**Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования**

**«Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»**

**(БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова)**

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  | |  |  | ДОПУСКАЕТСЯ К ЗАЩИТЕ: | | | | | | | | | | | | | | |
| Факультет | А | |  | Заведующий кафедрой | | | | | |  | | | | А3 | | | | | | |
|  | индекс факультета | |  |  | | | | |  | | | | | | индекс кафедры | | |
| Выпускающая кафедра | А3 | |  | | Бабук В.А. | | |  | | | |  | | | | | | | |
|  | индекс кафедры | |  | | Фамилия ИО | |  | | | | подпись | | | | | | | | | | |
| Группа | А3М41 | |  | «\_\_\_\_\_» | | декабря | | | | | | | | | | 2018 г. | | |
|  | индекс группы | |  |  | |  | | | | | | |  | | | |

**отчет**

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **по** | | | научно-исследовательской | | | | | | | | | | | | | | **работе** | | | | | | | |
|  | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| Карасёв Владимир Сергеевич | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| Фамилия, имя, отчество обучающегося | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| **обучающегося по**  **направлению/специальности** | | | | | | 12.04.01 | | |  | | Приборостроение | | | | | | | | | |
| нужное подчеркнуть | | | | | | код | | | |  | | полное наименование направления/специальности | | | | | |
|  | | | | | | | | | | | | | | | | |
| **Руководитель практики:** | | | | | Баранов А.А., к.т.н., доцент | | | | | | | | | | | | | | |
|  | | Фамилия ИО, ученая степень, ученое звание, должность | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| **Срок прохождения практики:** | | | | с | | 01.09.2018 | | | | | | г. |  | по | 15.12.2018 | | | г. | | | |
| **Должность обучающегося на практике:** | | | | | | | **студент** | | | | | | | | | | | | | | | |

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **Руководитель практики:** | | | |  | | |  |  | | | | |  | | | | | |
|  | | |  | Баранов А.А. | | |  | |  | | |  | |  | | | | |
| Подпись | | |  | Фамилия ИО | | |  | |  | | | |  | |  | | |
| «\_\_\_» |  | декабря | | |  | 2018 г. |  |  | |  |  | | | | |  |  | | |

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ

2018 г.

Оглавление

[Введение 3](#_Toc532321941)

[1. Анализ литературы по тематике магистерской диссертации 4](#_Toc532321942)

[1.1 Общая информация о системах ориентации и стабилизации 4](#_Toc532321943)

[1.2 Инерционные системы ориентации 6](#_Toc532321944)

[1.3 Поколения силовых гироскопов 11](#_Toc532321945)

[2 Формулировка целей и задач магистерской диссертации 15](#_Toc532321946)

[2.1 ОКР «Создание силового гироскопического комплекса» 15](#_Toc532321947)

[2.2 Постановка задачи и цели магистерской диссертации 17](#_Toc532321948)

[3. Формулировка названий глав магистерской диссертации 18](#_Toc532321949)

[Список литературы 19](#_Toc532321950)

# Введение

Данный отчет по научно-исследовательской работе выполнен в соответствии с заданием на НИР по теме «Контроль параметров систем управления космического аппарата». В рамках темы исследования определяются задачи работы:

1. дать общую характеристику системам ориентации и стабилизации КА, главным образом – силовым гироскопическим комплексам (устройство, принцип работы, история развития);
2. сформулировать цели и задачи магистерской диссертации;
3. отразить содержание магистерской диссертации.

Актуальность темы объясняется необходимостью исследований и разработок в области создания безрасходных систем ориентации и стабилизации КА для точного и быстрого ориентирования тяжелых КА в пространстве.

# 1. Анализ литературы по тематике магистерской диссертации

## 1.1 Общая информация о системах ориентации и стабилизации

Система ориентации и стабилизации – одна из бортовых систем космического аппарата (КА), обеспечивающая определенное положение осей аппарата относительно некоторых заданных направлений. Необходимость данной системы обусловлена следующими задачами:

* ориентирование солнечных батарей на Солнце;
* навигационные измерения;
* выполнение целевой функции КА;
* передача информации с помощью остронаправленной антенны;
* изменение траектории полета перед включением тормозного/разгонного двигателя[1].

Способы ориентации и стабилизации подразделяются на:

* пассивные;
* активные.

Пассивные способы стабилизации подразумевают под собой стабилизацию КА за счет использования свойств некоторых внешних моментов. К таким моментам относятся:

* гравитационный момент;
* аэродинамический момент;
* момент от давления лучей Солнца.

Перечисленные способы стабилизации из-за их малой эффективности и точности используются крайне редко. Их применение может быть оправдано для околоземных космических баз станций только при возникновении аварийных ситуаций, при выходе из строя каких-либо приборов и устройств системы управления, либо в дежурном режиме.

Наиболее широко распространены активные системы ориентации и стабилизации. По сравнению с пассивной стабилизацией активная - более эффективна при парировании внешних возмущений и более точна, так как точность в основном зависит от методической ошибки алгоритма стабилизации и инструментальной погрешности приборов ориентации[2].

В настоящее время в качестве исполнительных органов для активных систем стабилизации и ориентации космических аппаратов используются следующие электромеханические устройства: силовые гироскопические комплексы (СГК), комплексы управляющих двигателей-маховиков (КУДМ), комплексы магнитных исполнительных органов (КМИО), а также газореактивные и стационарные плазменные двигатели. Однако функции их ограничиваются кратковременной работой для обеспечения особо точной ориентации или коррекции положения КА, подверженного внешним возмущениям. Основным достоинством СГК, КУДМ и КМИО является способность создавать управляющие моменты лишь за счет затрат электроэнергии без затрат, подобно жидкостным или газореактивным двигателям, специального рабочего тела – топлива или газа. Для современных КА наблюдения за объектами в космосе или на Земле и работающих на орбите несколько лет необходимые запасы топлива могут исчисляться десятками тонн, если программные повороты КА осуществлять только с помощью реактивных двигателей. Использование же для этой цели электромеханических исполнительных органов (инерционных систем ориентации) позволяет создавать практически безрасходные системы ориентации[3].

## 1.2 Инерционные системы ориентации

**Комплексы управляющих двигателей-маховиков (КУДМ).**

В системах ориентации и стабилизации КА широкое применение получили управляющие двигатели-маховики (ДМ). ДМ изготавливаются на основе управляемого моментного бесконтактного двигателя постоянного тока и предназначены для использования в качестве исполнительного органа систем стабилизации и ориентации средних и малых КА с длительным сроком службы (Рисунок 1).

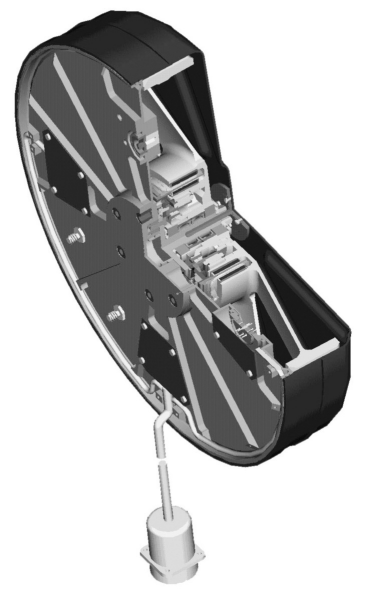


Рисунок 1 – Общий вид двигателя-маховика

Функции маховой массы выполняет ротор с постоянными магнитами, расположенными на максимально возможном диаметре. В ДМ максимально снижены тормозные моменты. Электродвигатель обеспечивает реверсивное вращение ротора-маховика, его торможение, а величина создаваемого им вращающего (управляющего) момента при этом может плавно меняться в заданном диапазоне в соответствии с сигналом управления, подаваемым на вход ДМ. Данные двигатели для управления КА объединяются в комплекс из трех, четырех или шести управляющих двигателей-маховиков.

ДМ представляет собой ротор (маховик) с жестко закрепленной осью вращения. ДМ приводится в движение бесконтактным двигателем постоянного тока, обеспечивающим наилучшие энергетические характеристики прибора в широком диапазоне частот вращения и высокую надежность. Изменение кинетического момента ДМ производится путем изменения частоты вращения ротора[3].

Двигатель-маховик обладает одной степенью свободы, связанной с осью его вращения вокруг оси симметрии. Кинематическая схема ДМ представлена на рисунке 2.

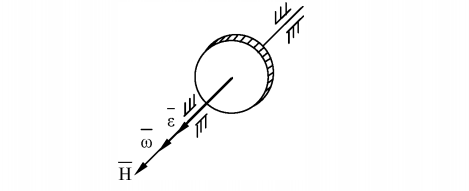


Рисунок 2 – Кинематическая схема ДМ

Управляющий момент двигателя-маховика определяется равенством:

где J - момент инерции двигателя-маховика , ω - его угловая скорость, ε - его угловое ускорение. Изменение его кинетического момента Н = J·ω возможно только путём изменения числа оборотов. Для управления КА по трём осям необходимо на борту КА иметь три двигателя-маховика, оси которых направлены по осям связанной с корпусом КА системы координат[4].

**Системы магнитной разгрузки управляющих двигателей-маховиков.**

Для разгрузки управляющих двигателей-маховиков и СГК, установленных на низкоорбитальных КА, могут применяться электромагниты, создающие при соответствующем управлении ими магнитные моменты, приводящие при взаимодействии с магнитным полем Земли к механическим моментам, действующим на КА. Выбор магнитов для включения с целью разгрузки КУДМ и СГК осуществляет система стабилизации и ориентации. При этом учитывается ориентация магнитов (ориентация КА) относительно силовых линий магнитного поля Земли. Вектор магнитной индукции в проекциях на оси связанной системы координат КА может быть определен путем непосредственного измерения с помощью магнитометра или расчетным путем с использованием модели магнитного поля Земли, а также текущих координат подспутниковой точки и параметров ориентации КА относительно орбитальной системы координат, рассчитываемых на борту.

**Силовые гироскопические комплексы (СГК).**

Силовые гироскопические комплексы предназначены для использования в качестве исполнительных органов систем стабилизации и ориентации тяжелых и средних КА. СГК создают управляющие моменты в режимах стабилизации и программных поворотов КА относительно опорной системы координат. По сравнению с двигателями-маховиками СГК обладают тем преимуществом, что позволяют создавать управляющие моменты высокого уровня при значительно меньшей мощности потребляемой электроэнергии. Для современных высокодинамичных систем ориентации КА это отличие может составлять несколько порядков.

Другим важным для КА достоинством СГК является их способность реализовывать линейное, широкодиапазонное и высокоточное управление моментом, благодаря чему могут быть получены точности стабилизации КА, измеряемые единицами угловых секунд. Применение СГК в системах ориентации КА способствует также достижению более высокой надежности работы систем ориентации – чрезвычайно важного требования в космической технике. Это достигается как комплексированием исполнительных устройств различного типа и принципа действия, так и за счет достаточно просто осуществляемого резервирования элементов самого СГК. По этим причинам в состав практически всех современных прецизионных, высокодинамичных систем ориентации КА включаются СГК. В силу специфики решаемых ими задач, особенностей функционирования и конструкторских решений они представляют собой самостоятельный класс гироскопических устройств[3].

Рассмотрению подлежит трехстепенный гиростабилизатор. Гироскоп трехстепенного гиростабилизатора способен совершать любые повороты относительно корпуса КА. Кинематическая схема такого гиростабилизатора имеет вид, приведённый на рисунке 3.

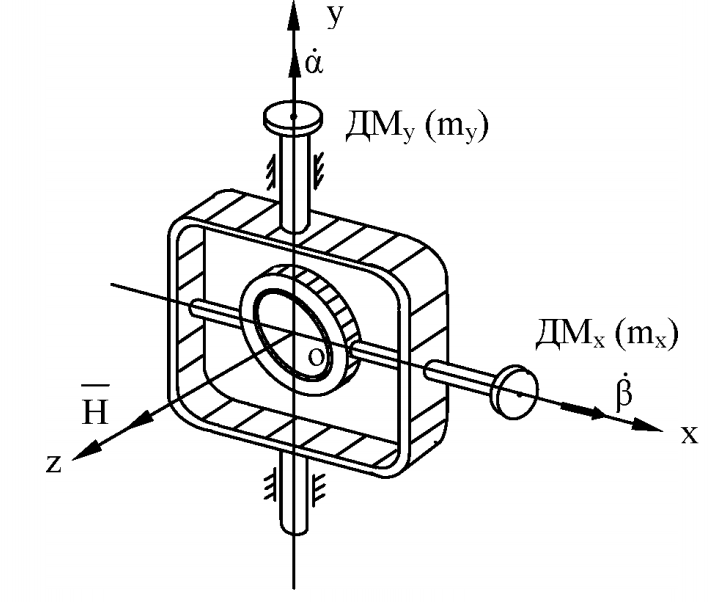


Рисунок 3 - Кинематическая схема трехстепенного гиростабилизатора

Гироскоп с вектором кинетического момента Н установлен в трёхстепенном кардановом подвесе. На осях ох и оу установлены датчики моментов ДМХ и ДМY, способные развивать большие моменты mх и mу. Управление КА относительно оси oz и осей ох и оу осуществляется   
по-разному. Для поворотов корпуса КА относительно оси oz надо изменять скорость вращения ротора, в результате чего возникает реактивный момент, подобный тому, который характерен для одностепенного гиростабилизатора (двигателя-маховика). Для поворотов КА вокруг осей ох и оу надо прикладывать моменты mх и mу к осям подвеса гироскопа с помощью датчиков моментов ДМx и ДМу. Эти моменты будут вызывать прецессию гироскопа, но поскольку они приложены к гироскопу, постольку численно равные им и противоположно направленные гироскопические моменты будут приложены к корпусу КА. Именно эти реактивные моменты и служат для управления относительно осей ох и оу.

Итак, преимущества гиростабилизаторов состоят в следующем:

* в способности создавать управляющие моменты без затрат массы рабочего тела;
* в способности обеспечить высокую точность управления тонким регулированием скорости прецессии;
* быстрые программные повороты КА могут осуществляться за счёт обмена кинетическими моментами между КА и гиростабилизатором[4].

## 1.3 Поколения силовых гироскопов

**Первое поколение силовых гироскопов 1969-2002 гг.**

Первыми силовыми гироскопическими комплексами, впервые разработанными в СССР, были СГК «Квадрат-С», состоящие из двух "спарок" трехстепенных гироскопов с величиной кинетического момента каждого из 4-х гироскопов ориентировочно 100 Н·м·с, электронного прибора и разгонного преобразователя тока для разгона четырех гироскопов.

Одна "спарка" создавала управляющий гироскопический момент вокруг осей крена и тангажа, другая «спарка» - вокруг осей крена и рысканья КА. Кинематическая схема «спарки» приведена на рисунке 4.

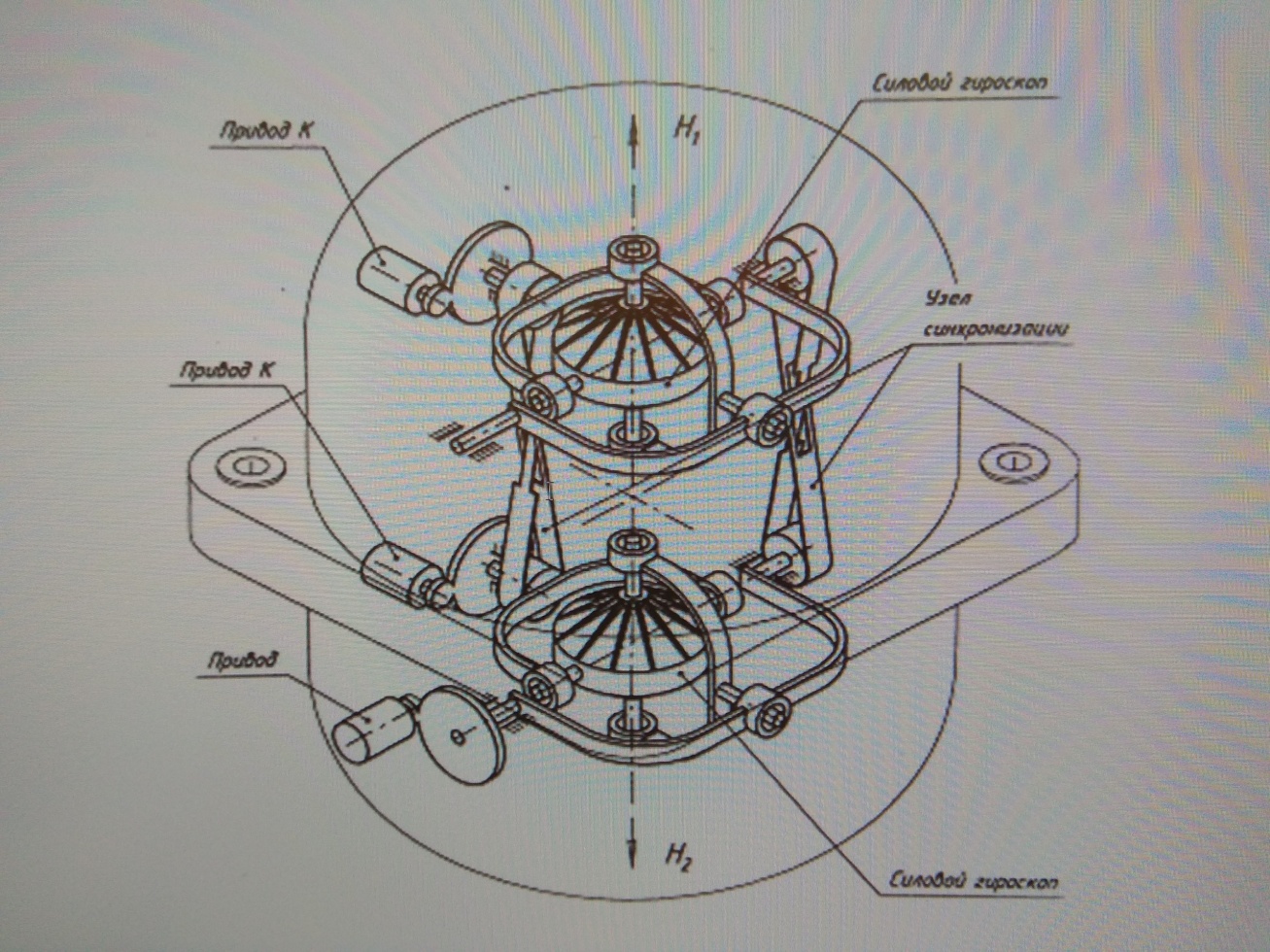


Рисунок 4 – Кинематическая схема «спарки»

Выбор данного типа подвеса вызван простотой установки управляющих приводов на корпусе прибора и синхронизации вращения подвесов двух гироскопов.

Такая схема позволяла использовать для ориентации как простые алгоритмы управления, что для впервые разрабатываемой системы ориентации с бортовой цифровой вычислительной машиной было чрезвычайно важным фактором. За эту сложную кинематическую схему пришлось заплатить дополнительной массой конструкции. СГК в конструктивном исполнении «спарок» трёхстепенных гироскопов эксплуатировались в составе 8 типов различных КА дистанционного зондирования Земли в течение около 30 лет.

**Второе поколение СГК 1990-2002 гг.**

По мере развития теоретических основ и накопления опыта разработки цифровых программ ориентации КА удалось перейти к более простым схемам и конструкциям силовых гироскопических устройств. Наибольшее распространение на основе двухстепенных управляющих гироскопов - гиродинов.

В основу унифицированного ряда силовых гироскпов, созданного НИИ командных приборов в 1970х-1990х годах 20го века, положена схема гиродина, кинематическая схема которого приведена на рисунке 5.

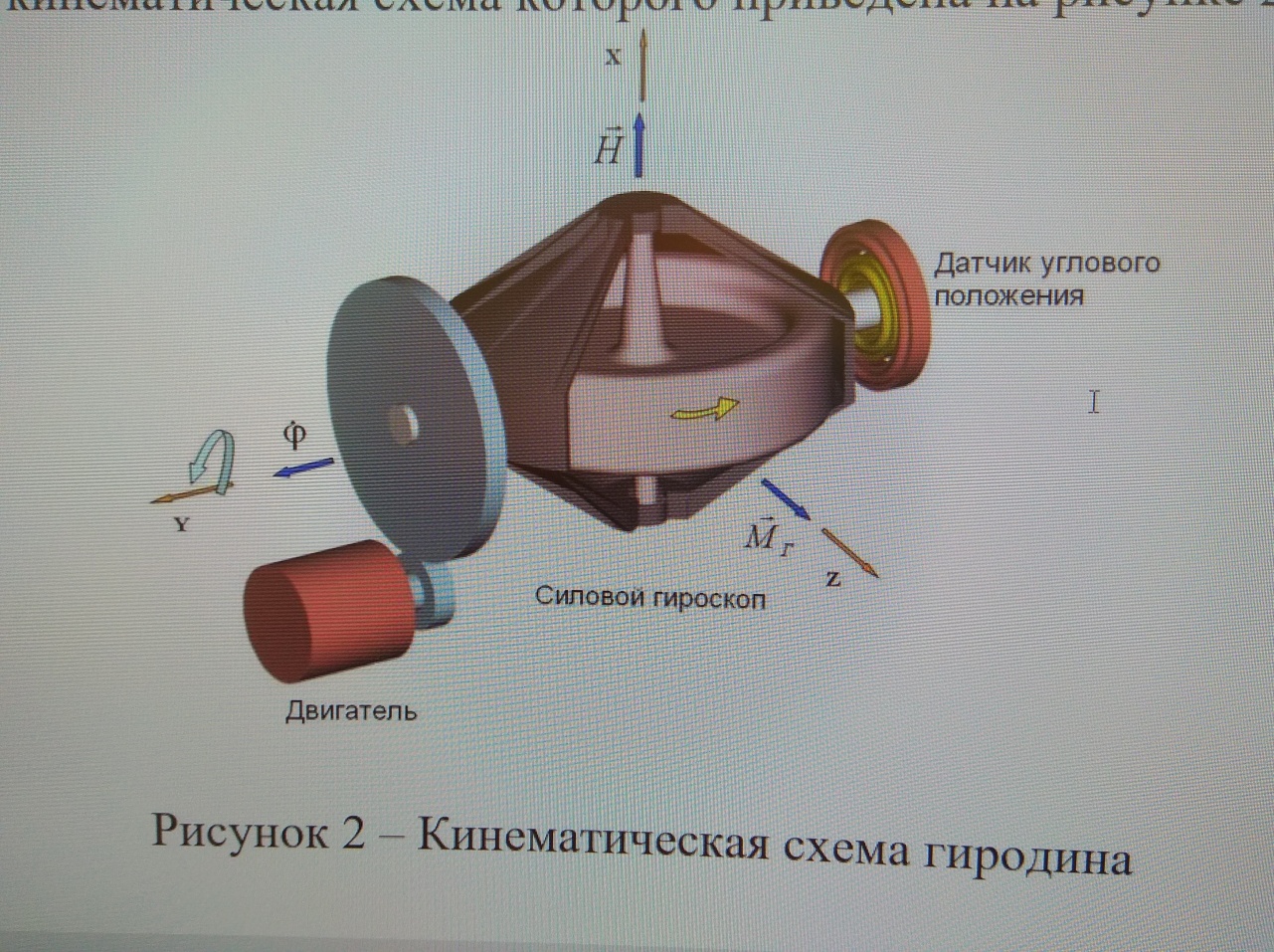


Рисунок 5 – Кинематическая схема гиродина.

Принципиальными отличиями второго поколения сгп стали:

* Упрощенная кинематическая схема на основе двухстепенного управляющего гироскопа - гиродина;
* Использование гиромоторов с асинхронным двигателем переменного напряжения 40 В 500 Гц или бесколлекторным двигателем постоянного тока (БДПТ) с датчиком положения ротора (ДПР)
* Использование серийно изготавливаемых шаговых двигателей и коллекторных двигателей постоянного тока в качестве двигателей привода подвеса гиромотора.

**Третье поколение 2002 – по настоящее время.**

Основными отличиями гиродинов 3 поколения из унифицированного ряда СГК от более ранних поколений, являются:

* Классическая конфигурация гиромотора, которая была отработана на двух предыдущих этапах развития СГК (ротор в составном силовом корпусе гиромотора из двух силовых крышек и корпусной детали, герметизируемый двумя кожухами), дополнилась для гиромотра с малыми кинематическими моментами (менее 100 Н·м·с) компоновками с корпусом рамочного типа и "обращенными" конструкциями опор - с вращающимися наружными кольцами шарикоподшипников;
* Использование БДПТ собственной разработки без ДПР, что позволило избежать наличия слаботочных линий, чувствительных к изменению сопротивления в узлах щетка-коллекторное кольцо устройств трансляции энергии и сигналов с неподвижной на поворачивающуюся часть оси подвеса гиромотора и повысить ресурс и надежность СГК, улучшить его габаритно-массовые характеристики;
* В первых образцах гиродинов с БДПТ для целей управления частотой вращения подвеса гиромотора и измерения его угла поворота использовалось 3 датчика угла: датчик положения ротора двигателя, датчик обратной связи системы привода и датчик угла поворота оси подвеса ГМ. Для данного поколения СГК характерно использование одного датчика угла, выполняющего функции трех перечисленных раннее, для чего был разработан и освоен в изготовлении двадцатиразрядный цифровой преобразователь угол-код. Эффективность этого решения как в части реализации высоких статистических и динамических характеристик скорости поворота, так и уменьшения габаритно-массовых характеристик привода очевидна;
* В процессе создания гиродинов третьего поколения произошел стремительный переход от аналоговых электронных схем управления подсистемами СГК и связи с БЦВМ к цифровым системам со сложными программами управления частотой вращения ротора гиромотора и поворота оси подвеса гиромотора, построенных на основе современных микроконтроллеров, ЦАП, АЦП, ПЛИС, других модулей и микросхем. Претерпевает серьезные изменения структура резервирования блоков электроники на базе микроконтроллеров[5].

# 2 Формулировка целей и задач магистерской диссертации

## 2.1 ОКР «Создание силового гироскопического комплекса»

Ведущим в России в области разработки СГК для различного рода КА является АО «НИИ командных приборов». В течение последних 30 лет предприятием разработано несколько поколений СГК, изготовлено более 500 комплексов, которые наработали в условиях космического пространства более 33 лет, а при наземных испытаниях – около 50 лет. Отдельные образцы при испытаниях непрерывно работали до 15 лет. При этом полностью подтверждены как высокая надежность разработанных СГК, так и эффективность их применения[3].

В соответствии с полученным АО «НИИ командных приборов» ТЗ на ОКР «Создание силового гироскопического комплекса» необходимо разработать проект СГК удовлетворяя ряд требований. Выделяется несколько критериев, которые определяют пригодность СГК к использованию: величины по кинетическому моменту (не менее 2000 Н·м·с), массе (не более 153 кг), частоте вращения (не более 7500 об/мин), ресурсу работы (не менее 15 лет). Данные требования позволяют классифицировать разрабатываемый СГК как тяжелый.

Анализ общих технических характеристик и показателей технического уровня найденных российских и зарубежных аналогов объекта разработки показал:

* в настоящее время тяжелые СГК используются только в составе МКС. Это трехстепенные СГК кооперации фирм США с кинетическим моментом ориентировочно 4850 Н·м·с, частотой вращения ротора гиромотора 6600 об/мин, массой 272 кг, комплектом из 4х штук;
* известен проект фирмы Andrews Space Inc. (источник 2008 г) – гиродин с кинетическим моментом ориентировочно 1375 Н·м·с, частотой вращения ротора гиромотора ориентировочно 4000 об/мин и массой 130,7 кг;
* последним отечественным проектом (до этапа проведения ЛИ) 1980х годов для тяжелого КА дистанционного зондирования земли (ДЗЗ) разработки АО «РКЦ Прогресс» был проект гиродина с КМ 2500 Н·м·с («Кентавр»), частотой вращения ротора гиромотора 7500 об/мин и массой 246,5 кг;
* современный коэффициент конструктивного совершенства, определяемый как отношение значения корня квадратного из величины кинетического момента к массе СГК (k=(M-0.5)/m) для известных тяжелых СГК лежит в пределах 0,26 - 0,35 а для объекта исследования k = 0,28. Примечание: коэффициент конструктивного совершенства используется в теоретическом соотношении и подтвержден, как некоторая константа практикой разработок зарубежных фирм в 1960х – 2000х гг. и  
  АО «НИИ Командных приборов» в 1990х – 2014х гг. для СГК с кинетическим моментом 3-2500 Н·м·с[5].

По результатам оценки технического уровня, определяемого коэффициентом конструктивного совершенства, ТЗ на разработку подтверждает достигнутый мировой уровень проектируемого изделия.

СГК с кинетическим моментом 2000 Н·м·с впервые разрабатывается в истории современной России. Актуальность работы продиктована длительными сроками разработки, отработки и изготовления СГК в сравнении с подавляющим количеством аппаратуры служебных систем орбитальных станций, а также необходимостью решения ряда технологических проблем производства тяжелых СГК.

Безусловно, создание такого СГК современного уровня требует значительных затрат ресурсов: трудовых, финансовых, временных и управленческих, существенно превышающих сложившуюся практику создания СГК.

Результаты СЧ ОКР могут быть использованы при создании российской орбитальной или межпланетной станции (РОС), наличие СГК такого класса в составе которой является необходимым условием.

## 2.2 Постановка задачи и цели магистерской диссертации

Необходимо отметить, что выполнение СЧ ОКР «Создание силового гироскопического комплекса» является сложной комплексной технической задачей, для выполнения которой привлекаются инженеры, специалисты и техники большого количества областей и направлений. По этой причине **целью** магистерской диссертации является проектирование одной из составных частей силового гироскопического комплекса, конкретно – исполнительного электропривода силового гироскопического прибора.

В соответствии с данной целью выделяется ряд следующих **задач**:

1. Анализ исходных данных;
2. Выбор составных частей исполнительного электропривода;
3. Описание устройства и работы составных частей исполнительного электропривода;
4. Моделирование работы исполнительного электропривода;
5. Экспериментальная отработка модели работы исполнительного электропривода.

# 3. Формулировка названий глав магистерской диссертации

В соответствии с поставленными задачами магистерской диссертации, названия её глав могут быть сформулированы следующим образом:

Введение

Исходные данные

Составные части ИЭП

Описание работы составных частей ИЭП

Моделирование работы ИЭП

Экспериментальная отработка модели работы ИЭП

Примечание: названия глав магистерской диссертации могут корректироваться и дополняться в процессе написании работы.

# Список литературы

1. Гущин В.Н. Системы ориентации и стабилизации // Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов. — М.: Машиностроение, 2003. — С. 241—257. — 272 с. — 1000 экз. — ISBN 5-217-01301-X;
2. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов: Учебник для втузов, - 2-е изд., перераб. И доп. – М.: Машиностроение, 1990 – 480 с.: ил – ISBN 5-217-00357-X;
3. Бортовые системы управления космическими аппаратами: Учебное пособие / Бровкин А.Г., Бурдыгов Б.Г., Гордийко С.В. и др. Под редакцией А.С. Сырова – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. – 304 с.: ил. - ISBN 978-5-7035-2205-9;
4. Петрищев В.Ф. Элементы теории гироскопа и его применение для управления космическими аппаратами: Учеб. пособие/Самар, гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 2004. 6 8 с.: - ISBN 5-7883-0281-1;
5. Н.И. Башкеев, О.А. Кондратьев, А.Р. Мкртычян Работы ФГУП «НИИ командных приборов» в области космической техники, Россия, Санкт-Петербург, ФГУП «НИИ командных приборов» - статья.