

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: **Подчезерцев Виктор Павлович**  
кандидат технических наук

Официальные оппоненты: **Никифоров Виталий Меркуьевич**  
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](http://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 гиростабилизованных 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 ученых 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 ССП 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 гироприборов, 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  $1400 \text{ }^{\circ}/\text{s}$ ) 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 стендса относительно векторов угловой скорости Земли и ускорения свободного падения позволяет выделить все необходимые коэффициенты данной модели. Таким образом, возможности двухосного испытательного поворотного стендса, 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 стендса, исследование основных элементов стендса 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 стендса и поворотно-арретирующего механизма в среде 3-Д 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 стендса и имитации его движения использовался пакет 3-Д моделирования SolidWorks. Разработано соответствующее программное обеспечение на языке С для управления разворотами платформы стендса, 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, учитываящая 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 стендса, 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 поворотно-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 гироприборов 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 поворотно-арретирующее устройство, обеспечивающее высокую повторяемость ориентации положений платформы, и хорошо вписывающееся в конструкцию поворотного стендса.

– 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 рисунок 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. Даётся 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 двухколесного 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:

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

где  $p$  – оператор дифференцирования;  $\Omega$  – 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;  $\omega_n$  – 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 (некомпенсированная) 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-проверочные 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 крутизной 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 $\Delta_z$ 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:

$$\begin{cases} \omega_{ox} + \omega_{gx}a_x - \omega_{kvx}a_y + \omega_h a_x a_z + K_x J_x + K_{xy} J_y = \omega_{xk} \\ \omega_{oy} + \omega_{kvy}a_x + \omega_{gy}a_y + \omega_h a_y a_z + K_{yx} J_x + K_y J_y = \omega_{yk} \end{cases}, \quad (2)$$

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,  $\omega_{ox}$ ,  $\omega_{oy}$  – постоянные составляющие дрейфа гироскопа,  $\omega_{xk}$ ,  $\omega_{yk}$  – компоненты угловой скорости корпуса гироскопа,  $\omega_g$ ,  $\omega_h$  и  $\omega_{kv}$  – коэффициенты математической модели погрешности ДНГ, связанные с осевым смещением центра масс ротора, неравножесткостью подвеса и квадратурными моментами. Поскольку величина коэффициента неравножесткости  $\omega_h$  весьма мала для реальных карданных подвесов ДНГ, то при испытании на неподвижном основании его не учитывают.

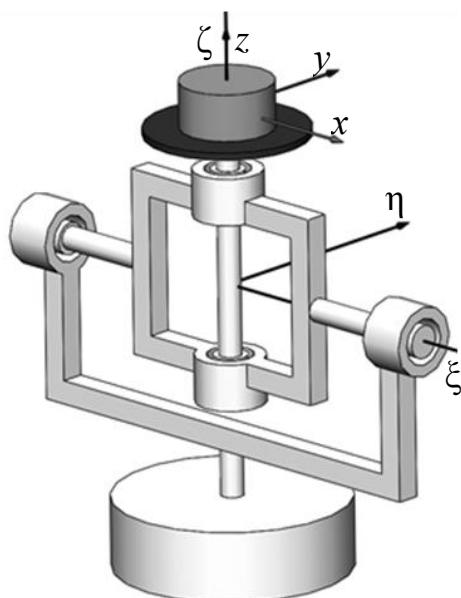


Рис.2. Кинематика двухосного испытательного стенда

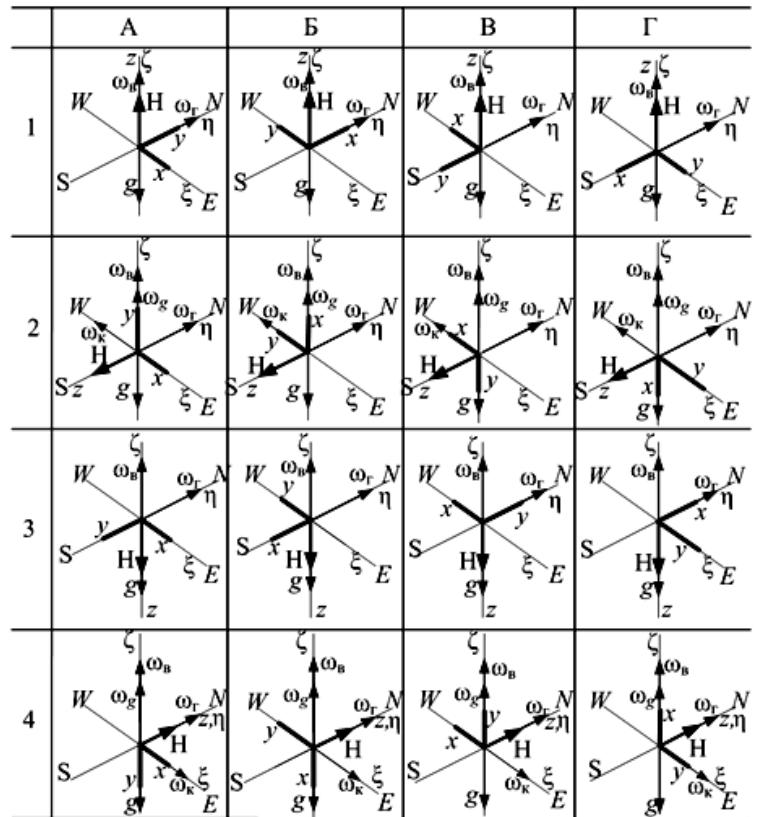


Рис.1. Положения ДНГ относительно географической СК при испытании

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  $45^\circ$ , 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.

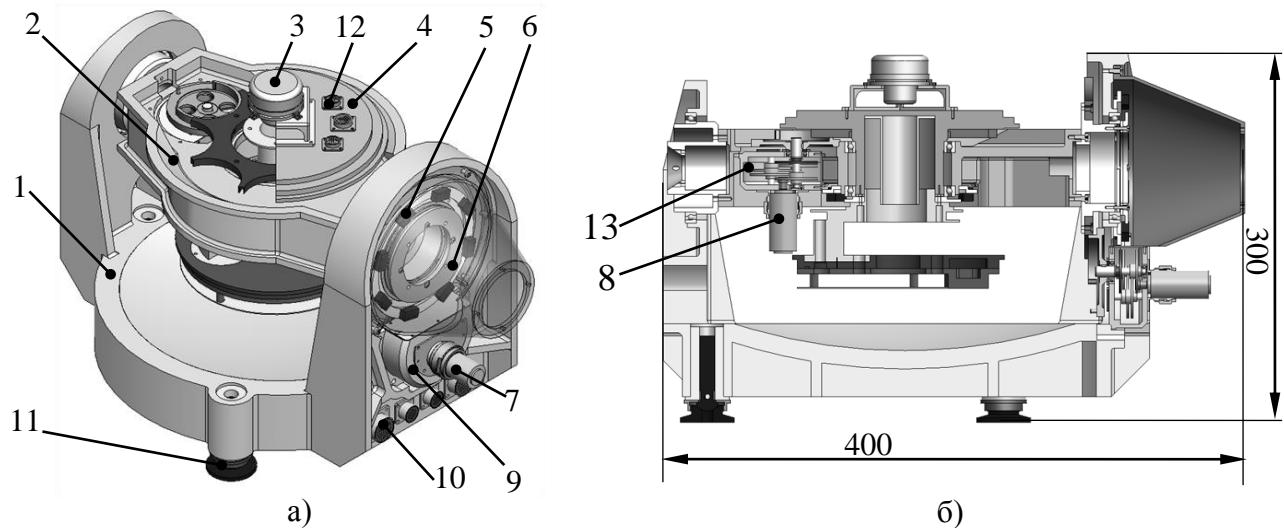


Рис.2. Конструкция двухосного поворотного стенда – а), и его разрез – б)

Основные характеристики двухосного поворотного стенда для аттестации ДНГ представлены ниже:

1. Максимальная грузоподъемность: 5 кг.
2. Габариты двухосного поворотного стенда:  $400 \times 300 \times 300$  мм.
3. Диапазон разворота платформы стенда:  $\pm 165^\circ$  вокруг осей  $\xi$  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 поворотно-арретирующее устройство на основе малтийского механизма, конструкция которого представлена на Рис.3. Оно состоит из малтийского креста 1 и кулачка 3 с поводком 4, и обеспечивает развороты и арретирование платформы в задаваемых положениях. Малтийский крест поворачивается вокруг оси  $z-z$ , 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:  $\phi + \theta = 180^\circ$ .

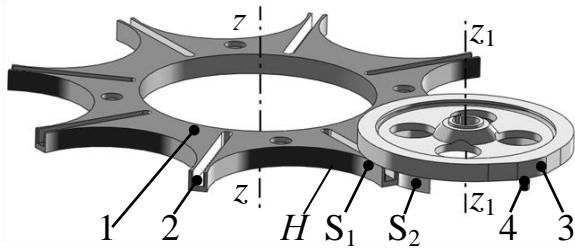


Рис.3. Механизм поворота и арретирования платформы испытательного стенда

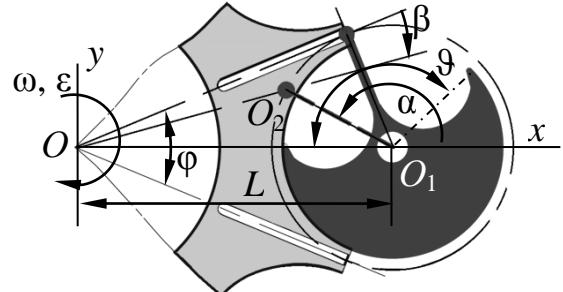


Рис.4. Кинематика движения мальтийского механизма

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:

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

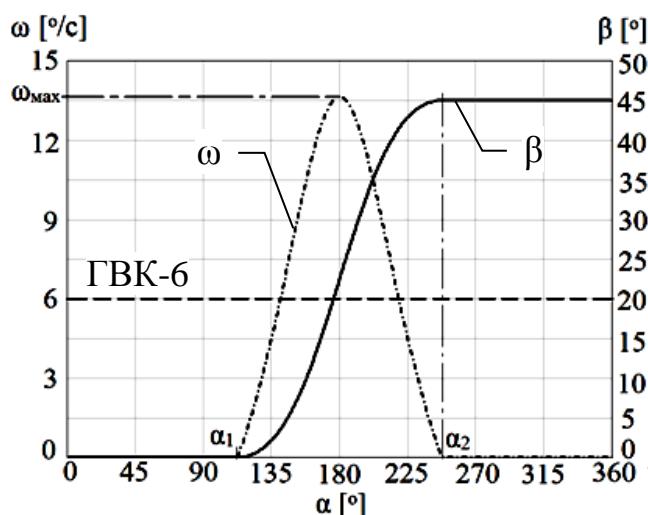


Рис.5. Зависимость угла поворота  $\beta$  и угловой скорости платформы  $\omega$  от угла поворота поводка  $\alpha$

где:  $\alpha$  и  $\beta$  – углы поворота поводка и креста (платформы);  $\alpha_1$  и  $\alpha_2$  – углы поворота поводка при его заходе в направляющий паз и выходе из паза креста;  $\omega$  – угловая скорость креста;  $\phi = 360^\circ/n$  – угол между двумя пазами, определяемый числом положений платформы (в данной конструкции стенда  $n=8$ );  $\lambda = \sin(0.5\phi)$ ;  $\dot{\alpha} = 22^\circ/\text{с}$  – 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 стенда (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 стенда, 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 связки (Рис.6) обеспечивающее гарантированный контакт арретируемых поверхностей механизма и точное позиционирование платформы.

**В третьей Главе** разработаны математическая модель ССП ДНГ в уста-

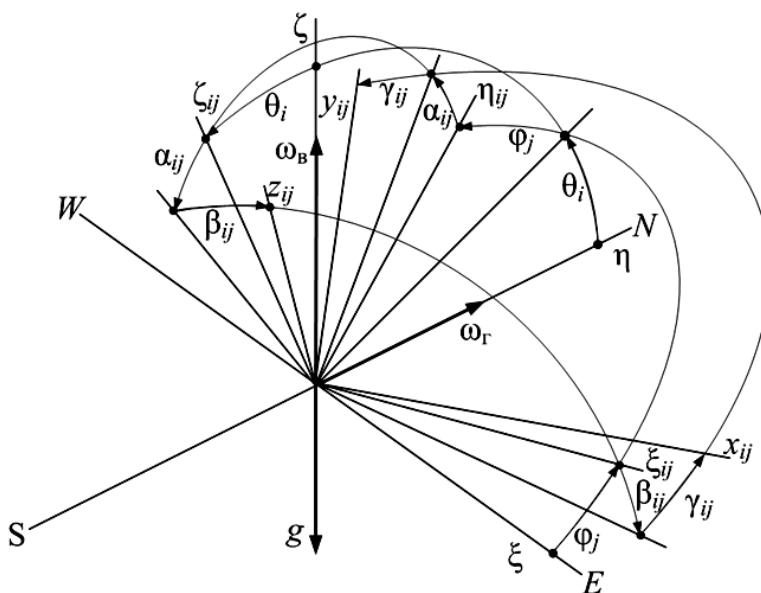


Рис.7. Системы координат, используемые для описания положения ДНГ:

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

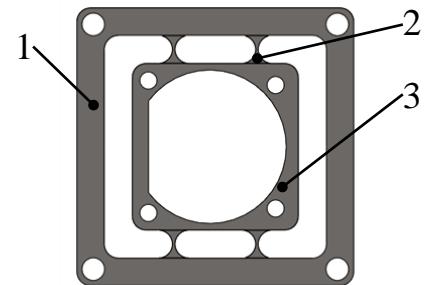


Рис.6. Кинематическая схема устройства упругой связки:

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

новившемся режиме, учитывая 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  $\xi\eta\zeta$ ;

$$\mathbf{E}_{ij} = \begin{bmatrix} c\beta \cdot c\gamma & c\alpha \cdot s\gamma + s\alpha \cdot s\beta \cdot c\gamma & s\alpha \cdot s\gamma - c\alpha \cdot s\beta \cdot c\gamma \\ -c\beta \cdot s\gamma & c\alpha \cdot c\gamma - s\alpha \cdot s\beta \cdot s\gamma & s\alpha \cdot c\gamma + c\alpha \cdot s\beta \cdot s\gamma \\ s\beta & -s\alpha \cdot c\beta & c\alpha \cdot c\beta \end{bmatrix} \text{ – матрица погреш-}$$

ностей ориентации платформы, определяющая положения корпуса ДНГ  $xyz_{ij}$  относительно СК  $\xi\eta\zeta_{ij}$ . Здесь  $\theta_i$  и  $\varphi_j$  обозначают повороты платформы стенда вокруг оси рамки  $\xi$  и оси  $z$ . Обозначения «с» и «s» являются сокращениями функций «cos» и «sin», а углы  $\alpha$ ,  $\beta$  и  $\gamma$  являются сокращениями  $\alpha_{ij}$ ,  $\beta_{ij}$  и  $\gamma_{ij}$ , 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

$$\mathbf{K} \cdot \bar{\mathbf{J}}_{ij} + \bar{\boldsymbol{\omega}}_0 + \boldsymbol{\omega}_n \cdot \bar{\mathbf{n}}_{ij} = \bar{\boldsymbol{\omega}}_{3ij}, \quad (6)$$

где  $\mathbf{K} = \begin{pmatrix} K_x & K_{xy} \\ K_{yx} & K_y \end{pmatrix}$ ,  $\boldsymbol{\omega}_n = \begin{pmatrix} \omega_{gx} & -\omega_{kx} \\ \omega_{ky} & \omega_{gy} \end{pmatrix}$ ,  $\bar{\boldsymbol{\omega}}_{3ij} = \begin{pmatrix} a_{ij} & c_{ij} \\ b_{ij} & d_{ij} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \omega_r \\ \omega_b \end{pmatrix}$  – вектор угловой скорости корпуса гироскопа, определяемой горизонтальной  $\omega_r$  и вертикальной  $\omega_b$  составляющей угловой скорости Земли,  $\bar{\mathbf{J}}_{ij} = [J_{xij} \ J_{yij}]^T$  – вектор токов моментных датчиков в положениях  $ij$ ,  $\bar{\mathbf{n}}_{ij} = \frac{1}{g} \cdot \bar{\mathbf{a}} = [n_{xij} \ n_{yij}]^T = [c_{ij} \ d_{ij}]^T$  – вектор перегрузок,  $g$  – ускорение свободного падения,  $\bar{\boldsymbol{\omega}}_0 = \begin{pmatrix} \omega_{ox} \\ \omega_{oy} \end{pmatrix}$ ,  $a_{ij}, b_{ij}, c_{ij}, d_{ij}$  – элементы  $\tilde{\mathbf{A}}_{ij12}, \tilde{\mathbf{A}}_{ij22}, \tilde{\mathbf{A}}_{ij13}, \tilde{\mathbf{A}}_{ij23}$  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-

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

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

где: матрицы  $\left( \Delta \bar{\mathbf{n}}_{13}^i, \Delta \bar{\mathbf{n}}_{24}^i \right)$ ,  $\left( \Delta \bar{\boldsymbol{\omega}}_{313}^i, \Delta \bar{\boldsymbol{\omega}}_{324}^i \right)$  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.

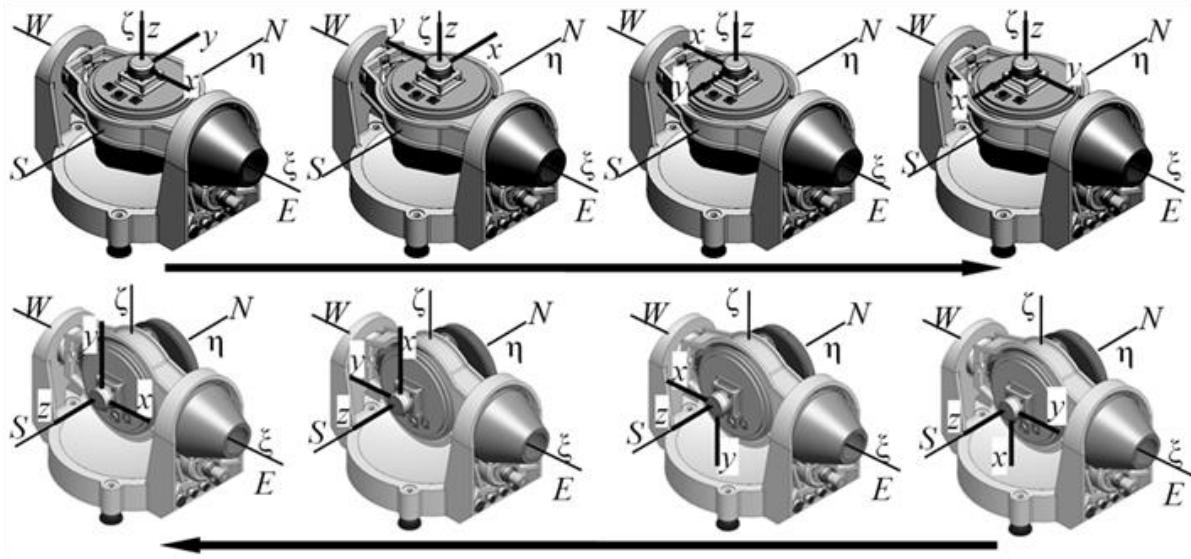


Рис.8. Положения гироскопа при аттестации: «1» (вверху) и «2» (внизу)

Для определения искомых параметров  $\mathbf{K}$  и  $\boldsymbol{\omega}_n$  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  $10^\circ$ ) 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  $15^\circ$ .

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 отложены 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  $\omega_r=8.45 \text{ °/ч}$ ,  $\omega_b=12.44 \text{ °/ч}$ .

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

После ориентации стендса 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:  $K_x$ ,  $K_y$ ,  $K_{xy}$ ,  $K_{yx}$ ,  $\omega_{ox}$ ,  $\omega_{oy}$ ,  $\omega_g$  и  $\omega_k$ . Результаты испытаний представлены в Таблице 2.

Для проверки алгоритма аттестации ДНГ учитывая неточность ориентации платформы основание стендса поворачивалось вокруг вертикальной оси  $10.75^\circ$ . 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-

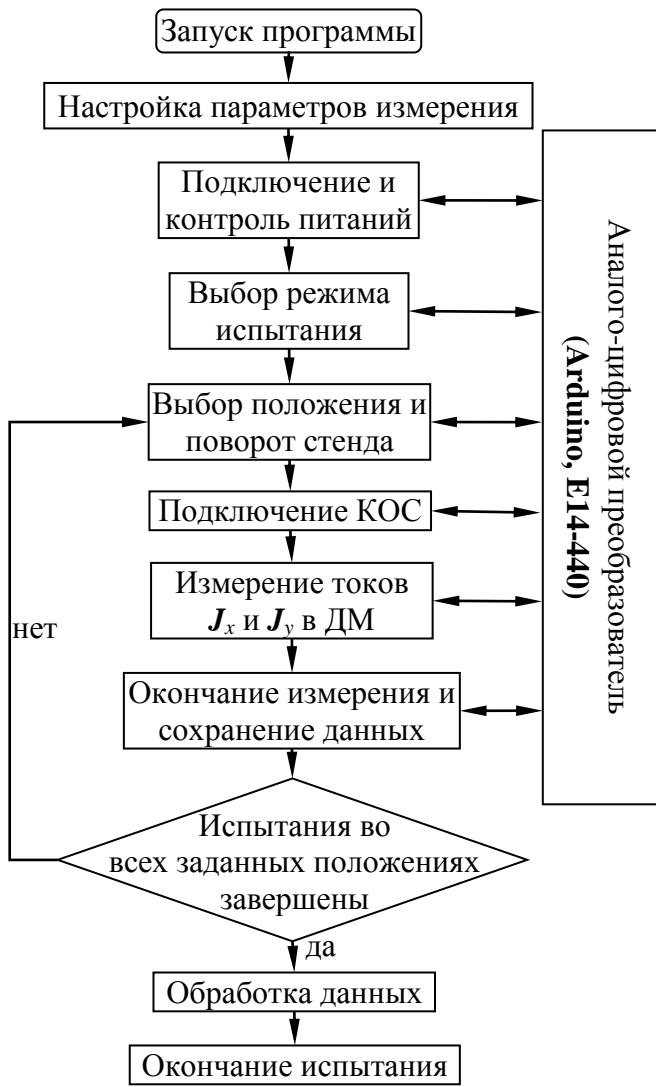


Рис.9. Алгоритм аттестации ДНГ

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
$K_x (^{\circ}/\text{ч}/\text{mA})$	74.932	0.1183	74.822	0.0486
$K_y (^{\circ}/\text{ч}/\text{mA})$	74.437	0.0499	74.435	0.0673
$K_{xy} (^{\circ}/\text{ч}/\text{mA})$	1.502	0.0488	1.599	0.0549
$K_{yx} (^{\circ}/\text{ч}/\text{mA})$	-1.436	0.0982	-1.451	0.3175
$\omega_{0x1} (^{\circ}/\text{ч})$	-1.101	0.0058	-1.108	0.0324
$\omega_{0x2} (^{\circ}/\text{ч})$	-1.105	0.0021	-1.127	0.0163
$\omega_{0y1} (^{\circ}/\text{ч})$	-0.881	0.0099	-0.957	0.0642
$\omega_{0y2} (^{\circ}/\text{ч})$	-0.867	0.0015	-0.977	0.0751
$\omega_{\text{кв}x} (^{\circ}/\text{ч}/g)$	0.279	0.0057	0.310	0.0117
$\omega_{\text{кв}y} (^{\circ}/\text{ч}/g)$	0.260	0.0030	0.276	0.0153
$\omega_{gx} (^{\circ}/\text{ч}/g)$	2.050	0.0063	1.982	0.0457
$\omega_{gy} (^{\circ}/\text{ч}/g)$	2.070	0.0085	1.995	0.0485

Таблица 3.

Углы (град.) \ Положения	1, А	1, Б	1, В	1, Г	2, А	2, Б	2, В	2, Г
$\alpha$	0	0	0	0	0	10.75	0	-10.75
$\beta$	0	0	0	0	10.75	0	-10.75	0
$\gamma$	10.75	10.75	10.75	10.75	0	0	0	0

Таблица 4.

	№ 1	№ 2	№ 3	Математическое ожидание	Среднеквадратическое значение отклонения
$K_x (^{\circ}/\text{ч}/\text{mA})$	74.784	74.872	74.741	74.799	0.0545
$K_y (^{\circ}/\text{ч}/\text{mA})$	74.321	74.430	74.364	74.372	0.0448
$K_{xy} (^{\circ}/\text{ч}/\text{mA})$	1.454	1.407	1.228	1.363	0.0974
$K_{yx} (^{\circ}/\text{ч}/\text{mA})$	-1.307	-1.558	-1.534	-1.466	0.1131
$\omega_{0x1} (^{\circ}/\text{ч})$	-1.069	-1.073	-1.056	-1.066	0.0073
$\omega_{0x2} (^{\circ}/\text{ч})$	-1.151	-1.143	-1.138	-1.144	0.0054
$\omega_{0y1} (^{\circ}/\text{ч})$	-0.911	-0.897	-0.903	-0.904	0.0057
$\omega_{0y2} (^{\circ}/\text{ч})$	-0.909	-0.905	-0.910	-0.908	0.0022
$\omega_{\text{кв}x} (^{\circ}/\text{ч}/g)$	0.318	0.325	0.293	0.312	0.0137
$\omega_{\text{кв}y} (^{\circ}/\text{ч}/g)$	0.286	0.320	0.326	0.311	0.0176
$\omega_{gx} (^{\circ}/\text{ч}/g)$	2.011	2.005	2.030	2.015	0.0107
$\omega_{gy} (^{\circ}/\text{ч}/g)$	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  $0.06 ^{\circ}/\text{ч}$ .

Таблица 5.

	Математическое ожидание в идеальном условии	Математическое ожидание в реальном условии	Абсолютная разница	Относительная погрешность, %
$K_x$ ( $^{\circ}/\text{ч}/\text{mA}$ )	74.932	74.799	0.133	0.177
$K_y$ ( $^{\circ}/\text{ч}/\text{mA}$ )	74.437	74.372	0.065	0.087
$K_{xy}$ ( $^{\circ}/\text{ч}/\text{mA}$ )	1.502	1.363	0.139	-
$K_{yx}$ ( $^{\circ}/\text{ч}/\text{mA}$ )	-1.436	-1.466	0.030	-
$\omega_{0x1}$ ( $^{\circ}/\text{ч}$ )	-1.101	-1.066	0.035	-
$\omega_{0x2}$ ( $^{\circ}/\text{ч}$ )	-1.105	-1.144	0.039	-
$\omega_{0y1}$ ( $^{\circ}/\text{ч}$ )	-0.881	-0.904	0.023	-
$\omega_{0y2}$ ( $^{\circ}/\text{ч}$ )	-0.867	-0.908	0.041	-
$\omega_{\text{кв}x}$ ( $^{\circ}/\text{ч}/g$ )	0.279	0.312	0.033	-
$\omega_{\text{кв}y}$ ( $^{\circ}/\text{ч}/g$ )	0.260	0.311	0.051	-
$\omega_{gx}$ ( $^{\circ}/\text{ч}/g$ )	2.050	2.015	0.035	-
$\omega_{gy}$ ( $^{\circ}/\text{ч}/g$ )	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 стендаСК.

**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 связки обеспечивающее гарантированный контакт арретируемых поверхностей механизма и точное позиционирование платформы.

4. Разработана математическая модель ССП ДНГ в режиме ДУС, учитывая 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. Подчезерцев В.П., Тан Синюань., Цинь Цихао. Компоненты модели погрешностей динамически настраиваемого гироскопа. Авиакосмическое приборостроение. 2015 (№ 1). С. 8-18. (0,69 п.л./0,23 п.л.)

3. Тан Синюань, Подчезерцев 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., Подчезерцев 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.)