МИНОБРНАУКИ РОССИИ

федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»

На правах рукописи

ФИЛИППОВ Александр Сергеевич

ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА КОНТРОЛЯ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Специальность 2.2.11. Информационно-измерительные и управляющие системы

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание учёной степени кандидата технических наук

Научный руководитель:

д.т.н., доцент

Седельников Андрей Валерьевич

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	4
1 АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ ИИС КОНТРОЛЯ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ	
ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	13
1.1 ИИУС ориентации и стабилизации	13
1.2 Применение различных ИИУС ориентации на различных МКА	14
1.3 Электромагнитные ИИУС ориентации и ИИС КВД	17
1.4 Анализ существующих датчиков для ИИС КВД	18
1.5 Способы снижения влияния возмущающих воздействий на	
магнитометры	20
1.6 Эффективность функционирования ИИС КВД	25
2 РАЗРАБОТКА ФУНКЦИОНАЛЬНО-ОРИЕНТИРОВАННОЙ	
МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ВРАЩЕНИЯ МКА ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИ	1Я
В ИИС КВД	29
2.1 Упрощающие допущения при построении модели	29
2.2 Уравнения модели орбитального движения МКА	30
2.3 Обоснование необходимости алгоритма непрерывного контроля	
угловой скорости МКА	38
3 РАЗРАБОТКА ИИС КВД С МАГНИТОМЕТРАМИ	45
3.1 Назначение, область применения и общая структура ИИС КВД	46
3.2 Бортовой сегмент ИИС КВД	48
3.3 Наземный сегмент ИИС	51
3.4 Основные требования и особенности функционирования ИИС КВД	54
3.5 Метрологический анализ ИИС КВД	59
3.6 Принцип функционирования магниторезистивного сенсора	60
3.7 Инструментальная погрешность магнитометра	63
3.8 Анализ методической погрешности ИИС КВД при использовании	
корректирующих коэффициентов	67
4 РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ И СХЕМЫ	
ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ИИС КВД В ПОЛЕТЕ	71

4.1 Цели разработки методики наземных испытаний и схемы	
функционирования ИИС КВД в полете	71
4.2 Анализ существующей методики наземных испытаний ИИС КВД	73
4.3 Описание существующей схемы функционирования ИИС КВД в	
полете и выявление её недостатков	77
4.4 Методика наземных испытаний ИИС КВД	84
4.5 Схема функционирования ИИС КВД в полете МКА	89
4.6 Алгоритм непрерывного контроля угловой скорости МКА	95
5 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ИИС КВД И МЕТОДИК	
ЕГО ИСПЫТАНИЙ	100
5.1 Области использования результатов диссертационного исследования	100
5.2 Практическое использование схемы ИИС КВД в составе магнитной	
ИИУС ориентации	101
5.3 Практическое использование методики наземных испытаний ИИС	
КВД	101
5.4 Оценка эффективности разработанного ИИС КВД в полете	108
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	121
ПРИНЯТЫЕ СОКРАЩЕНИЯ И ОБОЗНАЧЕНИЯ	123
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	125
ПРИЛОЖЕНИЕ А АКТ ВНЕДРЕНИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ КАНДИДАТСКОЙ	
ДИССЕРТАЦИИ	142

введение

Актуальность темы исследования

Широкое применение в различных сферах исследований и доступность малых космических аппаратов (МКА) может существенно ускорить технический прогресс во многих областях науки и техники. МКА, в отличие от космических аппаратов (КА) среднего класса, имеют невысокую стоимость разработки и эксплуатации. Они могут быть созданы и испытаны за относительно короткий срок и выведены на орбиту в качестве попутной нагрузки. В соответствии с «Основными Федеральной космической 2016-2025» положениями программы главным направлением развития космических комплексов являются МКА для мониторинга фундаментальных космических исследований и отработки новых погоды, технологических и схемотехнических решений служебных систем и целевой аппаратуры. Для всех МКА вышеперечисленных направлений необходимо управление ориентацией с помощью информационно-измерительных управляющих систем (ИИУС ориентации) при выполнении следующих целевых задач: мониторинг земной поверхности из космоса, ориентация панелей солнечных батарей относительно Солнца, прием и передача телеметрической информации (ТМИ). Управление ориентацией МКА заключается в обеспечении значений угловой скорости в заданном целевом диапазоне. Данный диапазон определяется техническим заданием на конкретный МКА. В качестве исполнительных органов ИИУС ориентации чаще всего используют магнитные исполнительные органы (МИО). Для оценки значений угловой скорости в составе ИИУС ориентации необходимо наличие информационно-измерительной системы контроля угловой скорости вращательного движения (ИИС КВД). Средствами измерения могут служить тесламетры, датчики угловой скорости, звездные датчики, акселерометры и др. Для МКА широко применяются тесламетры, поскольку они имеют большой ресурс работы, высокую надежность, компактные габариты, низкие массу и стоимость по сравнению с другими видами ИИС КВД [92].

Своевременность проводимых исследований обусловлена растущим интересом к МКА со стороны разработчиков (заказчиков, исследователей). При этом в настоящее время накоплен достаточный опыт реализации проектов МКА для того, чтобы перейти на новый уровень развития космической техники, позволяющий обеспечивать возрастающие требования к её характеристикам и возможностям.

Тесламетр – это прибор для измерения магнитной индукции или напряжённости магнитного поля в неферромагнитной среде. Прибор получил название от тесла - единицы магнитной индукции СИ. Однако, в настоящее время тесламетры более известны как магнитометры [101, 15]. Поэтому далее в тексте будет использоваться именно такой термин – «магнитометр».

Степень разработанности темы исследования

Основу исследований, выполненных в диссертационной работе, составили труды по теории ИИС работы П.П. Орнатского, В.М. Шляндина, О.П. Новоселова, М.П. Цапенко, Э.И Цветкова и др. [63, 98, 99, 105].

Основные принципы работы магнитных ИИУС ориентации изучены достаточно хорошо и изложены в ряде фундаментальных работ Коваленко А.П., Драновского В.И., Овчинникова М.Ю., Ness N. [52, 12, 62, 61, 119]. Однако развитие и миниатюризация космической техники, а также использование в ней новых технологий оставляет тему разработки эффективной ИИУС ориентации актуальной в настоящее время (работы Аншакова Г.П., Сёмкина Н.Д., Сазонова В.В., Olsen N. и др. [13, 90, 72, 121]).

Растущее количество создаваемых МКА придало этой тематике ещё большую актуальность. Плотная внутренняя компоновка и малые размеры МКА не позволяют изолировать магнитометры от влияния бортовой аппаратуры (БА). БА при своем функционировании создает магнитные возмущения, воздействие которых приводит к увеличению погрешности измерений магнитометрами вектора индукции магнитного поля Земли (МПЗ). Это подтвердил опыт эксплуатации двух МКА серии «Аист» [6, 7, 106, 107, 108].

Актуальной остается проблема разработки ИИС КВД, которая при работе учитывает погрешность измерения магнитометров из-за влияния БА. Для решения этой проблемы недостаточно только улучшение технических возможностей ИИС КВД. Необходимо проведение экспериментальной отработки всего комплекса БА с целью выявления влияния магнитных возмущений на измерения магнитометров. Поскольку при наземных испытаниях невозможно учесть все факторы реального космического полета, то для эффективного функционирования ИИС КВД в полете требуется непрерывный контроль корректности измерения магнитометров.

Полномасштабное изучение влияния внутренних магнитных возмущений невозможно провести только путём теоретических исследований или только путём испытаний [53, 79]. Эту сложную задачу можно эффективно решать только комплексно, учитывая существенную зависимость решения от серии МКА, состава БА и выполняемых задач. Ответы на многие вопросы невозможно получить, анализируя опыт реализации одного космического проекта. Так, при воздействии магнитных возмущений на магнитометры, для летного образца (ЛО) МКА «Аист» удалось эффективно снизить угловую скорость вращения МКА, а для опытного образца (ОО) МКА «Аист», полностью идентичного по конструкции, все попытки уменьшения угловой скорости с помощью МИО оказались безуспешными. Необходимость наличия реализованной серии МКА для корректного анализа проблемы, существенно осложняет решение поставленной данной В диссертационной работе.

Сложность решаемой проблемы связана с рядом объективных факторов.

1 Плотная компоновка аппаратуры внутри МКА, не позволяющая исключить её влияние на средства измерений и, как следствие, на качество информации для работы МИО.

2 Особенности работы МИО, не позволяющие применять их при определённой ориентации МКА относительно вектора индукции МПЗ.

3 Существенная ограниченность вычислительных мощностей бортового сегмента ИИС.

4 Невозможность применения полноценных ИИУС ориентации ввиду существенных ограничений по массе и габаритам со стороны МКА;

5 Необходимость повышения качества и достоверности телеметрической информации, поступающей с борта МКА;

6 Расширение границ применения МКА для проведения исследований в различных областях;

7 Обеспечение доступности космической техники в плане стоимости и сроков реализации проектов.

В этой связи необходима разработка новых ИИС КВД или глубокая модернизация существующих. Причём для различных МКА эффективность таких средств может также существенно отличаться. Этот факт открывает широкие возможности для разработки ИИС КВД, их наземных и лётных испытаний с целью достижения требуемой эффективности по обеспечению и контролю целевых значений угловой скорости вращения МКА.

Целью диссертационной работы является повышение эффективности ИИС КВД с магнитометрами за счет снижения погрешности измерений индукции МПЗ на основе использования новых алгоритмов функционирования и методики наземных испытаний.

Основные задачи диссертационного исследования

Для достижения поставленной цели поставлены и решены следующие задачи:

1 Анализ структур построения и алгоритмов функционирования информационно-измерительных систем для контроля угловой скорости МКА.

2 Разработка структуры ИИС КВД с магнитометрами, реализующей настраиваемые алгоритмы обработки информации на борту МКА на стадии эксплуатации.

3 Разработка функционально-ориентированной на применение в ИИС КВД математической модели вращения МКА для анализа влияния возмущений

гравитационного, магнитного и аэродинамического характера на угловую скорость вращательного движения МКА.

4 Разработка методики наземных испытаний ИИС КВД, позволяющей по результатам их проведения сформировать массив поправочных коэффициентов для снижения погрешности измерений магнитометров, связанной с влиянием магнитных возмущений от работы БА.

5 Разработка схемы функционирования ИИС КВД в составе ИИУС на борту МКА, включающей в себя алгоритм непрерывного контроля, для повышения эффективности контроля угловой скорости МКА.

6 Количественная оценка повышения эффективности контроля угловой скорости средствами разработанной ИИС КВД при эксплуатации МКА «Аист-2Д».

Объектом исследований является информационно-измерительная система контроля угловой скорости вращательного движения

Предметом исследований является малый космический аппарат с установленной информационно-измерительной системой контроля угловой скорости вращательного движения

Научная новизна заключается в следующем:

1 Разработана функционально-ориентированная математическая модель вращения малого космического аппарата, отличающаяся от известных моделей учетом возмущений от бортовой аппаратуры, которая является методологической основой для разработки структуры ИИС КВД.

2 Разработана структура ИИС КВД, содержащая алгоритм непрерывного контроля с блоком вычислителя, что позволяет снизить погрешность оценки угловой скорости.

3 Разработан метод наземных испытаний ИИС КВД для МКА, отличающийся учетом влияния магнитных возмущений от бортовой аппаратуры на измерения магнитометров путем формирования массива поправочных коэффициентов, для снижения погрешности измерений индукции магнитного поля Земли.

4 Разработан алгоритм непрерывного контроля угловой скорости малого космического аппарата, который позволяет учесть значимые внутренние и внешние возмущения магнитных полей, не выявленные при наземных испытаниях.

Теоретическая и практическая значимость работы

Теоретическая значимость заключается в следующем:

1 Результаты исследования предложенных методик наземных испытаний и схемы функционирования ИИС КВД в полете расширяют теоретические знания о путях совершенствования ИИС, использующих в своем составе в качестве датчиковой аппаратуры магнитометры, и определения их эффективности;

2 Разработанная структура ИИС КВД с реализованным алгоритмом непрерывного контроля угловой скорости способствует развитию методологии проектирования ИИС КВД МКА.

Практическая значимость заключается в следующем:

1 Разработанная ИИС КВД позволяет контролировать угловую скорость вращения МКА без применения высокоточных и дорогостоящих ИИУС ориентации.

2 Разработанные методика наземных испытаний и схема функционирования ИИС КВД позволяют обеспечивать эффективную работу ИИС КВД с учётом влияния возмущений от БА на магнитометры для КА различных классов.

3 Разработанный алгоритм непрерывного контроля может использоваться для обеспечения целевого диапазона угловой скорости в различных ИИУС ориентации.

На ИИС КВД получен патент №2692741 [94]. Методики испытаний, представленные в работе, используются в деятельности предприятия АО «РКЦ «Прогресс», о чем свидетельствует акт внедрения (Приложение А).

Методология и методы исследования включают в себя методы математического анализа, интегрального и дифференциального исчисления,

теоретической механики, технического контроля, оценивания погрешностей, численного анализа, имитационного моделирования. При выполнении экспериментальных исследований использовались основные положения теории измерений, планирования эксперимента и статистическая обработка полученных результатов.

Положения, выносимые на защиту

1 Функционально-ориентированная на применение в ИИС КВД математическая модель вращения МКА, учитывающая значимые возмущающие факторы.

2 Структура ИИС КВД, содержащая блок вычислителя для реализации алгоритма непрерывного контроля угловой скорости вращения МКА.

3 Методика наземных испытаний ИИС КВД для формирования массива поправочных коэффициентов, учитывающих влияние БА на измерения магнитометров.

4 Схема функционирования ИИС КВД с алгоритмом непрерывного контроля для снижения погрешности оценки угловой скорости вращения МКА.

5 Результаты летно-космических испытаний ИИС КВД в составе магнитной ИИУС ориентации на борту МКА «Аист-2Д» с оценкой точности определения угловой скорости вращения МКА, вероятности её пребывания в целевом диапазоне, вероятности принятия правильного решения об использовании управления, подтверждающие повышение эффективности контроля угловой скорости.

Соответствие паспорту специальности. Диссертационная работа соответствует паспорту специальности «Информационно-измерительные и управляющие системы».

Степень достоверности результатов

Достоверность результатов исследования обеспечивается корректным использованием математического аппарата и вводимых допущений, имитационным моделированием и экспериментальными исследованиями разработанной ИИС КВД, подтверждающими основные теоретические положения работы и не противоречащими известным знаниям в данной области исследований.

Апробация работы. Результаты работы докладывались на 11 международных и Всероссийских конференциях, в числе которых:

 третья международная конференция «Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках» (2014, г. Самара);

– XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (2015, г. Казань);

– II Дальневосточный конгресс инженеров «Наука-инженерпромышленность» (2015, г. Комсомольск-на-Амуре);

 Всероссийская молодежная научно-практическая конференция «Орбита молодежи и перспективы развития Российской космонавтики» (2016, г. Самара);

– Международная молодежная научная конференция, посвященная 110летию со дня рождения академика С.П. Королева, 75-летию КуАИ–СГАУ–СамГУ– Самарского университета и 60-летию со дня запуска первого искусственного спутника Земли «XIV Королевские чтения» (2017, г. Самара);

– V Всероссийская научно-техническая конференция «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (V Козловские чтения) (2017, г. Самара);

 60-я Всероссийская научная конференция МФТИ (2017, г. Долгопрудный);

– Международная научно-практическая конференция «Информационные технологии в промышленности и производстве» (2018, г. Томск);

– 2nd International Conference on Mechanical, System and Control Engineering (2018, г. Москва);

– The 3rd International Conference on Smart Materials Technologies (2018, г. Москва);

- FarEastCon (2020, г. Владивосток).

Публикации. Основные результаты диссертации опубликованы в 24 работах, в том числе: 7 статей в изданиях, рекомендованных ВАК РФ, 8 статей в журналах, входящих в международные базы Web of Science и Scopus, 9 статей в прочих изданиях.

Личный вклад автора. Все результаты, определяющие научную новизну, получены автором лично. В публикациях, выполненных в соавторстве, лично автору принадлежат следующие результаты:

 – разработка функционально ориентированной математической модели вращения МКА для использования в ИИС КВД;

– разработка структуры ИИС КВД с магнитометрами;

– разработка методики наземных испытаний и схемы функционирования
 ИИС КВД в полете;

 – разработка алгоритма непрерывного контроля угловой скорости МКА по данным измерений магнитометров;

– исследование эффективности созданной ИИС КВД.

Из работ, опубликованных в соавторстве, в диссертацию включена та их часть, которая получена соискателем лично.

Структура и объем диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы из 145 наименований, изложена на 143 страницах текста, содержит 53 рисунка, 7 таблиц и 1 приложения.

1 АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ ИИС КОНТРОЛЯ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В настоящее время для решения важных научных и технических задач в космических исследованиях всё чаще применяются МКА [24]. Два неоспоримых преимущества МКА: короткий срок реализации проекта и его низкая стоимость в ближайшем будущем будут способствовать интенсивному развитию этого направления и обеспечат широкий доступ исследователей различных областей к космической технике [21, 45, 145]. Выведение МКА на рабочую орбиту может быть осуществлено в качестве попутной нагрузки к КА среднего класса. Например, ЛО МКА «Аист» был выведен на орбиту 21.04.2013 г. путём его отделения от космического аппарата «Бион – М» № 1 [2]. Первый российский наноспутник был запущен с МКС космонавтами вручную [47].

Разумеется, что МКА не заменят КА среднего класса, которые обладают более реализации возможностями лля на ИХ борту научных широкими И программ. С другой стороны, МКА дистанционного исследовательских зондирования Земли (ДЗЗ), например, «Аист – 2Д» вполне может конкурировать по своим характеристикам и качеству съёмки поверхности Земли с КА ДЗЗ среднего класса [5]. Разработка различных технических средств и устройств, повышающих функциональный уровень и характеристики МКА, позволит в будущем переложить часть решаемых космической техникой задач именно на МКА. Одним из таких средств является ИИС КВД, представленная в настоящей диссертационной работе.

1.1 ИИУС ориентации и стабилизации

Эксплуатация современных КА, выполняющих задачи дистанционного зондирования Земли, наблюдения за небесными телами, проведения научных экспериментов в научной аппаратуре, неосуществимо без управления ориентацией КА.

Под ориентацией понимается обеспечение заданного углового движения КА в пространстве относительно внешних ориентиров [29]. Для управления движением КА используются ИИУС ориентации [1].

ИИУС ориентации представляет собой совокупность приборов и устройств, необходимых для управления угловым движением КА.

Эффективность решения целевых задач КА существенным образом зависит от функциональных возможностей ИИУС ориентации, их технических и эксплуатационных характеристик.

Учитывая высокую стоимость вывода полезной нагрузки на орбиту, важными техническими характеристиками системы ориентации являются габаритные размеры, масса, энергопотребление, а также показатели надежности и экономичности. Экономичность ИИУС ориентации характеризуется расходом рабочего тела (топлива) или электропотреблением. Основными способами достижения высокой надежности в космической технике является применение многократного резервирования элементов БА и использование особо надежной и отработанной электронной компонентной базы (ЭКБ).

Применительно к МКА, проблемы выбора структуры и состава ИИУС ориентации стоит особенно остро. Система должна обеспечивать выполнение целевых задач МКА в условиях ограничений по массе и габаритным размерам и энергопотреблению. Ограничения массово-габаритных характеристик ИИУС ориентации приводит к невозможности использования большого количества резервирования элементов, что может отразиться на надежности. Пониженная энерговооруженность МКА приводит к упрощению состава исполнительных и измерительных органов ИИУС ориентации [71].

1.2 Применение различных ИИУС ориентации на различных МКА

Современные МКА можно условно разделить на три группы [131]. К первой группе относятся полностью неуправляемые космические МКА. Для них характерно полное отсутствие возможности влияния на параметры вращательного движения. Такие аппараты эксплуатируются в неориентированном полёте.

Выполнение ими целевой задачи (например, измерения) не требует коррекции параметров вращательного движения. Это на сегодняшний день самый многочисленный класс МКА. Исследования показывают постепенный рост угловой скорости вращения таких КА в течение срока их активного существования под действием внешних возмущающих моментов [53, 72].

Вторая группа МКА также эксплуатируется в неуправляемом полёте. Однако для успешного выполнения ими целевой задачи требуется регулярная коррекция параметров вращательного движения. К этой группе можно отнести и МКА технологического Энергетические возможности МКА назначения. таких ограничены. Поскольку они не имеют больших панелей солнечных батарей. Однако на их внешнюю поверхность устанавливаются фотопреобразователи. Как правило, три из шести граней малого космического аппарата освещаются Солнцем. Это позволяет получать электроэнергию проведения для некоторых гравитационно-чувствительных процессов. При этом нельзя допускать увеличения угловой скорости вращения. Поскольку это увеличение приводит к росту метастабильной составляющей микроускорений [127, 128].

Качество телеметрической информации также напрямую зависит от скорости вращения МКА вокруг центра масс. На рисунке 1.1 представлены фрагменты файла телеметрической информации, полученной при угловой скорости вращения около 10 °/с (рисунок 1.1 а) и около 2 °/с (рисунок 1.1 б) для ОО МКА «Аист».

В данном случае ориентированного режима полёта МКА не требуется. Однако необходимо периодически снижать угловую скорость вращательного движения КА. Такие аппараты не имеют полноценной ИИУС ориентации. В их составе есть исполнительные органы и отдельные элементы системы управления. Они создают управляющий момент для снижения угловой скорости вращения космического аппарата.



 $a - 10 \circ/c; 6 - 2 \circ/c$

Рисунок 1.1 – Фрагменты файла с телеметрической информацией, полученные с борта ОО «Аист» при различной угловой скорости вращения

Примерами таких МКА являются ЛО и ОО МКА «Аист» [2, 3, 20].

Третья группа объединяет МКА с полноценной ИИУС ориентации. Такие аппараты отличаются от КА среднего класса только меньшей массой. К ним в меньшей степени относятся конкурентные преимущества МКА, связанные с коротким сроком реализации и небольшой стоимостью. Они предназначены для глубоких и полноценных исследований, а также решения задач дистанционного зондирования Земли. Функциональный набор этих МКА полностью соответствует КА среднего класса. Ярким примером такого МКА является «Аист-2Д» [5, 50].

Специфика МКА заключается в малом объёме внутренней среды. Если для КА среднего класс «Бион – М» № 1 объём внутренней среды, предназначенной для размещения научной и обеспечивающей аппаратуры составлял 5,63 м³, то вся внутренняя среда ЛО или ОО МКА «Аист» занимает примерно 0,13 м³. Эта

особенность МКА существенно ограничивает состав бортовых средств измерения и контроля параметров вращательного движения МКА. Поэтому в данной ситуации нет смысла говорить о полноценной ИИУС ориентации, а лишь об отдельных её компонентах, обеспечивающих контроль угловой скорости вращения МКА в допустимом диапазоне. Таким образом, в данной диссертационной работе будут рассмотрены МКА второй группы по классификации [131].

С другой стороны, плотная компоновка элементов и аппаратуры также влияет на работоспособность бортовых средств измерений и контроля [131]. При неориентированном орбитальном полёте МКА набор бортовых средств измерения параметров его вращательного движения минимален. Из всех перечисленных в предыдущем разделе наиболее подходящими являются магнитные ИИУС ориентации, которые не требуют расхода рабочего тела, просты по конструкции и принципу реализации и имеют большой опыт использования в космической технике [35, 62].

1.3 Электромагнитные ИИУС ориентации и ИИС КВД

Среди ИИУС ориентации особое место занимают электромагнитные системы. Работа таких систем основана на взаимодействии магнитного момента КА с МПЗ. Магнитный момент КА создается с помощью магнитных исполнительных органов (МИО) – электромагнитов [74]. «В магнитных ИИУС ориентации легко изменять магнитную индукцию и управляющие моменты, а также реализовывать самые разнообразные законы управления, что позволяет обеспечить достаточно точную ориентацию» [1].

Электромагнитные ИИУС ориентации имеют небольшую массу и энергопотребление, поэтому они достаточно часто применяются на МКА. Типовая структурная схема электромагнитной ИИУС ориентации приведена на рисунке 1.2.



Рисунок 1.2 – Типовая структурная схема электромагнитной ИИУС ориентации

Набор магнитометров и БЦВМ, по сути, образуют ИИС КВД, которая предназначена для автоматического получения измерительной информации от магнитометров, обработки этих данных с последующим определением угловой скорости вращения МКА и формирования сигнала о необходимости включения МИО для управления (например, снижения угловой скорости) [139, 102].

Общий принцип работы ИИС КВД следующий. Магнитометр измеряет составляющие вектора индукции МПЗ по трем ортогональным осям. Данные измерений поступают в бортовую центральную вычислительную машину (БЦВМ). Параметры вектора индукции МПЗ в различных точках орбиты КА разные [23]. Однако, в точке нахождения МКА их можно рассчитать по стандартной модели МПЗ, зная координаты МКА. Для получения навигационных данных о местоположении и скорости движения МКА на борту должна стоять навигационная аппаратура, данные с которой также подаются в БЦВМ ИИС КВД.

БЦВМ обеспечивает решение навигационной задачи и сравнивает данные, полученные с магнитометров с расчетными значениями индукции МПЗ, полученные по стандартной модели. Зная привязку строительных осей магнитометров, вычисляются углы ориентации МКА в орбитальной системе координат [106]. По вычисленным углам ориентации МКА относительно орбитальной системы координат осуществляется управление МИО для приведения МКА в ориентацию, необходимую для выполнения целевой задачи [138]

1.4 Анализ существующих датчиков для ИИС КВД

Определение ориентации КА в пространстве может быть осуществлено относительно следующих ориентиров:

- вектора направления на Солнце;
- вектора направления на определенные звезды;
- вектора по направлению к центру Земли;
- вектора магнитного поля Земли;

Некоторые сравнительные характеристики датчиков ориентации КА приведены в таблице 1.1.

	I		
Тип датчика	Погрешность, °	Масса, кг	Энергопотребление,
	1		1 1
			Вт
Датчик ИНС	0,003-1 °/ч	1-25	5-200
(гироскоп)	(скорость роста		
	погрешности)		
		0.04.0 .	
Солнечный	0,2-1	0,04-0,5	Менее I
датчик			
	0.0002.0.00	2.7	4.22
Звездныи датчик	0,0002-0,08	3-7	4-32
	0.00.01	0.6.5	1.0
Датчик вертикали	0,02-0,1	0,6-5	1-8
		0.0.07	
Магнитометр	0,5-1	0,2-0,7	Менее І

Таблица 1.1 – Сравнительные характеристики датчиков ориентации КА

Из анализа таблицы 1.1 можно сделать вывод, что для МКА наиболее по массе и энергопотреблению наиболее применимы магнитометры. Важным преимуществом магнитометров является их высокая надежность, простота конструкции, малая масса, малые габариты, малое энергопотребление, что делает их лучшим выбором для использования в ограниченных условиях на малых космических аппаратах.

1.5 Способы снижения влияния возмущающих воздействий на магнитометры

На измерения магнитной индукции МПЗ магнитометрами оказывают влияние не только МИО, но и другие источники магнитных полей, расположенные на борту КА. Существует несколько способов уменьшения влияния полей МИО и других элементов КА на измерения магнитометров. Этими способами являются [52, 18]:

- разнесение магнитометров и источников помех;
- временное разделение функционирования магнитометров и МИО;
- введение в функцию управления МИО гистерезиса;
- компенсация помех.

1.5.1 Разнесение магнитометров и источников помех

Оптимальное взаимное расположение МИО и магнитометров определяется свойствами распределения поля МИО. Известно, что электромагнит не имеет радиальных компонент поля в своей экваториальной плоскости и на оси, как показано на рисунке 1.3. Аналогичными свойствами обладает катушка (рисунок 1.4) Поэтому, располагая магнитометры двух каналов на оси МИО или в экваториальных их плоскостях, можно полностью избавиться от помех по этим каналам. Недостаток такого решения состоит в том, что на измерения магнитометра все равно действуют возмущающие воздействия от другой БА и оставшихся, как правило, еще двух, электромагнитов из состава МИО.

Удаление магнитометров от источников помех в пределах корпуса КА или вынесение их за пределы корпуса КА является довольно эффективным средством уменьшения помех, но не всегда возможно по конструктивным и компоновочным соображениям. При вынесении магнитометров за пределы корпуса КА их устанавливают на специальных выдвижных или откидных штангах. Недостаток такой установки магнитометров состоит в услужении конструкции КА за счет штанги с ее механизмами выдвижения, а также увеличения массы за счет штанги и кабелей магнитометров, что для МКА практически неприменимо.



 1 – постоянный магнит; 2 – оси чувствительности магнитометра, не испытывающие помех от магнита; 3 – экваториальная плоскость магнита Рисунок 1.3 – Оптимальное расположение магнита и магнитометров



1 – оси чувствительности магнитометра, не испытывающие помех от магнита;

2 – катушка

Рисунок 1.4 – Оптимальное расположение катушки и магнитометров

1.5.2 Временное разделение функционирования магнитометров и МИО

В случае использования управляемых МИО с целью исключения влияния МИО на магнитометры можно использовать прерывистое управление, когда измерение МПЗ и формирование законов управления производится не непрерывно, а периодически, и когда МИО выключены. Таким образом, весь процесс управления разбивается на участки измерения МПЗ и участки действия МИО. Порядок работы ИИУС ориентации при этом следующий. На протяжении некоторого отрезка времени Тизм, когда МИО отключены и, если это возможно, размагничены, измеряют МПЗ и по их информации вырабатываются в электронном блоке системы команд управления МИО. Затем поступление сигналов магнитометров в электронный блок системы прерывают и включают МИО, которые действуют в течение интервала времени управления $T_{\rm vnp}$. По истечении этого интервала МИО отключают и снова по измеренной информации об МПЗ МИО определяют новые команды управления подключением сигналов магнитометров. Недостаток такого подхода заключается в том, чтобы отношение Тизм/Тупр было как можно меньше, особенно там, где требуется относительно быстрое реагирование на изменения и непрерывное управление. Поэтому подобный прием исключения влияния МИО на магнитометры будет ухудшать динамические качества управления КА, поскольку режим прерывистого управления эквивалентен уменьшению управляющего момента. Кроме того, в этом случае остается влияние БА на магнитометры, предсказывать возникновение которых не представляется возможным.

1.5.3 Введение в функцию управления МИО гистерезиса

Влияние магнитных помех от МИО на магнитометры можно в значительной степени ослабить введением в функции управления МИО гистерезиса. Однако ширина гистерезиса должна быть больше помехи, что не всегда приемлемо с точки зрения получающегося при этом качества управления.

1.5.5 Компенсация помех

Существует несколько вариантов выполнения компенсации помех.

В случае наличия у магнитометров компенсационных обмоток, их можно использовать, подавая на них ток, поле которого в датчике равно и противоположно полю помехи. Возможно также использование и специального компенсационного устройства в виде катушек, установленных возле магнитометров и действующих точно так же, как и собственные компенсационные обмотки магнитометров. Применение первых предпочтительнее, поскольку они конструктивно входят в состав магнитометров, в то время как компенсирующее устройство является дополнительным прибором.

Так же возможно производить компенсацию не поля помехи в районе магнитометра, а электрического сигнала эквивалентного этой помехе в электронном блоке ИИС КВД (рисунок 1.5).



H₃ – напряженность МПЗ; H_П – напряженность поля помехи; H_K – напряженность компенсирующего поля; I_K – ток компенсации; U₃ – сигнал от магнитометра, соответствующий МПЗ; U_K – сигнал компенсации; БЭМ – блок электроники магнитометра; БЭ ИИС – блок электроники ИИС; КУ – компенсирующее устройство; 1 – кабель канала компенсации; 2 – отрицательная обратная связь канала компенсации в электронных блоках

Рисунок 1.5 – Схема ИИС с сигналом компенсации по цепи обратной связи

Компенсация осуществляется путем прибавления к общему электрическому сигнала компенсации по цепи обратной связи.

В этом случае логика формирования сигнала компенсации остается такой же, как и с помощью компенсирующих обмоток. Однако такой способ имеет одно существенное достоинство: отпадает необходимость в компенсирующих обмотках и кабеле к ним, так как вся схема компенсации помещена в электронных блоках.

Вышеуказанные методы применимы к компенсации полей, создаваемых МИО. Но особенно остро вопрос компенсации возмущающего влияния МИО может стоять в тех случаях, когда для управления в системе используются при формировании управляющих функций производные сигналов магнитометров, т.е. в случае компенсации производной поля помех.

Наиболее эффективным способом подавления таких помех является подавление их отрицательными обратными связями по производной сигнала в электронных блоках (рисунок 1.6), входящих в состав магнитометра и ИИС.



 \dot{H}_{Π} сигнал производной поля помехи; H_3 – напряженность МПЗ; H_{Π} – напряженность поля помехи; $U_K = \Phi(U)$ – функция компенсирующего сигнала;

ПС – подканал сигнала; ППС – подканал производной сигнала; ОС – цепь обратной связи с нужными частотными свойствами; БЭМ – блок электроники магнитометра; БЭ ИИС – блок электроники ИИС

Рисунок 1.6 – Схема ИИС для компенсации производной поля помехи МИО

Реальность возможности такого способа обуславливается тем, что частотный спектр сигнала производной помехи содержит в основном высокие частоты, значительно превышающие частоты полезного сигнала о производной МПЗ. Вводя частотную селекцию в цепи обратной связи, сигнал помехи можно эффективно подавить, в то время как полезный сигнал останется практически без изменения. В сочетании с удалением магнитометров от МИО, оптимальной их взаимной компоновкой и введением гистерезиса в функцию управления по производной, применение обратных связей может обеспечить выполнение требований компенсации.

При измерении МПЗ магнитометрами, помимо помех от МИО, требуется учитывать и собственное магнитное поле КА, создаваемое при функционировании БА [121]. Подобная компенсация, как правило, обеспечивается установкой в районе магнитометров небольших компенсирующих постоянных магнитов. В принципе, она может быть осуществлена довольно точно, но при этом следует предусмотреть необходимые меры, направленные с одной стороны, на стабилизацию поля компенсирующего магнита, а с другой, что особенно важно, на стабилизацию поля помехи. Для этого важно точно определить возможные причины вариаций поля помехи, которыми могут быть изменения свойств магнитных материалов в результате воздействия условий, возникающих при функционировании МКА, Изменение этих условий от температурных эффектов, изменения режимов работы бортовых систем, вызывающие вариацию полей от токовых контуров, эффектов (для аккумуляторных батарей) работы деградации И старения, электромеханических устройств МКА [142]. Для определения величины компенсации полей помех следует провести экспериментальные исследования по определению этих величин.

1.6 Эффективность функционирования ИИС КВД

Анализ существующих структур ИИС КВД, использующих магнитометры в качестве датчиков, показывает, что в настоящее время имеется существенный задел в области снижения влияния магнитных возмущений на измерения магнитометров.

Установлено, что источниками магнитных возмущений могут являться МИО, БА и намагниченные элементы конструкции МКА.

В диссертационной работе предлагается структура ИИС КВД, позволяющая реализовать компенсацию магнитных возмущений с помощью поправочных коэффициентов. Поскольку состояние собственного магнитного поля КА зависит от функционирующей в данный момент БА, а также режима работы каждой БА, требуется проведение большого количества экспериментов по замеру создаваемого магнитного поля КА. Для определения поправочных коэффициентов предложена методика наземных испытаний ИИС КВД в составе МКА.

В работе анализируются основные возмущающие факторы, действующие на МКА в полете, и разрабатывается функционально-ориентированная модель вращательного движения МКА для использования в ИИС КВД с целью получения корректной оценки угловой скорости вращения МКА по результатам измерений магнитометров.

Следует отметить, что в условиях реального космического полета требуется уточнение поправочных коэффициентов, полученных при наземных испытаниях. Для этого в работе предлагается реализовать на средствах разработанного ИИС КВД алгоритм непрерывного контроля. Данный алгоритм позволит настраивать массив поправочных коэффициентов в процессе полета в зависимости от реальных условий функционирования, а также при изменении режимов работы БА.

По мнению автора диссертации, вопрос улучшения характеристик ИИС КВД не может быть ограничен только снижением погрешности определения вектора индукции МПЗ за счет компенсации возмущений от БА. В диссертационной работе оценивается, как вышеупомянутое снижение погрешности повлияет на эффективность функционирования ИИС КВД, в том числе в составе ИИУС ориентации [17, 27]. Эффективность функционирования ИИС КВД можно количественно оценить значениями рисков невыполнения задачи нахождения угловой скорости МКА в заданном целевом диапазоне [69].

За счет снижения погрешности измерений вектора индукции МПЗ снижается погрешность оценки угловой скорости вращательного движения МКА. В свою

очередь снижение погрешности угловой скорости позволяет более корректно применять управление для снижения или увеличения значений угловой скорости. Таким образом, снижается вероятность принятия неверного решения об использовании управления, когда значения модуля угловой скорости ещё находятся в границах целевого диапазона, либо, наоборот, не использовать управление, если эти значения вышли за границы диапазона. Это особенно актуально при приближении значений угловой скорости к границам целевого диапазона, в рамках которого требуется ее контролировать.

Под целевым диапазоном понимается диапазон угловых скоростей, в которых выполняется целевая задача МКА. Для различных режимов работы МКА задается различный целевой диапазон. Например, при стабилизации МКА в режиме солнечной ориентации для заряда аккумуляторных батарей целевой диапазон угловых скоростей составляет от 0 до 0,2 °/с. При переориентации МКА для наведения бортового оптического комплекса на объект съемки этот диапазон расширяется и может составлять до 1 °/с [76].

Выводы

1. Проведен анализ существующих видов ИИУС ориентации. Установлено, что для эффективной работы ИИУС ориентации требуется с высокой точностью определять и контролировать угловую скорость вращения космического аппарата. Допустимая угловая скорость вращения МКА определяет возможности его применения для решения различных целевых задач. Для решения таких задач требуется разработка ИИС КВД.

2. ИИС КВД может быть построена на использовании в качестве датчиковой аппаратуры – магнитометров. Основными преимуществами магнитометров является их высокая надежность, простота конструкции, малая масса, малые габариты, малое энергопотребление, что делает их лучшим выбором для использования в ограниченных условиях на малых космических аппаратах. Однако при всех преимуществах магнитометров у них имеются и недостатки, такие как

влияние на измерения собственных магнитных полей МКА и невысокая точность измерений.

3. Рассмотрены способы уменьшения влияния магнитных возмущений от БА на магнитометры. Выявлено, что наиболее совершенным способом является компенсация магнитных возмущений. Для определения величины компенсационного сигнала необходимо провести экспериментальную наземную отработку ИИС КВД с определением источников магнитных возмущений.

2 РАЗРАБОТКА ФУНКЦИОНАЛЬНО-ОРИЕНТИРОВАННОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ВРАЩЕНИЯ МКА ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В ИИС КВД

2.1 Упрощающие допущения при построении модели

В главе строится модель вращательного движения МКА вокруг центра масс. При этом МКА рассматривается как абсолютно твёрдое асимметричное тело. Реальное движение МКА вокруг центра масс имеет более сложный характер [87, 39, 141, 120]. Теоретически, кроме регулярных, могут возникать и хаотические режимы движения [73, 110, 111, 117]. В связи с относительно небольшим опытом создания МКА, а также с ограниченными возможностями размещения датчиковой аппаратуры на борту МКА из-за его малой массы и габаритных размеров контроль угловой скорости вращения затруднен.

Модель вращательного движения МКА может служить первым приближением для оценки параметров его движения вокруг центра масс. Что касается влияния колебаний больших упругих элементов на эти параметры, то оно более существенно, чем у КА среднего класса [4]. В данной работе анализируется движение ЛО и ОО МКА «Аист». Оба этих МКА не имели больших упругих элементов конструкции. Поэтому решаемая задача формирования корректной информации для контроля параметров вращательного движения МКА и снижения угловой скорости его вращения МИО вполне допускает использование модели пространственного вращения МКА.

Для построения модели вращательного движения МКА вокруг центра масс примем ряд упрощающих допущений.

1 Модель движения МКА – пространственное вращение вокруг центра масс.

Ряд фундаментальных работ указывает на незначительность влияния поступательного движения на вращение МКА вокруг центра масс и допускают использование выдвинутого допущения [11, 38, 36]. Начиная с высот от 700 км, влияние поступательного движения на вращательное пренебрежимо мало и не

оказывает существенного влияния на точность оценки параметров вращательного движения [130, 78].

2 Космический аппарат представляет собой абсолютно твёрдый асимметричный корпус.

Такая модель в целом соответствует реализованным исследовательским проектам ЛО и ОО «Аист» [5, 50].

3 При построении модели исследуется значимость следующих возмущающих факторов: гравитационный, аэродинамический и магнитный момент, а также учитывается управляющий момент МИО.

Согласно исследованию [112] принятые допущения для упрощения моделируемой ситуации позволяют получать оценку параметров вращательного движения МКА вокруг центра масс с приемлемой точностью.

2.2 Уравнения модели орбитального движения МКА

Рассмотрим в общей постановке вращательное движение МКА, применив теорему об изменении кинетического момента. Выражение для кинетического момента будет иметь вид [11]:

$$\vec{L} = \hat{I} \cdot \vec{\omega} + m\vec{r_0} \times \vec{r_0}, \qquad (2.1)$$

где \hat{I} – тензор инерции КА в главной связанной системе координат (рисунок 2.1); $\vec{\omega}$ – вектор угловой скорости МКА в главной связанной системе координат; m – масса КА; $\vec{r_0}$ – радиус-вектор центра масс в главной связанной системе координат; $\vec{r_0}$ – вектор скорости центра масс в главной связанной системе координат.

Поскольку связанная система координат ОХҮZ является главной, то тензор инерции КА имеет диагональный вид:

$$\hat{I} = \begin{pmatrix} I_{\chi} & 0 & 0\\ 0 & I_{y} & 0\\ 0 & 0 & I_{z} \end{pmatrix},$$
(2.2)

где I_x , I_y , I_z – осевые моменты инерции КА.



XYZ – главная связанная система координат; x_C y_C z_C – строительная система координат магнитометра; С – центр масс МКА Рисунок 2.1 – Используемые системы координат

Поскольку

$$m\vec{r}_{0} \times \dot{\vec{r}}_{0} = m \begin{pmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ x_{0} & y_{0} & z_{0} \\ \dot{x}_{0} & \dot{y}_{0} & \dot{z}_{0} \end{pmatrix} = m \begin{pmatrix} y_{0}\dot{z}_{0} - \dot{y}_{0}z_{0} \\ \dot{x}_{0}z_{0} - x_{0}\dot{z}_{0} \\ x_{0}\dot{y}_{0} - \dot{x}_{0}y_{0} \end{pmatrix},$$
(2.3)

в главной связанной системе координат имеем:

$$\begin{cases} L_x = I_x \omega_x + m(y_0 \dot{z}_0 - \dot{y}_0 z_0); \\ L_y = I_y \omega_y + m(\dot{x}_0 z_0 - x_0 \dot{z}_0); \\ L_z = I_z \omega_z + m(x_0 \dot{y}_0 - \dot{x}_0 y_0). \end{cases}$$
(2.4)

Дифференцируем (2.4) по времени для подстановки в уравнение об изменении кинетического момента. При этом считаем, то моменты инерции МКА постоянны:

$$\begin{cases} \dot{L}_{x} = I_{x}\dot{\omega}_{x} + m(y_{0}\ddot{z}_{0} - \ddot{y}_{0}z_{0}); \\ \dot{L}_{y} = I_{y}\dot{\omega}_{y} + m(\ddot{x}_{0}z_{0} - x_{0}\ddot{z}_{0}); \\ \dot{L}_{z} = I_{z}\dot{\omega}_{z} + m(x_{0}\ddot{y}_{0} - \ddot{x}_{0}y_{0}). \end{cases}$$
(2.5)

Оценим ускорение центра масс МКА в главной связанной системе координат:

$$\vec{w}_0 = \vec{w}_0^n + \vec{w}_0^\tau = \vec{\omega} \times \vec{\omega} \times \vec{r}_0 + \dot{\vec{\omega}} \times \vec{r}_0.$$
(2.6)

Первое слагаемое правой части (2.6):

$$\vec{\omega} \times \vec{\omega} \times \vec{r}_{0} = \vec{\omega} \times \begin{pmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ \omega_{x} & \omega_{y} & \omega_{z} \\ x_{0} & y_{0} & z_{0} \end{pmatrix} = \vec{\omega} \times \begin{pmatrix} \omega_{y} z_{0} - \omega_{z} y_{0} \\ \omega_{z} x_{0} - \omega_{x} z_{0} \\ \omega_{x} y_{0} - \omega_{y} x_{0} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ \omega_{x} & \omega_{y} & \omega_{z} \\ \omega_{y} z_{0} - \omega_{z} y_{0} & \omega_{z} x_{0} - \omega_{x} z_{0} \\ \omega_{y} z_{0} - \omega_{z} y_{0} & \omega_{z} x_{0} - \omega_{x} z_{0} \\ \omega_{y} \omega_{z} z_{0} - \omega_{z}^{2} y_{0} - \omega_{z}^{2} y_{0} + \omega_{x} \omega_{y} x_{0} \\ \omega_{x} \omega_{z} x_{0} - \omega_{x}^{2} z_{0} - \omega_{y}^{2} z_{0} + \omega_{y} \omega_{z} y_{0} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \omega_{x} (\omega_{y} y_{0} + \omega_{z} z_{0}) - x_{0} (\omega_{y}^{2} + \omega_{z}^{2}) \\ \omega_{y} (\omega_{x} x_{0} + \omega_{z} z_{0}) - y_{0} (\omega_{z}^{2} + \omega_{z}^{2}) \\ \omega_{z} (\omega_{x} x_{0} + \omega_{y} y_{0}) - z_{0} (\omega_{x}^{2} + \omega_{y}^{2}) \end{pmatrix}.$$

Второе слагаемое правой части (2.6):

$$\dot{\vec{\omega}} \times \vec{r}_0 = \begin{pmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ \dot{\omega}_x & \dot{\omega}_y & \dot{\omega}_z \\ x_0 & y_0 & z_0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\omega}_y z_0 - \dot{\omega}_z y_0 \\ \dot{\omega}_z x_0 - \dot{\omega}_x z_0 \\ \dot{\omega}_x y_0 - \dot{\omega}_y x_0 \end{pmatrix}.$$

Подставляем в (2.6):

$$\begin{pmatrix} \omega_{x} \left(\omega_{y} y_{0} + \omega_{z} z_{0} \right) - x_{0} \left(\omega_{y}^{2} + \omega_{z}^{2} \right) \\ \omega_{y} \left(\omega_{x} x_{0} + \omega_{z} z_{0} \right) - y_{0} \left(\omega_{z}^{2} + \omega_{x}^{2} \right) \\ \omega_{z} \left(\omega_{x} x_{0} + \omega_{y} y_{0} \right) - z_{0} \left(\omega_{x}^{2} + \omega_{y}^{2} \right) \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \dot{\omega}_{y} z_{0} - \dot{\omega}_{z} y_{0} \\ \dot{\omega}_{z} x_{0} - \dot{\omega}_{z} y_{0} + \omega_{z} \left(\omega_{y} y_{0} + \omega_{z} z_{0} \right) - x_{0} \left(\omega_{y}^{2} + \omega_{z}^{2} \right) \\ \dot{\omega}_{z} y_{0} - \dot{\omega}_{y} x_{0} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\omega}_{y} z_{0} - \dot{\omega}_{z} y_{0} + \omega_{z} \left(\omega_{y} y_{0} + \omega_{z} z_{0} \right) - x_{0} \left(\omega_{y}^{2} + \omega_{z}^{2} \right) \\ \dot{\omega}_{z} x_{0} - \dot{\omega}_{y} x_{0} + \omega_{y} \left(\omega_{x} x_{0} + \omega_{y} y_{0} \right) - y_{0} \left(\omega_{z}^{2} + \omega_{z}^{2} \right) \\ \dot{\omega}_{z} y_{0} - \dot{\omega}_{y} x_{0} + \omega_{z} \left(\omega_{x} x_{0} + \omega_{y} y_{0} \right) - z_{0} \left(\omega_{z}^{2} + \omega_{z}^{2} \right) \end{pmatrix}.$$

Тогда (2.5) можно переписать в виде:

$$\begin{cases} \dot{L}_{x} = I_{x}\dot{\omega}_{x} + m\left\{y_{0}\left[\dot{\omega}_{x}y_{0} - \dot{\omega}_{y}x_{0} + \omega_{z}\left(\omega_{x}x_{0} + \omega_{y}y_{0}\right) - z_{0}\left(\omega_{x}^{2} + \omega_{y}^{2}\right)\right] - z_{0}\left[\dot{\omega}_{z}x_{0} - \dot{\omega}_{x}z_{0} + \omega_{y}\left(\omega_{x}x_{0} + \omega_{z}z_{0}\right) - y_{0}\left(\omega_{z}^{2} + \omega_{x}^{2}\right)\right]\right\};\\ \dot{L}_{y} = I_{y}\dot{\omega}_{y} + m\left\{z_{0}\left[\dot{\omega}_{y}z_{0} - \dot{\omega}_{z}y_{0} + \omega_{x}\left(\omega_{y}y_{0} + \omega_{z}z_{0}\right) - x_{0}\left(\omega_{y}^{2} + \omega_{z}^{2}\right)\right] - x_{0}\left[\dot{\omega}_{x}y_{0} - \dot{\omega}_{y}x_{0} + \omega_{z}\left(\omega_{x}x_{0} + \omega_{y}y_{0}\right) - z_{0}\left(\omega_{x}^{2} + \omega_{y}^{2}\right)\right]\right\};\\ \dot{L}_{z} = I_{z}\dot{\omega}_{z} + m\left\{x_{0}\left[\dot{\omega}_{z}x_{0} - \dot{\omega}_{x}z_{0} + \omega_{y}\left(\omega_{x}x_{0} + \omega_{z}z_{0}\right) - y_{0}\left(\omega_{z}^{2} + \omega_{x}^{2}\right)\right] - y_{0}\left[\dot{\omega}_{y}z_{0} - \dot{\omega}_{z}y_{0} + \omega_{x}\left(\omega_{y}y_{0} + \omega_{z}z_{0}\right) - x_{0}\left(\omega_{y}^{2} + \omega_{z}^{2}\right)\right]\right\}.\end{cases}$$

$$(2.7)$$

Подставляем (2.7) в теорему об изменении кинетического момента:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_{x} \left[I_{x} + m(y_{0}^{2} + z_{0}^{2}) \right] - \dot{\omega}_{y}(mx_{0}y_{0}) - \dot{\omega}_{z}(mx_{0}z_{0}) + m[\omega_{x}x_{0}(\omega_{z}y_{0} - \omega_{y}z_{0}) + \omega_{y}\omega_{z}(y_{0}^{2} - z_{0}^{2}) + y_{0}z_{0}(\omega_{z}^{2} - \omega_{y}^{2}) \right] = M_{x}; \\ - \dot{\omega}_{x}(mx_{0}y_{0}) + \dot{\omega}_{y} \left[I_{y} + m(x_{0}^{2} + z_{0}^{2}) \right] - \dot{\omega}_{z}(my_{0}z_{0}) + m[\omega_{y}y_{0}(\omega_{x}z_{0} - \omega_{z}x_{0}) + \omega_{x}\omega_{z}(z_{0}^{2} - x_{0}^{2}) + x_{0}z_{0}(\omega_{x}^{2} - \omega_{z}^{2}) \right] = M_{y}; (2.8) \\ - \dot{\omega}_{x}(mx_{0}z_{0}) - \dot{\omega}_{y}(my_{0}z_{0}) + \dot{\omega}_{z} \left[I_{z} + m(x_{0}^{2} + y_{0}^{2}) \right] + m[\omega_{z}z_{0}(\omega_{y}x_{0} - \omega_{x}y_{0}) + \omega_{x}\omega_{y}(x_{0}^{2} - y_{0}^{2}) + x_{0}y_{0}(\omega_{y}^{2} - \omega_{x}^{2}) \right] = M_{z}. \end{cases}$$

Рассмотрим правую часть теоремы (2.8). Согласно допущению 3, она будет иметь следующую структуру:

$$\vec{M} = \vec{M}_{app} + \vec{M}_{pp} + \vec{M}_{Maz} + \vec{M}_{ynp}$$
(2.9)

где $\vec{M} = (M_x, M_y, M_z)$ – правая часть системы (2.8); $\vec{M}_{aэp}$ – вектор аэродинамического момента, \vec{M}_{rp} – вектор гравитационного момента, $\vec{M}_{маr}$ – вектор магнитного момента, \vec{M}_{ynp} – вектор управляющего момента.

Рассмотрим гравитационный момент и получим рекуррентное соотношение для его проекций на оси главной связанной системы координат [140]. Предположим, что начальная ориентация МКА такова, что ось ОХ связанной системы координат направлена на центр Земли, а плоскость орбиты МКА совпадает с плоскостью ОХҮ связанной системы координат. Пусть направляющие косинусы между строительными осями магнитометра и главной связанной системой координат постоянны и определяются тензором:

$$\hat{\alpha} = \begin{pmatrix} \alpha_{11} & \alpha_{12} & \alpha_{13} \\ \alpha_{21} & \alpha_{22} & \alpha_{23} \\ \alpha_{31} & \alpha_{32} & \alpha_{33} \end{pmatrix}.$$
 (2.10)

Пусть имеются данные измерений МПЗ B_{0x} , B_{0y} , B_{0z} и B_{1x} , B_{1y} , B_{1z} в моменты времени t_0 и t_1 соответственно. Тогда в первом приближении (без учёта поворота вектора индукции МПЗ \vec{B}) можно определить поворот строительной системы координат магнитометра (рисунок 2.1) относительно начального положения с помощью тензора направляющих косинусов:

$$\hat{\beta}_{01} = \begin{pmatrix} \arccos\left(\frac{B_{1x}}{|\vec{B}_1|}\right) - \arccos\left(\frac{B_{0x}}{|\vec{B}_0|}\right) & \arccos\left(\frac{B_{1x}}{|\vec{B}_1|}\right) - \arccos\left(\frac{B_{0y}}{|\vec{B}_0|}\right) & \arccos\left(\frac{B_{1x}}{|\vec{B}_1|}\right) - \arccos\left(\frac{B_{0z}}{|\vec{B}_0|}\right) \\ \arccos\left(\frac{B_{1y}}{|\vec{B}_1|}\right) - \arccos\left(\frac{B_{0x}}{|\vec{B}_0|}\right) & \arccos\left(\frac{B_{1y}}{|\vec{B}_1|}\right) - \arccos\left(\frac{B_{0y}}{|\vec{B}_0|}\right) & \arccos\left(\frac{B_{1y}}{|\vec{B}_1|}\right) - \arccos\left(\frac{B_{0z}}{|\vec{B}_0|}\right) \\ \arccos\left(\frac{B_{1z}}{|\vec{B}_1|}\right) - \arccos\left(\frac{B_{0x}}{|\vec{B}_0|}\right) & \arccos\left(\frac{B_{1z}}{|\vec{B}_1|}\right) - \arccos\left(\frac{B_{0y}}{|\vec{B}_0|}\right) & \arccos\left(\frac{B_{1z}}{|\vec{B}_1|}\right) - \arccos\left(\frac{B_{0z}}{|\vec{B}_0|}\right) \\ \end{array} \right)$$
(2.11)

В качестве проверки точности определения направляющих косинусов следует применить условие их нормировки.

Далее следует вычислить направляющие косинусы нового положения главной связанной системы координат в момент времени t_1 относительно прежнего положения в момент времени t_0 с учётом тензоров (2.10) и (2.11):

$$\hat{\gamma}_{01} = \hat{\beta}_{01} \cdot \hat{\alpha} \,. \tag{2.12}$$

Тогда координаты вектора гравитационной силы с учётом её поворота при перемещении КА по орбите можно определить следующим образом:

$$\vec{G}_{1} = \left(\vec{G}_{0} \cdot \hat{\Theta}_{01}\right) \cdot \hat{\gamma}_{01},$$
 (2.13)

где $\hat{\Theta}_{01}$ – тензор направляющих косинусов, определяющих с поворот вектора \vec{G} при движении МКА по орбите.

Для принятого начального положения этот тензор будет иметь вид:

$$\hat{\Theta}_{01} = \begin{pmatrix} \cos \Theta_{01} & \sin \Theta_{01} & 0\\ \sin \Theta_{01} & \cos \Theta_{01} & 0\\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \qquad (2.14)$$

где Θ_{01} – угол между направлениями на центр Земли в моменты времени t_0 и t_1 .

Принимать решение об учёте этого поворота следует, исходя из конкретной ситуации. Так, для МКА «Аист» полный оборот вокруг Земли составляет 5760 с. Интервал между двумя измерениями вектора индукции МПЗ равен 6 с. Следовательно, оценка для Θ_{01} имеет вид:

$$\Theta_{01} \approx 2\pi \cdot \frac{6}{5760} \approx 0.375^{\circ} \,.$$

Для этого случая $\cos \Theta_{01} \approx 0,999979$; $\sin \Theta_{01} \approx 0,006545$, а тензор (2.14) практически ничем не будет отличаться от единичного. По индукции формулу (2.13) можно превратить в рекуррентную:

$$\vec{G}_n = \left(\vec{G}_{n-1} \cdot \hat{\Theta}_{n-1\,n}\right) \cdot \hat{\gamma}_{n-1\,n}.$$
(2.15)

Тогда гравитационный момент будет иметь вид:

$$\vec{M}_{zp} = \vec{r}_0 \times \vec{G}$$

Для момента времени t_n с учётом (2.15):

$$\vec{M}_{zpn} = \vec{r}_0 \times \vec{G}_n = \begin{pmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ x_0 & y_0 & z_0 \\ G_{xn} & G_{yn} & G_{zn} \end{pmatrix}.$$
 (2.16)

Для опытного образца МКА «Аист» оценим значение гравитационного момента по формуле [78]:

$$\left|\vec{M}_{ep}\right| = \left|\frac{3\mu}{r^{3}}\vec{e}_{r} \times \left(\hat{I} \cdot \vec{e}_{r}\right)\right|, \qquad (2.17)$$

где $\mu \approx 398600 \ \kappa M^3 / c^2$ – гравитационный параметр Земли; r – радиус орбиты МКА; \vec{e}_r – единичный вектор направления на центр Земли (рисунок 2.1); $\hat{I} = \begin{pmatrix} 1,7 & 1,0 & -0,8 \\ -1,0 & 1,2 & 1,1 \\ 0,8 & -1,1 & 1,5 \end{pmatrix}$ – тензор инерции МКА в осях, параллельных главной связанной

системе координат, центр которой располагается в центре масс МКА.

При *r* = 6871 *км*, согласно (2.17) имеем:

$$\begin{split} \left| \vec{M}_{ap} \right| &= \max \begin{pmatrix} \left| 3,686 \cdot 10^{-6} \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \times \left(\begin{pmatrix} 1,7 & 1,0 & -0,8 \\ -1,0 & 1,2 & 1,1 \\ 0,8 & -1,1 & 1,5 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \right|; \left| 3,686 \cdot 10^{-6} \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} \times \left(\begin{pmatrix} 1,7 & 1,0 & -0,8 \\ -1,0 & 1,2 & 1,1 \\ 0,8 & -1,1 & 1,5 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} \right) \right|; \\ &= 3,686 \cdot 10^{-6} \cdot \max \left(\left| \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \times \left(\begin{pmatrix} 1,7 & 1,0 & -0,8 \\ -1,0 & 1,2 & 1,1 \\ 0,8 & -1,1 & 1,5 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} \right|; \left| \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} \times \left(\begin{pmatrix} -0,8 \\ 1,1 \\ 1,5 \end{pmatrix} \right) \right| = 3,686 \cdot 10^{-6} \cdot \max \left(\left| -0,8\vec{j} - \vec{k} \right|; \left| -1,1\vec{i} - \vec{k} \right|; \left| -1,1\vec{i} - \vec{k} \right|; \\ \left| -1,1\vec{i} - 0,8\vec{j} \right| \right) \approx 5,5 \cdot 10^{-6} H \cdot M \end{split} \right]$$

Оценим влияние аэродинамического момента для опытного образца МКА «Аист» из следующих данных. Радиус орбиты МКА за три года уменьшился на 5 км. Считаем, что это произошло исключительно ввиду воздействия силы аэродинамического сопротивления. Это определяет завышенную оценку, поскольку, в действительности, к торможению приведут и другие возмущающие факторы (световое давление, магнитное возмущение, микрометеориты и т.д.). Оценим уменьшение кинетической энергии МКА из-за снижения орбиты:

$$\Delta T = \frac{m_{MKA}}{2} (v_1^2 - v_0^2) = \frac{m_{MKA}}{2} (gR_1 - gR_0) .$$

При $m_{MKA} = 53 \ \kappa c$, $R_1 = 6865 \ \kappa m$ и $R_0 = 6871 \ \kappa m$ получим $\Delta T \approx -2 \ M \square \mathcal{H}$. Оценим расстояние, которое преодолел МКА за три года полёта:

$$s = 2\pi \overline{R}N$$
,

где $\overline{R} = \frac{6871 + 6865}{2} = 6868 \ \kappa m$ — средний радиус орбиты МКА за три года; $N = \frac{3 \cdot 365, 25 \cdot 24 \cdot 3600}{5760} \approx 16500$ — число витков МКА вокруг Земли за три года (T = 5760 c — средний период обращения МКА вокруг Земли).

Тогда получим:

$$s = 2\pi \overline{R}N = 2\pi \cdot 6868 \cdot 10^3 \cdot 16500 \approx 7 \cdot 10^{11} \,\mathrm{M}\,.$$

Считая, что $A(\vec{F}_{a_{3p}}) \approx \Delta T \approx -2 M \mathcal{A} \mathcal{H}$, получим оценку модуля средней аэродинамической силы:

$$\overline{F}_{app} = \frac{A(\vec{F}_{app})}{s} \approx \frac{2 \cdot 10^6}{7 \cdot 10^{11}} \approx 3 \cdot 10^{-6} H.$$
(2.18)

При реальных значениях отклонения центра давления МКА от центра масс аэродинамический момент не превысит 10⁻⁷ *Н*·*м*. Поэтому, аэродинамический момент можно не учитывать по сравнению с гравитационным и магнитным, оценка которого приведена ниже.

Оценку магнитного момента проведём двумя способами. Оценим силу Ампера, действующую на аккумуляторную батарею МКА при номинальной силе тока $i = 2 \ A$ и размере $l = 0,3 \ M$ для значения модуля вектора индукции МПЗ $|\vec{B}| = 40 \ M\kappa Tn$:

$$\left|\vec{F}_{A}\right| = il\left|\vec{B}\right| = 2,4 \cdot 10^{-5} H$$
.

При максимальном плече h = 0,2 *i* , имеем оценку момента:

$$\left|\vec{M}\left(\vec{F}_{A}\right)\right| = 4,8 \cdot 10^{-6} H \cdot M.$$
С другой стороны, оценим магнитный момент тока всего МКА, считая площадью контура с током максимальные габаритные размеры МКА $S = 0.5 \cdot 0.25 = 0.125 \, \text{m}^2$. В этом случае:

$$|\vec{p}| = iS = 2 \cdot 0,125 = 0,25A \cdot M^2.$$

Тогда можно получить максимальную оценку магнитного момента, действующего на МКА [37]:

$$\vec{M}_{\scriptscriptstyle MAZ} = \vec{p} \times \vec{B} \Longrightarrow \left| \vec{M}_{\scriptscriptstyle MAZ} \right| = \left| \vec{p} \right| \cdot \left| \vec{B} \right| = 0,25 \cdot 40 \cdot 10^{-6} = 10^{-5} H \cdot M.$$
(2.19)

Таким образом, оценки (2.17) – (2.19) показывают, что гравитационный и магнитный возмущающие моменты, действующие на опытный образец МКА «Аист», являются соизмеримыми при доминировании магнитного момента (соответственно 5,5·10⁻⁶ *H*·*m* и 10⁻⁵ *H*·*m*), а аэродинамический возмущающий момент примерно на два порядка ниже (10⁻⁷ *H*·*m*). Эти оценки хорошо согласуются с аналогичными оценками, выполненными для других КА («Ямал – 200», «Ямал – 201», «Ямал – 202», «Микросат», «Ямал – 100», «Едуртват», «Аурига») [25, 37, 70, 75].

Подставляя выражения для правых частей в (2.8), окончательно получим уравнения математической модели движения МКА в главной связанной системе координат без учёта управления:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_{x} \left[I_{x} + m \left(y_{0}^{2} + z_{0}^{2} \right) \right] - \dot{\omega}_{y} \left(mx_{0}y_{0} \right) - \dot{\omega}_{z} \left(mx_{0}z_{0} \right) + m \left[\omega_{x}x_{0} \left(\omega_{z}y_{0} - \omega_{y}z_{0} \right) + \omega_{y}\omega_{z} \left(y_{0}^{2} - z_{0}^{2} \right) + y_{0}z_{0} \left(\omega_{z}^{2} - \omega_{y}^{2} \right) \right] \\ = G_{z}y_{0} - G_{y}z_{0} + B_{z}p_{y} - B_{y}p_{z}; \\ - \dot{\omega}_{x} \left(mx_{0}y_{0} \right) + \dot{\omega}_{y} \left[I_{y} + m \left(x_{0}^{2} + z_{0}^{2} \right) \right] - \dot{\omega}_{z} \left(my_{0}z_{0} \right) + m \left[\omega_{y}y_{0} \left(\omega_{x}z_{0} - \omega_{z}x_{0} \right) + \omega_{x}\omega_{z} \left(z_{0}^{2} - x_{0}^{2} \right) + x_{0}z_{0} \left(\omega_{x}^{2} - \omega_{z}^{2} \right) \right] \\ = G_{x}z_{0} - G_{z}x_{0} + B_{x}p_{z} - B_{z}p_{x}; \\ - \dot{\omega}_{x} \left(mx_{0}z_{0} \right) - \dot{\omega}_{y} \left(my_{0}z_{0} \right) + \dot{\omega}_{z} \left[I_{z} + m \left(x_{0}^{2} + y_{0}^{2} \right) \right] + m \left[\omega_{z}z_{0} \left(\omega_{y}x_{0} - \omega_{x}y_{0} \right) + \omega_{x}\omega_{y} \left(x_{0}^{2} - y_{0}^{2} \right) + x_{0}y_{0} \left(\omega_{y}^{2} - \omega_{x}^{2} \right) \right] \\ = G_{y}x_{0} - G_{x}y_{0} + B_{y}p_{x} - B_{x}p_{y}. \end{cases}$$

Выразим в явном виде компоненты вектора углового ускорения МКА методом Гаусса.

$$a_{11} = I_{x} + m(y_{0}^{2} + z_{0}^{2}); a_{12} = mx_{0}y_{0}; a_{13} = mx_{0}z_{0};$$

$$a_{21} = mx_{0}y_{0}; a_{22} = I_{y} + m(x_{0}^{2} + z_{0}^{2}); a_{23} = my_{0}z_{0};$$

$$a_{31} = mx_{0}z_{0}; a_{32} = my_{0}z_{0}; a_{33} = I_{z} + m(x_{0}^{2} + y_{0}^{2});$$

$$b_{1} = G_{z}y_{0} - G_{y}z_{0} + B_{z}p_{y} - B_{y}p_{z} - m[\omega_{x}x_{0}(\omega_{z}y_{0} - \omega_{y}z_{0}) + \omega_{y}\omega_{z}(y_{0}^{2} - z_{0}^{2}) + y_{0}z_{0}(\omega_{z}^{2} - \omega_{y}^{2})];$$

$$b_{2} = G_{x}z_{0} - G_{z}x_{0} + B_{x}p_{z} - B_{z}p_{x} - m[\omega_{y}y_{0}(\omega_{x}z_{0} - \omega_{z}x_{0}) + \omega_{x}\omega_{z}(z_{0}^{2} - x_{0}^{2}) + x_{0}z_{0}(\omega_{x}^{2} - \omega_{z}^{2})];$$

$$b_{3} = G_{y}x_{0} - G_{x}y_{0} + B_{y}p_{x} - B_{x}p_{y} - m[\omega_{z}z_{0}(\omega_{y}x_{0} - \omega_{x}y_{0}) + \omega_{x}\omega_{y}(x_{0}^{2} - y_{0}^{2}) + x_{0}y_{0}(\omega_{y}^{2} - \omega_{z}^{2})].$$

Имеем:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_{x} = \left(\frac{b_{1}a_{22} + b_{2}a_{12}}{a_{13}a_{22} + a_{12}a_{23}} + \frac{b_{3}a_{22} + b_{2}a_{32}}{a_{22}a_{33} - a_{23}a_{32}}\right) / \left(\frac{a_{22}a_{11} - a_{12}a_{21}}{a_{13}a_{22} + a_{12}a_{23}} + \frac{a_{22}a_{31} + a_{21}a_{32}}{a_{23}a_{32} - a_{22}a_{33}}\right); \\ \dot{\omega}_{y} = \left(\frac{b_{2}a_{11} + b_{1}a_{21}}{a_{23}a_{11} + a_{13}a_{21}} + \frac{b_{3}a_{11} + b_{1}a_{31}}{a_{33}a_{11} - a_{13}a_{31}}\right) / \left(\frac{a_{22}a_{11} - a_{12}a_{21}}{a_{11}a_{23} + a_{13}a_{21}} + \frac{a_{32}a_{11} + a_{12}a_{31}}{a_{13}a_{11} - a_{11}a_{33}}\right); \\ \dot{\omega}_{z} = \left(\frac{b_{2}a_{11} + b_{1}a_{21}}{a_{22}a_{11} - a_{12}a_{21}} + \frac{b_{3}a_{11} + b_{1}a_{31}}{a_{32}a_{11} + a_{12}a_{31}}\right) / \left(\frac{a_{23}a_{11} + a_{13}a_{21}}{a_{12}a_{21} - a_{22}a_{11}} + \frac{a_{33}a_{11} - a_{13}a_{31}}{a_{32}a_{11} + a_{12}a_{31}}\right). \end{cases}$$
(2.20)

С учётом управляющего момента МИО коэффициенты системы уравнений (2.20) примут вид:

$$b_{1} = -M_{ynpx} + G_{z}y_{0} - G_{y}z_{0} + B_{z}p_{y} - B_{y}p_{z} - m[\omega_{x}x_{0}(\omega_{z}y_{0} - \omega_{y}z_{0}) + \omega_{y}\omega_{z}(y_{0}^{2} - z_{0}^{2}) + y_{0}z_{0}(\omega_{z}^{2} - \omega_{y}^{2})];$$

$$b_{2} = -M_{ynpy} + G_{x}z_{0} - G_{z}x_{0} + B_{x}p_{z} - B_{z}p_{x} - m[\omega_{y}y_{0}(\omega_{x}z_{0} - \omega_{z}x_{0}) + \omega_{x}\omega_{z}(z_{0}^{2} - x_{0}^{2}) + x_{0}z_{0}(\omega_{x}^{2} - \omega_{z}^{2})];$$

$$b_{3} = -M_{ynpz} + G_{y}x_{0} - G_{x}y_{0} + B_{y}p_{x} - B_{x}p_{y} - m[\omega_{z}z_{0}(\omega_{y}x_{0} - \omega_{x}y_{0}) + \omega_{x}\omega_{y}(x_{0}^{2} - y_{0}^{2}) + x_{0}y_{0}(\omega_{y}^{2} - \omega_{x}^{2})].$$

При этом структура (2.20) не изменится. Поэтому в дальнейших рассуждениях эти уравнения будут рассматриваться как математическая модель, учитывающая перечисленные в допущении №3 возмущающие факторы и управляющий момент МИО.

2.3 Обоснование необходимости алгоритма непрерывного контроля угловой скорости МКА

Единственной задачей управления орбитальным движением рассматриваемых в работе ЛО и ОО МКА «Аист» является снижение значений угловой скорости вращения МКА вокруг центра масс. Поэтому такое управление нельзя назвать полноценным. Для эффективной работы МИО необходимы два важнейших условия: создание достаточного управляющего момента для решения задачи снижения угловой скорости вращения МКА при комплексном воздействии возмущающих факторов и непрерывный контроль параметров вращательного движения МКА. Рассмотрим эти условия более подробно. Величина управляющего момента для решения задачи снижения угловой скорости вращения МКА должна, как минимум, на порядок превосходить максимальное значение суммарного возмущающего момента, действующего на МКА [57]. Оценка влияния основных возмущающих факторов, выполненная в предыдущем разделе диссертационной работы, показывает, что суммарный возмущающий момент не превысит 2.10⁻⁵ *Н*:*м*. Поэтому минимальный управляющий момент можно оценить в 2.10⁻⁴ *Н*:*м*. Следовательно, минимальный дипольный момент электромагнитов должен составлять:

$$\left|\vec{p}\right|_{\min} = \frac{\left|\vec{M}_{ynp}\right|}{\left|\vec{B}\right|_{\min} \cdot \overline{\sin(\angle \vec{p}, \vec{B})}} = \frac{2 \cdot 10^{-4}}{20 \cdot 10^{-6} \cdot 0,5} = 20 \ A \cdot M^{2}.$$
(2.21)

Рассмотрим далее вопрос о шаге, с которым должен быть реализован управляющий момент МИО [56]. Рабочий диапазон угловых скоростей вращения МКА вокруг центра масс для эффективной работы МИО составляет примерно

$$\omega_{p} = 1...15^{-0}/c. \qquad (2.22)$$

Управляющий момент вызовет угловые ускорения МКА:

$$\vec{\varepsilon} = \frac{\vec{M}_{ynp}}{I},$$

при этом максимальное по величине угловое ускорение будет:

$$\mathcal{E}_{\max} = \max\left(\frac{\left|\vec{M}_{ynp}\right|}{I_{xx}}; \frac{\left|\vec{M}_{ynp}\right|}{I_{yy}}; \frac{\left|\vec{M}_{ynp}\right|}{I_{zz}}\right).$$

Для рассматриваемых в работе ЛО и ОО МКА «Аист» имеем:

$$\mathcal{E}_{\max} = \max\left(\frac{2 \cdot 10^{-4}}{1,7}; \frac{2 \cdot 10^{-4}}{1,2}; \frac{2 \cdot 10^{-4}}{1,5}\right) \approx 10^{-2} \ 0/c^2.$$

Тогда угловую скорость в 10 °/с при «идеальном» законе управления можно погасить примерно за 17 *мин*. При выполнении научных экспериментов вводятся ограничения на уровень микроускорений, поэтому высокая управляемость МКА будет нарушать режим благоприятного протекания гравитационно-чувствительных процессов на его борту [13, 81, 132]. Например, ограничения по

микроускорениям: $|\vec{w}_{max}| = 10^{-5} \, \text{м/c}^2$ приводят к ограничениям на угловое ускорение: $\mathcal{E}_{max} = \frac{10^{-5}}{0.5} \approx 10^{-3} \, {}^0/c^2$ [22]. Это определяет необходимость шага по дипольному моменту:

$$\Delta |\vec{p}| = \frac{\varepsilon_{\max} I_{\min}}{\left| \vec{B} \right|_{\max}} = \frac{2 \cdot 10^{-5} \cdot 1.2}{60 \cdot 10^{-6}} = 0.4 \ A \cdot M^2.$$
(2.23)

Остаточная намагниченность при этом должна быть пренебрежимо мала по сравнению с шагом по дипольному моменту и составлять не более $\delta |\vec{p}| \leq 10^{-2} \ A \cdot M^2$

На ЛО и ОО МКА «Аист» была установлена магнитная ИИУС ориентации «МАГКОМ». Согласно техническому заданию на разработку данной аппаратуры, дипольный момент электромагнитов должен составлять 30 $A \cdot m^2$, шаг по дипольному моменту в $0,1 A \cdot m^2$, а величина остаточной намагниченности – в 0,005 $A \cdot m^2$. Такие значения позволили снижать угловую скорость вращения МКА с помощью МИО в режиме стабилизации. Это было подтверждено успешной работой МИО на ЛО МКА «Аист».

Далее рассмотрим непрерывный контроль параметров вращательного движения МКА. В составе «МАГКОМ» работа ИИС КВД и исполнительных органов была основана на магнитном принципе: датчиками ИИС КВД являлись магнитометры, а исполнительными органами – МИО. При включении МИО вести корректные измерения вектора индукции МПЗ с помощью магнитометров практически невозможно. Магнитное поле, создаваемое МИО при их работе, вносит существенные искажения в данные измерений.

Для снижения влияния этого эффекта на ЛО и ОО «Аист» был реализован алгоритм работы МИО и измерений магнитометрами с разнесением по времени функционирования. В течение 1,5 секунд работают МИО, а следующие 1,5 секунд проводятся измерения магнитометрами [90]. Однако, как показала практика эксплуатации этих МКА, работа МИО всё равно оказывала существенное влияние на данные измерений. Например, для ЛО МКА «Аист» разница между средними значениями одноимённых каналов измерений двух магнитометров имеет вид, представленный на рисунке 2.2.



1 – в режиме измерений вектора индукции МПЗ (при неработающих МИО);
 2 – в режиме стабилизации (1,5 с работы МИО, 1,5 с измерений)
 Рисунок 2.2 – Разница между средними значениями одноимённых каналов измерений двух различных магнитометров аппаратуры «МАГКОМ»

Если для режима измерений значение разницы ΔB не превышало 2 *мкTл*, то в режиме стабилизации оно было выше 5 *мкTл*. Это существенное различие не может быть объяснено погрешностями измерений, которые для обоих датчиков не превышают ±0,5 *мкTл*, или другими случайными факторами [136].

Для ОО МКА «Аист» можно привести статистику среднего значение одного из каналов измерений первого магнитометра (рисунок 2.3).

Ситуация полностью аналогична рисунку 2.2. В режиме измерений среднее значение по модулю выше 11 *мкТл* для более чем 30 измерений, в то время как в режиме стабилизации оно по модулю меньше 3 *мкТл*. В этом случае речь идёт об измерениях одного датчика. Причём режимы измерений проводились до, после и между режимами стабилизации. Поэтому можно исключить все случайные факторы, а также некорректную работу средств измерения. Скорее всего, именно

работа МИО является причиной этих и других существенных различий, которые были выявлены при статистической обработке данных измерений [20, 82, 85].



1 – в режиме измерений вектора индукции МПЗ
 (при неработающих МИО, все точки ниже значения -10 мкТл); 2 – в режиме стабилизации (1,5 с работы МИО, 1,5 с измерений)

Рисунок 2.3 – Среднее значение канала X1 первого магнитометра аппаратуры «МАГКОМ»

Корректность информации, поступающей с магнитометров, на стадии лётной МКА можно оценивать с помощью эксплуатации стандартной модели магнитосферы Земли и анализа орбитального положения МКА. Однако для реализации этой модели на борту МКА недостаточно ресурсов как с точки зрения вычислительных мощностей бортового компьютера, так и с точки зрения энергопотребления. ЛО и ОО МКА «Аист» как и любой КА, не имеющий в своём батарей, составе раскладывающихся панелей солнечных имеют очень ограниченную энерговооружённость [81]. Суточная выработка электроэнергии для ЛО и ОО МКА «Аист» составляет примерно 15 Вт.

В этой связи возникает потребность более экономичного варианта программной части ИИС КВД как единственного способа обеспечить приемлемую точность информации при использовании допустимых ресурсов. Роль упрощённой модели оценки параметров вращательного движения МКА вокруг центра масс для такой части и играет модель (2.20).

С другой стороны, особенностью МИО является практическая невозможность выполнения ими целевой задачи при значениях угловых скоростей, превышающих ограничение (2.22). Слишком быстрое вращение МКА не позволяет создавать с помощью МИО управляющий момент, который всё время снижает угловую скорость. Действительно, быстрое изменение направления вектора индукции МПЗ относительно главной связанной системы координат МКА вызовет как появление момента, тормозящего вращение, так и, наоборот, ускоряющего его. Это вызовет необходимость слишком короткого включения МИО. За такой промежуток благодаря МИО индукционным токам не смогут выдавать максимум управляющего воздействия в те моменты, когда они должны работать, или минимум в те моменты, когда они должны быть отключены. Управление вращательным движением МКА с помощью МИО становится неэффективным и практически неосуществимо.

Таким образом, самой модели (2.20) оказывается недостаточно. Необходим алгоритм непрерывного контроля параметров вращательного движения МКА с целью недопущения их выхода за пределы ограничений (2.22). Этот алгоритм предполагает непрерывный анализ измерительных данных и формирование поправочных коэффициентов при их обработке с целью максимально возможного повышения точности измерений. Поэтому она занимает место базовой статической оценки перед проведением динамического анализа. По этой оценке можно судить о значимости различий между упрощённой постановкой (допущения 1 - 3) и реальной ситуацией и делать выводы о корректности работы средств измерения и МИО, а также влиянии различных режимов работы аппаратуры МКА и случайных факторов на точность измерений магнитометров [126]. В этом смысле модели (2.20) отведена одна из ключевых позиций в алгоритме непрерывного контроля параметров вращательного движения МКА вокруг центра масс.

Выводы

1. Разработана функционально-ориентированная модель вращательного движения МКА для использования в ИИС КВД. Установлено, что основным возмущающим фактором, влияющим на угловую скорость МКА, является магнитный момент, который при взаимодействии с собственным магнитным моментом МКА создает силу Лоренца, под действием которой МКА вращается.

2. Определено, что корректность информации, поступающей с магнитометров, на стадии лётных испытаний МКА можно оценивать с помощью стандартной модели магнитосферы Земли и анализа орбитального положения МКА. Однако для реализации этой модели на борту МКА недостаточно ресурсов как с точки зрения вычислительных мощностей бортового компьютера, так и с точки зрения энергопотребления. В этой связи возникает потребность более экономичного варианта программной части ИИС КВД как единственного способа обеспечить приемлемую точность измерений магнитометров при использовании допустимых ресурсов. Роль упрощённой модели оценки параметров вращательного движения МКА вокруг центра масс для такой части и играет модель

3. Определено, что для корректной работы ИИС КВД с магнитометрами необходимы два важнейших условия: компенсация магнитных возмущений и непрерывный контроль параметров вращательного движения МКА.

З РАЗРАБОТКА ИИС КВД С МАГНИТОМЕТРАМИ

К основным характеристикам ИИУС ориентации, анализируемым при выборе для конкретного МКА, относятся следующие [61]:

- точность ориентации;

– быстродействие (характерное время приведения спутника в ориентированное состояние);

– продолжительность поддержания ориентированного состояния;

- массо-габаритные характеристики и энергопотребление;

- сложность разработки и стоимость;

- надежность [103].

Как было отмечено в предыдущей главе, для МКА наиболее значимыми возмущениями являются возмущения магнитного характера (2.19). Поэтому необходимость контроля таких возмущений и возможность взаимодействия с МПЗ приводят к идее использования именно МИО. Магнитные системы широко используются на МКА и с конструктивной точки зрения являются одними из наиболее простых и надежных систем. Действительно, для создания магнитного управляющего момента достаточно иметь на МКА устройство, создающее магнитное поле, например, постоянный магнит или катушку с током. Активное управление вращательным движением МКА обеспечивается установкой на его борту набора токовых катушек, чаще всего трёх, датчиков ориентации и вычислительного устройства с алгоритмами определения ориентации и управления исполнительными органами. По своему устройству они подразделяются на три группы [61]:

1. Системы, магнитные элементы которых используются для демпфирования возмущенного движения спутника;

2. Магнитные системы как вспомогательные для обеспечения однозначности ориентации с помощью гравитационного момента, коррекции положения и переориентации оси спутника, стабилизированного собственным вращением,

обеспечения трехосной ориентации спутника с двойным вращением [116, 123, 124, 125];

3. Магнитные системы, используемые как основные системы контроля вращательного движения МКА в течение всего времени активного существования МКА.

В данной работе речь идёт о разработке и использовании ИИС КВД в составе ИИУС ориентации, которая относится к третьей группе магнитных систем.

3.1 Назначение, область применения и общая структура ИИС КВД

При высоких значениях возможно появление сбоев в приеме телеметрической информации с борта МКА (рисунок 3.1) [77]. При увеличении скорости вращения МКА увеличивается количество сбойных пакетов телеметрической информации.



1 – угловая скорость вращения ОО МКА «Аист»; 2 – достоверность телеметрической информации

Рисунок 3.1 – Графики модуля угловой скорости и достоверности телеметрической информации в зависимости от времени

Высокие значения угловой скорости вращения препятствуют реализации гравитационно-чувствительных экспериментов в научной аппаратуре, установленной на борту МКА [13, 129, 131]. На рисунке 3.2 показаны требования,

предъявляемые к МКА для выполнения гравитационно-чувствительных экспериментов, определенные в работе [55].



Рисунок 3.2 – Требования по уровням микроускорений к МКА

При этом эффективность применения магнитных ИИУС ориентации на высоких угловых скоростях вращения МКА заметно снижается, поскольку рабочий диапазон применения МИО, как указывалось ранее в (2.22), составляет $\omega_P = 1..15$ °/с.

Таким образом, можно утверждать, что допустимая угловая скорость вращения МКА определяет возможности его применения для решения различных целевых задач, связанных с выполнением научно-технологических экспериментов на борту МКА. Высокие скорости вращения МКА так же недопустимы при проведении дистанционного зондирования Земли, поскольку на снимках появляется эффект «смаза» [30].

Разрабатываемая ИИС КВД предназначена для использования в составе магнитной ИИУС ориентации для уменьшения значения модуля угловой скорости вращения МКА до целевых значений и последующем пребывании строго в данном диапазоне.

Разрабатываемая ИИС КВД состоит из наземного и бортового сегментов. Необходимость разделения ИИС КВД на два сегмента диктуется ограничениями со стороны МКА, выраженными в невозможности использования больших вычислительных и энергетических мощностей на борту. Однако, наличие ограничений не может служить поводом к снижению требований к эффективности функционирования ИИС КВД [83]. Поэтому необходимые задачи, ЛЛЯ оперативного управления составными частями аппаратуры, накопления и обработки измерений магнитометров реализованы на бортовом сегменте. А задачи, связанные с настройкой и корректировкой алгоритмов бортового сегмента ИИС КВД, реализованы на наземном сегменте, выполненном на базе персонального компьютера.

3.2 Бортовой сегмент ИИС КВД

Бортовой сегмент ИИС КВД решает следующие задачи:

измерение с помощью двух магнитометров компонент вектора индукции поля МПЗ с последующим сохранением в бортовом запоминающем устройстве (ЗУ);

прием информации о параметрах движения центра масс МКА от бортовой навигационной аппаратуры;

прием информации о режимах работы обеспечивающих систем МКА,
 функционирующих в текущий момент времени;

 – обработку полученной информации с магнитометров и от обеспечивающих бортовых систем;

– определение угловой скорости вращения МКА;

– принятие решения о включении управления и выдачу сигнала на МИО;

– контроль эффективности функционирования ИИУС ориентации.

Бортовой сегмент ИИС КВД включает в себя следующие составные части:

1) Блок управления и контроля, выполненный в виде моноблока.

2) Два трехкомпонентных магнитометра для измерения индукции МПЗ.

Структурная схема бортового сегмента ИИС КВД приведена на рисунке 3.3.



Рисунок 3.3 – Структурная схема бортового сегмента ИИС КВД

В состав блока управления и контроля входят следующие составные части:

- блок питания;
- блок вычислителя;
- блок расширителя портов;
- блок информационного обмена с обеспечивающими системами КА.

Построение данной структуры ИИС КВД основано на модульном принципе.

Все составные части, входящие в блок управления и контроля, и магнитометры имею единый интерфейс информационного обмена (например RS232, RS485, шина CAN). Центральным звеном ИИС КВД является блок вычислителя. На программных средствах вычислителя реализованы бортовое

программное обеспечение (БПО), осуществляющее управление работой составных частей ИИС КВД, накопление и обработку измерительной информации с магнитометров.

Блок расширителя портов обеспечивает подключение нескольких магнитометров и блока управления МИО из состава ИИУС ориентации к одному порту вычислителя по интерфейсу информационного обмена.

Блок информационного обмена с обеспечивающими системами МКА обеспечивает прием команд от бортового комплекса управления, выдачу ТМИ о текущем состоянии ИИС КВД, получение параметров движения центра масс (ПДЦМ) МКА, получение информации о режиме работы обеспечивающих систем и трансляцию полученных данных в вычислитель для использования в работе.

Блок электропитания обеспечивает питанием составные части ИИС КВД. Как правило, различные блоки требуют разного напряжения питания. Блок электропитания преобразовывает напряжения питания, полученного от системы электропитания (СЭП) МКА (как правило 27 В), в требуемое для работы составных частей ИИС КВД (+12 В, +5 В, +3,3 В).

Блок управления электромагнитами, входящий в состав ИИУС ориентации, обеспечивает реализацию управляющего сигнала от ИИС КВД с помощью МИО. На него возложено решение следующих задач:

– прием информации от блока вычислителя ИИС КВД, через блок расширителя портов, содержащей данные о необходимости включения МИО;

– расчет и создание величины магнитного момента с помощью МИО

– контроль величины магнитного момента, создаваемого МИО;

-передачу результатов контроля в блок вычислителя ИИС КВД.

Программная часть для блока вычислителя ИИС КВД была разработана на языке программирования «Pascal» с использованием методов объектноориентированного программирования. Для повышения быстродействия работа БПО происходит в операционной системе MS-DOS, так как именно эта система обеспечивает минимальное время обработки информации вычислителем. Отдельные модули БПО (например, управление тактовой частотой процессора вычислителя) написаны на языке программирования «С++», что связано с удобством использования 32-х разрядной адресации в 16-ти разрядной операционной системе.

Основными отличиями разработанной ИИС КВД от аппаратуры «МАГКОМ», установленной на ОО и ЛО МКА Аист, являются:

1 Возможность настраивать и корректировать алгоритмы БПО с Земли.

2 Наличие в структуре ИИС КВД блока вычислителя, позволяющего реализовать в алгоритмах БПО алгоритм непрерывного контроля угловой скорости МКА.

3 Расположение магнитометров относительно друг друга. Два магнитометра устанавливают на борту МКА таким образом, чтобы базовые оси одного датчика не были параллельны осям другого. Таким образом исключается ситуация, когда в процессе проведения измерений при совпадении вектора индукции МПЗ с одной из осей датчика, датчик будет показывать свой собственный «шум», другой датчик сможет корректно измерять составляющие вектора индукции МПЗ, т.к. его оси не будут ему параллельны.

3.3 Наземный сегмент ИИС

Необходимо отметить, что для эксплуатации ОО и ЛО МКА «Аист» было предусмотрено создание наземного сегмента. Однако область его применения ограничивалась обработкой ТМИ, поступающей с борта МКА. По результатам ее обработки анализировалась работоспособность бортового сегмента и оценивался уровень микроускорений в низкочастотной части спектра (от 0 до 0, 01 Гц).

В случае с разработанным в данной работе ИИС КВД имеется возможность вносить изменения как в алгоритмы БПО, так и в его настройки (различные коэффициенты).

Структурная схема информационно-управляющих связей бортового сегмента ИИС КВД с обеспечивающими системами МКА и наземным сегментом ИИС КВД приведена на рисунке 3.4, перечень каналов обмена информацией приведен в таблице 3.1.



БВС – бортовая вычислительная система; БСКВУ – бортовая система

координатно-временного управления; СЭП система электропитания; КИС –

командно-измерительная система; НИП – наземный измерительный пункт; НКУ – наземный комплекс управления

Рисунок 3.4 – Структурная схема информационно-управляющих связей наземного и бортового сегментов ИИС КВД

Номер канала	Канал обмена	Вид сигнала	Назначение информации обмена
1	БВС- Бортовой сегмент ИИС КВД	КУ	Выдача команд управления из БВС в бортовой сегмент ИИС КВД
2	Бортовой сегмент ИИС КВД – БВС	ПрТМИ	Передача ТМИ
3	БВС- Бортовой сегмент ИИС КВД	Массив данных	Выдача массива корректирующих коэффициентов
4	БСКВУ-Бортовой сегмент ИИС КВД	Массив данных	Выдача навигационных параметров
5	СЭП-Бортовой сегмент ИИС КВД	Питание	Питание бортового сегмента ИИС
6	БВС-КИС	ПрТМИ	Выдача массивов ТМИ в КИС
7	КИС-БВС	Массив данных, КУ	Передача массивов, содержащих корректирующие коэффициенты и команд управления в БВС
8	СЭП-БСКВУ	Питание	Питание НАП
9	БВС-СЭП	КУ	Выдача команд управления
10	КИС-НИП	ПрТМИ	Передача ТМИ по радиоканалу на НИП
11	НИП-КИС	РП	Закладка рабочей программы на борт МКА
12	Наземный сегмент ИИС КВД-НКУ	РП ИИУС	Выдача рабочей программы в НКУ
13	НКУ-Наземный сегмент ИИС КВД	ПрТМИ	Выдача ТМИ из НКУ в наземный сегмент ИИС КВД

Таблица 3.1 - Перечень каналов обмена информацией

Таким образом, в целях обеспечения эффективной работы всей ИИС КВД на ее наземный сегмент возлагаются следующие задачи:

– обработка ТМИ о работоспособности составных частей ИИС КВД (связь 2 рисунок 3.3);

– обработка данных измерений магнитометров;

– обработка данных, поступающих от обеспечивающих систем, в том числе
 ПДЦМ МКА и информации о режимах работы БА МКА;

- анализ влияния магнитных возмущений на измерения магнитометров;

 – подготовка массива исходных данных, передаваемых на борт МКА в составе рабочей программы, для управления и настройки работы бортового сегмента ИИС КВД (связь 3 рисунок 3.3);

– реконструкция вращательного движения МКА [84];

– анализ эффективности функционирования ИИС КВД.

По данным измерений вектора индукции МПЗ и ПДЦМ МКА математические модели, заложенные в программную часть наземного сегмента ИИС КВД, обеспечивают реконструкцию орбитального движения МКА вокруг его центра масс.

В состав наземного сегмента ИИС входят:

- технические средства на базе персонального компьютера;

– программно-математическое обеспечение.

3.4 Основные требования и особенности функционирования ИИС КВД

Первым этапом функционирования ИИС КВД является режим начального демпфирования. Он предназначен для уменьшения угловой скорости вращения МКА, возникающей при его отделении от блока выведения, и стабилизации МКА относительно инерциальной системы координат, определяемой на момент отделения. Результатом работы этого режима является снижение начальной угловой скорости МКА. Для решения этой задачи в случае КА среднего класса применяются ЖРД МТ, поскольку только их энергетических возможностей хватает для её выполнения в приемлемые временные интервалы [13].

Особенностью разработанного ИИС КВД является то, что режим начального демпфирования осуществляется не с помощью ЖРД МТ, а с применением МИО. При этом на сроки выполнения задачи влияет качество информации с магнитометров. В работе [60] установлено, что при расположении магнитометров так, чтобы оси одного датчика не были параллельны осям другого, качество измерений значимо возрастает за счёт избегания ситуации, когда в процессе полёта при совпадении вектора индукции магнитного поля Земли с одной из осей датчика, он будет показывать свой собственный «шум». Другой датчик сможет корректно измерять составляющие вектора индукции, поскольку его оси уже не будут параллельны этому вектору.

Наземный и бортовой сегменты ИИС КВД взаимодействуют следующим образом.

На наземном сегменте формируется рабочая программа ИИС КВД, в состав которой входят [97]:

массив корректирующих коэффициентов;

- команды управления;

– массивы данных для обеспечения настройки алгоритмов ИИС.

Сформированная рабочая программа передается (рисунок 3.4, связь 12) в наземный комплекс управления, который включает её в состав общей рабочей программы МКА для обеспечения функционирования всех его систем [58]. Закладка рабочей программы на борт МКА (рисунок 3.4, связь 10) осуществляется по радиоканалу командно-измерительной системы с помощью научноизмерительных пунктов [40, 91].

Командно-измерительная система после приема данных на борт МКА передает (рисунок 3.4, связь 7) полученные массивы в бортовую вычислительную систему для расшифровки [9]. Эта система выделяет рабочую программу ИИС КВД из общей рабочей программы МКА и выдаёт массив корректирующих коэффициентов (рисунок 3.4, связь 3) и команды управления (рисунок 3.4, связь 1). Команды управления предназначены для управления режимами работы и подачи (или снятия) питания на (с) системы МКА (рисунок 3.4, связь 8). Система электропитания обеспечивает аккумулирование электроэнергии с фотоэлектрических преобразователей, коммутацию и распределение питания между обеспечивающими и целевыми системами [64].

Из бортового синхронизирующего координатно-временного устройства в ИИС КВД поступает навигационная информация с параметрами движения центра масс космического аппарата Vx, Vy, Vz, X, Y, Z, t (рисунок 3.4, связь 4) [19]. На основании полученных данных о параметрах движения центра масс рассчитывается вектор индукции МПЗ по модели геомагнитного поля, реализованной на средствах вычислителя. Одновременно магнитометрами производится измерение проекции векторов индукции МПЗ *Bx*, *By*, *Bz*. Далее на средствах ИИС КВД реализуется алгоритм непрерывного контроля угловой скорости, который будет подробно описан в главе 4 данной работы.

Из совокупности полученных данных формируются сигналы для МИО с целью снижения угловой скорости МКА, если её значения подходят к границам целевого диапазона. Результаты работы ИИС КВД в виде программнотелеметрической информации передаются в бортовую вычислительную систему (рисунок 3.4, связь 2). Затем накопленная информация во время сеансов связи с МКА из неё выдаётся (рисунок 3.4, связь 6) в командно-измерительную систему, а из неё по радиоканалу (рисунок 3.4, связь 11) на наземный измерительный пункт. Наземный комплекс управления разделяет всю принятую информацию на отдельные массивы данных от каждой системы. Информация с данными телеметрии и результатами работы ИИС КВД выделяется из общего потока и выдаётся (рисунок 3.4, связь 13) в наземный сегмент ИИС. Полученная информация обрабатывается, анализируется на предмет соответствия требуемой точности измерений магнитометров. При необходимости составляется массив данных, корректирующий программу работы ИИС КВД, который передается на борт МКА и транслируется в ИИС КВД для коррекции бортового программного обеспечения.

По данным измерений магнитометров бортового сегмента ИИС КВД и по параметрам орбитального движения обеспечивается реконструкция орбитального движения МКА вокруг его центра масс.

На рисунке 3.5 представлена схема работы ИИС КВД с учётом распределения функций между его наземным и бортовым сегментами. При этом следует помнить, что бортовой сегмент ИИС КВД состоит из программной и аппаратной частей, связанных друг с другом.



Рисунок 3.5 – Алгоритм функционирования ИИС КВД

Поэтому для эффективной работы ИИС КВД в части достижения и контроля целевого диапазона значений модуля угловой скорости вращения МКА следует обеспечить выполнение трёх условий.

1. Аппаратная часть ИИС КВД должна соответствовать требованиям точности.

Это основное условие эффективной работы ИИС КВД, которое заключается в способности магнитометров из состава ИИС КВД выполнять задачу контроля угловой скорости вращательного движения МКА не ниже заданной точности. Необходимо свести инструментальные погрешности магнитометров при измерении значений составляющих вектора индукции МПЗ к минимуму.

2. Программная часть должна обеспечивать максимально возможную эффективность работы ИИС КВД в условиях штатной эксплуатации МКА.

Это условие подразумевает разработку алгоритмов БПО ИИС КВД, которые при обработке данных от магнитометров учитывали не только основные возмущающие факторы, но и работу научной/целевой и обеспечивающей аппаратуры МКА во всех её режимах. Важной частью этих алгоритмов является массив поправочных коэффициентов, нивелирующий влияние различных режимов работы аппаратуры на качество данных с магнитометров. По сути это требование выражается в необходимость свести методические погрешности определения угловой скорости вращения МКА к минимуму.

Для выполнения этого условия в данной работе разработана методика наземных испытаний ИИС КВД, которой посвящена глава 4 и работа [96].

3. Программная часть ИИС КВД должна быть корректируемой на стадии эксплуатации МКА.

Это условие подразумевает возможность настройки БПО ИИС КВД на стадии эксплуатации МКА с учётом реального воздействия внешних факторов, при отказах и некорректной работе БА.

Для выполнения этого условия в данной работе разработан алгоритм эксплуатации ИИС КВД, которому посещена глава 4 и работа [77]. Данный алгоритм призван синхронизировать работу наземного и бортового сегментов ИИС КВД и обеспечить работу ИИС КВД с требуемой эффективностью в реальных условиях эксплуатации МКА.

3.5 Метрологический анализ ИИС КВД

На стадии проектирования необходимо проводить тщательный метрологический анализ создаваемой ИИС и принимать соответствующие решения по снижению возможных погрешностей [26, 104].

На рисунке 3.6 схематично изображена функциональная схема магнитного датчика.

Принцип действия магнитометров основан на измерении магнитной индукции магниторезистивных сенсоров.

Дифференциальные напряжения с выходных цепей датчиков магнитного поля Х, Y, Ζ через коммутатор последовательно подключаются ко входу инструментального усилителя. Напряжение с выхода усилителя подается на вход прецизионного АЦП. Оцифрованный сигнал – значение уровня магнитного поля ПО каждой из осей вычисляется микроконтроллером. Встроенный датчик температуры используется для учета температурного влияния на результаты измерения и последующей коррекции [90].



Рисунок 3.6 – Функциональная схема магнитометра

Драйвер сигналов «Set и Reset» используется для устранения эффектов постоянной намагниченности конструкции [118].

Измерения выдаются по информационному каналу в блок расширителя портов (в случае с разработанным ИИС КВД по интерфейсу RS-232), а затем в блок вычислителя.

В блоке вычислителя вычисляется значение магнитной индукции, которое корректируются с помощью поправочных коэффициентов. Полученные значения сравниваются с модельным значением вычисленным по методике [33] и им присваиваются веса. По полученным значениям вычисляется скорость вращения МКА.

Относительная систематическая погрешность определяется как

$$\delta_{\rm CHC} = \delta_{\rm M} + \delta_{\rm M},$$

где δ_И – инструментальная погрешность измерений магнитометров; δ_M – методическая погрешность ИИС.

3.6 Принцип функционирования магниторезистивного сенсора

Широкое распространение среди преобразователей магнитного поля получили тонкопленочные магниторезистивные сенсоры. Основными достоинствами данного типа преобразователей является компактность, долгий срок службы и высокая надежность.

собой Конструкция тонкопленочного магниторезистора представляет полупроводниковую подложку, на которую тонким слоем нанесен магниточувствительного материал (рисунок 3.7). В качестве такого материала используется пермаллой или сплав кобальта с никелем. Магниточувствительный материал наносится в виде прямоугольной полоски ширина которой много меньше ее длины.

Сопротивление полоски из магниточувствительного материала меняется в зависимости от ее ориентации по отношению к внешнему магнитному полю. Под действием внешнего магнитного поля *H* вектор намагниченности полоски *M*₀

поворачивается на некоторый угол α. Значение угла α зависит от величины внешнего поля и его направления по отношению к полоске.



Внешнее магнитное поле Н

Рисунок 3.7 – Устройство тонкопленочного магниторезистора

Сопротивление полоски магниточувствительного материала определяется по следующей формуле:

$$R = R_0 + \Delta R \cdot \cos^2 \alpha.$$

Из формулы видно, что при $\alpha = 90^{\circ}$ сопротивление пленки минимально и равно R_0 , а при $\alpha = 0^{\circ}$ (т.е. внешнее поле отсутствует) – сопротивление принимает максимальное значение $R = R_0 + \Delta R$. В зависимости от свойств материала пленки ΔR составляет 2 – 3 % от R_0 [93].

При сплошном покрытии подложки сопротивление датчика при изменении направления вектора намагниченности меняется нелинейно. Для исключения этого недостатка, используют магниторезистивные пленки пермаллоя в виде полосок, напыленных на кремниевую пластину. Четыре таких датчика включаются в мостовую схему как показано на рисунке 3.8. В таком случае сопротивление магниторезистора при изменении направления намагниченности будет меняться линейно. Таким образом, результирующий дифференциальный сигнал будет полосы в ее плоскости. Увеличение чувствительности датчика достигается за счет того, что каждое плечо моста формируют из нескольких магниторезисторов, ориентированных параллельно друг относительно друга и соединенных алюминиевыми перемычками [41].

Мостовая схема соединения магниторезисторов работает по следующему принципу. Через резисторы протекает ток питания. Внешнее измеряемое магнитное поле поворачивает вектор намагниченности в двух параллельных резисторах в направлении тока. В этих резисторах увеличивается сопротивление, а в оставшейся паре резисторов – к снижению сопротивления. Выходной сигнал напряжения в линейном приближении пропорционален приложенному внешнему магнитному полю.



Рисунок 3.8 – Мостовая схема соединения магниторезисторов

Основными достоинствами мостовых датчиков на магниторезисторах являются: высокая чувствительность, линейность, возможность определить направление поля, что определяет их наилучшим выбором для измерения скорости и углов поворота при слабых магнитных полях в случае применения на МКА.

3.7 Инструментальная погрешность магнитометра

Структурная модель измерительного канала одного магнитометра представлена на рисунке 3.9.

Номинальная функция преобразования измерений магнитометров может быть представлена следующим выражением

$$U_{H3M}^{HOM} = S_{HCT} S_C K_{VC} S_{A \downarrow I \Pi} U_{BX} , \qquad (3.1)$$

где *S_{ИСТ}* – нестабильность источника тока (в качестве источника постоянного по величине тока используется транзистор);

 S_C – чувствительность магнитного сенсора;

Кус-коэффициент передачи усилителя;

*S*_{АШП} – чувствительность аналого-цифрового преобразователя.

Измерительные каналы (всего три канала по осям X, Y, Z) с входным сигналом U_{BX} осуществляет определение напряжения, формируемого магнитным сенсором под действием внешнего магнитного поля.

Функция преобразования для измерения значения температуры в месте установки сенсора с целью последующей коррекции измерений магнитного сенсора представлена следующим выражением

$$T_{\mu 3M}^{HOM} = S_{\mu T} S_{A \mu} t_{OC} , \qquad (3.2)$$

-

где $S_{\mathcal{A}T}$ – чувствительность первичного преобразователя датчика температуры $t_{OC;}$

*S*_{АЦП} – чувствительность аналого-цифрового преобразователя

Реальные функции преобразования для модели, представленной на рисунке 3.9, имеют вид:

а) Измерение напряжения, формируемого магнитным сенсором

$$U_{P}^{\mu_{3M}} = \Delta_{KB} + S_{A\mu_{II}} K_{VC} (1 + \delta_{A\mu_{II}}) (1 + \delta_{VC}) \{S_{C} (1 + \delta_{C}) [(S_{\mu_{CT}} (1 + \delta_{\mu_{CT}}) U_{BX} + \Delta_{\mu_{CT}}) + \Delta_{C} + \Delta_{BJ}]\}$$
(3.3)

б) измерение температуры в месте установки сенсора

$$T_{P}^{\mu_{3M}} = \Delta_{KB} + S_{A\mu}(1 + \delta_{A\mu})(S_{\mu}(1 + \delta_{\mu})t_{OC} + \Delta_{\mu})$$
(3.4)

Погрешности, входящие в выражения (3.1) - (3.4), приведены в таблицах 3.2 и 3.3.

Таблица 3.2 – Мультипликативные погрешности, учитываемые в

метрологической модели магнитометра

Номер	Условное	Описание мультипликативной погрешности
уравнения	обозначение	
(3.3), (3.4)	$\delta_{\scriptscriptstyle A \amalg \Pi}$	Мультипликативная погрешность, преобразования
		напряжения аналог-код в АЦП
(3.3)	$\delta_{_{YC}}$	Погрешность линейности функции преобразования в
		усилителе
(3.3)	$\delta_{_{C}}$	Погрешность чувствительности магнитного сенсора
(3.3)	$\delta_{_{HCT}}$	Погрешность, вызванная нестабильностью источника
		тока
(3.4)	$\delta_{\ AT}$	Погрешность чувствительности датчика температуры

Таблица 3.3 – Аддитивные погрешности, учитываемые в метрологической

модели магнитометра

Номер	Условное	Описание мультипликативной погрешности
уравнения	обозначение	
(3.3), (3.4)	$\Delta_{\scriptscriptstyle KB}$	Погрешность квантования, определяемая
		разрядностью АЦП
(3.3)	$\Delta_{\mu CT}$	Погрешность, вносимая сопротивлением
		потенциометра на источника тока
(3.3)	Δ_{C}	Аддитивная погрешность измерения напряжения
		магнитного сенсора
(3.3)	$\Delta_{B\!\varPi}$	Погрешность, вносимая воздействием внешних
		возмущений магнитного характера, в т.ч. бортовой
		аппаратурой
(3.4)	$\Delta_{\mathcal{A}T}$	Погрешность первичного преобразователя датчика
		температуры окружающей среды



Рисунок 3.9 – Модель измерительных каналов магнитометра

Погрешность измерения напряжения магнитного сенсора равна

$$\Delta U = U_P^{H3M} - U_{H3M}^{HOM} \tag{3.5}$$

Принимая произведения погрешностей равными нулю, подставляем в (3.5) выражения (3.3) и (3.1) и получаем:

$$\Delta U = (\delta_{HCT} + \delta_{C} + \delta_{yC} + \delta_{AU\Pi}) S_{HCT} S_{C} K_{yC} S_{AU\Pi} U_{BX} +$$

$$+ \Delta_{HCT} S_{AU\Pi} K_{yC} S_{C} + S_{AU\Pi} K_{yC} (\Delta_{C} + \Delta_{Bx}) + \Delta_{KB}$$
(3.6)

Из выражения (3.6) следует, что мультипликативная погрешность измерения напряжения магнитного сенсора определяется как

$$\partial U^{M}_{H3M} = (\delta_{HCT} + \delta_{C} + \delta_{YC} + \delta_{AUII})S_{HCT}S_{C}K_{YC}S_{AUII}U_{Bx}$$

Соответственно, аддитивная погрешность равна

$$\Delta U^{A}_{\mu 3M} = \Delta_{\mu CT} S_{A \mu \Pi} K_{yC} S_{C} + S_{A \mu \Pi} K_{yC} (\Delta_{C} + \Delta_{Bx}) + \Delta_{KB}$$

Погрешность измерения температуры в месте установки магнитного сенсора равна

$$\Delta T = T_P^{H3M} - T_{H3M}^{HOM} \tag{3.7}$$

Принимая произведения погрешностей равными нулю, подставляем в (3.7) выражения (3.4) и (3.2) и получаем:

$$\Delta T = (\delta_{\mathcal{A}T} + \delta_{\mathcal{A}\mathcal{U}\mathcal{I}})S_{\mathcal{A}T}S_{\mathcal{A}\mathcal{U}\mathcal{I}}t_{\mathcal{O}C} + \Delta_{\mathcal{A}T}S_{\mathcal{A}\mathcal{U}\mathcal{I}} + \Delta_{\mathcal{K}B}$$

Получаем, что мультипликативная погрешность измерения температуры в месте установки магнитного сенсора равна:

$$\Delta T^{M}_{\mu 3M} = (\delta_{\mu T} + \delta_{A\mu \Pi}) S_{\mu T} S_{A\mu \Pi} t_{OC},$$

а аддитивная погрешность:

$$\Delta T^{A}_{\mu 3M} = \Delta_{\mu T} S_{A\mu \mu} + \Delta_{KB}$$

Используемый в составе ИИС КВД магнитометр АКПС.411173.100 является модернизированной версией магнитометра бесконтактного ДМ-002 АКПС.411172.002, который внесен в государственный реестр средств измерений рег. номер №38456-08 версией Модернизация затронула только замену АЦП в связи с прекращением выпуска ЭКБ. Используемый в настоящее время АЦП

АD7928 имеет большую разрядность и повышенную частоту дискретизации по сравнению со своей предыдущей версией. Таким образом погрешность магнитометра АКПС.411173.100, используемого в разработанной ИИС, не может превышать погрешность датчика АКПС.411172.002 и составит ±0,5 мкТл [5].

3.8 Анализ методической погрешности ИИС КВД при использовании корректирующих коэффициентов

Использование поправочных коэффициентов, полученных при наземной экспериментальной отработке, а также назначение измерениям магнитометров весов при сравнении с модельными значениями, приводит к методической погрешности $\Delta_{\rm M}$ определения угловой скорости МКА при эксплуатации. Основными факторами, влияющими на величину, являются [44]:

- погрешность расчетных значений по модели магнитного поля Земли;

- погрешность определения поправочных коэффициентов с помощью измерительного оборудования, используемого при наземных испытаниях;

- погрешность, вызванная влиянием магнитных возмущений от бортовой аппаратуры МКА;

- погрешность модели расчета угловой скорости.

Метрологическая модель канала ИИС для определения угловой скорости МКА представлена на рисунке 3.10.

В метрологической модели приняты следующие обозначения:

S_T - функция коррекции значения магнитной индукции по результатам измерения температуры в месте установки магнитного сенсора;

*К*_{ПОПР} - поправочный коэффициент для учета магнитных возмущений;

S_{МОД} - функция сравнения полученных значений магнитной индукции с расчетными модельными значениями по [33]. По результатам сравнения полученным значениям назначаются веса;

S_ω - функция преобразования магнитной индукции в угловую скорость МКА



Рисунок 3.10 – Структурная модель канала ИИС КВД для определения угловой скорости МКА

Составляющие методической погрешности сведены в таблицу 3.4.

Условное	Описание погрешности	
обозначение		
$\delta_{\scriptscriptstyle T}$	Мультипликативная погрешность определения магнитной	
	индукции с учетом температуры места установки магнитного сенсора	
$\delta_{\pi 0 \pi P}$	Мультипликативная погрешность определения поправочных	
	коэффициентов с помощью наземного испытательного	
	оборудования	
$\delta_{\scriptscriptstyle MOD}$	Мультипликативная погрешность модели МПЗ по [33]	
δ_{ω}	Мультипликативная погрешность преобразования магнитной	
	индукции в угловую скорость	
$\Delta_{B\!M}$	Погрешность, вызванная влиянием магнитных возмущений от	
	бортовой аппаратуры МКА	
Δ_H	Погрешность от шага Н по сетке разности модели	
Δ_{CK}	Погрешность определения угловой скорости по формуле Бура (не	
	учитывается изменение магнитного поля земли по модели между	
	двумя точками измерений)	

Таблица 3.4 – Методические погрешности

Используя подход, аналогичный описанному в пункте 3.7 определяем общее выражение для методической погрешности канала ИИС для определения угловой скорости МКА:

 $\Delta \omega = \left(\delta_{\rm T} + \delta_{\rm \Pi O \Pi P} + \delta_{\rm M O J} + \delta_{\omega}\right) S_T K_{\rm \Pi O \Pi P} S_{\rm M O J} S_{\omega} B_P^{\rm H3M} T_P^{\rm H3M} + \Delta_{\rm B J} K_{\rm \Pi O \Pi P} S_{\rm M O J} S_{\omega} + \Delta_H S_{\rm M O J} S_{\omega} + \Delta_{\rm CK}$

Исходя из результатов, описанных в главе 2, основным фактором, влияющим на показания магнитометров является собственный магнитный момент МКА. Методика наземных испытаний, описанная в главе 4, направлена на определение поправочных коэффициентов, которые позволят снизить влияние магнитных возмущений до минимума. Таким образом значение слагаемого $\Delta_{BJ} K_{\Pi O \Pi P} S_{MOd} S_{\omega}$ уменьшается, что приводит к общему уменьшению погрешности измерений угловой скорости.

Экспериментальные результаты функционирования ИИС КВД и количественная оценка угловой скорости описаны в главе 5.

Выводы

1. Разработана структура ИИС КВД для МКА. ИИС КВД состоит из наземного и бортового сегмента. Такой состав позволяет улучшить технические характеристики ИИС КВД: повысить быстродействие бортового сегмента ИИС КВД за счет переноса части вычислительных процессов в наземный сегмент.

2. Предложена структурная схема ИИС КВД с возможностью настройки бортового программного обеспечения для реализации гибких алгоритмов контроля угловой скорости вращательного движения МКА.

3. Разработка ИИС КВД, применяемого для контроля значения угловой скорости, направлена на повышение эффективности и расширение допустимых областей применения МКА научно-технологического назначения.

4. Проведен метрологический анализ измерительных каналов ИИС КВД с магнитометрами в качестве датчиковой аппаратуры. Выполнен анализ инструментальных погрешностей, при этом показано, что канал измерения магнитометра по одной оси составляет не более 0,5 мкТл. Исследованы факторы, определяющие методическую погрешность ИИС КВД с магнитометрами. Сделан вывод, что основным фактором, влияющим на методическую погрешность магнитометров при измерении составляющей магнитного поля Земли, являются магнитные возмущения от бортовой аппаратуры МКА.

4 РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ И СХЕМЫ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ИИС КВД В ПОЛЕТЕ

4.1 Цели разработки методики наземных испытаний и схемы функционирования ИИС КВД в полете

«Внутреннее пространство МКА заполнено электронным оборудованием различного типа. Вследствие чего на стадии эксплуатации МКА наблюдается возникновение сложных индуктивных и электромагнитных связей при совместной работе радиотехнических, навигационных, командно-исполнительных, измерительных и других бортовых систем. Обоснованный выбор конструктивнокомпоновочной схемы, рабочих частот работы электронного оборудования, а также его изоляция и экранирование позволяют уменьшить индуктивные и электронные взаимовлияния и помехи, создаваемые БА. Однако уменьшение до приемлемого уровня взаимовлияние отдельных электронных и электрических устройств, смонтированных на МКА, сопряжено с необходимостью проведения большого объёма исследований и испытаний. Путём создания специальных моделирующих стендов и макетов на ранней стадии разработки эффективные методики испытаний позволяют решать задачи корректного совместного функционирования электронных средств, в том числе и средств измерений, и вносить заблаговременно необходимые поправки для получения информации с заданной точностью» [14].

Компоновка МКА предусматривает значительно более тесное расположение БА друг к другу. Если на научных КА среднего класса типа «Бион» или «Фотон» возможно размещение магнитометров вдали от бортовых источников магнитных возмущений (силовых кабелей, аккумуляторных батарей, электромагнитов и т.д.), поскольку объём внутренней среды КА «Бион–М», предназначенный для размещения научной аппаратуры, составляет примерно 5,63 м³, то внутренний объем МКА «Аист», где должна располагаться не только полезная нагрузка, а еще и обеспечивающие системы составляет лишь 0,13 м³. Поэтому даже оптимальная компоновка магнитометров в составе МКА с точки зрения минимизации влияния на них бортовых источников магнитных возмущений не позволяет сделать это

влияние пренебрежимо малым. Нельзя пренебрегать и магнитным возмущающим моментом, который обусловлен взаимодействием бортовых источников магнитных возмущений с магнитным полем Земли. Особенно это замечание касается неориентированного в полёте МКА. Вызываемые им возмущения орбитального движения МКА за длительное время способны существенно ухудшить характеристики вращательного движения МКА вокруг его центра масс, о чём шла речь во второй главе настоящей диссертационной работы. Таким образом, с одной стороны, корректность измерений МПЗ бортовыми средствами напрямую связана с точностью оценки параметров вращательного движения МКА вокруг центра масс и последующей реконструкции вращения МКА. С другой, – при необходимости управления и контроля значений параметров вращательного движения МКА нужны корректные измерения с магнитометров для принятия решения о необходимости управления. Причём точность этих измерений не должна ухудшаться при работе МИО, которая влияет на показания магнитометров [96].

Для снижения погрешности измерений магнитометров, установленных на МКА, при определении составляющих вектора МПЗ разработан новый метод наземных испытаний, отличающийся учетом влияния магнитных возмущений от бортовой аппаратуры на измерения магнитометров путем формирования массива поправочных коэффициентов. Поправочные коэффициенты используются для компенсации магнитных возмущений, создаваемых БА, при измерении составляющих вектора МПЗ.

Для определения значений поправочных коэффициентов разработана методика наземных испытаний ИИС КВД. Целью разработки методики наземных испытаний (приемо-сдаточные испытания по классификации [32]) является определение вариаций поля магнитных возмущений от БА и оценка их влияния на измерения магнитометров из состава ИИС КВД. В результате проведенных испытаний по методике формируется массив поправочных коэффициентов, который будет использован при летных испытаниях ИИС КВД для коррекции измерений.
Целью разработки схемы функционирования ИИС КВД в полете является обеспечение максимальной эффективности контроля угловой скорости МКА с учетом реальных внешних и внутренних магнитных возмущений на магнитометры [96].

4.2 Анализ существующей методики наземных испытаний ИИС КВД

Основой для разработки методики наземных испытаний ИИС КВД являлся опыт испытаний магнитометров в рамках реализации миссий ЛО и ОО МКА «Аист». ЛО МКА «Аист» был выведен на орбиту 19 апреля 2013 года как попутная биомедицинского КА полезная нагрузка среднего класса «Бион-М» №1. 21 апреля 2013 года произошло отделение МКА «Аист» от КА «Бион–М» № 1, и он начал штатную работу на расчётной орбите. ОО МКА «Аист» был успешно выведен на орбиту 28 декабря 2013 года в рамках испытаний ракетыносителя «Союз-2» этапа 1в с блоком выведения. В состав обоих образцов МКА входила магнитная ИИУС ориентации «МАГКОМ». Она предназначалась для решения следующих основных задач, связанных с обеспечением целевых значений параметров вращательного движения МКА.

Оценка параметров вращательного движения МКА вокруг центра масс решалась с помощью магнитометров путём прямых измерений вектора индукции МПЗ и последующей оценки компонентов вектора угловой скорости с помощью зависимости [89]:

$$\vec{\omega}_i = \frac{\vec{B}_e \times \left(\dot{\vec{B}}_e - \frac{\vec{d}\vec{B}_e}{dt}\right)}{B_e^2},$$

где $\vec{\omega}_i$ – вектор угловой скорости вращения МКА вокруг центра масс в момент времени t_i ; \vec{B}_e – вектор индукции МПЗ; $\frac{\tilde{d}\vec{B}_e}{dt}$ – локальная производная вектора индукции МПЗ в связанной с МКА системе координат, которая обусловлена в основном движением МКА вокруг центра масс; \vec{B}_e – абсолютная скорость изменения вектора индукции МПЗ, которая обусловлена в основном движением центра масс МКА [96].

Для управления вращательным движением МКА путём создания магнитного управляющего момента в составе магнитной ИИУС ориентации «МАГКОМ» были установлены три электромагнитных ИО так, чтобы создаваемые ими векторы магнитной индукции были взаимно ортогональными.

Магнитная ИИУС ориентации «МАГКОМ», устанавливаемая на обоих образцах МКА «Аист», создавалась и проходила наземные испытания в соответствии с положением [65].

Наземные испытания включали в себя следующие основные этапы.

1. Автономные испытания.

В результате этого этапа магнитометры были откалиброваны таким образом, чтобы их показания при замерах индукции МПЗ значимо не различались [134].

2. Комплексные электрические испытания в составе МКА.

В результате этого этапа проведена проверка функционирования и оценка взаимного влияния бортовой аппаратуры (в части стойкости к взаимному воздействия радиопомех); отработка контрольно-измерительной и испытательной аппаратуры и технологического оборудования, функционирования бортовой аппаратуры в различных типовых вариантах программы полёта, программного обеспечения. Однако оценка взаимного влияния проводилась только в части помехообразования и помехозащищённости аппаратуры.

В качестве основных причин такого подхода можно выделить следующие:

1) Предполагалась установка магнитометров во внутренней среде МКА в местах с минимальной напряжённости возмущающего электромагнитного поля, создаваемого бортовой аппаратурой [51].

2) Опыт магнитных измерений на КА серий «Бион» и «Фотон–М» позволял надеяться, что они окажутся адекватными и на МКА [2, 113].

3) Отсутствие опыта измерений с учётом магнитных возмущений бортовой аппаратуры. Это связано с отсутствием необходимости учёта существенных

внутренних магнитных возмущений на работу магнитометров до реализации миссий МКА.

4) Отсутствие специализированной методики измерений и учёта магнитных возмущений бортовой аппаратуры.

5) Отсутствие испытательного стенда [96].

Алгоритм испытаний аппаратуры «МАГКОМ» в составе МКА «Аист» приведен на рисунке 4.1.



Рисунок 4.1 – Алгоритм испытаний аппаратуры «МАГКОМ» в составе МКА

«Аист»

Как выяснилось позднее при проведении лётных испытаний, этого оказалось недостаточно для корректной работы магнитометров. Недооценка влияния магнитных возмущений, создаваемой БА МКА «Аист», привела к тому, что данные измерений магнитометров в орбитальном полёте имели существенные различия [2, 3]. В результате чего использование этих данных в качестве информации для принятия решения о включении МИО на лётном образце МКА «Аист» привело к снижению угловой скорости вращения МКА вокруг центра масс до целевых значений [48]. Однако несколько попыток снижения угловой скорости на опытном образце МКА «Аист», наоборот, привели к «раскрутке» МКА [96].

В результате проведённого анализа существующей методики наземных испытаний можно сделать следующие основные выводы.

1 Качественно выявлено наличие существенного сдвига выборочных средних в соответствующих каналах измерений магнитометров. При лётной эксплуатации МКА параметры этого сдвига существенно отличались от оценок, полученных при испытаниях. Сами оценки испытаний в цехе завода-изготовителя МКА и на космодроме также существенно отличаются друг от друга.

2 Качественно выявлено существенное влияние работы МИО на данные измерений магнитометров.

3 Существующая методика испытаний не позволяет отождествить родственные каналы измерений, поскольку измеряется практически стационарное магнитное поле. Это привело к тому, что на опытном образце МКА «Аист» наблюдались существенные различия в измерениях по каналу X₁, которые выражались в различных показаниях магнитометров. Подобные особенности должны выявляться на этапе наземных испытаний.

4 Низкая дисперсия данных испытаний не позволяет корректно сравнить работу двух различных магнитометров друг относительно друга. Это приводит к тому, что при анализе данных измерений на стадии лётной эксплуатации в ряде работ показания одного из датчиков не учитывались [2, 3].

5 Существующая методика испытаний не позволяет объяснить и количественно оценить сдвиг выборочных средних в родственных каналах

измерений по причине существенного различия условий измерения магнитного поля на стадии наземных испытаний и лётной эксплуатации.

6 Существующая методика испытаний не позволяет объяснить и количественно оценить влияние работы МИО на показания магнитометров. Это приводит к тому, что МИО на опытном образце МКА «Аист» работали некорректно, используя в качестве информации для принятия решения о включении управления некорректные данные измерений магнитометров [20].

7 На стадии эксплуатации магнитная ИИУС ориентации «МАГКОМ» функционировала в соответствие с внутренней программой работы, жёстко прошитой при наземных испытаниях и не допускающей внесение коррективов в работу БПО. Это не позволяет повышать качество информации перед принятием решения о включении МИО, например, путём совместной обработки данных измерений с разных магнитометров [96].

Таким образом, выявленные недостатки существующей методики наземных испытаний аппаратуры «МАГКОМ», являются весомым основанием для разработки новой, более эффективной методики, которая позволит выявить особенности функционирования магнитометров в составе МКА и существенно повысить качество информации для принятия решения о включении управления и контроля параметров вращательного движения МКА вокруг центра масс [59, 68].

4.3 Описание существующей схемы функционирования ИИС КВД в полете и выявление её недостатков

Основой для разработки новой схемы функционирования является методика летных испытаний ОО и ЛО МКА «Аист». Согласно этой методики, магнитная ИИУС ориентации «МАГКОМ» функционировала в следующих режимах:

– Режим информационного обмена (РИО).

В этом режиме включен блок электроники «МАГКОМ» и находится в ожидании информационного обмена с командно-управляющей навигационной системой (КУНС). «МАГКОМ» осуществляет прием команд управления и массива информационных и навигационных данных от КУНС, а также передаёт данные для средств телеметрического контроля от «МАГКОМ» в сеансах связи КУНС с наземными средствами контроля и телеметрического взаимодействия;

– Режим измерения вектора магнитной индукции (РИ ВМИ).

В этом режиме проводятся измерения компонентов вектора индукции МПЗ с помощью магнитометров ДМ-002-ММ, а также рассчитываются возмущения и формируется телеметрический блок данных и информационные файлы в энергонезависимую память (включены блок электроники «МАГКОМ» и магнитометры);

– Режим стабилизации (РСТ).

В этом режиме осуществляется контроль и снижение угловой скорости вращения МКА до целевого диапазона. В качестве информации для принятия решения о выдаче управляющих воздействий на электромагниты используются бортовые измерения вектора индукции МПЗ с помощью магнитометров. С их помощью проводится оценка параметров вращательного движения МКА, а также управляющих моментов МИО, формирование телеметрического блока данных и информационных файлов в энергонезависимой памяти (включены блок электроники МАГКОМ, магнитометры ДМ-002-ММ и электромагниты);

– Режим МЕТЕОР (РМ).

В этом режиме включаются блок электроники научной аппаратуры «МЕТЕОР», солнечные датчики МТ1 – МТ6, входящие в состав научной аппаратуры «МЕТЕОР», магнитометры ДМ-002-ММ и производятся измерения параметров метеорного и зарядового окружения МКА, компонентов вектора индукции МПЗ, а также определяется пространственное положение Солнца относительно датчиков МТ1 – МТ6.

Основной задачей аппаратуры «МАГКОМ» являлась компенсация возмущений внешнего характера путем снижения угловой скорости вращения МКА. Для этого был реализован релейный закон управления. Принцип действия магнитной системы управления основан на взаимодействии магнитного момента МКА с магнитным полем Земли. Момент такого взаимодействия можно использовать как управляющий момент (2.19):

$$\vec{M}_{\text{ymp}} = \vec{M}_{\text{mar}} = \vec{p} \times \vec{B}.$$

В процессе управления вектор *p* изменяется по следующему закону управления:

$$\vec{p} = -\alpha \frac{d\vec{B}}{dt}$$

где α – постоянный положительный коэффициент [61].

На средствах БПО блока электроники «МАГКОМ» был реализован алгоритм режима РСТ, блок-схема которого приведенный на рисунке 4.2.



Рисунок 4.2 – Алгоритм функционирования «МАГКОМ» в режиме РСТ Сдвиг влево массива измерения индукции МПЗ обеспечивает сохранение новых данных о компонентах вектора индукции МПЗ без затирания предыдущей информации.

С целью снижения собственных шумов магнитометров применяется процедура усреднения скользящим средним. Это позволило снизить погрешность определения угловой скорости до 0,5 °/с. При усреднении вычисляются два значения вектора индукции МПЗ, соответствующие времени 11-го и 23-го измерений:

$$\vec{B}_{11} = \frac{1}{21} \sum_{i=1}^{21} \vec{B}_i; \ \vec{B}_{23} = \frac{1}{21} \sum_{i=12}^{23} \vec{B}_i.$$

Угол между векторами индукции МПЗ в момент 11 и 23 измерений определяется по формулам [88]:

$$\begin{split} \varphi_{x} &= \arccos\left(\frac{\left|\vec{B}_{23}\right|}{\sqrt{B_{Y23}^{2} + B_{Z23}^{2}}}\right) - \arccos\left(\frac{\left|\vec{B}_{11}\right|}{\sqrt{B_{Y11}^{2} + B_{Z11}^{2}}}\right);\\ \varphi_{y} &= \arccos\left(\frac{\left|\vec{B}_{23}\right|}{\sqrt{B_{X23}^{2} + B_{Z23}^{2}}}\right) - \arccos\left(\frac{\left|\vec{B}_{11}\right|}{\sqrt{B_{X11}^{2} + B_{Z11}^{2}}}\right);\\ \varphi_{z} &= \arccos\left(\frac{\left|\vec{B}_{23}\right|}{\sqrt{B_{X23}^{2} + B_{Y23}^{2}}}\right) - \arccos\left(\frac{\left|\vec{B}_{11}\right|}{\sqrt{B_{X11}^{2} + B_{Y11}^{2}}}\right). \end{split}$$

Шаг измерений выбран, исходя из равенства одному тактовому импульсу блока вычислителя (VSX-104), частота которого составляет 18,2 Гц (55 мс). Между 11-м и 23-м измерениями проходит 12 тактов счета. Это соответствует интервалу времени $\Delta t = 0,66 c$. Таким образом, можно оценить средние значения компонентов вектора угловой скорости МКА «Аист» в строительной системе координат магнитометров (рисунок 2.1):

$$\overline{\omega}_x = \frac{\varphi_x}{\Delta t}; \ \overline{\omega}_y = \frac{\varphi_y}{\Delta t}; \ \overline{\omega}_z = \frac{\varphi_z}{\Delta t}$$

Зная угловую скорость вращения магнитометров и их расположение относительно связанных осей координат МКА (рисунок 2.1), можно вычислить компоненты вектора управляющего момента в связанной системе координат. Для релейного закона управления важен знак управляющих моментов, вычисленных по формулам (1.1). Если управляющий момент положительный, то соответствующий электромагнит включается с прямой полярностью, а если отрицательный – то с обратной полярностью. Методикой летных испытаний был предусмотрен единственный режим работы МИО: все три электромагнита включаются одновременно на 1,5 с.

Для ЛО МКА «Аист» при работе в РСТ на этапе летных испытаний МКА включался два раза: 02.05.13 и 07.05.13. Первое включение «МАГКОМ» в РСТ обеспечило снижение угловой скорости вращения с 2,5 °/с до 0,25 °/с на интервале времени работы аппаратуры до 4000 с. Дальнейшая работа привела к «раскрутке» МКА до 0,75 °/с. Изменение угловой скорости вращения МКА при первом включении РСТ показан рисунке 4.3. Второе включение «МАГКОМ» в РСТ существенно не изменило динамику вращения МКА [12].



Рисунок 4.3 – Изменение угловой скорости вращения ЛО МКА «Аист» в режиме РСТ 02.05.2013

Учитывая упрощенный закон управления МИО, реализованный в БПО «МАГКОМ», трудно было ожидать снижения угловой скорости вращения ниже значения 0,25 °/с. Обработка поступающей ТМИ от «МАГКОМ», согласно методике летных испытаний, проводилась наземными средствами лишь с целью реконструкции параметров углового движения по данным измерений вектора

индукции МПЗ и определения величины микроускорений в низкочастотной части спектра от 0 до 0,01 Гц [77].

Для реконструкции параметров углового движения по данным измерений вектора магнитной индукции МПЗ использовалось специальное программноматематическое обеспечение, разработанное специалистами Института космического приборостроения Самарского Университета, Институтом прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН и АО «РКЦ» Прогресс» [5, 50].

На ОО МКА «Аист» РСТ включался трижды: 04.02.2014, 15.02.2014 и 07.04.2014. Заложенный в программное обеспечение алгоритм позволял гасить угловую скорость вращения МКА постоянным по значению и переменным по направлению магнитным управляющим моментом, создаваемым МИО. Время начала работы РСТ при летных испытаниях «МАГКОМ» выбиралось произвольно, без привязки к текущем положению МКА на орбите.

Такой упрощенный алгоритм работы «МАГКОМ» в РСТ не позволил снизить угловую скорость вращения МКА до минимально возможных значений, как это было в случае ЛО МКА «Аист». Были зафиксированы лишь её локальные снижения, но после этого она снова возрастала. Создаваемый магнитный управляющий момент МИО периодически способствовал «раскрутке» МКА, а не его торможению. Пример такой динамики представлен на рисунке 4.4.

Некорректная реализация алгоритма РСТ стала приводить к дальнейшей «раскрутке» МКА. Так после включения режима 04.02.2014 значение угловой скорости возросло до 8,0 °/с, а после включения 15.02.2014 – свыше 10,0 °/с. Поскольку методика эксплуатации не предусматривала никакого вмешательства в работу «МАГКОМ», при дальнейшей эксплуатации ОО МКА «Аист» РСТ больше не включался.



Рисунок 4.4 – Изменение угловой скорости в РСТ

Таким образом, можно сделать вывод, что существующая методика имеет ряд недостатков, таких как:

1 Интервалы функционирования МИО и магнитометров в РСТ выбирались, исходя из удобств аппаратной реализации, без привязки к параметрам движения центра масс МКА и корректно учёта точности информации для работы МИО.

2 Использовалась информация только с одного магнитометра, хотя в составе аппаратуры «МАГКОМ» были два магнитометра. Совместная обработка данных двух средств измерений, несомненно, повысила бы качество информации [135].

3 Отсутствовала возможность переключения на другой магнитометр. Это могло бы вызвать некорректную работу МИО при отказе основного магнитометра.

4 Использовался простой релейный закон управления МИО с включением всех трёх электромагнитов на максимальную мощность без возможности настройки параметров, влияющих на создание управляющего момента [77].

На устранения пунктов 1-3 указанных недостатков направлена разработка новой более эффективной методики эксплуатации ИИС КВД с магнитометрами.

4.4 Методика наземных испытаний ИИС КВД

В первую очередь был учтён недостаток жёсткой прошивки, отмеченный в седьмом пункте предыдущего раздела. При разработке ИИС КВД для МКА «Аист– 2Д» появилась возможность загрузки массивов исходных данных с Земли, содержащих настроечные параметры для работы ИИС КВД [5]. Это существенно расширило возможности управления вращательным движением МКА вокруг центра масс как в плане уточнения информации с магнитометров, так и в плане переключения с одного средства измерения на другое в случае его отказа или некорректной работы.

Общие принципы испытаний систем с магнитными измерительными средствами изложены в работе [52]. Однако для каждого КА, а в особенности МКА, необходима разработка оригинальной методики с учетом особенностей МКА. Несмотря на известность применяемых методов, а также широкое использование магнитометров в космическом приборостроении, опыт разработки таких методик определения влияния для МКА недостаточен.

В разработанной методике этап автономных испытаний предлагается разделить на две части. В первой части, как и в существующей методике, проводится калибровка магнитометров, которая обеспечивает отсутствие значимого с учётом погрешностей средств измерения сдвига между данными измерений [96].

Широкий спектр методик и способов калибровки магнитных средств измерений хорошо известен и представлен в ряде работ, например, [10, 16, 42, 122].

Помимо традиционного метода оценки точности прямых измерений соответствующих каналов, например, путём исследования перекрытия доверительных интервалов и т.д., предлагается оценка точности косвенных измерений. В качестве таких измерений можно использовать углы между строительными осями датчиков при автономных наземных испытаниях. На данной стадии испытаний ИИС не скомпонована в космическом аппарате, а может располагаться произвольно друг относительно друга.

Методика выполняется по следующему алгоритму.

1. Расположить магнитометры на испытательном стенде.

2. Провести прямые измерения углов между строительными осями магнитометров.

3. Провести прямые измерения магнитного поля с помощью магнитометров.

4. Определить направляющие косинусы вектора индукции магнитного поля.

5. Вычислить углы между строительными осями магнитометров.

6. Оценить значимость различий между прямыми и косвенными измерениями.

7. Сделать выводы о корректности калибровки магнитометров.

Разработанная методика позволит повысить точность определения показаний магнитометров и избежать ряда возможных ошибок в измерениях в полете МКА.

Вторая часть этапа предполагает замер величин компонентов вектора индукции МПЗ в месте проведения комплексных испытаний МКА с помощью контрольных датчиков магнитных средств измерений, которые откалиброваны заранее [143, 144]. При этом в месте проведения испытаний необходимо выставить испытательную оснастку, а также включить испытательное оборудование, которое будет использовано в процессе комплексных испытаний.

Комплексные испытания в составе МКА в предлагаемой методике должны содержать три части. После установки магнитометров на борт МКА проводятся замеры компонентов вектора магнитной индукции в тех же местах, что и при автономных испытаний с помощью этих датчиков. При этом обеспечивающая аппаратура должна быть отключена. Далее осуществляется анализ значимости различий данных измерений, выполненных во второй части этапа автономных испытаний и первой части комплексных испытаний. При выявлении значимости различий следует либо выявить и устранить причину этих различий, например, размагнитить испытательную оснастку, как в случае с «Аист–2Д», либо, если это невозможно, сформировать массив поправочных коэффициентов, устраняющих данное негативное влияние.

Вторая часть испытаний, связана с последовательным включением всех отдельных элементов БА и определением магнитных возмущений, создаваемых

этой БА. В результате этой части формируется массив поправочных коэффициентов, с помощью которых можно нивелировать влияние работы обеспечивающей аппаратуры на измерения магнитометров. Далее в полете МКА по данным телеметрии можно анализировать, какая БА работала в момент проведения измерений и вносить соответствующие поправки в измерения для повышения качества информации с магнитометров.

Третья часть испытаний связана с отработкой различных штатных режимов работы ИИС КВД. При различных режимах работы ИИС КВД включаются блоки БА. На основе проведённых в этих режимах измерений формируются массивы поправочных коэффициентов. Сравнение этих коэффициентов с полученными во второй части этапа комплексных испытаний данными даёт возможность при отсутствии значимых различий между ними сформировать исходные данные для программной части ИИС КВД [96].

Алгоритм, реализующий разработанную методику, приведен на рисунках 4.5-4.6.

Предлагаемая методика была реализована при проведении наземных испытаний МКА «Аист–2Д» (получен акт внедрения, Приложение 1). Её использование предполагается в рамках подготовки проекта КА среднего класса «Бион–М» № 2.



Рисунок 4.5 – Алгоритм, реализующий методику наземных испытаний ИИС КВД



Рисунок 4.6 – Алгоритм, реализующий методику наземных испытаний ИИС КВД

4.5 Схема функционирования ИИС КВД в полете МКА

Далее следует решить задачу обеспечения максимально эффективного функционирования ИИС КВД в полете МКА, за счет разработки новой схемы функционирования.

Важнейшей составляющей этой схемы является алгоритм непрерывного контроля угловой скорости МКА на всех этапах функционирования, в т.ч. в составе магнитной ИИУС ориентации. Алгоритм обеспечивает корректные измерения индукции МПЗ с помощью магнитометров, как в пассивных режимах (без включения МИО), так и в активных (с включением МИО и обеспечением ориентации МКА). Этот алгоритм позволяет обеспечить высокую вероятность принятия правильного решения о необходимости включения МИО.

При применении методики наземных испытаний формируется статическая информация о влиянии отдельных элементов БА и штатных режимов работы аппаратуры в земных условиях на магнитометры. Новая схема функционирования ИИС КВД позволит учесть в полете изменившиеся составляющие этого влияния, а также внешние воздействия, которые не были учтены ранее при наземной отработке. Этот учёт происходит в режиме, близком к режиму реального времени, что обеспечивает максимальную эффективность работы ИИС КВД И оперативность воздействий на программную часть ИИС КВД в плане изменения величин поправочных коэффициентов в реальных условиях космического полета [77].

Конечным результатом применения схемы функционирования ИИС КВД является постоянная корректировка сформированной на стадии наземных испытаний информации в виде поправочных коэффициентов и непрерывный контроль корректности измерительной информации, поступающей с магнитометров. Постоянная корректировка обусловлена динамичностью внешних и внутренних воздействия на магнитометры, изменениями в штатных режимах работы БА, нештатными ситуациями и некорректной работой отдельных элементов, в том числе, и самих магнитометров, и т.д. Алгоритм непрерывного контроля гарантирует снижение погрешности определения вектора индукции МПЗ на протяжении всего срока активного существования МКА, а, следовательно, и достижимость целевых значений параметров вращательного движения МКА при штатной работе МИО.

Для ракетно-космической техники этап летных испытаний имеет первостепенное значение. Особенностями её функционирования на данном этапе является то, что техника действует в космическом полете без вмешательства человека и без возможности доступа к ней для регламентных работ или ремонта. Даже для пилотируемых КА и орбитальных станциях возможность человека повлиять на нештатную ситуацию, возникающую при функционировании КА, сильно ограничен. Такие возможности могут быть заложены только на раннем этапе разработки КА. Таким образом, важно предусмотреть в разрабатываемом изделии как можно более гибкую конфигурацию настроек, которую можно было бы корректировать в изменяющихся условиях космического полета. Это повысит эффективность выполнения возложенных на данное изделие задач. Однако для реализации меняющихся в реальном времени настроек необходима разработка специальной структуры аппаратуры и ее схемы функционирования.

Как уже отмечалось во второй главе, МИО способны решать задачу снижения угловой скорости вращения МКА вокруг центра масс только в определённом диапазоне угловых скоростей (2.22). Поэтому выделение алгоритма непрерывного контроля также является одной из предпосылок для разработки новой схемы функционирования ИИС КВД в полете, обеспечивающей возможность эффективного контроля угловой скорости вращения МКА и выдачи сигнала для включения управления посредством МИО.

Важно понимать, что для МКА не только МИО обладают ограниченным функциональным ресурсом. Проблема существенной ограниченности вычислительных ресурсов является важнейшей для МКА. Именно она не позволяет на нынешнем этапе развития создать ИИС КВД, которое не нуждается в поддержке наземными вычислительными мощностями, а постоянно оперативно решает поставленные задачи на борту МКА. Из данного тезиса возникает ещё одна предпосылка разработки новой схемы функционирования. Она связана с необходимостью грамотного распределения вычислительных ресурсов ИИС КВД. Некоторые задачи, выполняемые ИИС КВД целесообразно возложить на наземный сегмент.

Таким образом, следующей особенностью новой схемы функционирования является возможность снизить нагрузку на вычислительные мощности бортового сегмента ИИС КВД. Для корректного восстановления сигнала, например рядом Котельникова, требуется обеспечить определённую частоту накопления измерений [67]. Поэтому имеет смысл направить высвободившиеся вычислительные мощности бортового сегмента ИИС КВД на более интенсивное накопление информации с магнитометров.

Предлагаемая схема функционирования ИИС КВД в полете включает в себя несколько этапов [96]:

1) Тестирование работоспособности составных частей ИИС КВД.

При выведении МКА на орбиту ракетоносителем, на БА, в том числе и на ИИС КВД, воздействует широкий спектр нагрузок, таких как акустическое воздействие, ударные нагрузки, перегрузки, вибрации и т.п. [100]. Для определения работоспособности всех составных частей ИИС КВД после вывода МКА на рабочую орбиту необходимо организовать тест корректности работы его составных частей. Для такой проверки ИИС КВД необходимо запустить тестовый режим его работы, который по схеме работы принципиально не отличается от режима стабилизации. Отличие тестового режима состоит лишь в том, что на МИО из состава ИИУС ориентации выдаются существенно заниженные величины тока по сравнению с штатным режимом стабилизации. Таким образом, в этом режиме будут задействованы все функциональные блоки ИИС КВД и МИО ИИУС, но влияние на параметры вращательного движения МКА окажутся незначительными. В процессе проведения теста данные о функционировании составных частей оперативно анализируются блоков вычислителя на предмет выхода за граничные значения, определеные при наземной отработке.

После завершения этапа тестирования работоспособности составных частей ИИС КВД можно перейти к следующему этапу. В случае выявления отказов или

сбоев в работе ИИС КВД или МИО ИИУС на этапе тестирования, в зависимости от их степени тяжести, необходимо остановить эксплуатацию и принимать дополнительные решения по устранению данной нештатной ситуации.

2) Накопление измерений компонентов вектора индукции МПЗ.

После успешного подтверждения работоспособности составных частей ИИС КВД и МИО ИИУС, необходимо перевести ИИС КВД из режима тестирования в режим измерений. В данном режиме функционирует только ИИС КВД, МИО ИИУС ориентации остаются в выключенном состоянии. Магнитометрами осуществляется накопление данных измерений компонентов вектора индукции МПЗ. Накопленные данные должны передаваться средствами телеметрической системы МКА по радиоканалу на наземные пункты приёма информации. Данные измерений необходимо получить на фоне работы всех БА КА. Важной особенностью этого этапа является то, что измерительные данные с магнитометров на борту МКА не подвергаются коррекции с помощью массива поправочных коэффициентов.

Расчёт уточненного массива поправочных коэффициентов.

Полученные по каналу телеметрической информации данные измерений с магнитометров обрабатываются на наземном сегменте ИИС КВД. Производится сравнение влияния собственных магнитных возмущений МКА в орбитальном полете с данными, полученными при комплексных наземных испытаниях ИИС КВД в составе МКА с целью выявления новых источников магнитных возмущений. Наилучшим вариантом будет, если результаты совпадут или покажут незначительное расхождение. Это будет означать, что на стадии эксплуатации не возникло новых источников возмущений по сравнению со стадией наземных испытания.

В случае совпадения результатов на борт МКА по радиоканалу закладывается массив поправочных коэффициентов для последующей передачи в блок вычислителя ИИС КВД. В случае несовпадения необходимо провести работу по выявлению дополнительных источников магнитных возмущений и их учёту. Для получения дополнительных данных, возможно, будет необходимо вернуться к п. 2

данной методики для накопления большего объёма данных измерений компонентов вектора индукции МПЗ. Поскольку выявление дополнительных источников возмущений и принятие решения об учёте существенно повлияет на эффективность работы ИИС КВД.

4) Определение временных интервалов работы ИИУС ориентации в стабилизации.

В зависимости от конфигурации ИИУС ориентации, допускающей или не допускающей использование МИО при нахождении МКА вблизи магнитных полюсов Земли, необходимо правильно выбирать временные интервалы для корректной и эффективной работы МИО ИИУС. Как отмечалось в главе 3, магнитные системы ориентации имеют ряд недостатков при функционировании в зоне нахождения магнитных полюсов, прежде всего связанных с существенной неоднородностью МПЗ вблизи магнитных полюсов [52, 61]. Наличие в составе ИИУС дополнительных датчиков, например солнечных, позволяет обеспечивать более эффективную работу вблизи магнитных полюсов Земли [133]. Однако целесообразность такого подхода должна оцениваться индивидуально для каждого космического проекта.

5) Реализация режима стабилизации ориентации.

Данные по интервалам работы ИИУС ориентации с учетом ограничений на работу в зоне магнитных полюсов Земли учитываются при составлении программы работы ИИУС ориентации в режиме стабилизации. Программа работы закладывается на борт МКА. ИИУС переводится в режим стабилизации [77].

Схема функционирования ИИС КВД в составе магнитной ИИУС ориентации представлена на рисунке 4.7.



Рисунок 4.7 – Схема функционирования ИИС КВД

4.6 Алгоритм непрерывного контроля угловой скорости МКА

Алгоритм непрерывного контроля, реализуемый на средствах ИИС КВД, представлен на рисунке 4.8.



Рисунок 4.8 – Алгоритм непрерывного контроля угловой скорости МКА

Первый этап РСТ – контроль угловой скорости МКА с помощью информации, полученной при наземных испытаниях.

Для его реализации предлагается следующий алгоритм непрерывного контроля. Он состоит из двух частей. Первая часть касается подготовки корректной информации для проведения активного контроля и управления с помощью МИО и может быть подразделена на следующие пункты.

1. Производится не менее шести измерений составляющих вектора напряженности МПЗ $B_{x1,} B_{y1,} B_{z1}$ и $B_{x2,} B_{y2,} B_{z2}$ каждым из двух магнитометров с частотой не реже одного раза в секунду.

2. Осуществляется корректировка значений измерений, полученных в п. 1 с помощью корректирующих коэффициентов, определенных по методике наземных испытаний [77].

В результате корректировки получаются значения B'_{x1} , B'_{y1} , B'_{z1} и B'_{x2} , B'_{y2} , B'_{z2} .

3. Проводятся вычисления модельных значения компонент МПЗ B_{xM} , B_{yM} , B_{zM} по математической модели МПЗ.

4. Осуществляется контроль значимости различий между парами $B'_{x1}, B'_{y1}, B'_{z1}$ и B_{xM}, B_{yM}, B_{zM} , а также $B'_{x2}, B'_{y2}, B'_{z2}$ и B_{xM}, B_{yM}, B_{zM} и измерениям назначаются веса. При назначении весов различных измерений требуется провести минимизацию вектора невязок относительно модельных значений. При этом веса должны быть подчинены условию нормировки. Полученные данные образуют вектор оптимальных значений $B_{xOpt}, B_{yOpt}, B_{zOpt}$.

5. Производятся вычисления углов между осями главной связанной системы координат МКА и оптимальным вектором индукции МПЗ с компонентами $B_{xOpt}, B_{yOpt}, B_{zOpt}$.

6. Оцениваются компоненты вектора угловой скорости $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ в моменты времени, когда проводились измерения вектора индукции МПЗ, и производится восстановление непрерывных функций $\omega_i = \omega_i(t)$, где i = x; y; z рядом Котельникова.

7. Вычисляются управляющие моменты для передачи в блок управления МИО с использованием функций $\omega_i = \omega_i(t)$ в качестве информации для управления.

Вторая часть алгоритма непрерывного контроля предназначена для контроля эффективности управления. В этой части проводится проверка соответствия величины снижения угловой скорости расчётным значениям. В случае выполнения условий по снижению угловой скорости МКА пп. 1 – 6 циклично повторяются. В случае невыполнения условия снижения необходимо перейти ко второму этапу методики.

Второй этап РСТ – контроль параметров вращательного движения МКА с помощью информации, полученной путём оптимизации данных наземных испытаний [8].

1. Контроль точности назначения поправочных коэффициентов путём статистической оценки значимости различий между поправочными коэффициентами, полученными в ходе наземных испытаний, и их оптимальными значениями с учётом реальных условий эксплуатации КА.

Данный пункт предполагает статистический анализ данных измерений с двух магнитометров. При этом исследуются невязки двух средств измерений, зафиксированные в ходе наземных испытаний и наблюдающиеся в полете МКА. Значимые различия между невязками следует понимать как наличие факторов, влияющих на измерения магнитометров, которые не были учтены в ходе наземных испытаний. В этом случае следует выявить такие факторы и оптимизировать поправочные коэффициенты. Далее следует вернуться к реализации первого этапа РСТ с учётом скорректированных поправочных коэффициентов.

2. Контроль корректности измерений магнитометров путём оценки дисперсии данных, полученных в одной и той же области орбиты МКА при многократном (не менее шести раз) её прохождении.

Данный пункт предполагает регулярную оценку (как минимум, шесть раз за виток) оценку дисперсий средств измерения в контрольных точках орбиты МКА. Этот контроль может быть пассивным и заключаться в накоплении информации в том случае, если условия по снижению угловой скорости МКА посредством МИО выполняются. Если это не так, то контроль становится активным, что означает постоянный пересчёт весов наблюдений с разных магнитометров. При этом минимизируются не невязки относительно модельных значений, а целевая функция, включающая в себя невязки и величины дисперсий. В случае необходимости (при неудовлетворительном выполнении условия снижения угловой скорости) такой пересчёт весов может реализовываться наземными средствами. При удовлетворении условия по снижению угловой скорости следует вернуться к реализации первого этапа РСТ с учётом скорректированных весов измерений или при необходимости включить данный пункт в первый этап на постоянной основе.

3. Контроль корректности частоты измерений и временного интервала измерений. Данный пункт предполагает непрерывный контроль качества восстановления функций $\omega_i = \omega_i(t)$ рядом Котельникова. Поскольку причиной неэффективного управления может качество аппроксимации. Наземными средствами предполагается проводить анализ измеренных данных с помощью преобразований Фурье. При частоте измерений 1 Гц следует также проводить анализ сигнала с частотой в 2 с, полученного из исходных измеренных данных путём удаления каждого второго измерения. Наличие существенных отличий в восстановленных рядом Котельникова функций означает некорректный выбор частотной области для восстановления сигнала. Следует увеличить частоту измерений в два раза и продолжить анализ. То же самое следует делать и с временным отрезком. Сократив его в два раза, исследовать существенность различий между сигналами, восстановленными рядом Котельникова по полному отрезку и его половине. При наличии существенных отличий следует в два раза увеличить исходный временной отрезок [77].

Выводы

1. Создана методика наземных испытаний для разработанной ИИС КВД, позволяющая сформировать массив поправочных коэффициентов для учёта влияния возмущений магнитных полей БА на измерения магнитометров. Это заметно улучшает качество работы ИИС КВД в частности и ИИУС ориентации, в состав которой входит ИИС КВД, в целом.

2. Разработана схема функционирования ИИС КВД в полете. Ее применение позволяет учитывать изменяющиеся составляющие магнитных возмущений на измерения магнитометров, а также внешние воздействия, которые не были учтены ранее на этапе наземных испытаний.

3. Создан алгоритм непрерывного контроля угловой скорости МКА, позволяющий обеспечить высокую вероятность принятия правильного решения о необходимости включения МИО ИИУС ориентации.

4. В разработанных методиках удалось преодолеть недостатки существующих методик, выявленные в ходе испытаний ЛО и ОО МКА «Аист». Дальнейшая реализация разработанных методик при испытаниях МКА «Аист-2Д» показала их эффективность и состоятельность.

5 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ИИС КВД И МЕТОДИК ЕГО ИСПЫТАНИЙ

5.1 Области использования результатов диссертационного исследования

Схема разработанной ИИС КВД и алгоритм непрерывного контроля угловой скорости МКА были применены при проектировании, создании и эксплуатации ИИС КВД, вошедшей в состав магнитной ИИУС ориентации, получившей название «КМУ-1» и установленной на МКА «Аист-2Д» [50].

Методика наземных испытаний ИИС КВД была апробирована при наземной экспериментальной отработке аппаратуры «КМУ-1» в Самарском Университете при автономных испытаниях и в АО «РКЦ «Прогресс» при комплексных испытаниях в составе МКА «Аист-2Д».

Схема функционирования ИИС КВД была апробирована в ходе летных испытаний МКА «Аист-2Д» в реальных условиях космического полета.

МКА «Аист-2Д» с установленной аппаратурой «КМУ-1» был выведен на орбиту Земли 28.04.2016 года РН «Союз-2-1а» с блоком выведения с космодрома «Восточный».

В процессе работ по внедрению было выполнено следующее:

- калибровка магнитометров на стенде автономных испытаний;

- определение источников возмущений в месте проведения комплексных испытаний МКА с последующим размагничиванием испытательной оснастки;

- определение поправочных коэффициентов для каждого режима работы БА;

- комплексные испытания ИИС КВД по разработанной методике наземных испытаний с использованием поправочных коэффициентов;

- функционирование ИИС КВД по разработанной схеме при летных испытаниях МКА с использованием алгоритма непрерывного контроля угловой скорости МКА;

- определена эффективность функционирования ИИС КВД в полете МКА.

5.2 Практическое использование схемы ИИС КВД в составе магнитной ИИУС ориентации

В таблице 5.1 приведены основные характеристики применения разработанной схемы ИИС КВД в аппаратуре «КМУ-1».

Таблица 5.1 - Основные технические характеристики разработанной ИИС

Характеристика	В составе	В составе
	«КМУ-1»	«МАГКОМ»
Диапазон измерений магнитной индукции	От 0 до 200	От 0 до 200
постоянного магнитного поля, мкТл		
Рабочий диапазон частот переменного	От 0 до 5	От 0 до 5
магнитного поля при измерении амплитудного		
значения магнитной индукции, Гц		
Разрешающая способность, не более, мкТл	0,1	0,1
Инструментальная погрешность	±0,5	±0,5
магнитометров, мкТл		
Погрешности оценки угловой скорости	0,04 °/c	0,2 °/c
Возможность настройки БПО	Есть	Нет
Возможность учета магнитных возмущений от	Есть	Нет
БА		

КΒ	Л
	←

5.3 Практическое использование методики наземных испытаний ИИС КВД

Для калибровки магнитометров был создан стенд физического моделирования. С помощью стенда имитируются основные внешние возмущения, действующие на МКА в полете, перечисленные в главе 2. Кроме этого, имитировалось воздействие на магнитометры магнитных возмущений от работы МИО.

Стенд состоит из шести катушек Гельмгольца. Они образуют ортогональные пары, как показано на рисунке 5.1. При этом одна пара колец ориентирована по направлению вертикальной составляющей магнитной индукции, другая по горизонтальной, а третья – перпендикулярно к ним [88].

На рисунке 5.1 показаны эскиз и фотография стенда физического моделирования [49].





1 – К1Х и К2Х; 2 – К1Ү и К2Ү; 3 – К1Z и К2Z; 4 – инерционно-массогабаритный макет МКА, 5 – система докрутки подвеса, 6 – датчик углового положения верхней точки подвеса, 7 – струнный подвес, 8 – датчик углового положения нижней точки подвеса

Рисунок 5.1 – Устройство стенда физического моделирования

Инерционно-массогабаритный макет (ИМГМ) МКА может свободно вращаться вокруг собственной оси на струнном подвесе. Струнный подвес оснащен системой компенсации закрутки струны. ИИС КВД вместе с МИО из состава ИИУС ориентации «КМУ-1» установлена в ИМГМ.

Порядок проведения отработки.

1. ИИУС ориентации включается в режим ориентации. При этом на МИО из его состава подается постоянный по величине ток. Кольца магнитного стенда

создают вращающееся магнитное поле. Взаимодействие магнитных полей МИО и стенда приводит к постепенному увеличению угловой скорости ИМГМ (рисунок 5.2, интервал до 1000).

2. МИО и кольца стенда, создающие вращающееся магнитное поле выключаются. ИМГМ с установленной аппаратурой свободно вращается. В составе «КМУ-1» функционирует только ИИС КВД в режиме измерения ВМИ.

По результатам измерений в ИИС КВД с помощью алгоритма непрерывного контроля оценивается угловая скорость вращения ИМГМ (рисунок 5.2, интервал от 1000 до 2000 с).



Рисунок 5.2 – Зависимость угловой скорости вращения модели МКА от времени на стенде физического моделирования

3.ИИС КВД и ИИУС ориентации переводятся в режим стабилизации. Блок правления МИО в соответствии с законом управления «-bdot» включает МИО, что приводит к взаимодействию с МПЗ и торможению ИМГМ (рисунок 5.2, интервал от 2000 с).

Из рисунка 5.2 видно, что после 3000 с ИИУС ориентации снижает угловую скорость до значений целевого диапазона режима стабилизации. После приведения значений угловой скорости в целевой диапазон МИО, по сигналу от ИИС КВД, выключаются. В дальнейшем средствами ИИС КВД контролируется нахождение

значения угловой скорости вращения в целевом диапазоне. Остаточная намагниченность элементов аппаратуры и ее внутренние электрические контуры при взаимодействии с МПЗ вновь раскручивают ИМГМ. При приближении угловой скорости к границе выхода за целевой диапазон, ИИС КВД выдает сигнал для включения МИО и угловая скорость вновь снижается.

На этапе комплексных испытаний необходимо провести выявление остаточной намагниченности испытательной оснастки. Такая оснастка была разработана для лётного и опытного образцов МКА «Аист». Так, при испытаниях МКА «Аист–2Д» одна из испытательных стоек (рисунок 5.3), предназначенная для фиксации отведенной боковой панели МКА имела сильную остаточную намагниченность.



Рисунок 5.3 – Внешний вид испытательной оснастки при наземных испытаниях МКА «Аист-2Д»

Вследствие этого данные установленного на ней магнитометра были аномально высокими. При выявлении больших значений остаточной намагниченности оснастки необходимо провести размагничивание, например, по методикам, описанным в [52]. В противном случае будет иметь место существенное различие сдвигов соответствующих каналов.

После размагничивания оснастки были произведены включения БА, магнитометрами ИИС КВД были проведены замеры составляющих вектора магнитной индукции на фоне функционирования БА в различных режимах, а также на фоне работы МИО аппаратуры «КМУ-1».

На рисунках 5.4 – 5.6 приведены оценки сдвигов средних выборочных значений данных с двух магнитометров ИИС КВД по соответствующим каналам измерений для наземных и лётных испытаний МКА в режиме измерения вектора магнитной индукции (РИ ВМИ), в котором функционирует только ИИС КВД без включения МИО, и режиме стабилизации (РСТ), в котором включаются МИО [86, 137].



1 – лётные испытания; 2 – испытания в цехе; 3 – испытания на «Восточном» Рисунок 5.4 – Оценка сдвига средних выборочных значений по каналу X₁-Y₂



1 – лётные испытания; 2 – испытания в цехе; 3 – испытания на «Восточном» Рисунок 5.5 – Оценка сдвига средних выборочных значений по каналу Y1-X2



1 – лётные испытания; 2 – испытания в цехе; 3 – испытания на «Восточном» Рисунок 5.6 – Оценка сдвига средних выборочных значений по каналу Z₁-Z₂

Из графиков видно, что два магнитометра, несмотря на относительную близость друг к другу почти всегда имеют значимые различия в показаниях. Это обусловлено влиянием магнитных возмущений от БА.

По результатам проведенных измерений была составлена таблица поправочных коэффициентов, которые были загружены в БПО ИИС КВД.

Результаты функционирования ИИС КВД с поправочными коэффициентами приведены на рисунке 5.7.



1 и 2 – модули векторов индукции магнитного поля, измеренного соответственно магнитометрами № 1 и № 2;

3, 5 и 7 – компоненты вектора индукции магнитного поля

(соответственно B_x , B_y , B_z), измеренные магнитометром № 1;

4, 6 и 8 – компоненты вектора индукции магнитного поля

(соответственно B_x, B_y, B_z), измеренные магнитометром № 2.

Рисунок 5.7 – Результаты отработки ИИС КВД по разработанной методике

наземных испытаний

Как видно из рисунка 5.7 (кривые 1 и 2) модули векторов индукции МПЗ, измеренного соответственно магнитометрами № 1 и № 2 удалось получить практически одинаковые показания. Поле магнитных помех, создаваемых БА, было скомпенсировано.

5.4 Оценка эффективности разработанного ИИС КВД в полете

Эффективное функционирование ИИС КВД продемонстрировано при штатной эксплуатации МКА «Аист-2Д». Данный МКА имеет полноценную маховичную ИИУС ориентации, которая обеспечивает контроль угловой скорости с помощью оптических звездных датчиков с точностью до 0,0002 °/с в режиме трехосной ориентации [29].

Поэтому разработанная ИИС КВД с магнитометрами для подобного МКА может служить лишь вспомогательной системой контроля угловой скорости на случай отказа основной. При этом корректность определения угловой скорости с помощью ИИС КВД может быть проверена при сравнении с угловыми скоростями, полученными маховичной ИИУС ориентации. Включение магнитной ИИУС ориентации «МАГКОМ» в РСТ для ЛО МКА «Аист» позволило снизить угловую скорость вращения МКА, однако для практически идентичного ОО МКА «Аист», напротив, привело в увеличению угловой скорости МКА.

Основной причиной такой работы можно считать недостатки методик испытаний и эксплуатации, которые были разработаны и реализованы на ЛО и ОО МКА «Аист» и были перечислены в предыдущей главе диссертационной работы. Аппаратная часть магнитной ИИУС ориентации «МАГКОМ» могла бы вызывать сомнения, если бы на обоих МКА не удалось уменьшить значения угловой скорости вращения МКА.

Проведём сравнение точности оценок угловой скорости по данным магнитометров ЛО МКА «Аист». Поскольку другой измерительной аппаратуры предусмотрено не было, то оценим погрешность путём сравнения данных различных магнитометров друг с другом. Затем соотнесём эту погрешность с погрешностью косвенных измерений угловой скорости.
На рисунке 5.8 представлены зависимости различий оценок компонентов и модуля вектора угловой скорости, выполненных с помощью данных от двух магнитометров. Измерения были проведены 27.04.2013. Магнитная ИИУС ориентации «МАГКОМ» при проведении измерений работала в режиме РИ ВМИ.



а – по оси ОХ; б – по оси ОУ; в – по оси ОZ; г – модуль

Рисунок 5.8 – Разность оценок компонентов вектора угловой скорости ЛО МКА «Аист» по данным измерений от 27.05.2013

Представленные на рисунке 5.8 результаты являются характерными практически для всех штатных режимов работы магнитной ИИУС ориентации «МАГКОМ», кроме режима РСТ, в котором включаются МИО. Погрешность косвенных измерений компонентов вектора угловой скорости при инструментальной погрешности магнитометров 0,5 мкТл приблизительно оценивается 0,04 °/c. Разница оценок двух датчиков в среднем составила 0,48 °/c; 0,63 °/c и 0,46 °/c по соответствующим компонентам вектора угловой скорости.

Аналогичным образом проведём сравнение точности оценок угловой скорости по данным магнитометров ОО МКА «Аист». На рисунке 5.9 представлены зависимости разницы оценок компонентов вектора угловой скорости ОО МКА «Аист» от времени по данным измерений двух магнитометров от 26.02.2014 [95]. Аппаратура «МАГКОМ» при проведении измерений работала в режиме РМ.

Следует что инструментальная погрешность определения отметить, компонентов вектора угловой скорости, как и на ЛО МКА «Аист», не должна превышать 0,04 °/с. Разница оценок угловой скорости по данным двух 0,92 °/c , 0,48 °/c магнитометров В среднем составила И 0.89 °/c ПО соответствующим компонентам вектора угловой скорости. Большие по сравнению с ЛО МКА «Аист» средние значения разности оценок, скорее всего, связаны с бо́льшими абсолютными значениями компонентов и модуля угловой скорости ОО МКА «Аист», которые были сообщены МКА при его отделении от разгонного блока.

Теперь перейдём к сравнению оценок угловой скорости МКА «Аист–2Д». В отличие от ЛО и ОО МКА «Аист» МКА «Аист–2Д» эксплуатируется в ориентированном полёте, поскольку содержит в своём составе упругие панели солнечных батарей, которые должны быть ориентированы на Солнце.





Рисунок 5.9 – Разность оценок компонентов вектора угловой скорости ОО МКА «Аист» по данным измерений от 26.02.2014

На рисунках 5.10 и 5.11 отдельно выделены участки стабилизации и программных поворотов [46, 66]. На участках программных поворотов МКА функционируют ИО маховичной ИИУС ориентации, которые влияют на средства измерений. Это влияние более существенно, чем влияние БА, что наглядно демонстрируют зависимости, представленные на рисунке 5.10 и построенные по

данными измерений двух магнитометров от 30.06.2016. ИИС КВД работала в режиме РИ ВМИ [95].



а – по оси ОХ; б – по оси ОУ; в – по оси ОZ; г – модуль

Рисунок 5.10 – Разность оценок компонентов вектора угловой скорости МКА «Аист–2Д» по данным измерений от 30.06.2016

Поскольку магнитометры, используемые в составе ИИС КВД «КМУ-1», практически полностью заимствованы с аппаратуры «МАГКОМ», то можно утверждать, что их погрешность косвенных измерений компонентов вектора

угловой скорости составляет 0,04 °/с. Из рисунка 5.10 видно, что разница оценок двух датчиков в среднем составила 0,25 °/с , 0,20 °/с и 0,15 °/с по соответствующим компонентам вектора угловой скорости. Это существенно ниже, чем для ЛО и ОО МКА «Аист», что подтверждает эффективность разработанного ИИС КВД [80].

Как отмечалось выше, МКА «Аист–2Д» имеет полноценную маховичную ИИУС ориентации. Поэтому, в данном случае, есть возможность сравнения оценок угловой скорости вращения МКА, полученных с помощью ИИС КВД и штатной измерительной аппаратуры маховичной ИИУС ориентации, оптические датчики которой имеют более высокий класс точности [95].

Такое сравнение позволит:

 проверить точность оценки погрешности путём сравнения значений угловой скорости, полученные по данным различных датчиков;

провести независимую оценку точности вычисления угловой скорости ИИС
 КВД по данным магнитометров.

На рисунке 5.11 показаны результаты такого сравнения. Как и в случае с рисунком 5.10, выделены участки стабилизации и программных поворотов.

Разница оценок угловой скорости, полученная ИИС КВД и оптическими датчиками из состава маховичной ИИУС ориентации, в среднем составила 0,17 °/с; 0,08 °/с; 0,18 °/с (для магнитометра № 1) и 0,20 °/с; 0,18 °/с; 0,16 °/с (для магнитометра № 2) по соответствующим компонентам вектора угловой скорости. Это существенно ниже, чем для ЛО и ОО МКА «Аист», что подтверждает снижение погрешности определения угловой скорости ИИС КВД.

С другой стороны, сравнение абсолютных значений невязок оценок угловой скорости по данным двух магнитометров с аналогичными значениями невязок оценок по данным магнитометров и оптических датчиков маховичной ИИУС ориентации показывает корректность оценки погрешности путём сравнения измерений магнитометров друг с другом.



Рисунок 5.11 – Разность оценок компонентов вектора угловой скорости МКА «Аист–2Д», выполненных измерительной аппаратурой маховичной ИИУС ориентации и ИИС КВД по данным измерений от 30.06.2016

Разницы оценок угловых скоростей, определяемых по данным магнитометров были уменьшены (по сравнению с ИИС КВД «МАГКОМ», установленных на ОО и ЛО МКА «Аист»). Результаты приведены в таблице 5.2.

	D	v		
$1 a 0 \pi \mu \pi 3 \gamma 2 -$	Разницы оценок	УГЛОВОИ СКОРОСТ	ти по компонентам	лпя
1 аблица 5.2	т азпліцы оценок	Jinobon ekopoer		длл

МКА	Дата	Разница оценок угловой скорости по компонентам,					
		°/c					
		ω _x	ω _y	ω_z			
Без применения методик и корректирующих коэффициентов							
ЛО «Аист»	27.05.13	0,48	0,63	0,46			
ОО «Аист»	26.02.14	0,92	0,48	0,89			
С применением методик и корректирующих коэффициентов							
«Аист–2Д»	30.06.16	0,25	0,2	0,15			

различных МКА

Сниженная погрешность оценки компонентов вектора угловой скорости вращательного движения МКА вокруг центра масс позволяет ИИС КВД точнее контролировать целевой диапазон допустимых значений модуля угловой скорости, что, в конечном счёте, снижает вероятность принятия неверного решения использовать управление в ситуации, когда значения модуля угловой скорости ещё находятся в границах целевого диапазона, либо, наоборот, не использовать управление, если эти значения вышли за границы диапазона.

Снижение вероятности принятия неверного решения об использовании управления в совокупности с повышением точности измерений компонентов вектора индукции МПЗ создают предпосылки того, что в конечном итоге угловая скорость вращения МКА снижается за счёт управления на максимально возможную величину при данном законе управления. Таким образом, фиксируется общий целевой эффект управления и обозначается суммарный эффект ИИС КВД по сравнению с существующими [95].

Далее оценим снижение вероятности принятия неверного решения об использовании управления. Пусть оценка компонента вектора угловой скорости производится рекуррентной формулой [43]:

$$\omega_{ki+1} = \frac{\arccos\left(B_{ki+1} / \left|\vec{B}_{i+1}\right|\right) - \arccos\left(B_{ki} / \left|\vec{B}_{i}\right|\right)}{t_{i+1} - t_{i}},$$

где і и і+1 — два последовательных измерения; $\vec{B}(B_x, B_y, B_z)$ — вектор магнитной индукции, k = x, y, z.

Оценим погрешность угловой скорости с помощью дифференциалов, считая $t_{k+1} - t_i$ константой [2]:

$$\begin{split} \Delta \omega_{i+1} &\approx d\omega_{i+1}; \\ d\omega_{ki+1} &= \frac{\frac{\partial f}{\partial B_{xi}} dB_{xi} + \frac{\partial f}{\partial B_{xi+1}} dB_{xi+1}}{t_{i+1} - t_i}, \\ \text{где } f &= \arccos \left(B_{ki+1} / \left| \vec{B}_{i+1} \right| \right) - \arccos \left(B_{ki} / \left| \vec{B}_{i} \right| \right). \end{split}$$

Тогда

$$d\omega_{ki+1} = \frac{1}{t_{i+1} - t_{i}} \left(\frac{\sqrt{\left|\vec{B}_{i}\right|^{2} - B_{ki}^{2}} dB_{ki}}{\left|\vec{B}_{i}\right|^{2}} + \frac{\sqrt{\left|\vec{B}_{i+1}\right|^{2} - B_{ki+1}^{2}} dB_{ki+1}}{\left|\vec{B}_{i+1}\right|^{2}} \right)$$

Оценки, сделанные в работах [3, 114], показывают, что работа целевой и обеспечивающей аппаратуры может втрое увеличивать инструментальную погрешность измерения компонентов вектора индукции МПЗ. Поэтому примем:

$$dB_x = dB_{x+1} = dB_y = dB_{y+1} = dB_z = dB_{z+1} = 1,5 M\kappa T\pi A_z$$

В этом случае для данных измерений от 02.09.2014 модуль погрешности оценки угловой скорости ОО МКА «Аист» будет иметь вид (рисунок 5.12).



 1 – без учёта влияния целевой и обеспечивающей аппаратуры; 2 – с учётом влияния целевой и обеспечивающей аппаратуры
 Рисунок 5.12 – Погрешности оценки угловой скорости

Примем границу целевого диапазона угловой скорости, при которой необходимо использовать МИО для её снижения $\omega_{\text{мах}} = 10$ °/с. Считая погрешность ошибки измерения нормально распределённой случайной величиной с нулевым математическим ожиданием, получим оценку вероятности принятия верного решения об использовании управления при значениях угловой скорости, близкой к выходу за целевой диапазон (рисунок 5.13) [115].

Проблеме эффективного управления движением МКА с помощью МИО посвящена монография [20]. Для МКА типа «Чибис-М» при реальной погрешности магнитометров ±0,1 мкТл, а также частотой получения измерений и частотой выдачи управляющих воздействий по 5 Гц использование релейного закона управления МИО позволяет в течение приблизительно 1,5 часов достичь угловой скорости 0,5 °/c [20]. Далее можно утверждать, что большее значение погрешности существенно снижает эффективность алгоритма [95].



1 – ИИС КВД ЛО и ОО МКА «Аист»; 2 – разработанная ИИС КВД для МКА «Аист-2Д».

Рисунок 5.13 – Вероятности принятия верного решения вблизи границы целевого диапазона значений угловой скорости вращения МКА

Для ОО МКА «Аист» заявленная погрешность датчиков составляет ±0,5 мкТл при этом реальная, как было принято выше, может троекратно её превышать [31]. Алгоритм измерений и управления представлял собой чередующиеся отрезки управления и измерений по 1,5 с каждый. Оценка, аналогичная приведенной в [20], показывает, что использование алгоритма управления «-bdot» позволяет достичь угловой скорости 5 °/с примерно за 5 часов при погрешности ±1,5 мкТл и 2 °/с за тот же промежуток времени при погрешности ±0,5 мкТл. Следует отметить, что эксплуатация ЛО МКА «Аист» показала достижимость угловой скорости в 0,2–0,3 °/с. Однако, как отмечалось выше, из пяти попыток снижения угловой скорости на ЛО и ОО МКА «Аист» лишь одна была успешной.

Чтобы показать повышение вероятности достижения целевого эффекта управляющим воздействием зададимся целевым диапазоном модуля угловой скорости вращения МКА $\omega_{\text{доп}} = 1..10$ °/с и оценим вероятность нахождения её

значений вне этого диапазона. На основе оценки вероятности принятия верного решения относительно использования управления (рисунок 5.13) можно утверждать, что гарантированный управляющий сигнал на МИО при реальной погрешности ±1,5 мкТл поступит при значении $\omega_{\rm kp} = 11,55$ °/c, а при ±0,5 мкТл – при значении $\omega_{\rm don} = 10,64$ °/c. Считая все значения угловой скорости равновероятными, получим, что вероятности выхода за целевой диапазон $\omega_{\rm non} = 1..10$ °/c будут 0,134 и 0,060 соответственно [95].

На самом деле эта разница будет ещё выше, поскольку при использовании закона управления [20]:

$$\vec{M}_{vnp} = k\vec{\omega} \times \vec{B}$$

эффективность работы МИО снижается при увеличении угловой скорости вращения МКА [80].

Выводы

1. Проведена экспериментальная автономная отработка созданной ИИС КВД по разработанной методике наземных испытаний в составе магнитной ИИУС ориентации на физическом стенде моделирования. Определена корректность работы алгоритмов оценки угловой скорости средствами ИИС КВД на соответствие имитации вращательного движения.

2. Проведена экспериментальная комплексная отработка созданной ИИС КВД по разработанной методике наземных испытаний в составе магнитной ИИУС ориентации на реальном МКА. Удалось скомпенсировать магнитные возмущения, создаваемые различной БА МКА, влияющие на измерения магнитометров.

3. Проведена экспериментальная отработка ИИС КВД в условиях реального полета МКА, апробирована схема функционирования ИИС КВД в полете. Алгоритм непрерывного контроля угловой скорости МКА показал свою корректную работу. Достигнута погрешность определения угловой скорости до 0,04 °/c.

4. Определена количественная оценка повышения вероятности принятия верного решения об использовании управления вблизи границы целевого диапазона, принятого $\omega_{\text{доп}} = 1..10$ °/с. Вероятность выхода за целевой диапазон угловой скорости $\omega_{\text{доп}} = 1..10$ °/с составила 0,060, что в два раза меньше, чем обеспечивала аналогичная ИИС КВД в составе МКА Аист.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Все задачи исследований, поставленные в диссертации, выполнены.

Основные выводы и результаты, полученные в работе:

1. Проведен анализ алгоритмов и структур построения ИИС для контроля угловой скорости МКА. Выявлено, что магнитометры как средство измерения, применяемое в составе ИИС КВД, имеют ряд преимуществ. Показано, что основной причиной невысокой точности магнитометров является влияние на измерения собственных магнитных полей МКА. Для снижения влияния необходимо предложено применять корректирующие коэффициенты, величина которых определяется по результатам экспериментальной отработки ИИС КВД.

2. Для анализа влияния возмущений гравитационного, магнитного, аэродинамического характера на угловую скорость вращательного движения МКА разработана функционально-ориентированная на применение в ИИС КВД математическая модель вращения МКА. Предложено использование алгоритма непрерывного контроля угловой скорости МКА.

3. Применительно к МКА в обеспечения применения корректирующих коэффициентов и алгоритма непрерывного контроля на бортовых вычислительных средствах разработана структура ИИС КВД, позволяющая контролировать угловую скорость МКА без применения высокоточных и дорогостоящих систем ориентации и управления движением.

4. Для определения основных источников магнитных возмущений на борту МКА, а также формирования поправочных коэффициентов, предложена методика наземных испытаний ИИС КВД. Применение данной методики позволяет, снизить погрешности измерений вектора индукции МПЗ магнитометрами, связанные с влиянием магнитных возмущений от работы БА. Для аппаратуры «КМУ-1», функционирующей в составе МКА «Аист-2Д», удалось снизить погрешность определения индукции МПЗ на 0,9 мкТл – с \pm 1,5 мкТл до \pm 0,6 мкТл.

5 С целью учета составляющих внутренних и внешних возмущений магнитных полей, не выявленных при наземных испытаниях и влияющие на измерения

магнитометров разработана схема функционирования ИИС КВД в полете. Схема функционирования включает в себя новый алгоритм непрерывного контроля, для повышения эффективности контроля угловой скорости МКА.

6 Проведены экспериментальные исследования разработанной ИИС КВД при наземных и летных испытаниях в составе реального МКА.

7. Проведена количественная оценка повышения эффективности контроля угловой скорости средствами разработанной ИИС КВД при летных испытаниях МКА «Аист-2Д». За счет введения поправочных коэффициентов и применения алгоритма непрерывного контроля обеспечено снижение погрешности определения угловой скорости с 0,2 °/с до 0,04 °/с. Вероятность выхода угловой скорости за целевой диапазон понижена с 13% до 6%.

ПРИНЯТЫЕ СОКРАЩЕНИЯ И ОБОЗНАЧЕНИЯ

- БА бортовая аппаратура;
- БВС бортовая вычислительная система;
- БПО бортовое программное обеспечение;
- БСКВУ бортовая система координатно-временного управления;
- ВМИ вектор магнитной индукции;
- ДЗЗ дистанционное зондирование Земли;
- ЗУ запоминающее устройство;
- ИО исполнительные органы;
- ИИС информационно-измерительная система;

ИИС КВД - информационно-измерительная система контроля угловой скорости вращательного движения;

- ИИУС информационно-измерительная и управляющая система;
- КА космический аппарат;
- КИС командно-измерительная система;
- КЛ космическая лаборатория;
- КУДМ комплекс управляющих двигателей-маховиков;
- ЛО лётный образец;
- МИО магнитные исполнительные органы;
- МКА малый космический аппарат;
- МПЗ магнитное поле Земли;
- НИП наземный измерительный пункт;
- НКУ наземный комплекс управления;
- ОО опытный образец;
- ОКС орбитальная космическая станция;
- ПАС программно-аппаратное средство;
- ПДЦМ параметры движения центра масс;
- РИ ВМИ режим измерения вектора магнитной индукции;
- РМ режим метеор;

РН – ракета-носитель;

- РСТ режим стабилизации;
- СЭП система электропитания;
- ТМИ телеметрическая информация;
- ЭКБ электронная компонентная база

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1 Абламейко, С. В. Малые космические аппараты: пособие для студентов факультетов радиофизики и компьют. технологий, мех.-мат. и геогр. / С. В. Абламейко, В. А. Саечников, А. А. Спиридонов. – Минск: БГУ, 2012. – 159 с.

2 Абрашкин, В.И. Неуправляемое вращательное движение малого спутника Аист / В.И. Абрашкин, К.Е. Воронов, А.В. Пияков и др. // Космические исследования. – 2015. – Т. 53. – № 5. – С. 395 – 408.

3 Абрашкин, В.И. Неуправляемое вращательное движение опытного образца малого космического аппарата Аист / В.И. Абрашкин, К.Е. Воронов, А.В. Пияков и др. // Космические исследования. – 2017. – Т. 55. – № 2. – С. 135 – 149.

4 Абрашкин, В.И. Неуправляемое вращательное движение спутника Фотон 12 и квазистатические микроускорения на его борту / В.И. Абрашкин, В.Л. Балакин, И.В. Белоконов и др. // Космические исследования. – 2003. – Т. 41, № 1. – С. 45 – 56.

5 Абрашкин, В.И. Определение вращательного движения малого космического аппарата «Аист-2Д» по данным научной аппаратуры КМУ–1 / В.И. Абрашкин, К.Е. Воронов, А.В. Пияков и д.р. // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. – 2017. – № 57. – С. 1 – 37.

6 Абрашкин, В.И. Определение вращательного движения спутника АИСТ по данным бортовых измерений магнитного поля Земли / В.И. Абрашкин, К.Е. Воронов, А.В. Пияков, Ю.Я. Пузин, В.В. Сазонов, Н.Д. Сёмкин, А.С. Филиппов, С.Ю. Чебуков // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. – 2014. – № 17. – С. 1 – 38.

7 Абрашкин, В.И. Реконструкция фактического вращательного движения ИСЗ по измерениям бортовых датчиков / В.И. Абрашкин, К.Е. Воронов, И.В. Пияков, Ю.Я. Пузин, В.В. Сазонов, А.С. Филиппов // В сборнике: XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики сборник докладов. Составители: Д.Ю. Ахметов, А.Н. Герасимов, Ш.М. Хайдаров; ответственные редакторы: Д.А. Губайдуллин, А.И. Елизаров, Е.К. Липачев. – 2015. – С. 49 – 52. 8 Абрашкин, В.И. Упрощенная методика определения вращательного движения спутника по бортовым измерениям угловой скорости и магнитного поля Земли / В.И. Абрашкин, К.Е. Воронов, И.В. Пияков и др. // Космические исследования. – 2016. – Т. 54, № 5. – С. 402 – 414.

9 Авиация. Энциклопедия / Глав. ред. Г.П. Свищев. – М.: Большая Российская энциклопедия, 1994. – 736 с.

10 Акимов, И.О. Методика калибровки магнитометра на этапе наземной диагностики систем космического аппарата / И.О. Акимов, С.Н. Илюхин, Н.А. Ивлев, Г.Е. Колосов // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2018. – вып. № 5. – с 1-16

Алексеев, К.Б. Управление космическими летательными аппаратами /
 К.Б. Алексеев, Г.Г. Бебенин. – М.: Машиностроение, 1974. – 340 с.

12 Алпатов, А.П. Динамика космических аппаратов с магнитными системами управления / А.П. Алпатов, В.И. Драновский, Ю.Д. Салтыков и др. – М.: Машиностроение, 1978. – 200 с.

13 Аншаков, Г.П. Проблема оценки микроускорений на космическом аппарате «Фотон – М» № 4 / Г.П. Аншаков, А.И. Белоусов, А.В. Седельников // Известия вузов. Авиационная техника. – 2017. – № 1. – С. 80 – 86.

14 Афанасьев, В.А. Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов / В.А. Афанасьев, В.С. Барсуков, М.Я. Гофин и др.; под редакцией Н.В. Холодкова. – М.: Изд-во МАИ, 1994. – 412 с.

15 Афанасьев, Ю. В. Магнитометрические преобразователи, приборы, установки / Ю. В. Афанасьев, Н.В. Студенцов, А.П Щёлкин. – Л.: Энергия, 1972. – 272 с.

16 Афанасьев, Ю.В. Средства измерений параметров магнитного поля / Ю.В. Афанасьев, Н.В. Студенцов, В.Н. Хореев и др. – Л.: Энергия. Ленинградское отделение, 1979. – 320 с.

17 Безбородова, О. Е. Оценка эффективности совершенствования информационно-измерительных и управляющих систем / О.Е. Безбородова, А.Г.

Убиенных, В.В. Шерстнев, О.Н. Бодин // Измерение. Мониторинг. Управление. Контроль. – 2020. – № 3(33). – С. 33-41

18 Безняков, А.М. Уменьшение влияния помех магнитного поля космического аппарата на магнитометрические измерения / А.М. Безняков, И.С. Гурьев, И.П. Рыжова // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2019. – Т. 18. – № 2. – С. 33-40.

19 Белов, Ю.В. Интегрированная система управления космического аппарата дистанционного зондирования земли на основе многофункционального использования бортовой аппаратуры / Ю.В. Белов, С.В. Шиханов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2012. – № 4 (35). – С. 38 – 44.

20 Белоусов, А.И. Анализ вращательного движения малых космических аппаратов серии «Аист» / А.И. Белоусов, Н.Д. Сёмкин, А.В. Седельников и др. // Авиакосмическое приборостроение. – 2017. – № 8. – С. 3 – 10.

21 Белоусов, А.И. Организация опытно-серийного производства в космосе на современном этапе / А.И. Белоусов, А.В. Седельников, Д.П. Молявко и др. // Научное обозрение. – 2016. – № 17. – С. 186 – 194.

22 Белоусов, А.И. Проблемы формирования и контроля требуемого уровня микроускорений при испытаниях и эксплуатации КА / А.И. Белоусов, А.В. Седельников // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2014. – № 2. – С. 3 – 7.

23 Бетанов, В.В. Совершенствование однопунктового способа навигации геостационарного спутника / В.В. Бетанов, Ю.Ю. Махненко // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия «Машиностроение». – 2009. – № 3. – С. 83 – 96.

24 Блинов, В.Н. Малые космические аппараты. Книга 3. Миниспутники. Унифицированные космические платформы для малых космических аппаратов / В.Н. Блинов, Н. Н. Иванов, Ю. Н. Сеченов и др. – Омск: Изд-во ОмГТУ, 2010. – 348 с.

25 Богачев, А.В. Управление кинетическим моментом автоматических космических аппаратов с гиросиловыми исполнительными органами

[Электронный pecypc]//сайт. – URL: http://conf58.mipt/statistic/reports_pdf/727.pdf (дата обращения 18.02.2018).

26 Бодин, О. Н. Метрология и радиоизмерения : учебное пособие / О. Н. Бодин, П. П. Чураков // М-во образования и науки РФ, Гос. образовательное учреждение высш. проф. образования "Пензенский гос. ун-т" (ПГУ). – Пенза : Издво ПГУ. – 2011. – 21 с.

27 Бодин, О. Н. Обеспечение эффективности информационноизмерительных и управляющих систем / О. Е. Безбородова, О. Н. Бодин, М. Н. Крамм, В. В. Шерстнев // Измерение. Мониторинг. Управление. Контроль. – 2020. – № 4(34). – С. 5-16

28 Бодин, О. Н. Структурные схемы измерительных устройств систем контроля и управления / Д. А. Аржаев, О. Н. Бодин, В. Г. Полосин [и др.] // Измерение. Мониторинг. Управление. Контроль. – 2016. – № 1(15). – С. 24-30

29 Васильев В.Н. Системы ориентации космических аппаратов. – М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ». – 2009. – 310 с.

30 Волобуев, Ю.Н. Разработка и исследование методики коррекции смаза космического изображения в оптико-электронных сканирующих системах: дисс. канд. техн. наук: 25.00.34 / Волобуев Юрий Николаевич. – М., 2021. – 116 с.

31 Вшивков, А.Ю. Методологические аспекты проектирования рабочего места для проведения термобалансных и электротермовакуумных испытаний КА негерметичной компоновки на базе платформы «Экспресс – 2000» / А.Ю. Вшивков, Е.Н. Головенкин, А.П. Колесников и др. // Решетневские чтения. – 2013. – Т. 1. – № 17. – С. 314 – 316.

32 ГОСТ 16504-81. Система государственных испытаний продукции.
 Испытания и контроль качества продукции. Основные термины и определения. –
 М: Стандартинформ. – 2011. – 24 с.

33 ГОСТ 25645.126-85. Поле геомагнитное. Модель поля внутреземных источников. – М.: Издательство стандартов, 1990. – 23 с.

34 Гурьев, И.С. Устройство для экранирования магнитометров от магнитных полей космического аппарата и других объектов / И.С. Гурьев, В.В. Додотченко // патент РФ № 2204152 опубл. 10.05.2003.

35 Даниев, Ю.Ф. Космические летательные аппараты. Введение в космическую технику / Ю.В. Даниев, А.В. Демченко, В.С. Зевако [и др.]. – Днепропетровск : АРТ-ПРЕСС, 2007. – 456 с.

36 Докучаев, Л.В. Нелинейная динамика летательных аппаратов с деформируемыми элементами / Л.В. Докучаев. – М.: Машиностроение, 1987. – 231 с.

37 Дудкин, Ф.Л. Оценка требований к платформам микро- и наноспутников
в контексте длительных измерений магнитного поля Земли [Электронный ресурс]
/ Ф.Л. Дудкин, Д.Ф. Дудкин // сайт. – URL:
https://www.researchgate.net/publication/272828278 (дата обращения 18.02.2018).

38 Дягтерёв, Г.Л. Теоретические основы оптимального управления упругими космическими аппаратами / Г.Л. Дягтерёв, Т.К. Сиразетдинов. – М.: Машиностроение, 1986. – 215 с.

39 Еленев, В.Д. Исследование динамики малого космического аппарата с учётом воздействия упругих колебаний конструкции присоединённых панелей солнечных батарей и аэродинамического момента / В.Д. Еленев, Б.А. Титов, Е.И. Давыдов и др. // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2015. – Т. 14, № 1. – С. 25 – 35.

40 Ершов, Н. В. Командно-измерительный комплекс в 1957-1975 гг.: от единичных сеансов связи с космической техникой до управления группировкой космических аппаратов / Н. В. Ершов // Клио. – 2011. – № 6 (57). – С. 97-99.

41 Зудин, В. Л. Датчики: измерение перемещений, деформаций и усилий : учебное пособие для среднего профессионального образования / В. Л. Зудин, Ю. П. Жуков, А. Г. Маланов. — 2-е изд. — Москва : Издательство Юрайт, 2020. — 201 с.

42 Иванов, Д.С. Калибровка датчиков для определения ориентации малого космического аппарата / Д.С. Иванов, С.С. Ткачев., С.О. Карпенко, М.Ю. Овчинников. // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. – 2010. – № 28. – 30 с.

43 Иванов, Д.С. Угловое движение наноспутника ТНС-0 № 2 / Д.С. Иванов,
М.Ю. Овчинников, О.А. Панцырный и др. // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша.
– 2017. – № 126. – С. 1 – 27.

44 Игнатьев, А. А. Гетеромагнитометрия: Алгоритмы, методики, калибровки блоков магнитометров / А. А. Игнатьев, Г. М. Проскуряков. – Саратов : Изд-во Сарат. ун-та, 2014. – 152 с.

45 Казакова, Е.Р. Актуальные возможности сотрудничества АО «ИСС» с иностранными заказчиками / Е.Р. Казакова, Ю.Э. Кузьмик // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2016. – Т. 12. – № 2. – С. 344 – 347.

Каргу, Л.И. Системы угловой стабилизации космических аппаратов / Л.И.
 Каргу. – М.: Машиностроение, 1980. – 172 с.

47 Карпенко, С.О. Система ориентации первого российского наноспутника THC-0 № 1 / С.О. Карпенко, Н.В. Куприянова, М.Ю. Овчинников и др. // Космические исследования. – 2010. – Т. 48. – № 6. – С. 532 – 540.

48 Кирилин, А.Н. Лётно-конструкторские испытания и опытная эксплуатация малых космических аппаратов «Аист» / А.Н. Кирилин, С.И. Ткаченко, В.В. Салмин // Вестник СГАУ имени академика С.П. Королёва. – 2015. – Т. 14, № 4. – С. 58 – 71.

49 Кирилин, А.Н. Малые космические аппараты серии «Аист» (проектирование, испытания, эксплуатация, развитие) / А.Н. Кирилин, С.И. Ткаченко, В.В. Салмин и др. – Самара: Издательство Самарского научного центра РАН, 2017. – 348 с.

50 Кирилин, А.Н. Опытно-технологический малый космический аппарат «Аист–2Д» / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, Е.В. Шахматов и др. – Самара: Издательство Самарского научного центра РАН, 2017. – 324 с.

51 Князев, А.Д. Конструирование радиоэлектронной и электронновычислительной аппаратуры с учетом электромагнитной совместимости / А.Д. Князев, Л.Н. Кечиев, Б.В. Петров. – М.: радио и связь, 1989. – 224 с.

52 Коваленко, А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами / А.П. Коваленко. – М.: Машиностроение, 1975. – 248 с.

53 Кушников, В. А. Влияние внутренних и внешних факторов модели координатно-измерительных машин на их производительность и быстродействие / С. Г. Левицкий, В. А. Кушников // Естественные и технические науки. – 2019. – № 7(133). – С. 151-154.

54 Кушников, В. А. Основные тенденции развития отечественной и зарубежной координатно-измерительной техники / С. Г. Левицкий, В. А. Кушников // Естественные и технические науки. – 2019. – № 7(133). – С. 155-157.

Лобыкин, А.А. Методы улучшения микрогравитационной обстановки на 55 борту автоматического космического аппарата, предназначенного ЛЛЯ Лобыкин микрогравитационных исследований / A.A. || Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. – 2009. – № 2. – С. 84 -91.

56 Любимов, В.В. Моделирование законов функционирования магнитных исполнительных органов при ориентации микроспутника по местной вертикали / В.В. Любимов, Н.Д. Семкин, В.И. Малышев // Физика волновых процессов и радиотехнические системы. – 2012. – Т. 15. – № 1. – С. 103 – 108.

57 Любимов, В.В. Расчет управляющих магнитных моментов в задаче демпфирования угловых скоростей кубического микроспутника / В.В. Любимов, С.В. Подклетнова // Известия Самарского научного центра РАН. – 2013. – Т. 15. – № 6(4). – С. 861 – 867.

58 Макаров, М.И. Наземные комплексы управления космическими аппаратами / М.И. Макаров, А.А. Медведев // Наука и технологии в промышленности. – 2012. – №1, Ч. 1. – С. 81 – 89.

59 Мануйлов, Ю.С. Алгоритм формирования программы оптимального управления угловым движением космического аппарата при комплексировании разнотипных исполнительных органов / Ю.С. Мануйлов, С.В. Зиновьев, Е.Н. Алёшин и др. // Труды Военно-космической академии им. А.Ф. Можайского. – 2015. – № 648. – С. 166 – 175.

60 Молявко, Д.П. Разработка метода активного контроля микроускорений на стадии эксплуатации космического аппарата: дисс. канд. техн. наук: 05.07.07 / Молявко Дарья Павловна.– Омск, 2017. – 134 с.

61 Овчинников, М.Ю. Магнитные системы ориентации малых спутников / М.Ю. Овчинников, В.И. Пеньков, Д.С. Ролдугин и др. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2016. – 366 с.

62 Овчинников, М.Ю. Системы ориентации малых спутников,
взаимодействующие с магнитным полем Земли: дисс. докт. физ.-мат. наук: 01.02.01
/ Овчинников Михаил Юрьевич. – Москва, 1994. – 362 с.

63 Орнатский, П.П. Теоретические основы информационно-измерительной техники /П.П. Орнатский. – Киев: Вища школа, 1983. – 455 с.

64 Осипов, А.В. Системы электропитания космических аппаратов на основе регулируемых инверторов тока / А.В. Осипов, Ю.А. Шиняков, А.И. Отто и др. // Известия Томского политехнического университета. – 2014. – Т. 324, № 4. – С. 102 – 109.

65 Положение о порядке создания научной аппаратуры для космических исследований (Положение НА-99): [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://knts.tsniimash.ru/ru/src/CenterInfRes/HA-99.doc. – (Дата обращения 16.05.2018).

66 Попов, В.И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов / В.И. Попов. – М.: Машиностроение, 1986. – 184 с.

67 Поршнев, С.В. Исследование алгоритмов восстановления дискретных сигналов, заданных на неравномерной временной сетке с неизвестными значениями координат узлов / Поршнев, С.В., Кусайкин Д.В. – Ульяновск: Зебра, 2016. – 211 с.

68 Раушенбах Б. В. Управление ориентацией космических аппаратов / Б. В. Раушенбах, Е. Н. Токарь. – М. : Наука, 1974. – 600 с.

69 Рекомендации по стандартизации «Приёмочный контроль качества продукции» Р 50–110–89. М.: Государственный комитет СССР по стандартам, 1989.

70 Розин, П.Е. Система ориентации и стабилизации малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли «Аурига» / П.Е. Богачёв [Электронный ресурс] // Труды МАИ. – 2016. – № 90. – сайт. – URL: http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=74739 (дата обращения 18.02.2018).

71 Ролдугин, Д.С. Исследование быстродействия и точности алгоритмов активной магнитной системы ориентации малого спутника: дисс. канд. физ.-мат. наук: 01.02.01 / Ролдугин Дмитрий Сергеевич. – Москва, 2013. – 129 с.

72 Сазонов, В.В. Анализ низкочастотных микроускорений на борту ИСЗ ФОТОН-11 / В.В. Сазонов, С.Ю. Чебуков, В.И. Абрашкин и др. // Космические исследования. – 2001. – Т. 39, № 4. – С. 419 – 435.

73 Сазонов, В.В. Периодические движения спутника относительно центра масс в режиме гравитационной ориентации / В.В. Сазонов, М.Е. Сидорюк // Изв. АН СССР Мех. твердого тела. – 1985. – № 1. – С. 3 – 13.

74 Сарычев, В.А. Магнитные системы ориентации ИСЗ, Итоги науки и техники, Сер.: Исследование космического пространства / В.А. Сарычев, М.Ю. Овчинников, М.: ВИНИТИ, 1985. – Т.23. – 104 с.

75 Севастьянов, Н.Н. Создание математической модели внешних возмущающих моментов для режима «Прогноз» спутника связи «Ямал – 200» / Н.Н. Севастьянов // Вестник Томского государственного университета. – 2013. – № 4. – С. 88 – 98.

76 Севастьянов, Н.Н. Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли / Н.Н. Севастьянов, В.Н. Бранец, В.А. Панченко и др. // ТРУДЫ МФТИ. — 2009. — Том 1, № 3. – С. 14-22.

77 Седельников, А. В. Методика летной эксплуатации программноаппаратных средств контроля параметров вращательного движения малых космических аппаратов серии «Аист» / Седельников, А. В., Пузин Ю. Я., Филиппов А. С. // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение - 2018. -T.2, -№3.- С. 35–43. 78 Седельников, А.В. Вероятностная модель микроускорений со случайным логарифмическим декрементом / А.В. Седельников // Известия Самарского научного центра РАН. – 2012. – Т. 14, №. 6. – С. 233 – 239.

79 Седельников, А.В. Использование лингвистических переменных для анализа влияния бортовой аппаратуры на средства измерений вектора индукции магнитного поля Земли / А.В. Седельников, Д.П. Малявко, А.С. Филиппов и др.// Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2020. - №1. – С.6 – 14.

80 Седельников, А.В. Оценка эффективности программно-аппаратного средства обеспечения и контроля угловой скорости вращения малого космического аппарата / А.В. Седельников, Ю.Я. Пузин, А.С. Филиппов, Е.С. Хнырева // Вестник МАИ. – 2018. – Т. 25. – № 4. – С. 152 – 162.

81 Седельников, А.В. Проблема микроускорений: от осознания до фрактальной модели / А.В. Седельников. – М.: РАН. Избранные труды Российской школы по проблемам науки и технологий, 2012. – 277 с.

82 Седельников, А.В. Проблемы обработки данных магнитного поля Земли средствами измерений научной аппаратуры «МАГКОМ» / А.В. Седельников, А.С. Филиппов, А.С. Горожанкина // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. – 2017. – № 7. – С. 33 – 40.

83 Седельников, А.В. Программно-аппаратное средство контроля параметров вращательного движения малого космического аппарата / А.В. Седельников, А.С. Филиппов, Ю.Я. Пузин, К.Е. Воронов, А.В. Пияков // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. – 2018. – № 10. – С. 1 – 9.

84 Седельников, А.В. Разработка комплексного метода контроля и оценки микроускорений на борту космического аппарата: дисс. докт. техн. наук: 05.07.07 / Седельников Андрей Валерьевич. – Омск, 2015. – 337 с.

85 Седельников, А.В. Тест проверки корректности работы магнитометров на лётном образце малого космического аппарата "Аист" / А.В. Седельников, Ю.Я. Пузин, А.С. Филиппов и др. // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. – 2018. – № 2. – С. 34 – 39. 86 Седельников, А.В. Тест проверки корректности работы магнитометров на лётном образце МКА «Аист» / А.В. Седельников, Ю.Я. Пузин, А.С. Филиппов и др. // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2018. – № 2. – С. 34 – 39.

87 Селиванов, А.С. Разработка и летные испытания первого российского технологического наноспутника ТНС–0 № 1 / А.С. Селиванов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. – 2015. – Т. 2. – № 2. – С. 74 – 90.

88 Семкин. Н.Д., Система компенсации микроускорений малого космического аппарата "Аист" / Н. Д. Семкин, К. Е. Воронов, А. В. Пияков [и др.] // Приборы и техника эксперимента. – 2015. – № 4. – С. 117-124. – DOI 10.7868/S0032816215040114.

89 Сёмкин, Н.Д. Измерение параметров магнитного поля и анализ возмущений на борту малых космических аппаратов «Аист» / Н.Д. Сёмкин, В.В. Сазонов, К.Е. Воронов и др. // Физика волновых процессов и радиотехнические системы. – 2015. – Т. 18, № 4. – С. 67 – 73.

90 Семкин, Н.Д. Результаты экспериментов, полученных с помощью научной аппаратуры «МАГКОМ» и «Метеор» малого космического аппарата «Аист» / Н.Д. Семкин, К.Е. Воронов, А.М. Телегин и др. // Авиакосмическое приборостроение. – 2014. – № 7. – С. 30 – 43.

91 Системы и комплексы космические. Термины и определения / ГОСТ Р 53802-2010. – М.: Стандартинформ, 2011. – 28 с.

92 Тестоедов, Н.А. Повышение долговечности приборов космических аппаратов / Н.А. Тестоедов, В.В. Двирный, Е.А. Морозов и др. // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. – 2015. – Т. 16. – № 2. – С. 430 – 437.

93 Турецкий А.В. Физические основы получения информации: учеб. пособие / А.В. Турецкий, В.А. Шуваев / Воронеж: ФГБОУ ВПО «Воронежский государственный технический университет», 2012. – 105 с.

94 Устройство контроля параметров углового движения космического аппарата по данным бортовых измерений состояния геомагнитного поля / Ивашова Т.А. Филиппов А.С. Воронов К.Е. [и др.] / ФГАОУВО «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва»// Патент РФ № 2692741. 2019

95 Филиппов, А.С. Информационно-измерительная и управляющая система эффективного контроля угловой скорости вращения малого космического аппарата/ А.С. Филиппов // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. – 2019. – № 6. – С. 23 – 30.

96 Филиппов, А.С. Разработка эффективной методики наземных испытаний датчиков магнитометров научной аппаратуры МАГКОМ на малых космических аппаратах типа «Аист» / А.С. Филиппов // Авиакосмическое приборостроение. – 2018. – № 3. – С. 37 – 47.

97 Фундаментальные космические исследования. Книга 1. Астрофизика / Под науч. ред. докт. техн. наук, проф. Г.Г. Райкунова. М.: Физматлит, 2014. – 452 с.

98 Цапенко, М.П., Измерительные информационные системы: Структуры и алгоритмы, системотехническое проектирование: учеб. пособие для вузов. — 2-е. изд. — М.: Энергоатомиздат, 1985. — 438 с.

99 Цветков, Э.И. Основы математической метрологии / Э.И. Цветков. – СПб.: Политехника, 2005. – 510 с.

100 Черток, Б.Е. Ракеты и люди / Б.Е. Черток. – М.: Машиностроение. – 1999. – 448 с.

101 Чечурина, Е.Н. Приборы для измерения магнитных величин / Чечурина,Е.Н. – М.: Энергия, 1969. – 168 с.

102 Чураков, П. П. Изучение методов анализа и обработки сигналов / П. П. Чураков, А. Ю. Тычков, А. К. Алимурадов. – Пенза : Пензенский государственный университет. – 2014. – 72 с

103 Шерстнев, В. В. К вопросу о надежности системы навигации беспилотных воздушных судов, используемых в чрезвычайных ситуациях / В. В.

Шерстнев, О. Е. Безбородова, О. Н. Бодин // Труды международного симпозиума "Надежность и качество". – 2020. – Т. 1. – С. 81-84.

104 Шлыков Г.П. Теория измерений: уравнения, модели, оценивание точности:учеб. пособие. – Пенза: Изд-во Пенз. гос. ун-та, 2008. – 100 с.

105 Шляндин, В.М. Цифровые электроизмерительные приборы / В.М. Шляндин, В.В. Богданов, А.А. Богородицкий, Д.И. Леонтьев [и др.]; под ред. В.М. Шляндина. – М.: Энергия, 1972. – 400 с.

106 Abrashkin, V.I. Uncontrolled attitude motion of the small satellite AIST / V.I. Abrashkin, Y.Y. Puzin, A.S. Filippov, K.E. Voronov, A.V. Piyakov, N.D. Semkin, V.V. Sazonov, S.Y. Chebukov // Cosmic Research. – 2015. – T. 53. – № 5. – C. 360 – 373.

107 Abrashkin, V.I. Uncontrolled rotational motion of the aist small spacecraft prototype / V.I. Abrashkin, Y.Y. Puzin, A.S. Filippov, K.E. Voronov, A.V. Piyakov, N.D. Semkin, V.V. Sazonov, S.Y. Chebukov // Cosmic Research. – 2017. – T. 55. – № 2. – C. 128 – 141.

108 Abrashkin, V.I. Detection of the Rotational Motion of the AIST-2D Small Spacecraft by Magnetic Measurements / V.I. Abrashkin, K. E. Voronov, A.S. Dorofeev, A.V. Piyakov, Yu. Ya. Puzin, V.V. Sazonov, N.D. Semkin, A.S. Filippov, S. Yu. Chebukov // Cosmic Research. – 2019. – T. 57. – N 1. – C. 1 – 13.

109 Abdelrahman, M. Simultaneous spacecraft attitude and orbit estimation using magnetic field vector measurements / M. Abdelrahman, S. Y. Park // Aerosp. Sci. Tech. –2011. – vol. 15, no. 8. – pp. 653–669

110 Doroshin, A.V. Heteroclinic chaos and its local suppression in attitude dynamics of an asymmetrical dual-spin spacecraft and gyrostat-satellites. The Part I-Main models and solutions / A.V. Doroshin // Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation. -2016. -V. 31, Iss. 1-3. -P. 151 - 170.

111 Doroshin, A.V. Heteroclinic chaos and its local suppression in attitude dynamics of an asymmetrical dual-spin spacecraft and gyrostat-satellites. The Part II-The heteroclinic chaos investigation / A.V. Doroshin // Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation. -2016. - V. 31, Iss. 1-3. - P. 171 - 196.

112 Fourati, H. Complementary Observer for Body Segments Motion Capturing by Inertial and Magnetic Sensors /H. Fourati, N. Manamanni, L. Afilal, Y. Handrich // IEEE/ASME Trans. Mech. –2014. – vol. 19, no. 1, pp. 149–157

113 Hamaher, H. QSAM results on Foton-11. / H. Hamaher, H.E. Richter, J. Rainer et al. // Insitut für Raumstimulation. –1988.

114 Holme, R. Modelling of attitude error in vector magnetic data: application to Ørsted data / Earth Planet. – 2000. – Sp 52. – pp. 1187–1197

115 Holme, R. The treatment of attitude errors in satellite geomagnetic data / R. Holme, J. Bloxham // Physics of the Earth and Planetary Interiors. – 1996. – Vol. 98, Issue 3. – pp. 221-233.

116 Ivanov, D. Advanced numerical study of the three-axis magnetic attitude control and determination with uncertainties / D. Ivanov, M. Ovchinnikov, V. Penkov et al. // Acta Astronautica. -2017. - V. 132. - P. 103 - 110.

117 Levi, M. Classical Mechanics with Calculus of Variations and Optimal Control:An Intuitive Introduction. UPP: Pennsylvania State University, 2014. – 322 p.

118 MagneticSensorsHMC1001/1002,HMC1021/1022https://aerospace.honeywell.com/en/learn/products/sensors/low-field-high-precision-linear-1-and-2-axis-analog-magnetic-sen (дата обращения 05.03.2021)

119 Ness, Norman F. Magnetometers for Space Research. Space Science Reviews.– 1970. – Volume 11, Issue 4. – pp.459-554

120 Nguyen, A.N. Three-axis drag-free control and drag force recovery of a single-thruster small satellite / A.N. Nguyen, J.W. Conklin // Journal of Spacecraft and Rocket. - 2015. - Vol. 52. - N_{2} 6. - P. 1640 - 1650.

121 Olsen, N. Encyclopedia of geomagnetism and paleomagnetism. / N.Olsen, D. Gubbins, E. Herrero-Bervera. –2007. – pp. 743–745

122 Olsen, N. Magnetic observations from CryoSat-2: calibration and processing of satellite platform magnetometer data / N. Olsen, G. Albini, J. Bouffard et al. // Earth Planets Space. -2020. - 72.

123 Ovchinnikov, M. Choosing control parameters for three axis magnetic stabilization in orbital frame / M. Ovchinnikov, D. Roldugin, D. Ivanov et al. // Acta Astronautica – 2015. – V.116. P. 74-77.

124 Ovchinnikov, M. Fully magnetic sliding mode control for acquiring three-axis attitude / M. Ovchinnikov, D. Roldugin, V. Penkov et al. // Acta Astronautica – 2016. – V. 121. – P. 59 – 62.

125 Ovchinnikov, M. Three-axis active magnetic attitude control asymptotical study / M. Ovchinnikov, D. Roldugin, V. Penkov // Acta Astronautica – 2015. – V. 110. – P. 279 – 286.

126 Primdahl, F., Scalar magnetometers for space applications, in Measurement Techniques in Space Plasmas: Fields. – AGU, Washington, D.C – 1998. – pp. 85–99

127 Schlaghecka, R.A. Microgravity research results and experiences from the NASA/MIR space station program / R.A. Schlaghecka, B.L. Trach // Acta Astronautica. – 2003. – Vol. 53, № 12. – Pp. 983–996.

128 Sedelnikov, A.V. Classification of microaccelerations according to methods of their control / A.V. Sedelnikov // Microgravity Science and Technology. -2015. - Vol. 27, No 3. - P. 245 - 251.

129 Sedelnikov, A.V. How Does Asymmetry of Solar Panels Influence Constructive Component of Microacceleration Field of Inner Environment of Space Laboratory/ A.V. Sedelnikov, D.P. Molyavko, K.I. Potienko // Microgravity Science and Technology. -2017. - Vol. 29, No 4. -P. 305 - 311.

130 Sedelnikov, A.V. How to estimate microaccelerations for spacecraft with elliptical orbit / A.V. Sedelnikov, K.I. Potienko // Microgravity Science and Technology. -2016. - Vol. 28, No 1. - P. 41 - 48.

131 Sedelnikov, A.V. Mean of Microaccelerations Estimate in the Small Spacecraft Internal Environment with the Use of Fuzzy Sets / A.V. Sedelnikov // Microgravity Science and Technology. -2018. - Vol. 30. - N $_{2}$ 3. - P. 159 - 166.

132 Sedelnikov, A.V. Rapid analysis of onboard measurements of earth magnetic field for the purpose of estimation of microaccelerations inside the inner environment of

AIST small spacecraft during its uncontrolled orbital flight / A.V. Sedelnikov // International Review of Aerospace Engineering. $-2018. - T. 11. - N_{\odot} 2. - C. 137 - 144.$

133 Sedelnikov, A.V. Approach towards Establishing a Backup Satellite Attitude Control System Based on the Photovoltaic Array / A.V. Sedelnikov, S.L. Safronov, A.S. Filippov, E.K. Savich // MATEC Web Conf. – 2018. – Vol. 220. – https://doi.org/10.1051/matecconf/201822008005.

134 Sedelnikov, A.V. Evaluation of calibration accuracy of magnetometer sensors of Aist small spacecraft / A.V. Sedelnikov, A.S. Filippov, A.S. Gorozhankina // Journal of Physics: Conference Series. — 2018. — Vol. 1015. Issue 3. — doi :10.1088/1742-6596/1015/3/032045.

135 Sedelnikov, A.V. Earth's magnetic field measurements data accuracy evaluation on board of the small spacecraft AIST flight model / Sedelnikov A.V., Filippov A.S., Ivashova T.A. // Jordan Journal of Mechanical and Industrial Engineering. – 2018.
Vol. 12. - №4. – P. 253-260.

136 Sedelnikov, A.V. Measurements Analysis of the Earth's Magnetic Field Data Obtained from the Flight Model of AIST Small Spacecraft / A.V. Sedelnikov, E.S. Khnyryova, A.S. Filippov, T.A. Ivashova // International Journal of Mechanical Engineering and Robotic Research. – 2019. – Vol. 8. – $N_{\rm P}$ 4. – P. 542 – 546.

137 Sedelnikov, A.V. Test results analysis of soft hardware for evaluating the parameters of the rotational motion of a small spacecraft / A.V. Sedelnikov, A.S. Filippov, E.S. Khnyryova // 2020 International multi-conference on industrial engineering and modern technologies, FarEastCon 2020. – Vladivostok, 2020. – 9271168.

138 Shorshi, G. Satellite Autonomous Navigation Based on Magnetic Field Measurements / G. Shorshi, I. Y. Bar-Itzhack, // AIAA J. Guid. Control Dyn. –1995. – vol. 18, no. 4, pp. 843–850

139 Thomson, Alan W. P. A novel weighting method for satellite magnetic data and a new global magnetic field model /Alan W. P. Thomson, B. Hamilton, S. Macmillan, Sarah J. Reay // Geophysical Journal International. – 2010. – Vol. 181, Issue 1. – pp. 250– 260 140 Wisniewski, R. Fully magnetic attitude control for spacecraft subject to gravity gradient / R. Wisniewski, M. Blanke // Automatica. –1999. – vol. 35. –pp. 1201-1214

141 Zavoli, A. Spacecraft dynamics under the action of Y-dot magnetic control law
/ A. Zavoli, F. Giulietti, G. Avanzini, G. Matteis // Acta Astronautica. – 2016. – Vol. 122.
– P. 146 – 158.

142 Zhang, L. The on-orbit thermal-structural analysis of the spacecraft component using MSC/NASTRAN / L. Zhang, Y. Chen // MSC 1999 Aerospace Users Conference Proceedings. – 1999. – Pp. 1–8.

143 Zhang, Z.-Q. Micromagnetometer Calibration for Accurate Orientation Estimation / Z.-Q. Zhang, G.-Z. Yang // IEEE Trans. Biomed. Eng. –2015. – vol. 62, no. 2. – pp. 553–560

144 Zhang, Z.-Q. Two-Step Calibration Methods for Miniature Inertial and Magnetic Sensor Units. IEEE Trans. Indu. Elec. –2015.– vol. 62, no. 6. – pp.1–1

145 Zhou, Z. Integrated Navigation System for a Low-Cost Quadrotor Aerial Vehicle in the Presence of Rotor Influences / Z. Zhou, Y. Li, J Zhang, C. Rizos // J. Survey Eng. –2016

ПРИЛОЖЕНИЕ А

АКТ ВНЕДРЕНИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ КАНДИДАТСКОЙ ДИССЕРТАЦИИ

УТВЕРЖДАЮ Ренеральный конструктор АСРЕДЕ «Прогресс» Р.Н. Ахметов САУТОР 19/12. 2018г. АКТ

внедрения результатов диссертационной работы Филиппова Александра Сергеевича «Информационно-измерительная система контроля угловой скорости вращательного движения малого космического аппарата» представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.11.16 Информационно-измерительные и управляющие системы (технические системы).

Мы, нижеподписавшиеся, представители АО «РКЦ «Прогресс» – Заместитель генерального конструктора по научной работе Е.В. Космодемьянский, Главный конструктор – начальник отделения 1100 Н.Р. Стратилатов, начальник отдела 1103 В.И. Абрашкин, составили настоящий акт в том, что разработки А.С. Филиппова, изложенные в его кандидатской диссертации, а именно:

- методика наземных испытаний программно-аппаратного средства контроля параметров вращательного движения по данным магнитных измерений;

- методика эксплуатации программно-аппаратного средства в процессе летных испытаний;

внедрены в процесс проведения наземной экспериментальной отработки и летных испытаний МКА «Аист-2Д».

Внедрение данных методик позволило уменьшить на порядок (по сравнению с МКА «Аист») ошибки определения угловой ориентации МКА «Аист-2Д» в полете средствами научной аппаратуры, включающей в себя датчики магнитометры, за счет учета влияния магнитных возмущений от обеспечивающих и целевых аппаратур, полученных при наземных испытаниях.

Заместитель генерального конструктора по научной работе

Е.В. Космодемьянский

Главный конструктор – начальник отделения 1100

Начальник отдела 1103

Aspacing

Н.Р. Стратилатов

В.И. Абрашкин