^i \right)$ и $\left(\Delta \bar{\mathbf{J}}_{13}^i, \Delta \bar{\mathbf{J}}_{24}^i \right)$ – представляют собой результирующие матрицы перегрузок, угловой скорости Земли и измеренных значений токов моментных датчиков.

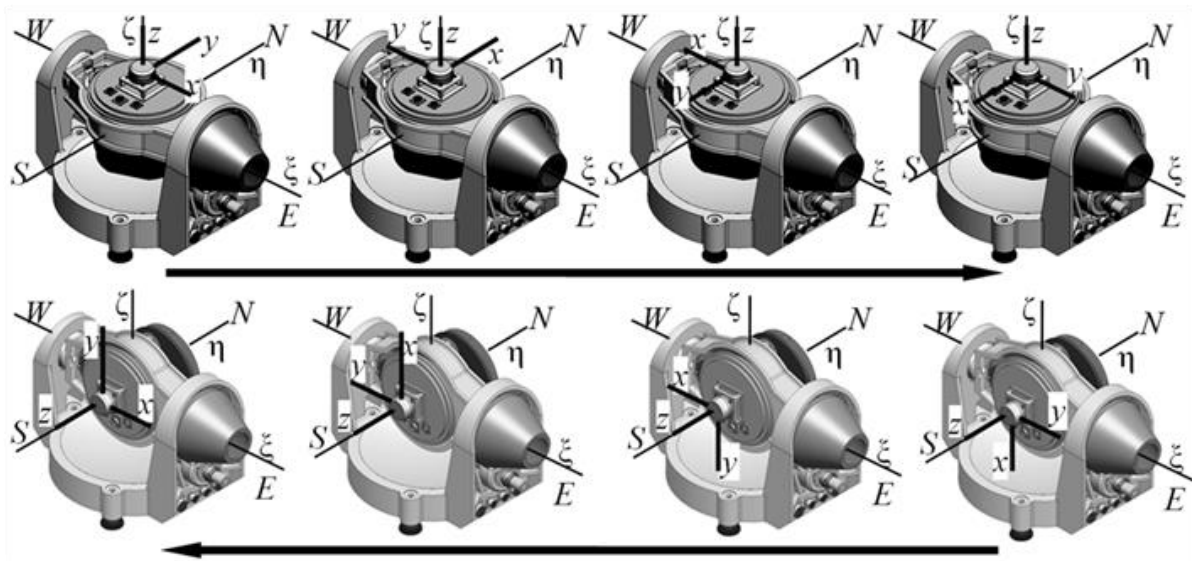


Рис.8. Положения гироскопа при аттестации: «1» (вверху) и «2» (внизу)

Для определения искомых параметров \mathbf{K} и ω_n из полученной системы (7) можно использовать два метода:

- аналитический метод решения;
- метод последовательных приближений.

Результаты моделирования аналитического метода показывают, что для любых значений отклонений реальных положений платформы от задаваемых (на практике углы отклонений не могут превышать 10°) этот метод позволяет определять параметры ДНГ с высокой точностью, сопоставимой с точностными характеристиками гироскопа, полученными при испытаниях на прецизионном поворотном стенде. Итерационный метод также хорошо работает, но имеет некоторые ограничения на отклонения реальной ориентации платформы относительно базовой СК, которые не должны превышать 15° .

В соответствии с предложенным алгоритмом аттестации гироскопа на двухосном поворотном стенде в 8 положениях, разработано программное обеспечение на языке С, осуществляющее следующие функции в процессе испытаний:

- определение положения платформы стенда в режиме реального времени,
- формирование команды на разворот и арретирование платформы в соответствии с методикой проведения испытаний,
- съем, обработку, запись на жесткий диск и вывод на экран монитора всей измерительной информации стенда,

- включение и отключение привода ДНГ и контура обратной связи гироскопа.

В четвертой Главе изготовлены и отлажены электромеханические элементы испытательного комплекса, электронные модули обеспечивающие взаимосвязь стенда и гироскопа с ЭВМ. Проведенные эксперименты по аттестации гироскопа ГВК-6 на стенде подтвердили работоспособность контрольно-измерительных функций стенда, и правильность полученных в теоретической части выводов по предложенной методике аттестации ДНГ. При помощи разработанного интерфейса программного обеспечения выполнена автоматизация экспериментальной проверки параметров ДНГ. При экспериментальной обработке предложенного алгоритма аттестации ДНГ в качестве метрологических эталонов угловой скорости и ускорения использовались геофизические параметры места проведения испытаний (г. Москва): ускорение свободного падения $g=9.82 \text{ м/с}^2$, проекции угловой скорости Земли $\omega_r=8.45^\circ/\text{ч}$, $\omega_b=12.44^\circ/\text{ч}$.

Поворотный стенд позволяет поворачивать платформу вокруг двух осей: O_z , связанной с платформой и O_ξ , связанной с рамкой стенда и устанавливать ее в 8 различных положений вокруг каждой оси (через 45°). В данной работе для определения параметров ДНГ используются только 4 положения вокруг оси O_z («А», «Б», «В», «Г») и 2 положения вокруг оси ξ («1» и «2») (в соответствии с Рис.8). На Рис.9 показана структура разработанного алгоритма аттестации ДНГ.

После ориентации стенда на Север проведено 4 измерения в одном запуске в положениях 1 и 2, и 4 запуска в каждом из этих положений, с определением математических ожиданий и среднеквадратических значений отклонений параметров: K_x , K_y , K_{xy} , K_{yx} , ω_{ox} , ω_{oy} , ω_g и ω_k . Результаты испытаний представлены в Таблице 2.

Для проверки алгоритма аттестации ДНГ учитывающего неточность ориентации платформы основание стенда поворачивалось вокруг вертикальной осина 10.75° . После этого повторялись испытания в положениях 1А...1Г и 2А...2Г. Углы, определяющие матрицу неточностей ориентации платформы относительно географической СК в арретируемых положениях, в которых про-

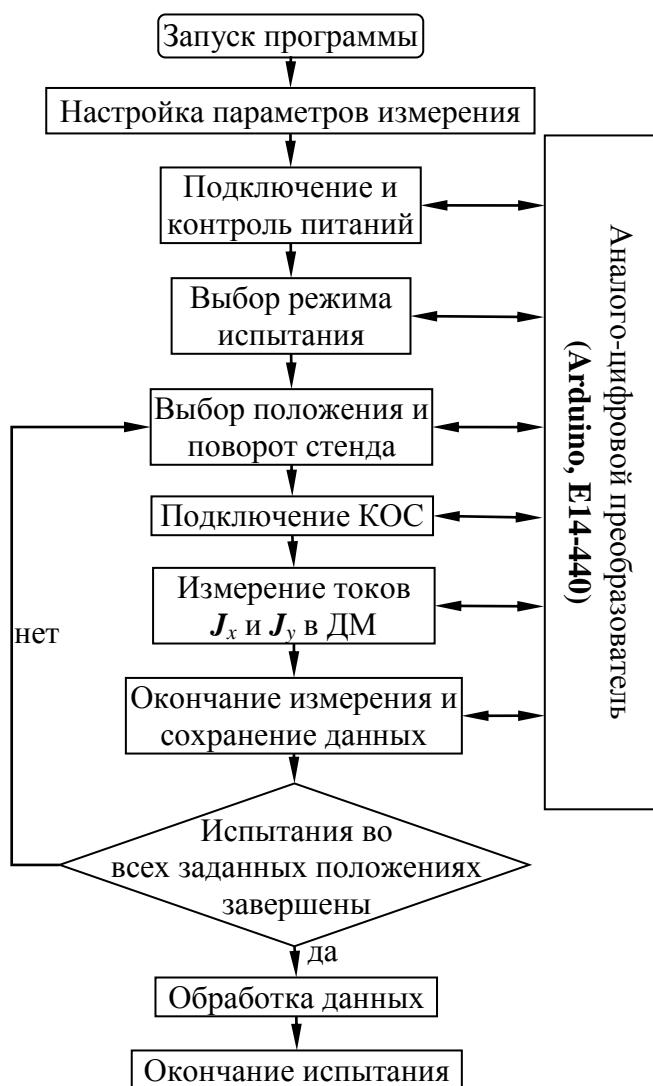


Рис.9. Алгоритм аттестации ДНГ

водились испытания, представлены в Таблице 3. Результаты испытаний представлены в Таблице 4.

Таблица 2.

	Результаты 4-х измерений в одном запуске		Результаты измерений в 4 запусках	
	Математические ожидания	Среднеквадратические отклонения	Математические ожидания	Среднеквадратические отклонения
K_x (°/ч/мА)	74.932	0.1183	74.822	0.0486
K_y (°/ч/мА)	74.437	0.0499	74.435	0.0673
K_{xy} (°/ч/мА)	1.502	0.0488	1.599	0.0549
K_{yx} (°/ч/мА)	-1.436	0.0982	-1.451	0.3175
ω_{0x1} (°/ч)	-1.101	0.0058	-1.108	0.0324
ω_{0x2} (°/ч)	-1.105	0.0021	-1.127	0.0163
ω_{0y1} (°/ч)	-0.881	0.0099	-0.957	0.0642
ω_{0y2} (°/ч)	-0.867	0.0015	-0.977	0.0751
ω_{KBx} (°/ч/г)	0.279	0.0057	0.310	0.0117
ω_{KBy} (°/ч/г)	0.260	0.0030	0.276	0.0153
ω_{gx} (°/ч/г)	2.050	0.0063	1.982	0.0457
ω_{gy} (°/ч/г)	2.070	0.0085	1.995	0.0485

Таблица 3.

Положения Углы (град.)	1, А	1, Б	1, В	1, Г	2, А	2, Б	2, В	2, Г
α	0	0	0	0	0	10.75	0	-10.75
β	0	0	0	0	10.75	0	-10.75	0
γ	10.75	10.75	10.75	10.75	0	0	0	0

Таблица 4.

	№ 1	№ 2	№ 3	Математическое ожидание	Среднеквадратическое значение отклонения
K_x (°/ч/мА)	74.784	74.872	74.741	74.799	0.0545
K_y (°/ч/мА)	74.321	74.430	74.364	74.372	0.0448
K_{xy} (°/ч/мА)	1.454	1.407	1.228	1.363	0.0974
K_{yx} (°/ч/мА)	-1.307	-1.558	-1.534	-1.466	0.1131
ω_{0x1} (°/ч)	-1.069	-1.073	-1.056	-1.066	0.0073
ω_{0x2} (°/ч)	-1.151	-1.143	-1.138	-1.144	0.0054
ω_{0y1} (°/ч)	-0.911	-0.897	-0.903	-0.904	0.0057
ω_{0y2} (°/ч)	-0.909	-0.905	-0.910	-0.908	0.0022
ω_{KBx} (°/ч/г)	0.318	0.325	0.293	0.312	0.0137
ω_{KBy} (°/ч/г)	0.286	0.320	0.326	0.311	0.0176
ω_{gx} (°/ч/г)	2.011	2.005	2.030	2.015	0.0107
ω_{gy} (°/ч/г)	2.013	2.018	2.008	2.013	0.0041

Из сравнения результатов испытаний в одном запуске в условиях выставки относительно географической СК с результатами имитирующими отклонение относительно нее (Таблица 5) видно то, что математическое ожидание измеряемых масштабных коэффициентов не превышает 0.18%, а постоянных составляющих погрешностей и погрешностей, зависящих от g не превышают 0.06 °/ч.

Таблица 5.

	Математическое ожидание в идеальном условии	Математическое ожидание в реальном условии	Абсолютная разница	Относительная погрешность, %
K_x (°/ч/мА)	74.932	74.799	0.133	0.177
K_y (°/ч/мА)	74.437	74.372	0.065	0.087
K_{xy} (°/ч/мА)	1.502	1.363	0.139	-
K_{yx} (°/ч/мА)	-1.436	-1.466	0.030	-
ω_{0x1} (°/ч)	-1.101	-1.066	0.035	-
ω_{0x2} (°/ч)	-1.105	-1.144	0.039	-
ω_{0y1} (°/ч)	-0.881	-0.904	0.023	-
ω_{0y2} (°/ч)	-0.867	-0.908	0.041	-
ω_{KBx} (°/ч/г)	0.279	0.312	0.033	-
ω_{KBy} (°/ч/г)	0.260	0.311	0.051	-
ω_{gx} (°/ч/г)	2.050	2.015	0.035	-
ω_{gy} (°/ч/г)	2.070	2.013	0.057	-

В качестве причин (помимо нестабильности самого гироскопа), вызывающих нестабильность токов в моментных датчиках при измерении, можно отметить:

- использование 10-разрядного АЦП,
- отсутствие, при проведении экспериментов, специального фундамента, исключающего влияние внешних механических воздействий на основание стенда,
- нестабильность сервисной электроники.

Для дальнейшего повышения точности аттестации гироскопа ДНГ на предложенном двухосном поворотном стенде в соответствии с разработанным алгоритмом необходимо выполнить ряд следующих требований:

1. Необходимо минимизировать количество отключений гироскопа и проводить измерения параметров прибора в одном запуске.
2. Применить 14-ти разрядный аналого-цифровой преобразователь.
3. Использовать высокостабильные элементы сервисной электроники.
4. Установить стенд на специальном «развязанном фундаменте» исключающем влияние внешних источников механических воздействий на платформу стенда.
5. Обеспечить точную ориентацию основания стенда относительно географической системы координат.
6. Аттестовать и паспортизовать реальную ориентацию платформы стенда в каждом положении относительно базовой системы координат, связанной с основанием стенда СК.

В заключении сформулированы основные результаты и выводы, полученные в диссертационной работе.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЫ

1. На основе дифференциальных уравнений движения ДНГ разработаны математическая модель и структурная схема гироскопа в режиме ДУС, анализ которой позволил сформировать параметры контура обратной связи ДУС оптимальные для проведения аттестации ДНГ на двухосном испытательном стенде.

2. Проведен анализ наиболее существенных факторов, определяющих по-

грешности ДНГ в условиях эксплуатации, на основе которых составлена математическая модель ССП гироскопа и предложен вариант кинематики поворотного стенда, реализующий измерение всех компонент полученной модели.

3. Разработан и проанализирован вариант конструкции поворотно-арретирующего механизма для малогабаритного двухосного испытательного стенда, обеспечивающего высокую повторяемость положений платформы стенда в процессе аттестации ДНГ. Предложено и рассчитано устройство упругой развязки обеспечивающее гарантированный контакт арретируемых поверхностей механизма и точное позиционирование платформы.

4. Разработана математическая модель ССП ДНГ в режиме ДУС, учитывающая реальную ориентацию платформы относительно географической СК, и позволяющая исключить влияние погрешностей этой ориентации на точность определения масштабных коэффициентов и компонент математической модели.

5. Разработанные алгоритмы аттестации и соответствующее программное обеспечение автоматизированного разворота платформы стенда в фиксированные положения относительно географической системы координат, с учетом возможности предварительной паспортизации неточности ориентации платформы относительно основания стенда, позволяет минимизировать трудоемкость проведения точностных испытаний ДНГ.

6. По результатам экспериментальных исследований подтверждена возможность разработанных методов ориентации и алгоритмов определять основные эксплуатационные параметры ДНГ с высокой точностью, даже при наличии погрешностей выставки платформы относительно географической системы координат, и даны рекомендации по обеспечению точностных испытаний гироскопа в реальных условиях.

Основные результаты диссертации опубликованы в следующих работах:

1. Тан Синюань. Автоматизация проверок параметров динамически настраиваемого гироскопа. Молодежный научно-технический вестник № 10, октябрь 2014, <http://sntbul.bmstu.ru/doc/737232.html>. (1 п.л./1 п.л.)

2. Подчерзцев В.П., Тан Синюань., Цинь Цзихао. Компоненты модели погрешностей динамически настраиваемого гироскопа. Авиакосмическое приборостроение. 2015 (№ 1). С. 8-18. (0,69 п.л./0,23 п.л.)

3. Тан Синюань, Подчерзцев В.П. Специализированное устройство контрольно-измерительного стенда для аттестации прецизионных гироприборов. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Приборостроение». 2016 (№ 6). С.15-30.(1 п.л./0,5 п.л.)

4. Синюань Т., Подчерзцев В.П. Алгоритмы аттестации динамически настраиваемого гироскопа в условиях реальной ориентации относительно географической системы координат. Инженерный журнал: наука и инновации, вып.10 (70) /2017. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-10-1691>. (0,94 п.л./0,47 п.л.)