

**«Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им.
В.И. Ульянова (Ленина)»
(СПбГЭТУ «ЛЭТИ»)**

Направление	12.06.01 – Фотоника, приборостроение, оптические и биотехнические системы и технологии
Специальность	2.2.5 – Приборы навигации
Факультет	ИБС
Кафедра	ЛИНС

К защите допустить

Зав. кафедрой

Филатов Ю.В.

НАУЧНО-КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА АСПИРАНТА

**Тема: Исследование воздействия реактивного момента, возникающего при повороте
оптических систем космического назначения**

Аспирант

Научный руководитель

к.т.н.

подпись

Белан И.М.

подпись

Ларионов Д.Ю.

Санкт-Петербург

2025

**ЗАДАНИЕ
НА НАУЧНО-КВАЛИФИКАЦИОННУЮ РАБОТУ**

Утверждаю

Зав. кафедрой

ЛИНС Филатов Ю.В.

«___» _____ 20__ г.

Аспирант Белан И.М.

Тема работы: Исследование воздействия реактивного момента, возникающего при повороте оптических систем космического назначения

Место выполнения АО Комета

Тема работы: Исследование воздействия реактивного момента, возникающего при перенацеливании оптических систем космического назначения

Место выполнения АО Комета

Содержание НКР: В работе планируется исследовать реактивный момент, возникающий при повороте оптических систем. Разработать устройство для измерения реактивного момента.

Дата выдачи задания

«1» сентября 2021 г.

Дата представления НКР к защите

«29» мая 2025

Аспирант

Руководитель

к.т.н.

Белан И.М.

Ларионов Д.Ю.

Содержание

Введение.....	4
Глава 1	15
Глава 2.	28
2.1. Синусоидальный алгоритм управления	28
2.2. Линейный алгоритм управления.....	30
2.3 Экспоненциальный алгоритм управления	31
2.4 Алгоритм линейного разгона в реальном времени	37
2.5 Влияние кинематической погрешности привода поворота на реактивные моменты	41
Глава 3	45
3.1. Расчёт величины некомпенсированных моментов СПН по результатам лётных испытаний	45
3.2. Расчёт величины размытия и смещения изображения при действии некомпенсированных моментов СПН по результатам лётных испытаний.	50
Глава 4.....	56
4.1. Описание устройства для измерения остаточного реактивного момента	56
4.2. Спектральный анализ реактивного остаточного момента.....	59
Заключение	69
Список литературы	71

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

В последнее время всё более очевидной становится тенденция к повышению точности и чувствительности космических средств, предназначенных для наблюдения и получения информации о положении малоэнергетических целей. Одним из путей решения этой задачи является увеличение размеров оптических систем космического назначения. [1,2,3]

Расширение эксплуатационных возможностей такой широкоформатной оптики предполагает, в свою очередь, введение в оптическую систему элементов, позволяющих изменять в пространстве положение визирной оси оптической аппаратуры. Эту задачу можно решить либо поворотом космического аппарата (КА) в пространстве, либо за счёт изменения положения одного, либо нескольких элементов оптической системы относительно КА. Другим вариантом получения эффекта поворота оптической системы является разворот всей оптической системы относительно КА.

Понятно, что с точки зрения экономии энергии на борту КА наиболее рациональным решением будет перемещение в процессе поворота минимальной массы (одного или нескольких элементов оптической системы). Но, не зависимо от принятого выбора конструктивного исполнения, при изменении положения перемещаемой массы относительно КА возникнут реактивные силы и моменты воздействующие на КА, которые приведут к развороту КА вокруг его центра тяжести в направлении противоположном направлению перемещения подвижной массы. Таким образом, в результате взаимного перемещения оптической системы (или её элементов) относительно КА на некоторый заданный угол и перемещения самого КА в пространстве ось визирования оптической системы займет в пространстве некоторое положение, не совпадающее с заданными углами на поворот. Особенно сильно влияние реактивных моментов и сил в случае инфракрасных оптических систем космического назначения имеющим значительные габариты массу.

Как правило, на борту КА функционирует система стабилизации положения КА в пространстве. В результате работы этой системы через некоторое время (значительно большее времени поворота) КА вернётся в положение, которое он занимал до начала процесса поворота. Только тогда ось визирования оптической системы постепенно займёт требуемое положения. Кроме того, на КА закреплено большое количество устройств (антенны, солнечные панели и т.д.) имеющих достаточно низкую частоту собственных колебаний. Если поворот происходит за короткое время, то реактивное воздействие на КА близко к ударному воздействию, что может привести к возникновению медленно затухающих собственных колебаний этих устройств относительно КА. Это обстоятельство приводит к возникновению дополнительных гармонических воздействий на КА, что затрудняет работу системы стабилизации КА и приводит к ещё большему затягиванию процесса поворота оси визирования оптической системы.

Следует отметить, что эта тематика в настоящее время разработана не достаточно подробно, и имеющийся список научной литературы по данному вопросу весьма скуден.

В связи с этим, актуально проведение подробного исследования результатов влияния реактивных моментов на КА возникающих в процессе поворота визирной оси оптической системы, входящей в состав КА.

Цель работы.

Целью настоящего исследования является разработка и исследование метода расчёта реактивных моментов возникающих при повороте оси визирования оптических систем космического назначения, разработка и исследование оборудования для измерения реактивных моментов в наземных условиях, проведение расчётов и экспериментальных исследований конкретных образцов оптических систем космического назначения.

Для достижения поставленной цели было необходимо решить следующие задачи:

1) Провести анализ и классификацию существующих методов компенсации реактивных воздействий на КА, возникающих при повороте оси визирования оптической системы.

2) Разработать методику расчета средств на борту КА, предназначенных для компенсации реактивных моментов возникающих при повороте оси визирования для конкретных образцов оптических систем космического назначения.

3) Провести анализ различных алгоритмов управления системой повороте с точки зрения минимизации реактивных воздействий на КА.

4) Разработать испытательный стенд для измерения реактивных воздействий на КА при проведении наземных испытаний оптических систем.

5) Разработать методику проведения наземных испытаний оптических систем космического назначения с точки зрения измерения реактивных воздействий на КА.

Объект исследования – оптико-механические системы космических аппаратов поворот визирной оси и создающие при этом реактивные моменты, воздействующие на корпус аппарата.

Предмет исследования – физические и математические модели реактивных воздействий, возникающих в процессе поворота оптических систем, а также технические средства их регистрации и компенсации.

Методы исследований. Решение поставленных задач основано на использовании положений классической механики, теории гироскопических систем, динамики твердого тела, методов расчета реактивных воздействий, теории управления, численных методов моделирования, спектрального анализа, а также экспериментальных методов измерения и анализа реактивных моментов.

Новые научные результаты

- Впервые с участием автора были проведены предварительные расчёты пространственных реактивных воздействий на КА при проектировании нескольких вариантов крупногабаритных оптических систем космического назначения с

возможностью поворота визирной оси, которые позволили оптимизировать конструкцию аппаратуры и алгоритм управления устройством поворота.

- Разработанная с участием автора испытательная аппаратура и методика проведения испытаний крупногабаритных оптических систем космического назначения с возможностью поворота визирной оси позволила получить требуемые в техническом задании на проектирование значения допустимых реактивных воздействий, что подтверждено результатами наземных и лётных испытаний.

Практическая значимость:

- Предложен способ расчёта моментов, возникающих при повороте визирной оси оптических систем, с учетом смещения центра масс и неполной компенсацией маховиками.

- Разработана методика экспериментального измерения остаточных реактивных моментов в наземных условиях с использованием специализированного измерительного стенда.

- Предложен способ балансировки маховиков с применением добавочных колец для минимизации остаточных моментов.

- Разработаны алгоритмы управления приводами поворота, обеспечивающие снижение динамических воздействий на корпус космического аппарата.

- Расчётные и экспериментальные данные использованы при разработке и доводке оптических систем с приводами поворота визирной оси, применяемых в составе космических аппаратов.

Апробация: Основные положения научно-квалификационной работы докладывались и обсуждались на следующих конференциях:

- Белан И. Ларионов Д. Стенд измерения остаточного реактивного момента
// VI Научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов
«Будущее предприятия – в творчестве молодых» 27 мая - 9 июня 2024 г.
Санкт-Петербург. Россия

- Белан И.М., Ларионов. Д.Ю, "Стенд измерения остаточного реактивного момента" "XV международной конференции ПО-2022"

Положения, выносимые на защиту

- Математическое описание объектов исследования с точки зрения последующего расчёта реактивных моментов, возникающих в конкретной конструкции при повороте оптической системы;
- Результаты расчёта влияния реактивных воздействий на КА с точки зрения достижения требуемого качества изображения оптических систем и точности определения положения цели;
- Предложен метод измерения реактивного момента аппаратуры в наземных условиях, позволяющий использовать результаты измерений для предсказания реактивных воздействий на КА на орбите;
- результаты технического решения проблемы компенсации реактивных воздействий на примере нескольких вариантов оптических систем, позволившие минимизировать результаты этих воздействий.

Структура научно-квалификационной работы:

Первая глава посвящена анализу механических и динамических процессов, сопровождающих поворот визирной оси оптических систем космического назначения. Основное внимание уделяется формированию реактивных моментов, возникающих вследствие перемещения подвижных элементов относительно центра масс космического аппарата. Такие моменты существенно влияют на ориентацию КА, вызывая нештатные угловые перемещения, ухудшение точности стабилизации и снижение качества получаемых изображений. Ключевой проблемой, рассмотренной в главе, является смещение центра масс подвижного узла относительно карданного подвеса и, как следствие, появление реактивных сил и моментов, передающихся на корпус аппарата. Кроме того, учитываются эффекты неполной компенсации за счёт маховиков, используемых для гашения инерционных воздействий. Рассматриваются два варианта реализации привода поворота: с отдельными маховиками и с редукторной кинематической связью, объединяющей зеркало и маховик в единый приводной механизм. Математическое

моделирование проводится с использованием уравнений динамики твёрдого тела, учитывающих смещения, моменты инерции, угловые ускорения и распределение масс. Выведены аналитические выражения для расчёта реактивных моментов по всем трём осям, а также предложены формулы, позволяющие оценить вклад каждого физического фактора в результирующее воздействие на основание. Учитываются также особенности конструкции – наличие кардана, децентровка, и особенности компоновки оптической системы. Для количественной оценки эффектов выполнены расчёты реактивных моментов с использованием экспериментальных данных, полученных при наземных испытаниях, а также приведены параметры конкретных образцов – масс, моментов инерции и кинематических характеристик приводов. Расчёты показывают, что наибольший вклад в реактивные моменты даёт смещение центра кардана относительно центра масс КА, особенно при повороте по двум координатам. Таким образом, проведённые в главе исследования формируют теоретическую основу для минимизации инерционных воздействий в сложных многокоординатных системах наведения и открывают путь к созданию высокоточных и энергоэффективных решений для космической аппаратуры наблюдения и целеуказания.

Во второй главе рассматриваются различные конструктивные варианты реализации приводов поворота оптических систем космического назначения и проводится анализ алгоритмов их управления с точки зрения минимизации реактивных моментов. Основное внимание уделено сравнению традиционных и интегрированных решений, включая схемы с отдельными маховиками и приводы с редукторной кинематической связью. Показано, что применение редукторных приводов с объединённым управлением зеркала и маховика позволяет значительно снизить массогабаритные характеристики системы и упростить её схемотехнику. При этом исключается необходимость в датчиках угла и сложных вычислительных алгоритмах, что повышает надёжность и устойчивость к отказам. В главе подробно рассматриваются особенности выбора закона управления приводом (синусоидальный, линейный, экспоненциальный), его влияние на динамику системы и величину возникающих реактивных воздействий. Приводятся

результаты численного моделирования угловых перемещений и реактивных моментов на основании с использованием различных алгоритмов. Установлено, что линейный треугольный закон управления обеспечивает минимальные динамические нагрузки при сохранении требуемой скорости поворота. Анализируется влияние кинематических погрешностей редуктора, возникающих из-за люфтов и ошибок сборки. Показано, что такие погрешности приводят к высокочастотным возмущениям, которые могут резонансно возбуждать колебания космического аппарата при совпадении с его собственными частотами. Проведено моделирование влияния этих эффектов на точность стабилизации визирной оси. Полученные результаты подтверждают возможность целенаправленного проектирования системы поворота с заданными характеристиками, соответствующими техническому заданию на точность, быстродействие и уровень инерционных возмущений.

В третьей главе приводится комплексный анализ реактивных моментов, возникающих при повороте визирной оси оптических систем в условиях реальной эксплуатации на борту космического аппарата. Основное внимание уделено обработке результатов лётных испытаний и оценке влияния некомпенсированных реактивных воздействий на точность ориентации и стабильность функционирования целевой аппаратуры. Проведён расчёт реактивных моментов по результатам измеренных угловых ускорений и известным значениям моментов инерции по трём осям КА. Установлено, что величина реактивных воздействий может достигать сотен миллиньютон-метров, что в отдельных случаях превышает допустимые по техническому заданию значения. Проанализированы вариации параметров при повороте на один и тот же угол, показавшие существенную зависимость остаточных моментов от текущей конфигурации аппарата и положения подвижных конструкций. Дополнительно оценены последствия инерционных воздействий для точностных характеристик оптической системы. Приведены расчёты величины смаза изображения и смещения цели в кадре, вызванных кратковременными колебаниями после манёвра. Установлено, что при накоплении сигнала в течение 0,1–0,2 секунды смаз может достигать нескольких

микрометров, что при размере изображения цели порядка 30 мкм не оказывает критического влияния, но требует учёта при проектировании высокоточных систем. Результаты главы подтверждают адекватность ранее построенных теоретических моделей и подчёркивают необходимость комплексного подхода, сочетающего численные расчёты с экспериментальной верификацией. Выполненные исследования легли в основу доработки алгоритмов управления и балансировки, что позволило повысить точность наведения и уменьшить время стабилизации визирной оси после манёвра.

В четвертой описана разработка и экспериментальная апробация наземной измерительной установки, предназначенной для оценки остаточных реактивных моментов, возникающих при повороте визирной оси оптических систем. Основное внимание уделено методике измерения, особенностям конструкции испытательного стенда и процедурам калибровки, обеспечивающим высокую точность регистрации инерционных воздействий. Разработанный стенд — устройство относительного измерения остаточного момента (УОИОМ) — реализует метод компенсации реактивных воздействий посредством установки дополнительного маховика на подвижную раму, подвешенную на струнах. Такая схема обеспечивает изоляцию от внешних возмущений и позволяет с высокой точностью регистрировать реактивные моменты, возникающие при работе привода поворота. В главе представлена методика расчёта необходимого момента инерции компенсационных маховиков с учётом редукции и характеристик подвижной массы. Проведён подбор балансировочных колец из латунного листа различной толщины, обеспечивающий точное соответствие момента инерции маховика и подвижной части оптической системы. Рассчитаны параметры колец для нескольких экземпляров изделий, определена допустимая погрешность подбора и приведена процедура штифтовки и балансировки. На основании проведённых исследований предложена регламентированная процедура балансировки системы поворота, обеспечивающая достижение минимального уровня реактивных воздействий. Подчёркнута возможность использования разработанного стенда на этапах приёмо-сдаточных и квалификационных испытаний серийной аппаратуры.

Таким образом, результаты четвёртой главы демонстрируют, что применение специализированного стендового оборудования и точной настройки маховиков позволяет добиться высокой точности компенсации реактивных моментов, существенно повысить надёжность и качество функционирования оптических систем на борту космического аппарата.

Заключение

В результате поворота визирной оси оптических систем, установленных на космических аппаратах, возникают реактивные моменты, приводящие к возмущению ориентации КА и отклонению визирной линии от заданного направления. Проведённое исследование подтверждает, что эти моменты необходимо учитывать как при проектировании оптической аппаратуры, так и при разработке систем управления ориентацией. Показано, что основной вклад в реактивные воздействия вносит смещение центра масс подвижных элементов относительно центра карданного подвеса, а также несовпадение моментов инерции зеркального узла и компенсирующих маховиков. На основе построенной математической модели определены ключевые зависимости, позволяющие рассчитать величину реактивных моментов по всем трём координатам и оценить остаточные воздействия при различных режимах поворота. Разработан стенд для наземной оценки реактивных моментов, обеспечивающий возможность точной балансировки и настройки системы компенсации с использованием дополнительных инерционных колец. В процессе экспериментов показано, что при оптимальной настройке параметры реактивных моментов могут быть снижены до уровней менее $0,05 \text{ Н}\cdot\text{м}$, что соответствует современным требованиям к высокоточной целевой аппаратуре. Проведён анализ различных алгоритмов управления приводами поворота. Установлено, что выбор закона разгона (линейный, синусоидальный, экспоненциальный) напрямую влияет на спектральные характеристики реактивных воздействий. Особенно важно учитывать высокочастотные компоненты, возникающие вследствие кинематических погрешностей редукторов, так как они могут резонансно возбуждать колебания элементов КА. Отдельное внимание уделено анализу

данных лётных испытаний. Расчёты по измеренным угловым скоростям показали, что даже при наличии системы стабилизации остаточные моменты могут вызывать смаз изображения и смещение цели, что критично для задач точного наблюдения. Предложены рекомендации по улучшению стабилизации и минимизации воздействия на изображение. Предложенные технические и методические решения могут быть использованы при проектировании и доводке перспективных оптических систем с возможностью поворота. Сформулированные подходы обеспечивают высокую точность и устойчивость работы аппаратуры в условиях космического полёта. Таким образом, результаты исследования создают научную и прикладную базу для повышения точности и надёжности функционирования оптических систем на космических платформах, что особенно актуально в условиях жёстких требований к стабилизации визирной оси и ограниченных энергоресурсов на борту.

Список работ, в которых опубликованы основные положения научно-квалификационной работы

Основные теоретические и практические результаты научной квалификационной работы изложены в 4 публикациях, среди которых 2 статьи в ведущих рецензируемых изданиях, рекомендованных в действующем перечне ВАК, 2 - в научных сборниках и трудах российских и международных конференций

Статьи и журналы, входящие в перечень ВАК

1. Белан И. Ларионов Д. Оценка реактивного некомпенсированного момента оптико-механической системы // Известия СПбГЭТУ "ЛЭТИ" #7 2024 г. с 56-64
2. Belan I. Larionov Y. Larionov. D. Stand for measuring the residual reactive moment of optical-mechanical systems // Journal of Optical Technology. (Q4) 2023; 90 (7) p390-394. <https://doi.org/10.1364/JOT.90.000390>

Другие статьи и материалы конференций

1. Белан И. Ларионов Д. Стенд измерения остаточного реактивного момента // VI Научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов «Будущее предприятия – в творчестве молодых» 27 мая - 9 июня 2024 г. Санкт-Петербург. Россия

2. Белан И. Ларионов Д. Стенд измерения остаточного реактивного момента // VI Научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов «Будущее предприятия – в творчестве молодых» 27 мая - 9 июня 2024 г. Санкт-Петербург. Россия

ГЛАВА 1

В последнее время всё более очевидной становится тенденция к повышению точности и чувствительности космических средств, предназначенных для наблюдения и получения информации о положении малоэнергетических целей. Одним из путей решения этой задачи является увеличение размеров оптических систем космического назначения.

Расширение эксплуатационных возможностей такой широкоформатной оптики предполагает, в свою очередь, введение в оптическую систему элементов, позволяющих изменять в пространстве положение визирной оси оптической аппаратуры. Эту задачу можно решить либо поворотом космического аппарата (КА) в пространстве, либо за счёт изменения положения одного либо нескольких элементов оптической системы относительно КА. Другим вариантом получения эффекта поворота оптической системы является разворот всей оптической системы относительно КА. [4-8]

Понятно, что с точки зрения экономии энергии на борту КА наиболее рациональным решением будет перемещение в процессе поворота минимальной массы (одного или нескольких элементов оптической системы). Но, не зависимо от принятого выбора конструктивного исполнения, при изменении положения перемещаемой массы относительно КА возникнут реактивные силы и моменты воздействующие на КА, которые приведут к развороту КА вокруг его центра тяжести в направлении противоположном направлению перемещения подвижной массы. Таким образом, в результате взаимного перемещения оптической системы (или её элементов) относительно КА на некоторый заданный угол и перемещения самого КА в пространстве ось визирования оптической системы займет в пространстве некоторое положение, не совпадающее с заданными углами на поворот. Особенно сильно влияние реактивных моментов и сил в случае инфракрасных оптических систем космического назначения имеющим значительные габариты массу.

Как правило, на борту КА функционирует система стабилизации положения КА в пространстве. В результате работы этой системы через некоторое время (значительно большее времени поворота) КА вернётся в положение, которое он занимал до начала процесса поворота. Только тогда ось визирования оптической системы постепенно займёт требуемое положения. Кроме того, на КА закреплено большое количество устройств (антенны, солнечные панели и т.д.) имеющих достаточно низкую частоту собственных колебаний. Если поворот происходит за короткое время, то реактивное воздействие на КА близко к ударному воздействию, что может привести к возникновению медленно затухающих собственных колебаний этих устройств относительно КА. Это обстоятельство приводит к возникновению дополнительных гармонических воздействий на КА, что затрудняет работу системы стабилизации КА и приводит к ещё большему затягиванию процесса поворота оси визирования оптической системы.

Следует отметить, что эта тематика в настоящее время разработана не достаточно подробно и имеющийся список научной литературы по данному вопросу весьма скуден.

В связи с этим, **актуально** проведение подробного исследования результатов влияния реактивных моментов на КА возникающих в процессе поворота визирной оси оптической системы, входящей в состав КА.

1.1 Описание объектов исследования

Одним из объектов исследования является модуль направленного обзора а (МНО). Конструкция МНО предусматривает возможность поворота оси визирования по двум осям в пределах ограниченного угла. При этом оптическая система МНО разделена на две части.

В подвижную часть входит зеркальный блок состоящий из главного зеркала 7 и вторичного зеркала 8, а неподвижная часть включает линзовый компенсатор 5, и сканирующее зеркало 11. Оптические оси этих двух частей составляют угол $90^\circ \pm B$, где B -угол поворота зеркального блока по оси OZ . Зеркальный блок имеет также возможность поворота по оси OY на угол A . Связь частей оптической

системы друг с другом осуществляется с помощью плоского сканирующего зеркала 11, развёрнутого относительно оси ОХ на угол $45^\circ \pm B/2$. Таким образом, конструктивно подвижная часть установлена в кардане и имеет две степени свободы.

Для осуществления поворота (изменения пространственной ориентации оси визирования МНО) с помощью специальных приводов поворота зеркальный блок поворачивается относительно КА на углы А и В.

Приводы прикладывают к осям кардана соответствующие моменты для реализации углового перемещения зеркального блока. В соответствии с третьим законом Ньютона, равные, но противоположно направленные моменты будут приложены к КА в месте крепления приводов. Эти моменты называются реактивными.

Реактивные моменты, будучи приложенными к КА, приводят к дополнительному перемещению КА в пространстве меняя направление оси визирования МНО, закреплённого на КА.

Для стабилизации КА в полёте и удержании его на орбите служат гиродины (специальные маховики с приводами или двухстепенные гироскопы). Действие значительных по величине реактивных моментов приводит существенным нагрузкам на гиродины и к изначальному угловому положению КА можно вернуться после продолжительного по времени переходного процесса всей системы стабилизации КА [9-12].

Для ослабления действия реактивных моментов в систему поворота введены компенсирующие маховики. Имеется два варианта компенсации.

Во-первых, это отдельно расположенные маховики с индивидуальными приводами [13-17]. Однако, в этом случае в систему управления скоростью маховиков необходимо вводить информацию о текущем состоянии динамических и кинематических характеристик движения маховика и блока зеркал по двум осям. Кроме того, необходимы довольно сложные вычисления, использующие эти характеристики. Должно быть два маховика с приводами и с системами управления и два привода узла зеркал.

Во-вторых, можно построить привод поворота с редукторной кинематической связью. В этом случае привод узла зеркал и привод маховика объединены в один узел и приводятся в движение одним двигателем. никаких вычислительных устройств такой привод не предусматривает, что резко упрощает систему управления и повышает надёжность привода. Наличие редуктора в приводе позволяет значительно снизить (в коэффициент редукции раз) момент инерции и массу компенсирующего маховика.

Если привод реализован на основе шагового двигателя, то появляется возможность управления поворотом без датчика угла поворота блока зеркал (путём задания определённого количества шагов), что можно использовать в качестве резервного принципа управления.

Другим объектом исследования является оптико-механическая система (ОМС), представляющая собой зеркало с двумя степенями свободы.

Изделие представляет собой оптико-механическое устройство (ОМУ) (1) с поворотной электромеханической системой (ПЭС) и технологическим электронным блоком управления ПЭС (8), которые обеспечивают:

- угловые перемещения ОМУ по двум координатам, позволяющие осуществить поворот линии визирования ОС;
- высокую точность поворота;
- малое значение остаточных реактивных моментов, действующих на основание при повороте изделия;
- фиксирование пространственного положения линии визирования после завершения поворота;
- формирование сигналов оперативного и телеметрического контроля (ОК и ТМ);
- стойкость к внешним воздействующим факторам.

ОМУ (1) изделия состоит из зеркала, системы крепления и оси для установки в изделие.

Зеркало выполнено из бериллия, имеет монолитную конструкцию с шестигранными облегчающими выборками, гнездом под систему крепления и отверстия для размещения оси.

Плоская рабочая поверхность зеркала сформирована оптической обработкой непосредственно бериллиевой поверхности без применения дополнительного зеркального покрытия.

Система крепления и ось вращения обеспечивают надёжное крепление зеркала в ПЭС.

Конструктивно в состав ПЭС входят:

- рама несущая (2);
- привод редукторный OZ (3);
- узел датчика угла (4);
- узел привода редукторного OY (5).

Рама несущая (2) представляет собой жёсткую конструкцию в виде несущих опор, предназначенную для крепления всех составных частей изделия.

Привод редукторный OZ (3) поворачивает зеркало ОМУ (1) вокруг вертикальной оси OZ , обеспечивая поворот по азимуту на углы до $\pm 10^\circ$.

В состав привода редукторного OZ входят два шаговых двигателя (основной и резервный) с волновым редуктором и маховиком.

Шаговые двигатели соединены друг с другом зубчатой передачей с коэффициентом передачи 1.

Каждый двигатель имеет два выходных вала с противоположных сторон двигателя. На один вал основного двигателя крепится маховик. На другой - через муфту и ось, волновой редуктор, предназначенный для передачи вращения от шагового двигателя к системе крепления зеркала ОМУ (1). При этом, выходной вал волнового редуктора вместе с зеркалом ОМУ вращается в направлении обратном вращению валов основного двигателя, что обеспечивает вращение маховика обратно вращению зеркала и компенсацию момента на основании, возникающего при вращении зеркала.

К приводу редукторному OZ крепится узел датчика угла (4) в составе с преобразователем угловых перемещений, передающим информацию о текущем угле поворота зеркала по азимуту (вокруг оси OZ).

Узел привода редукторного OY (5) является подвижной частью изделия. В его состав входит поворотная несущая конструкция, состоящая из пластин и кронштейнов, с закреплённым на ней приводом редукторным OY (6).

Привод редукторный OY поворачивает зеркало ОМУ вокруг горизонтальной оси OY , обеспечивая поворот по углу места на углы до $\pm 10^\circ$.

Узел датчика угла (4), установленный на оси ОМУ (1) с противоположной стороны от привода редукторного OY (6), обеспечивает фиксацию угла поворота зеркала по углу места (вокруг оси OY).

Конструктивно привод редукторный OY (6) и привод редукторный OZ (3) выполнены одинаково и отличаются только маховиками.

Конструкция датчиков угла, установленных по осям OY и OZ , также одинакова.

В составе изделия узел привода редукторного OY обеспечивает также крепление ОМУ (1) и привода редукторного OZ (3) и, с помощью последнего, вращается вокруг оси OZ относительно рамы несущей (2). При этом, привод редукторный OZ (3) остаётся неподвижным, а привод редукторный OY (6) разворачивается вместе с узлом привода редукторного OY (5) и зеркалом ОМУ.

Технологический электронный блок управления (ТЭБУ) ПЭС (8) предназначен для управления ПЭС изделия по командам, поступающим извне от автоматизированной системы контроля и управления (АСКУ) в составе технологического стенда проверки основных параметров ПЭС ОМС.

ТЭБУ представляет собой герметичный корпус с электронными устройствами внутри. Соединение ТЭБУ и составных частей (СЧ) изделия осуществляется комплектом кабелей через электрические соединители.

1.2. Математическое описание реактивных моментов на основании, возникающих при повороте визирной оси ОС МНО

Особенностью конструкции ОС МНО является несовпадение центра кардана с центром тяжести подвижного зеркального блока на расстояние r (рисунок 1.1).

Рассмотрим результат воздействия реактивных моментов на основание с учётом расположения центра вращения кардана ОС МНО относительно центра тяжести КА.

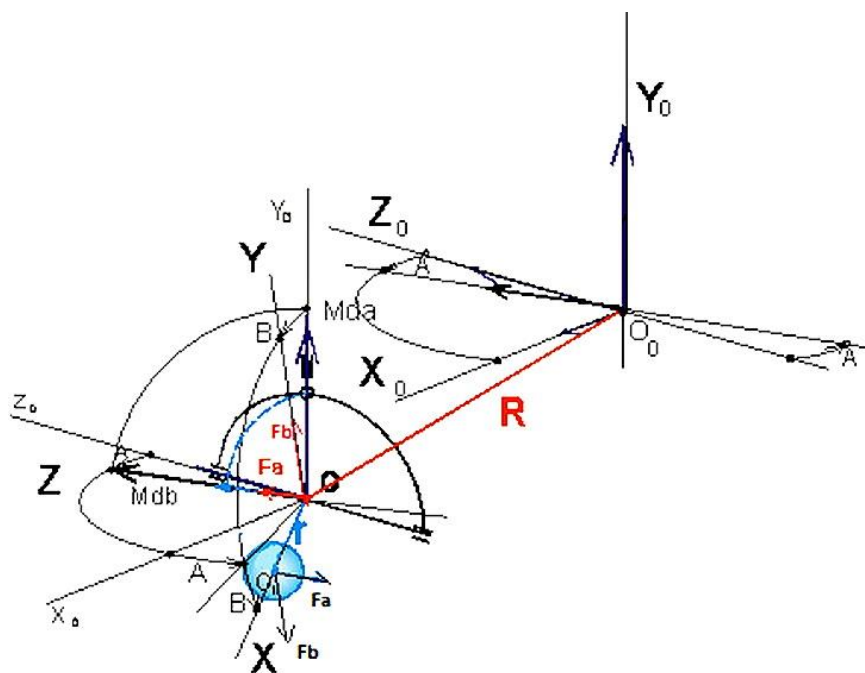


Рисунок 1.1 – Схема действия реактивных сил и моментов при повороте оптической системы

Свяжем с центром масс КА O_0 неподвижную систему координат $O_0X_0Y_0Z_0$. С центром кардана свяжем систему координат $OXYZ$, развёрнутую относительно неподвижной системы координат на углы A и B . Редукторный привод кардана, установленный на оси OY_0 , неподвижен, а второй редукторный привод, установленный на оси OZ , имеет возможность разворачиваться на угол A вместе с внутренней рамой кардана.

Узел зеркал неуравновешен относительно внутренней оси кардана. Центр масс узла зеркал O_1 смещён с центра кардана на расстояние r . Центр

кардана O имеет координаты R_x, R_y, R_z в неподвижной системе координат $O_0 X_0 Y_0 Z_0$. Для разворота узла зеркал на углы A и B приводы по соответствующим осям создают моменты M_{da} и M_{db} . Эти моменты одновременно приводят в движение компенсационные маховики приводов и узел зеркал. В свою очередь, узел зеркал (с подвижными элементами кардана) имеет собственные моменты инерции J_{da} и J_{db} относительно осей, связанных с центром кардана. К центру масс узла зеркал будут приложены силы F_a и F_b , приводящие узел зеркал в движение, тогда к основанию (КА) в точке, соответствующей центру кардана, будут приложены силы F_a и F_b , направленные в противоположную сторону.

Если центр масс КА (точка O_0) и центр кардана (точка O) не совпадают, то к КА будут приложены реактивные моменты, вызванные силами F_a и F_b . С другой стороны, двигатели приводов приводят во вращение маховики, что сопровождается возникновением соответствующих моментов M_{ma} и M_{mb} реакции на КА. Результирующие реактивные моменты можно рассчитать как сумму всех перечисленных воздействий.

Сканирующее зеркало связано кинематически с зеркальным блоком через рычажный механизм, который с высокой точностью делит угол поворота В зеркального блока на 2 и поворачивает сканирующее зеркало на угол $B/2$ вокруг оси OZ . Этот поворот осуществляется тем же приводом по оси OZ . Поэтому момент инерции сканирующего зеркала может быть включён в момент инерции J_{db} .

Таким образом, к основанию приложены реактивные моменты, некоторые из которых можно представить в виде соответствующих пар сил:

$$M_{ra} = F_a \cdot r + M_{da} - M_{ma} \quad (1.1)$$

$$M_{rb} = F_b \cdot r + M_{db} - M_{mb} \quad (1.2)$$

$$\text{где } M_{da} = \varepsilon_{da} \cdot J_{da}; M_{db} = \varepsilon_{db} \cdot J_{db};$$

$$M_{ma} = \varepsilon_{ma} \cdot J_{ma}; M_{mb} = \varepsilon_{mb} \cdot J_{mb};$$

$$F_a = (M_{da} - M_{ma}) / r ;$$

$$F_b = (M_{db} - M_{mb}) / r ;$$

J_{ma}, J_{mb} – моменты инерции компенсационных маховиков, установленных по осям O_1Y_0 и O_1Z ;

ε_{da} и ε_{db} – угловые ускорения подвижных частей кардана по соответствующим углам поворота;

ε_{ma} и ε_{mb} – угловые ускорения маховиков по соответствующим углам поворота.

Спроектируем силы F_a и F_b , приложенные к центру кардана на оси неподвижной системы координат $O_0X_0Y_0Z_0$:

$$F_{x_0} = F_a \cdot \sin(A) + F_b \cdot \sin(B) \cdot \cos(A) \quad (1.3)$$

$$F_{y_0} = F_b \cdot \cos(B) \quad (1.4)$$

$$F_{z_0} = F_a \cdot \cos(A) - F_b \cdot \sin(A) \cdot \sin(B) \quad (1.5)$$

Не трудно показать, что эти силы, приложенные к КА в точке О, создадут моменты относительно центра масс O_0 . С учётом (1.1) и (1.2) для проекций момента возмущения на оси КА получим:

$$M_{x_0} = F_{z_0} \cdot R_y + F_{y_0} \cdot R_z + (M_{da} - M_{ma}) \cdot \sin(A) \cdot \quad (1.6)$$

$$M_{y_0} = F_{x_0} \cdot R_z + F_{z_0} \cdot R_x + (M_{da} - M_{ma}) \quad (1.7)$$

$$M_{z_0} = F_{y_0} \cdot R_x + (M_{db} - M_{mb}) \cdot \cos(A) \cdot \quad (1.8)$$

Подставим (1.3), (1.4), (1.5) в (1.6), (1.7), (1.8). Получим:

$$M_{x_0} = (F_a \cdot \sin(A) - F_b \cdot \sin(B) \cdot \cos(A)) \cdot R_y + (F_b \cdot \cos(B) \cdot R_z + (M_{db} - M_{mb}) \cdot \sin(A) \cdot \quad (1.9)$$

$$M_{y_0} = (F_a \cdot \sin(A) - F_b \cdot \sin(B) \cdot \cos(A)) \cdot R_z + (F_a \cdot \cos(A) + F_b \cdot \sin(A) \cdot \sin(B)) \cdot R_x + (M_{da} - M_{ma}) \quad (1.10)$$

$$M_{z_0} = F_b \cdot \cos(B) \cdot R_x + (M_{db} - M_{mb}) \cdot \cos(A) \quad (1.11)$$

В выражениях (1.9...1.11) проекции моментов на оси состоят из суммы двух частей: моментов, возникающих от смещения центра кардана с центра масс КА (слагаемые содержащие R_x, R_y, R_z) и моментов, возникающих из-за неполной компенсации моментов двигателей моментами соответствующих маховиков.

1.3. Пример расчёта остаточных реактивных моментов на основании

M_{x_0} , M_{y_0} , M_{z_0} - суммарное значение реактивных моментов, действующих на КА по соответствующим осям, рассчитываются по следующим выражениям:

$$M_{x_0} = M_{x_c} + M_{x_1} \quad (1.12)$$

$$M_{y_0} = M_{y_c} + M_{y_1} \quad (1.13)$$

$$M_{z_0} = M_{z_c} + M_{z_1} \quad (1.14)$$

где:

$$M_{x_c} = (F_a \cdot \cos(A) - F_b \cdot \sin(A) \cdot \sin(B) \cdot R_y + (F_b \cdot \cos(B)) \cdot R_z) \quad (1.15)$$

$$M_{y_c} = (F_a \cdot \sin(A) - F_b \cdot \sin(B) \cdot \cos(A)) \cdot R_z + \\ + (F_a \cdot \cos(A) + F_b \cdot \sin(A) \cdot \sin(B)) \cdot R_x \quad (1.16)$$

$$M_{z_c} = F_b \cdot \cos(B) \cdot R_x \quad (1.17)$$

Моменты M_{x_c} , M_{y_c} , M_{z_c} возникают из-за смещения центра масс КА с центра кардана на величину R_x , R_y , R_z соответственно.

$$M_{x_1} = (M_{db} - M_{mb}) \cdot \sin(A) \quad (1.18)$$

$$M_{y_1} = (M_{da} - M_{ma}) \quad (1.19)$$

$$M_{z_1} = (M_{db} - M_{mb}) \cdot \cos(A) \quad (1.20)$$

Моменты M_{x_1} , M_{y_1} , M_{z_1} , возникают из-за неполной компенсации реактивных моментов маховиками.

Для расчёта остаточных реактивных моментов, зададимся следующими значениями параметров (таблица 1.1):

Таблица 1.1 – Исходные данные

Исходные данные		
параметр	значение	размерность
ω_{max}	0,127	рад/с
ϕ_{max}	0,297	рад
$T_{пер}$	4	с
J_a	2,84	кг·м ²
J_b	1,9	кг·м ²
r	0,3	м
R_x	1,212	м
R_y	0,28	м
R_z	0,015	м
J_{ma}	0,0169	кг·м ²
J_{mb}	0,011317	кг·м ²
A	5	гр
B	5	гр

Пользуясь формулами (1.1-1.11) и исходными данными таблицы 1.1 получим расчётные значения параметров (таблицы 1.2 и 1.3).

Таблица 1.2 – Расчётные значения

параметр	значение	размерность
A	0,0873	рад
B	0,0873	рад
T_p	1,6614	с
$T_{п}$	0,6772	с
ε_a	0,1270	рад/с ²
A	0,0873	рад
ε_b	0,1270	рад/с ²
M_{da}	0,3607	Н·м

Продолжение таблицы 1.2

M_{db}	0,2413	Н·м
F_a	0,0504	Н
F_b	0,0378	Н
F_x	0,0077	Н
F_y	0,0377	Н

Таблица 1.3 – Результаты расчёта

параметр	значение	размерность
M_{x_c}	0,0145	Н·м
M_{y_c}	0,0606	Н·м
M_{z_c}	0,0456	Н·м
M_{x_1}	0,0013	Н·м
M_{y_1}	0,0151	Н·м
M_{z_1}	0,0113	Н·м
M_x	0,0158	Н·м
M_y	0,0757	Н·м
M_z	0,0569	Н·м

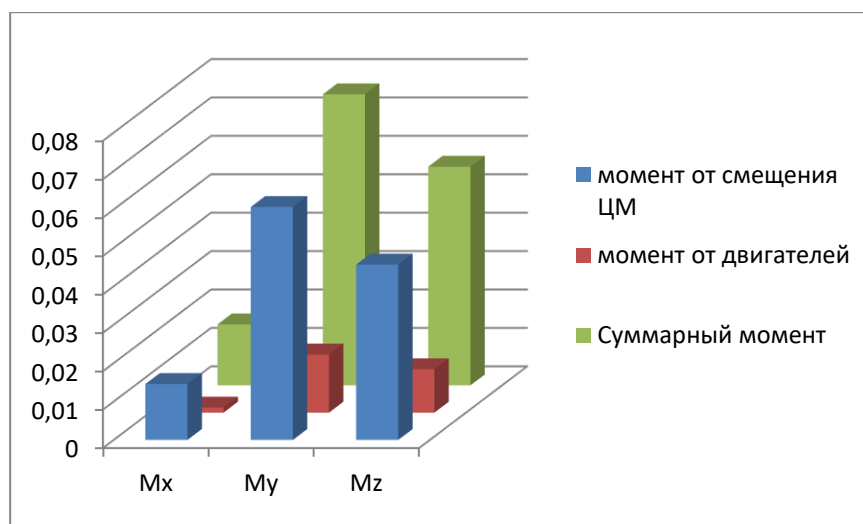


Рисунок 1.2 – Диаграмма распределения моментов

На рисунке 1.2 приведено графическое изображение полученных результатов.

Таким образом, при заданных параметрах основной вклад в реактивные моменты вносит смещение центра кардана с центра масс КА, поэтому при компоновке КА указанное смещение должно быть минимизировано.

Итак, на основании изложенного можно сделать вывод о том, что максимальные реактивные моменты, действующие на основание со стороны редукторных приводов во время их функционирования для представленного набора исходных данных не превышают величину 0,1 Н·м. Основной вклад в эти моменты вносят составляющие, возникающие от наличия смещения центра кардана МНО с центра масс КА.

С помощью добавочных колец можно подобрать моменты инерции маховиков с целью уменьшения влияния реактивных моментов на КА.

ГЛАВА 2.

2.1. Синусоидальный алгоритм управления

Рассмотрим алгоритм управления, при котором угловое ускорение привода меняется по закону синуса:

$$\varepsilon = U \cdot \sin(ft) \quad (2.1)$$

где U амплитуда ускорения, рад/с²; $f = 2 \cdot \pi / T$ – круговая частота; T – период поворота.

Тогда, интегрируя это выражение, получим для угловой скорости:

$$\Omega = (1 - \cos(ft)) \cdot U / f \quad (2.2)$$

Проинтегрировав ещё раз, получим выражение для угла поворота:

$$\varphi = \left(\frac{t}{f} - \sin(ft)\right) \cdot \frac{U}{f^2} \quad (2.3)$$

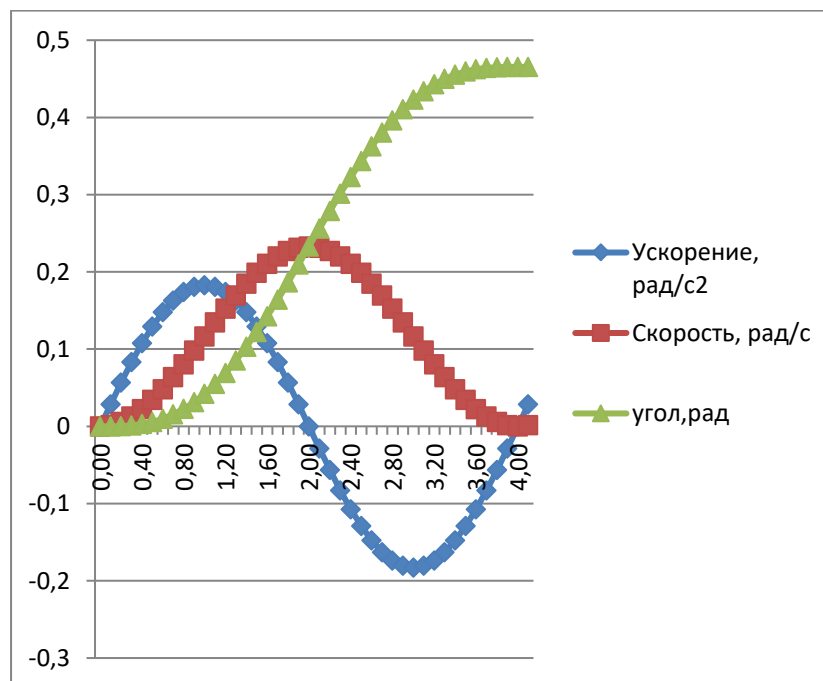


Рисунок 2.1 – График зависимости угла, угловой скорости и углового ускорения

Из уравнения для угла (2.3) получим:

$$U = \varphi \cdot f^2 / (t \cdot \sin(ft)) \quad (2.4)$$

Подставив числовые данные получим: $U = 0,1832 \text{ рад/с}^2, f = \pi / 2$.

На рисунке 2.1 приведены графики зависимостей от времени угла, скорости и ускорения. Управление приводом производится по скорости по закону $\Omega = (1 - \cos(ft)) \cdot U/f$, рад/с. Таким образом, для задания закона управления приводом достаточно ввести данные о величине φ и T .

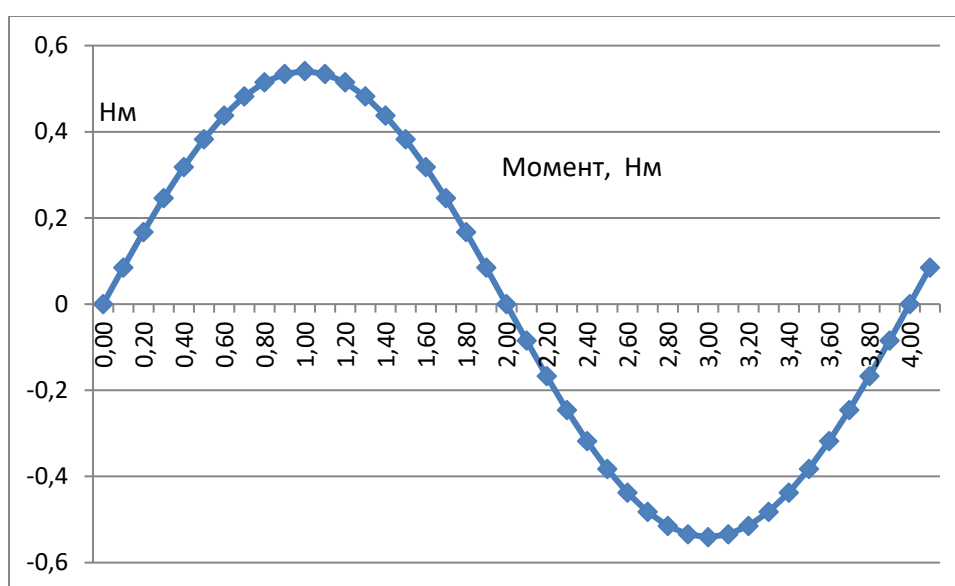


Рисунок 2.2 – Реактивный момент при синусоидальном профиле разгона

На рисунке 2.2 приведён график момента на основании при моменте инерции блока зеркал $J_m = 2,96 \text{ кг м}^2$. Из графика видно, что максимальный реактивный момент на основание достигает значения $0,54 \text{ Н} \cdot \text{м}$. Момент имеет круговую частоту $f = \pi / 2 \text{ рад/с}$, что соответствует частоте $0,25 \text{ Гц}$. Эта частота близка к частоте собственных колебаний КА: $0,2 \text{ Гц}$ по координате Z и $0,174 \text{ Гц}$ по координате Y . Это обстоятельство при плохой настройке маховика и больших значений остаточного момента может приводить к возбуждению колебаний КА по этим осям.

2.2. Линейный алгоритм управления

Рассмотрим теперь управление по линейному закону.

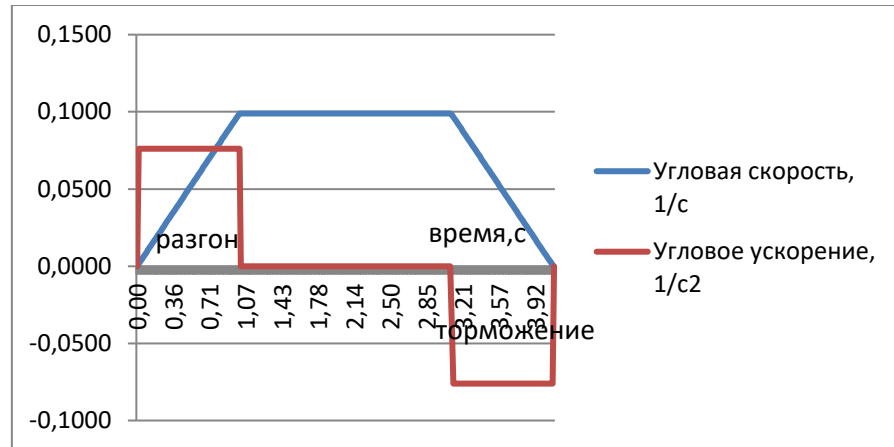


Рисунок 2.3 – Изменение ускорения и скорости при линейном профиле разгона

На рисунке 2.3 представлен упрощённый график изменения угловой скорости вращения и углового ускорения блока зеркал при повороте на угол 17° . В течение времени разгона t_p происходит увеличение скорости привода СПН, затем в течение t_m происходит движение с максимальной скоростью и за время t_t происходит торможение привода.

С другой стороны, за это время блок зеркал должен повернуться на угол 17° . Обозначим максимальную скорость Ω_{max} , тогда для угла поворота получим:

$$t_p \cdot \frac{\Omega_{max}}{2} + t_m \cdot \Omega_{max} + t_r \cdot \frac{\Omega_{max}}{2} = 17^\circ \quad (2.5)$$

Максимальная частота управляющих сигналов для используемого в приводах шагового электродвигателя составляет 500 Гц. Одному периоду сигнала соответствует поворот шагового электродвигателя на угол $1,8^\circ$. Таким образом, максимальная скорость вращения шагового электродвигателя составит

$\Omega_d = 500 \cdot 1,8 = 900^\circ/\text{с}$. Максимальная угловая скорость блока зеркал составит $\Omega_{max} = 900/160 = 5,625^\circ/\text{с}$. Подставим это значение в полученные выше уравнения (2.5), (2.6) и решим их совместно. Получим:

$$t_p = t_t = 1,078 \text{ с}; \quad t_m = 1,944 \text{ с}.$$

$$\text{Отсюда ускорение разгона } \Omega_{max}/t_p = 5,22^\circ/\text{с}^2 = 0,091 \text{ рад/с}^2$$

Максимальный (без компенсации маховиками) реактивный момент для момента инерции блока зеркал $J_m = 2,96 \text{ кг м}^2$ будет $0,091 \text{ рад/с}^2 \cdot 2,96 = 0,269 \text{ Н·м}$.

Пусть $t_p = t_t = 2 \text{ с}$; $t_m = 0 \text{ с}$

Средняя скорость для выполнения поворота составит $\Omega_{\text{ср}} = 4,15 \text{ }^\circ/\text{с}$. При движении по симметричному треугольному алгоритму ускорение разгона составит $\Omega_{\text{ср}} / t_p = 2,024 \text{ }^\circ/\text{с}^2 = 0,035 \text{ рад/с}^2$ тогда максимальный (без компенсации маховиками) реактивный момент для момента инерции блока зеркал $J_m = 2,96 \text{ кг м}^2$ будет $0,035 \text{ рад/с}^2 \cdot 2,96 = 0,1 \text{ Н·м}$.

Таким образом, используя линейный треугольный закон разгона –торможения можно снизить реактивный момент на основание в 2,5 раза, что существенно облегчает задачу компенсации реактивного момента.

Тогда ускорение разгона и торможения $\Omega_{\text{max}} / t_p = 5,22 \text{ }^\circ/\text{с}^2 = 0,091 \text{ рад/с}^2$

Следует отметить, что линейный график углового перемещения узла зеркал даёт несколько меньшее (по сравнению с синусоидальным законом управления) постоянное значение ускорения и, соответственно, реактивного момента на участках разгона и торможения. Таким образом, подбирая закон разгона и торможения можно управлять значением реактивного момента.

2.3 Экспоненциальный алгоритм управления

Особенности использования шагового электродвигателя со значительной инерционной нагрузкой вызывают необходимость осуществления его разгона и торможения по определённому закону с плавными изменениями параметров движения. [18-20] В качестве примера такого закона можно использовать следующее выражение:

$$\Omega(t) = \frac{\Omega_{\text{max}}}{1 - \left(1 - \frac{\Omega_{\text{max}}}{\Omega_{\text{min}}}\right)} \cdot e^{-4t\epsilon_{\text{max}}/\Omega_{\text{max}}} \quad (2.6)$$

где: t – время движения; Ω – скорость движения; Ω_{max} и Ω_{min} – максимальная и минимальная скорость движения; ε_{max} – максимальное угловое ускорение движения, T – время движения на максимальный угол.

С учётом торможения выражение (2.6) принимает вид:

$$\Omega(t) = \frac{\Omega_{max}}{1 - (1 - \frac{\Omega_{max}}{\Omega_{min}})} \cdot \left(e^{-4 \cdot t \cdot \frac{\varepsilon_{max}}{\Omega_{max}}} \right) - \left(e^{-\frac{4 \varepsilon_{max}}{\Omega_{max}}(T-t)} \right) \quad (2.7)$$

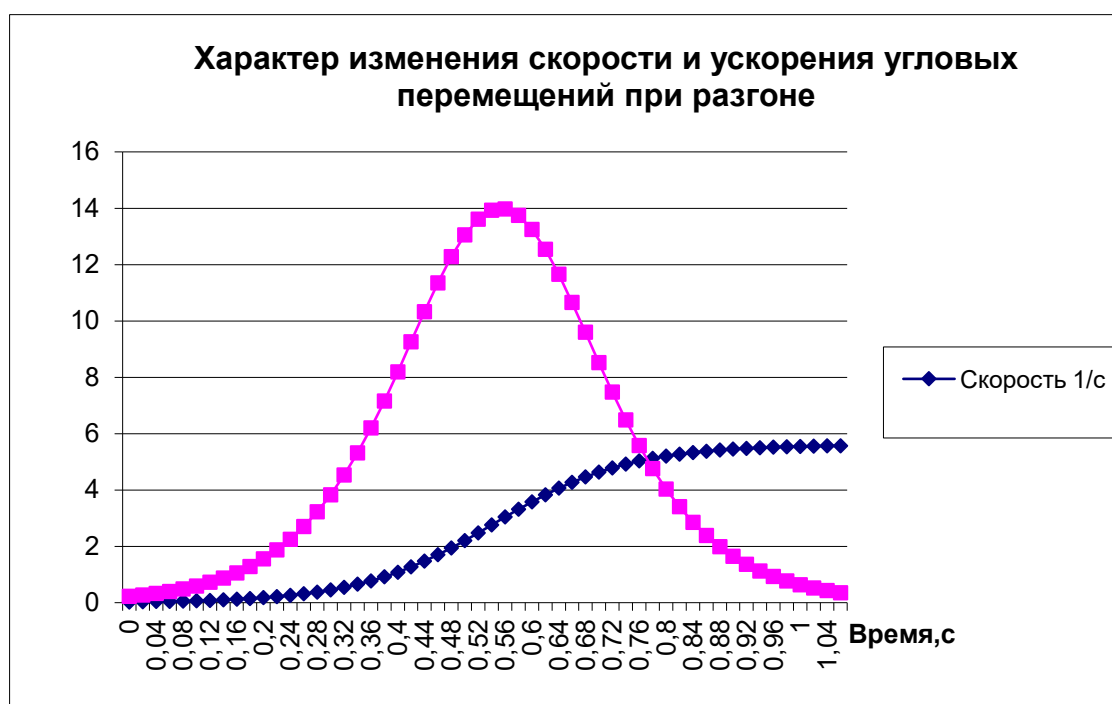


Рисунок 2.4 – Характер измерения скорости при разгоне

На рисунке 2.4 приведена характерная S-образная кривая скорости разгона привода с использованием формулы (2.7). Кривая построена для случая разгона со следующими параметрами: $\Omega_{max} = 5,6^\circ/\text{с}$, $\Omega_{min} = 0,02^\circ/\text{с}$, $\varepsilon_{max} = 14^\circ/\text{с}^2 = 0,244\text{рад}/\text{с}^2$. Время разгона 1 секунда.

На рисунке приведен также график изменения значения ускорения при разгоне привода. Торможение привода осуществляется по тому же закону, но с зеркальным отражением по отношению к оси времени. Характер изменения возмущающего момента полностью соответствует графику изменения значения

ускорения. Установленный в МНО шаговый двигатель развивает момент 0,9 Н·м, что вполне достаточно для осуществления движения по описанному закону.

Управление приводом поворота по экспоненциальному закону производится в следующем порядке:

- задаётся максимальный угол поворота φ_{\max} и время поворота T
- выбираются значения ω_{\max} , рад/с; ε_{\max} , рад/с², ω_{\min} , рад/с.
- рассчитываются значения $n1 = \omega_{\max} * 100/\pi$, имп/с;
- $n2 = \varepsilon_{\max} * 100/\pi$, имп/с²; $n3 = \omega_{\min} * 100/\pi$, имп/с;
- рассчитываются значения коэффициентов уравнений: $a = n1 * \pi/100$;
 $b = 1 - n1/n3$; $c = -k * n1/n2$, где k – коэффициент (в дальнейшем принимаем $k=4$);
- полученные коэффициенты подставляются в уравнения зависимости угловой скорости, углового ускорения и угла поворота от времени t :

$$\Omega(t) = \frac{a}{1 - b(e^{ct} + e^{c(4-t)})} \quad (2.8)$$

$$\varepsilon(t) = \frac{abc(e^{ct} - e^{c(t-4)})}{(1 - be^{ct} - be^{-c(t-4)})^2} \quad (2.9)$$

Графики этих зависимостей для разных значений отношения $n1/n2$ приведены на рисунках 2.13...2.15.

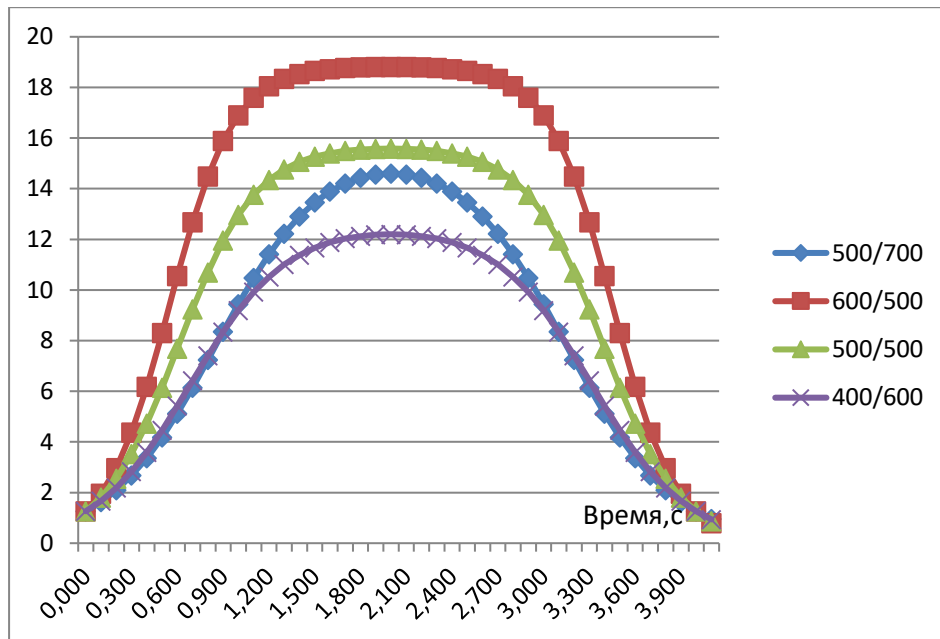


Рисунок 2.13. Зависимость угловой скорости от времени, рад/с

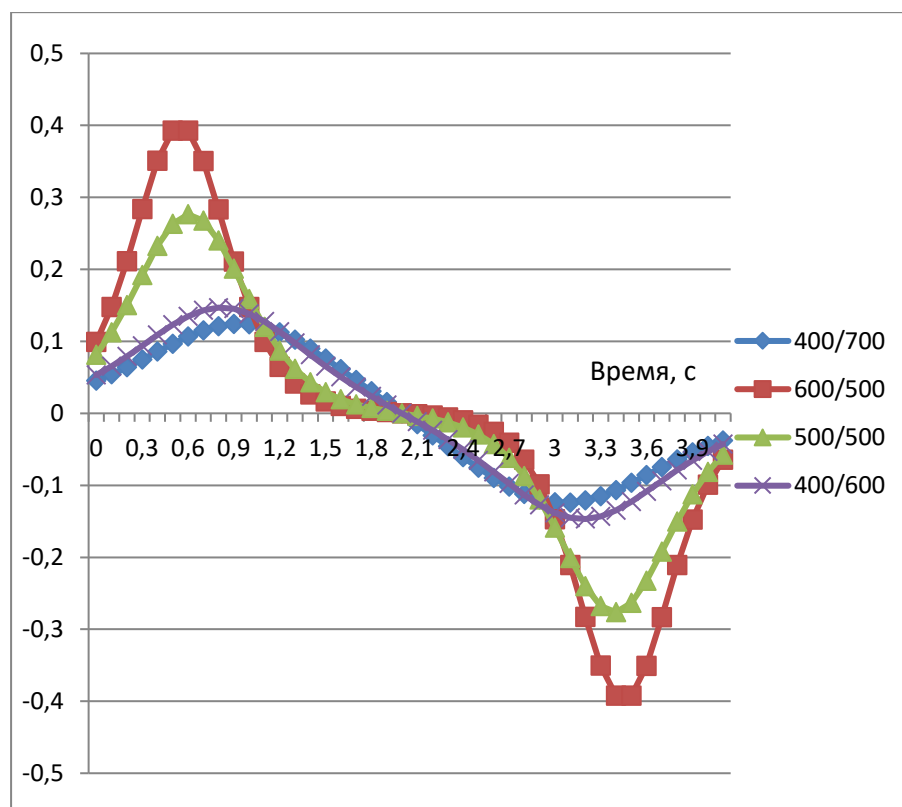


Рисунок 2.14. Зависимость реактивного момента от времени, Н·м

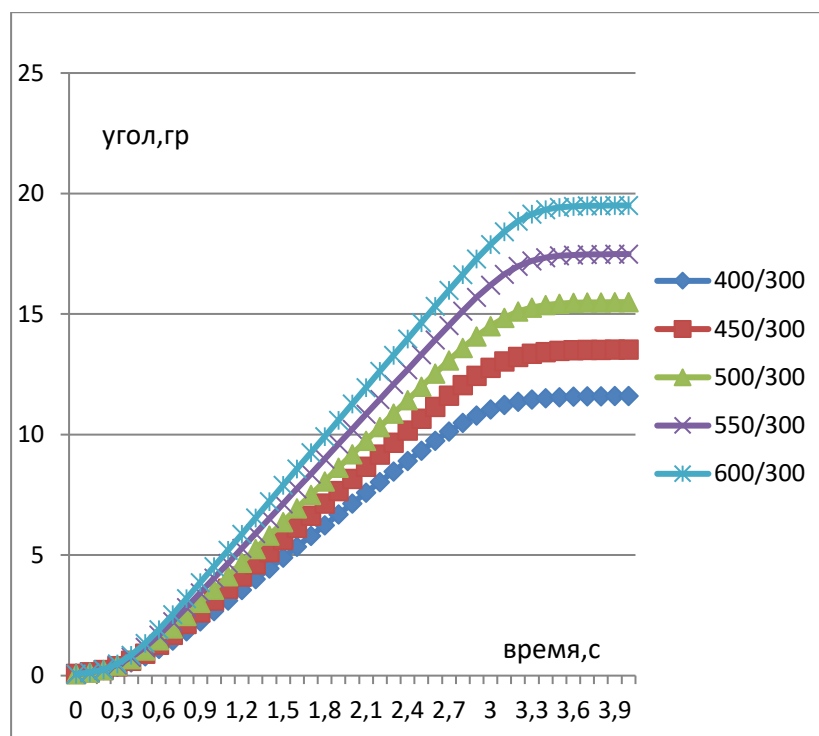


Рисунок 2.15 – зависимость угла от времени

Таблица 2.1 зависимость угла поворота от параметров скорости и ускорения

$\omega_{max}/\epsilon_{max}$	400	450	500	550	600	650	700
300	11,60	13,53	15,49	17,49	19,51	20,41	21,11
400	9,47	11,29	13,16	15,07	17,01	18,25	19,45
500	7,34	9,05	10,82	12,65	14,51	16,40	18,32

В таблице 2.1 приведены значения угла поворота привода поворота по истечении заданного времени с при разных значениях отношения $\omega_{max}/\epsilon_{max}$. Из этой таблицы видно, что уменьшение параметра ϵ_{max} позволяет выполнить условие достижение угла 17° при меньших значениях параметра ω_{max} . Из таблицы также видно, что за заданное время можно пройти требуемый угол при соотношении параметров $\omega_{max}/\epsilon_{max}$ 550/300 или 600/400 или 670/500.

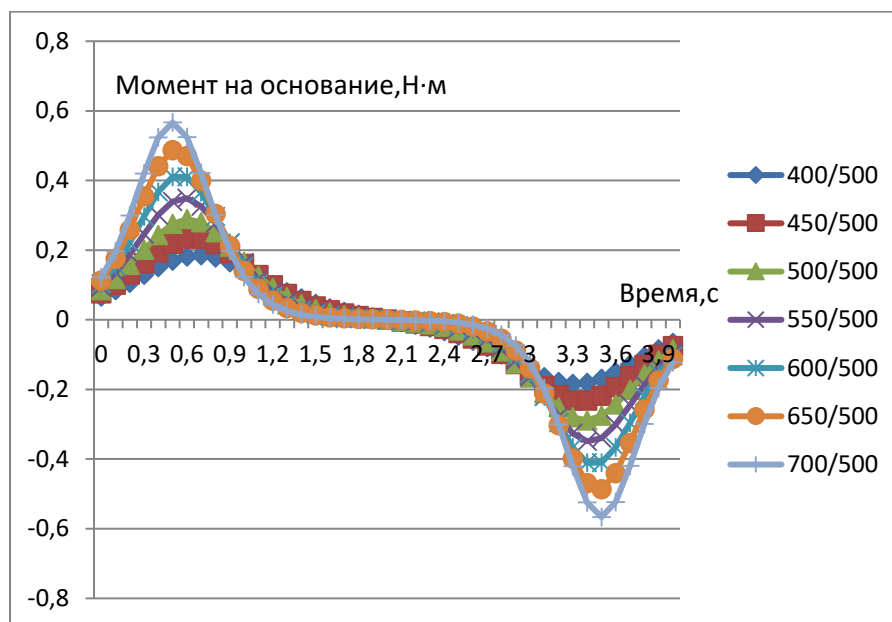


Рисунок 2.16 – Зависимость момента от параметров разгона

Рассмотрим зависимость момента на основание от выбора параметров ω_{\max} и ε_{\max} . На рисунке 2.16 приведены временные зависимости реактивного момента на основание при разгоне маховика с моментом инерции $0,0184 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ (маховик на оси ОУ МНО). На рисунках видно, что увеличение ε_{\max} при тех же значениях ω_{\max} приводит к уменьшению времени переходного процесса и некоторому увеличению момента на основание. Наилучшие результаты при удовлетворении требований и минимизации момента на основание можно получить при соотношении параметров 550/300 и 600/400. При этом следует стремиться к снижению времени действия момента на основание и к уменьшению максимальной скорости (для исключения пропуска двигателем управляющих импульсов). Таким образом, соотношение параметров 550/300 предпочтительнее.

Результаты непосредственного измерения момента на основание дают значение момента на основание (без учёта высокочастотных составляющих) на уровне $0,03...0,06 \text{ Н}\cdot\text{м}$. Таким образом, при правильной настройке маховиков получаем уменьшение момента на основание за счёт работы маховиков в 10...20 раз.

2.4 Алгоритм линейного разгона в реальном времени

Шаговый двигатель управляется через драйвер импульсами с микроконтроллера. При подаче одного импульса на драйвер – двигатель поворачивается на один шаг, угол шаг выставляется на драйвере (обычно 1.8°).

Импульсы могут быть генерированы 16-битным таймером, расположенном в микроконтроллере. Это позволит шагам быть приуроченными к разрешению одного периода таймера.

Задержка, программируемая таймером счётчиком:

$$\delta t = \frac{c}{f}, \quad (2.10)$$

где c – отчёты счётчика; f – частота таймера

Скорость двигателя определяется выражением:

$$\omega = \frac{\alpha * c}{f} \quad (2.11)$$

α – угол одного шага.

Ускорение двигателя:

$$\varepsilon = \frac{2\alpha f^2 (c_1 - c_2)}{c_1 c_2 (c_1 + c_2)}. \quad (2.12)$$

Предполагается, что скорость двигателя в промежутке времени между импульсами постоянна. При линейном профиле разгона ускорение постоянно, скорость в таком случае будет равна:

$$\omega = \varepsilon * t. \quad (2.13)$$

Проинтегрировав скорость, получим угол поворота двигателя:

$$\varphi = \int_0^t \omega(\tau) d\tau = \frac{\varepsilon * t^2}{2} = n\alpha, \quad (2.14)$$

где n -число шагов.

Время для совершения количества шагов равного n определяется формулой:

$$t_n = \sqrt{\frac{2n\alpha}{\varepsilon}}. \quad (2.15)$$

Количество отсчётов таймера при программирования задержки между шагом n и $n+1$ определяется по формуле

$$c_n = f(t_{n+1} - t_n). \quad (2.16)$$

Задержка после первого импульса высчитывается по формуле

$$c_0 = f * \sqrt{\frac{2\alpha}{\varepsilon}}. \quad (2.17)$$

Тогда задержка на n -ом шаге определяется как

$$c_n = c_0(\sqrt{n+1} - \sqrt{n}). \quad (2.18)$$

При использовании уравнения (8) квадратный корень будет высчитываться на каждом шагу, это займёт много времени и ухудшит точность вычислений.

Отношение задержек на шагах n и $n+1$ имеет следующий вид:

$$\frac{c_n}{c_{n+1}} = \frac{c_0(\sqrt{n+1}-\sqrt{n})}{c_0(\sqrt{n}-\sqrt{n-1})} = \frac{\sqrt{1+\frac{1}{n}}-1}{1-\sqrt{1-\frac{1}{n}}} \quad (2.19)$$

Разложим это выражение в ряд Тейлора:

$$\sqrt{1 \pm \frac{1}{n}} = 1 \pm \frac{1}{2n} + \frac{1}{8n^2} + O\left(\frac{1}{n^3}\right). \quad (2.20)$$

Тогда аппроксимация второго порядка запишется следующим образом:

$$\frac{c_n}{c_{n-1}} = \frac{4n - 1}{4n + 1}. \quad (2.21)$$

Итоговое уравнение для задержки на n -ом шаге в процессе ускорения имеет вид:

$$c_n = c_{n-1} - \frac{2c_{n-1}}{4n + 1}. \quad (2.22)$$

Формула для расчёта профиля торможения имеет вид:

$$c_n = c_{n-1} - \frac{2 * c_{n-1}}{4 * (n - m) + 1}, \quad (2.23)$$

где, m – количество заданных шагов.

Профили разгона, полученные на основе массива импульсов с микроконтроллера (рисунок 2.17) представлены на рисунках 2.18, 2.19.

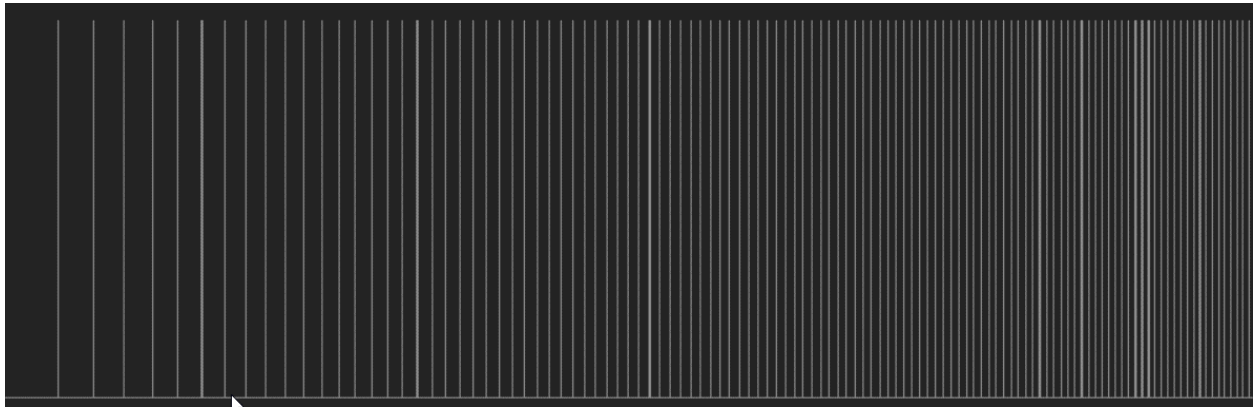


Рисунок 2.17 – импульсы, генерируемые микроконтроллером

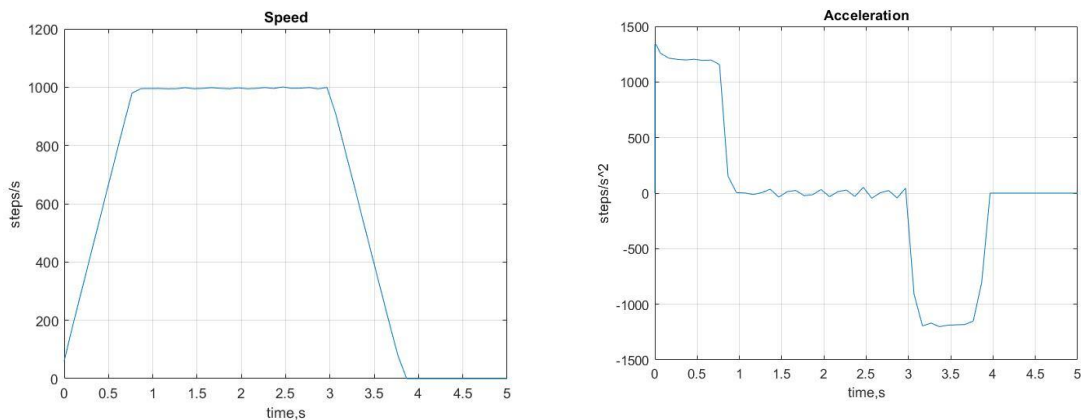


Рисунок 2.18 Трапецевидный профиль разгона

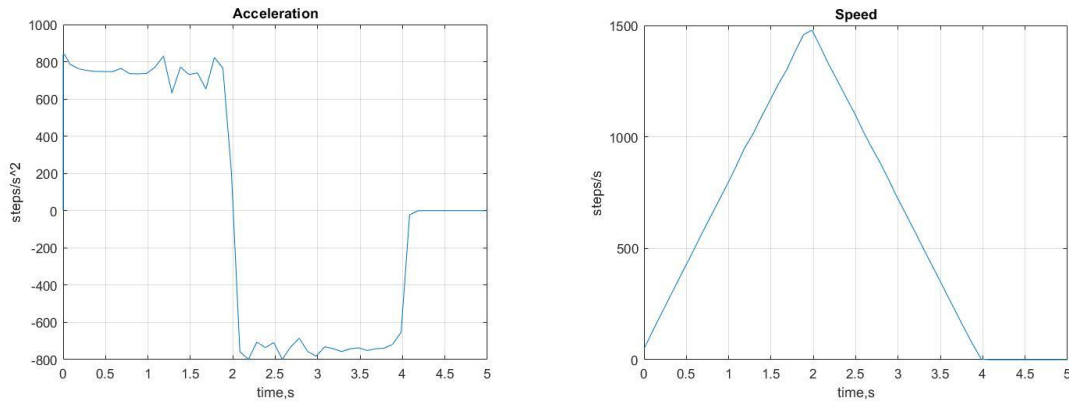


Рисунок 2.19 Треугольный профиль разгона

Для более гладкого перехода к максимальной скорости, необходимо снизить ускорение на вершине профиля разгона. Существует 3 способа это сделать.

1. Уменьшить угловую скорость ω поэтапно, путём кусочно-линейного перехода.

2. Добавить степень в знаменатель алгоритма.

3. Масштабировать изменения от c_{i-1} до c_i линейным коэффициентом.

Рассмотрим более подробно вариант масштабирования линейным коэффициентом. В данном алгоритме расчёт задержек c выполняется по формуле (2.21) до достижения шага n_2 .

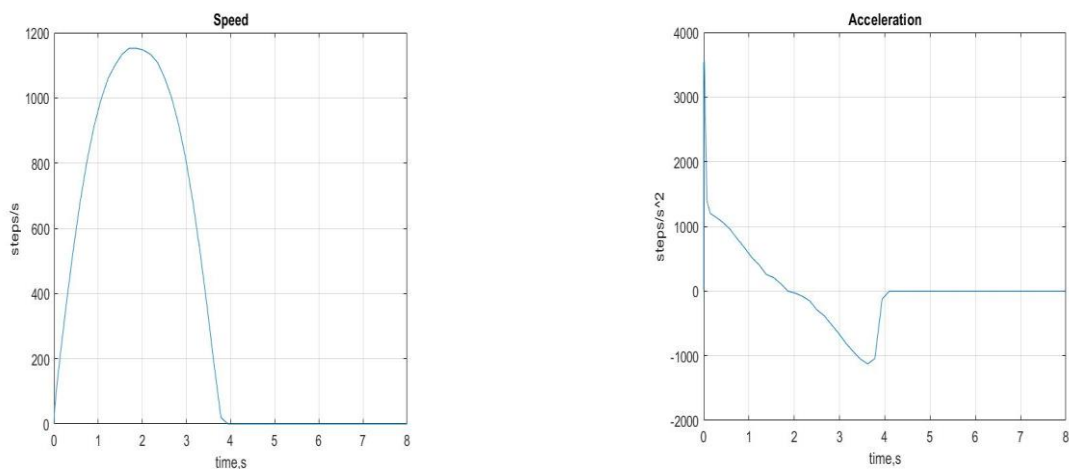
$$c_n = c_{n-1} - \frac{2 * c_{n-1}}{4 * n + 1} * \frac{n_2 - n}{n_2}. \quad (2.24)$$

Коэффициент $\frac{n_2 - n}{n_2}$ уменьшается с каждым шагом (с ростом n). При достижении шага n_2 движение происходит с постоянной скоростью до шага n_3 . При достижении шага n_3 начинаем торможение по формуле:

$$c_i = c_{i-1} - \frac{2 * c_{i-1}}{4 * (n - m) + 1} * \frac{n - n_3}{m - n_3 - 1} \quad (2.25)$$

С ростом n коэффициент $\frac{n - n_3}{m - n_3 - 1}$ увеличивается, следовательно увеличивается величина c_i .

Профили разгона, полученные на основе массива импульсов с микроконтроллера представлены на рисунке 2.20



а)

б)

Рисунок 2.20 – а) скорость, б) ускорение

2.5 Влияние кинематической погрешности привода поворота на реактивные моменты

Рассмотрим теперь действие реактивного момента, возникающего из-за наличия кинематической погрешности редуктора, установленного между блоком зеркал (нагрузкой привода) и компенсирующим маховиком. Эта составляющая реактивного момента не может быть скомпенсирована маховиком и приводит к колебательным движениям блока зеркал, которые накладываются на угловое перемещение при повороте.

Характер этого движения определяется законом изменения кинематической ошибки $W(U)$, где W – значение ошибки, U – угол перемещения блока зеркал. График этого движения представлен на рисунке 2.1. Период T_u функции $W(U)$ соответствует угловому периоду обратной погрешности редуктора, а двойная амплитуда $2 \cdot W_m$ этого перемещения зависит от качества сборки редуктора и в среднем составляет 25 угловых секунд.

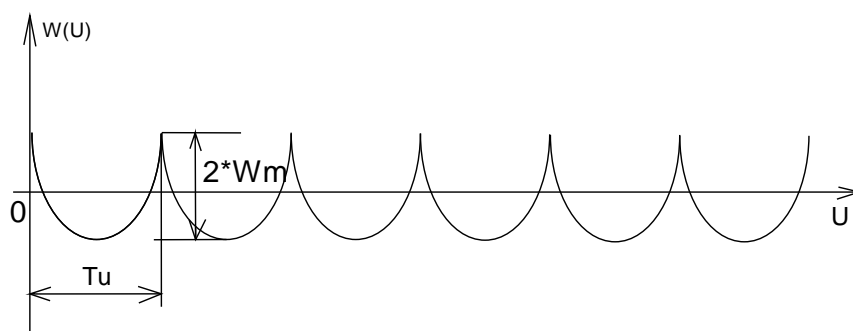


Рисунок 2.21

Разложим эту зависимость в ряд Фурье:

$$W(U) = \frac{2W_m}{\pi} \left(1 + \frac{2 \cos(\omega U)}{3} - \frac{2 \cos(4\omega U)}{15} + \frac{2 \cos(6\omega U)}{3} \right) \quad (2.26)$$

где ω – круговая частота угловой погрешности.

Жёсткость кинематических звеньев в передаче момента двигателя к нагрузке исключает прохождение колебаний высоких частот, поэтому ограничимся первой гармоникой ряда:

$$W(U) = \frac{2W_m}{\pi} + \frac{4W_m \cos(\omega U + \psi)}{3\pi} \quad (2.27)$$

где ψ – начальная фаза функции погрешности.

В результате измерений величины $W(U)$ получено значение $2W_m = 25$ угл.с. = $1,2 \cdot 10^{-4}$ рад

Разгоняясь и тормозя за 1,1 с, двигатель совершает 7,5 оборотов, а блок зеркал совершает, соответственно, 15 колебаний. Отсюда период гармоник $T_u = 0,2$ с.

Итак, круговая частота колебаний $\omega = \frac{2\pi}{T_u} = 31,4 \text{ с}^{-1}$ (5 Гц)

Подставим полученную зависимость $U(t)$ в уже известную формулу для кинематической погрешности:

$$W(U(t)) = \frac{2W_m}{\pi} + \frac{4W_m \cos(\omega U(t) + \psi)}{3\pi} \quad (2.28)$$

Подставив численные значения окончательно получим:

$$W(U(t)) = 3,82 \cdot 10^{-5} + 5,1 \cdot 10^{-5} \cdot \cos(31,4 \cdot U(t) + \psi) \quad (2.29)$$

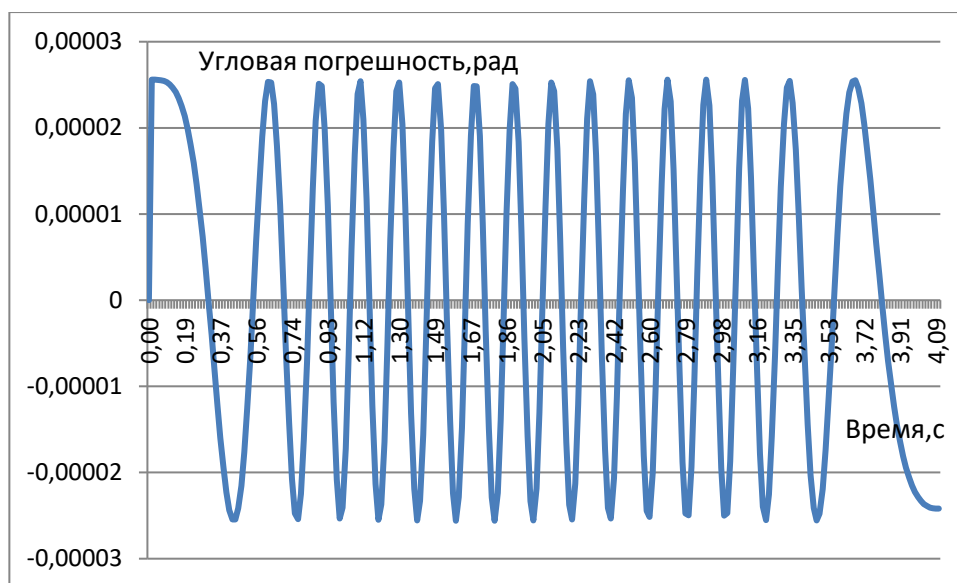


Рисунок 2.22 – зависимость угловой кинематической погрешности от времени

На рисунке 2.22 приведена зависимость величины угловой кинематической погрешности от времени.

Угловое ускорение зеркального блока в перемещении по гармоническому закону получим после двойного численного дифференцирования полученного выражения по времени. При этом влияние постоянной составляющей и фазы ψ пропадает. График момента на основании, (для момента инерции нагрузки $J_y = 2,56 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ из-за возникающего гармонического углового ускорения зеркального блока приведён на рисунке 2.23.

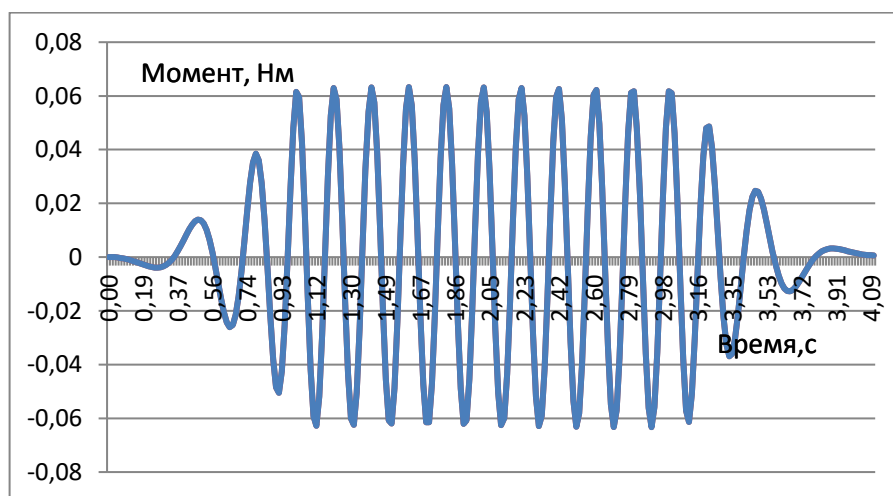


Рисунок 2.23 – Момент на основание из-за кинематической погрешности

Результаты, отражённые на рисунке 2.23 получены путём перемножения второй производной от угловой кинематической погрешности (углового ускорения блока зеркал в гармоническом колебательном перемещении) на момент инерции подвижной части МНО относительно оси OY (например, $J_y = 2,56 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$). Момент инерции подвижной части МНО относительно оси OZ существенно меньше ($J_z = 1,722 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$). Следовательно, по оси OZ амплитуда колебаний будет в $2,56/1,722 = 1,486$ раз больше.

ГЛАВА 3

3.1. Расчёт величины некомпенсированных моментов СПН по результатам лётных испытаний

Данная глава посвящена вычислению моментов действующих на КА в соответствии с записями скоростей движения КА по трём осям, полученных в лётных испытаниях при повороте. Расчёт производился следующим образом. Предположим, что для каждой оси КА имеется своя собственная частота колебаний. Будем считать, что колебания проходят по гармоническому закону. Тогда угловая скорость колебаний

$$\omega(t) = \omega_{\max} \cdot \sin(vt) \quad (3.1)$$

где ω_{\max} – амплитуда колебаний скорости, v – круговая частота колебаний скорости.

Для углового ускорения можно записать:

$$\varepsilon = \omega_{\max} \cdot v \cdot \cos(v \cdot t).$$

Для максимального значения момента на основании получим

$$M_{\max} = \omega_{\max} \cdot v \cdot J,$$

где J – момент инерции КА по соответствующей оси.

В расчётах приняты следующие значения для моментов инерции КА:

$$J_x = 7582,95 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; J_y = 9515,8 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; J_z = 4792,9 \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

Полученные в результате расчёта значения ускорений были пропущены через цифровой фильтр низких частот с частотой среза 1 Гц, в связи с тем, что высокочастотные воздействия (с частотой выше собственной частоты колебаний по данной оси) в значительной мере ослабляются и практически не влияют на угловые скорости КА.

На рисунках 3.1...3.8 представлены графики угловых скоростей и ускорений КА в моменты поворота. В таблицах 3.1...3.4 приведены максимальные значения реактивных моментов по осям КА за период поворота.

1) Поворот на половину диапазона OZ

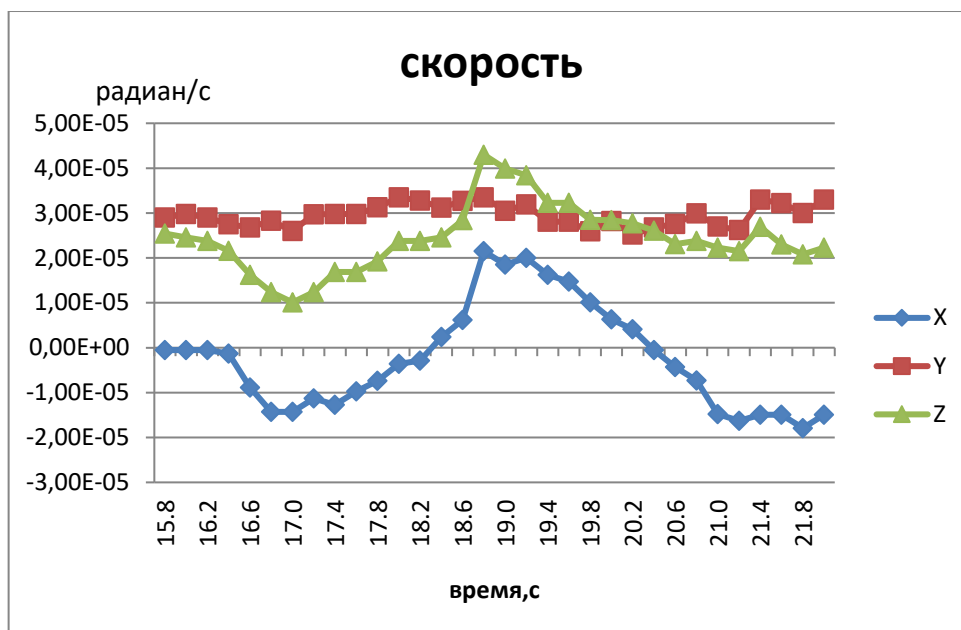


Рисунок 3.1 – Скорость колебаний КА при повороте на половину диапазона по OZ

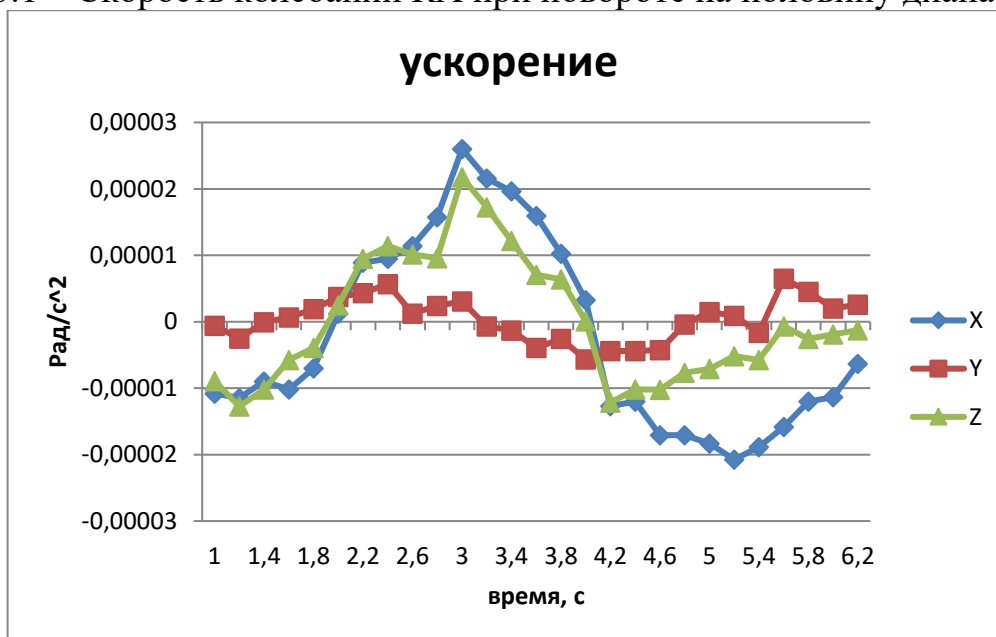


Рисунок 3.2 – Ускорение колебаний КА при повороте на половину диапазона по OZ

Таблица 3.1 – Параметры КА при повороте на половину диапазона по OZ

Ось	$J, \text{кг} \cdot \text{м}^2$	$\epsilon, \frac{\text{рад}}{\text{с}^2}$	$M, \text{Нм}$
X	7582,68	0,000026	0,197
Y	9515,8	0,0000065	0,061
Z	4792,9	0,000022	0,104

2) Поворот на полный диапазон по OZ

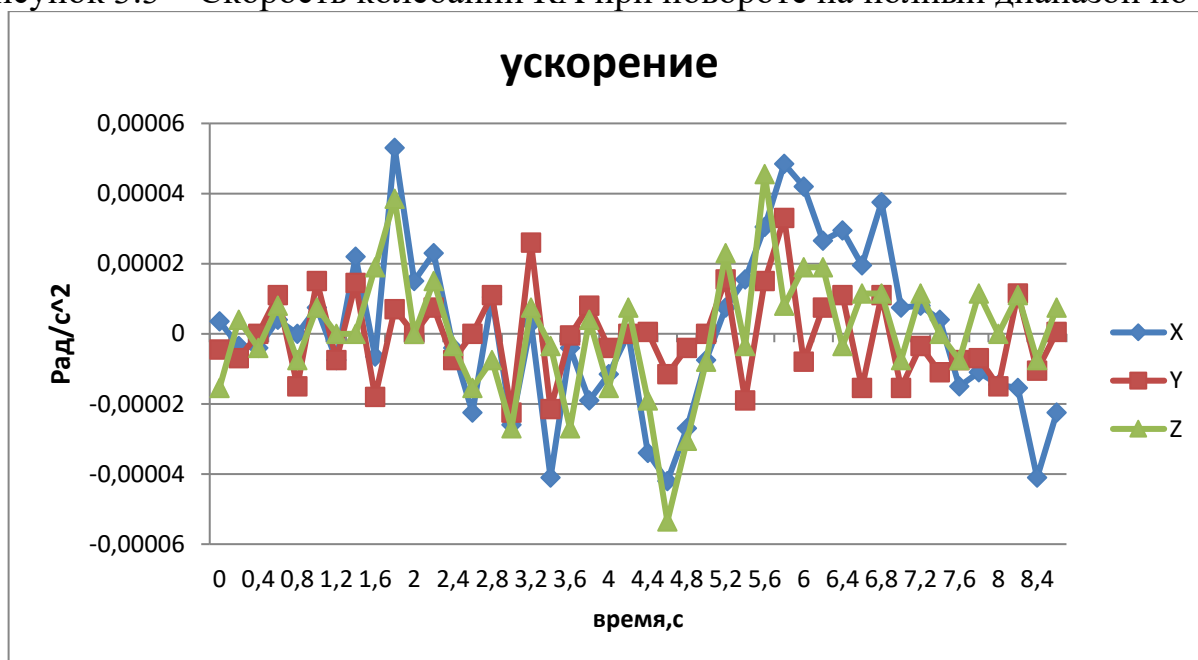
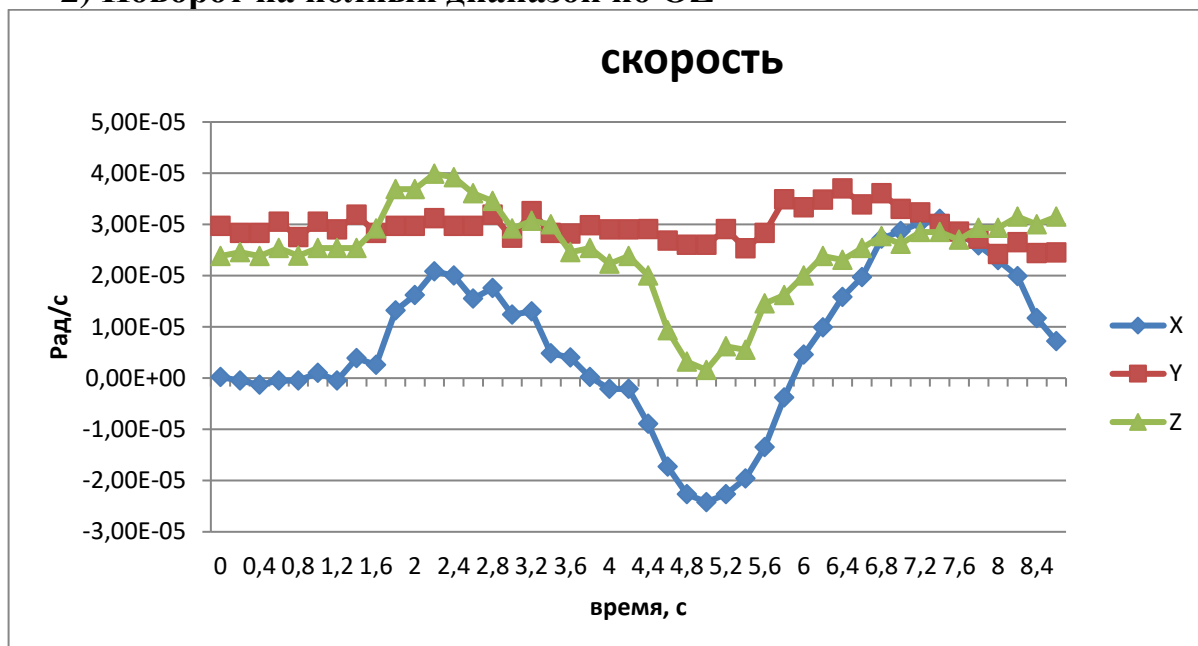


Таблица 3.2 – Параметры КА при повороте на полный диапазон по OZ

Ось	J ,кг· м ²	$\epsilon, \frac{\text{рад}}{\text{с}^2}$	М, Нм
X	7582,68	3,39 E-05	0,257
Y	9515,8	7,33 E-06	0,069
Z	4792,9	1,85 E-05	0,088

3) Поворот на пол диапазона по ОУ

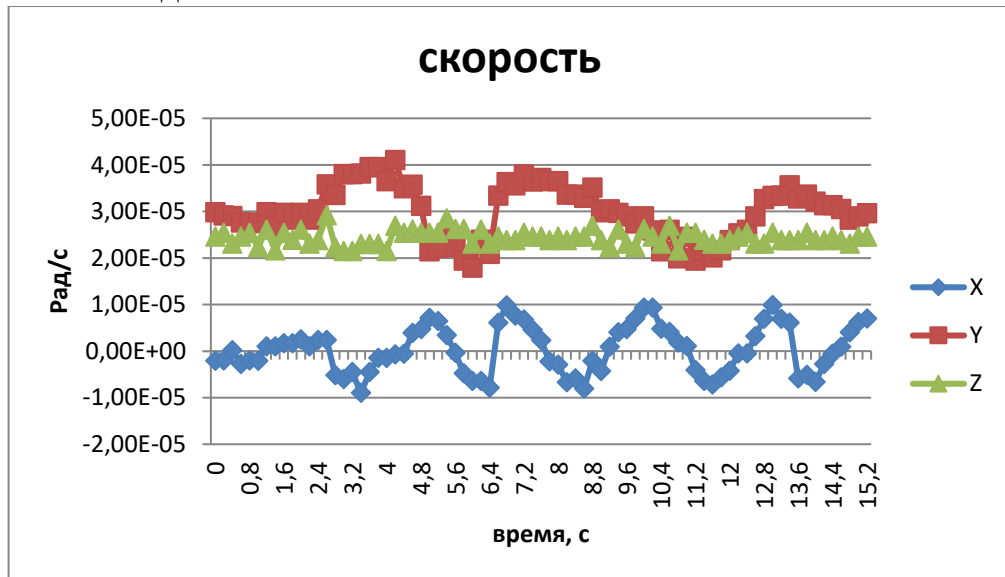


Рисунок 3.5 – Скорость колебаний КА при повороте на пол диапазона по ОУ

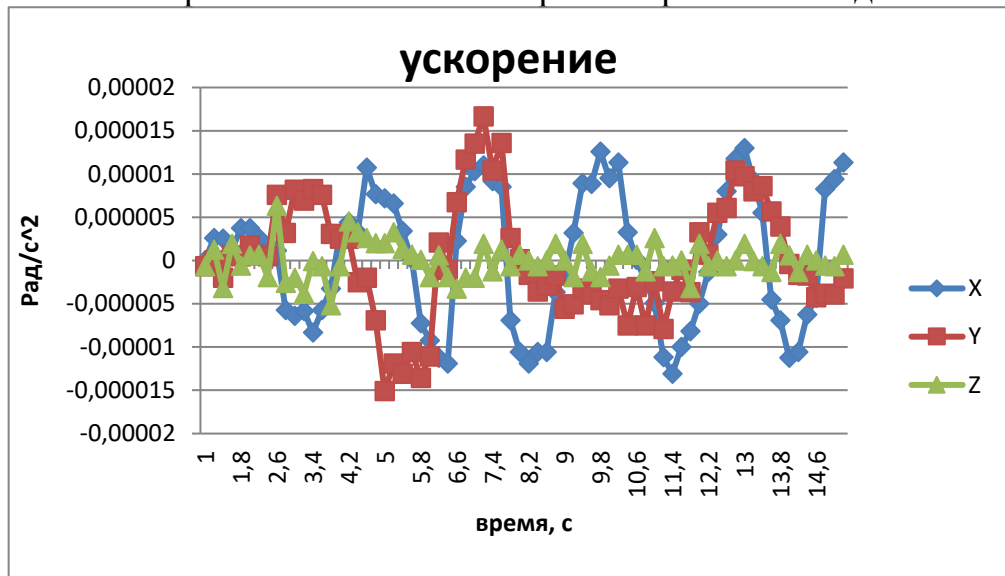


Рисунок 3.6 - Ускорение колебаний КА при повороте на пол диапазона по ОУ

Таблица 3.3 - Параметры КА при повороте на пол диапазона по ОУ

Ось	$J, \text{кг} \cdot \text{м}^2$	$\epsilon, \frac{\text{рад}}{\text{с}^2}$	$M, \text{Нм}$
X	7582,68	0,000013	0,098
Y	9515,8	1,667E-05	0,158
Z	4792,9	6,333E-06	0,03

4) Поворот на полный диапазон по ОУ

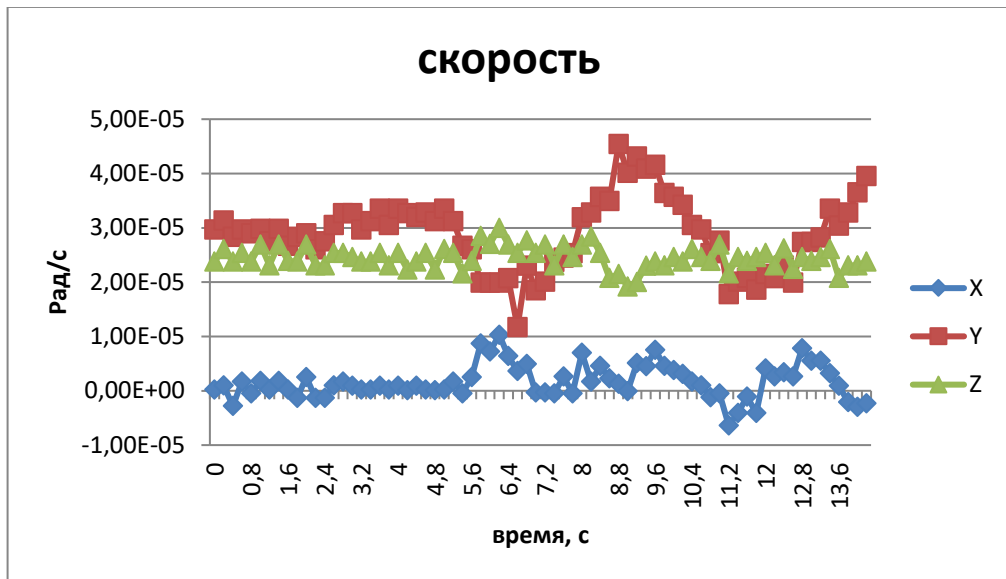


Рисунок 3.7 – Скорость колебаний КА при повороте на полный диапазон по ОУ

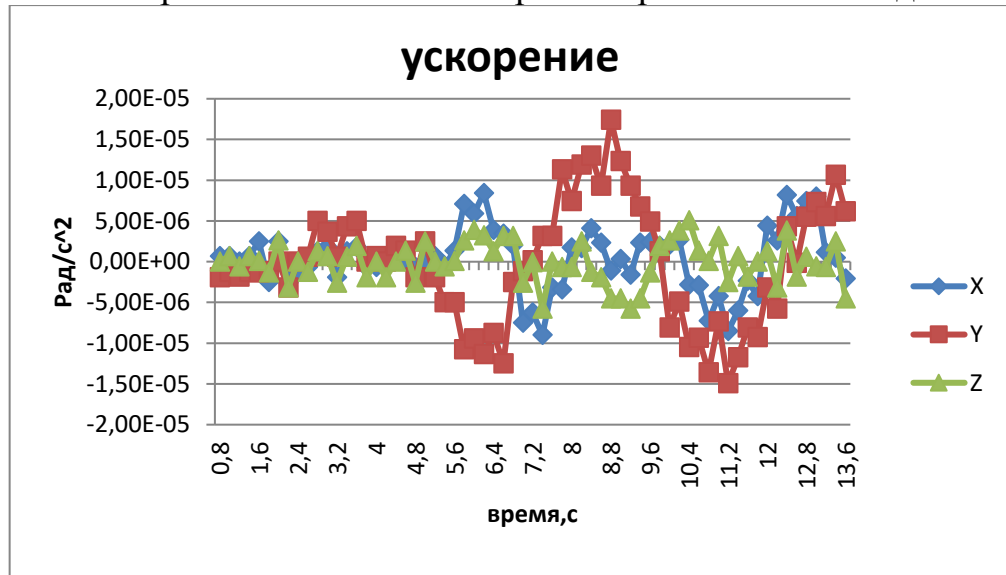


Рисунок 3.8 - Ускорение колебаний КА при повороте на полный диапазон по ОУ

Таблица 3.4 - Параметры КА при повороте на полный диапазона по ОУ

Ось	J ,кг· м ²	$\epsilon, \frac{\text{рад}}{\text{с}^2}$	M, Нм
X	7582,68	8,42E-06	0,0638
Y	9515,8	1,74E-05	0,165
Z	4792,9	5,08E-06	0,024

Видно, что поворот по оси OY не приводит к изменению характера движения по другим осям, хотя величина реактивного момента по этой оси превосходит заданное по ТЗ значение. В тоже время, поворот по оси OZ приводит к практически синхронному движению по осям OX и OZ . При этом моменты по оси OX в $2 \dots 2,5$ раза превосходят моменты по оси поворота OZ ,

При неоднократном повороте на один и тот же угол по одной оси наблюдается значительное (в 1,5 раза) отличие значений возникающих реактивных моментов. При увеличении угла поворота не наблюдается соответствующее изменение моментов. Последнее обстоятельство свидетельствует об отсутствии вариативности алгоритма разгона и торможения при разных углах поворота.

Существенное отличие в демпфировании колебаний КА при одних и тех же воздействиях в разных опытах объясняется изменением пространственного положения солнечных панелей. Если панели расположены в плоскости OYZ то амплитуда угловых колебаний КА меньше и затухание колебаний после воздействия происходит быстрее. Если же плоскость панелей совпадает с плоскостью OXZ , то после воздействия в результате поворота происходят медленно затухающие колебания.

3.2. Расчёт величины размытия и смещения изображения при действии некомпенсированных моментов СПН по результатам лётных испытаний.

Под размытием изображения понимается расплывание изображение точечной цели на площадь, превышающую площадь изображения точечной цели.

Непосредственно после процесса поворота происходят в результате реактивных воздействий на КА возникают затухающие колебания КА. В данной главе оценивается уровень деформации изображения цели в узкопольном канале по максимальной величине размытия изображения за время накопления в кадре и по максимальному смещению цели в кадре.

Размытие изображения оценивается по трём осям XYZ за время накопления 0,2 с. Расчёты размытия производились по записям угловых скоростей КА в моменты близкие к началу процесса поворота.

Величина размытия Δ по осям OY и OZ определялась по формуле:

$$\Delta = F \cdot \alpha, \text{ мкм}$$

где F – фокусное расстояние;

α – угловое перемещение за время накопления 0,2 с

Размытие по оси OX определяется как

$$\Delta = R_{\text{и}} \cdot \alpha, \text{ мкм},$$

где $R_{\text{и}}$ -радиус изображения объектива

По записям угловых скоростей КА с периодом 0,2 с можно определить максимальное значение угловой скорости для данной оси и угла поворота КА за период 0,2 с. Угол α определялся как среднее двух соседних значений скорости умноженное на 0,2 с. Далее по представленным выше формулам производится расчёт размытия изображения для всех трёх осей при заданных условиях поворота. Значения размытия по осям приведены в таблице под соответствующим рисунком.

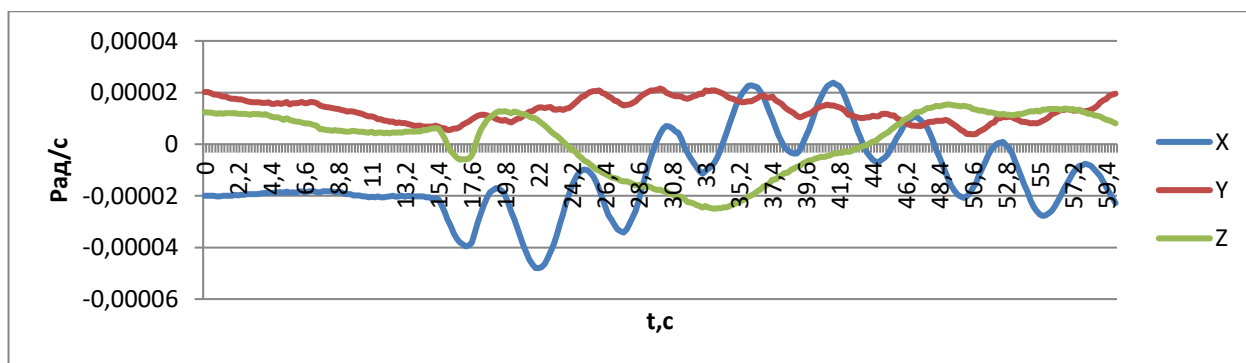


Рисунок 3.9 Размытие при повороте на пол диапазона по OZ

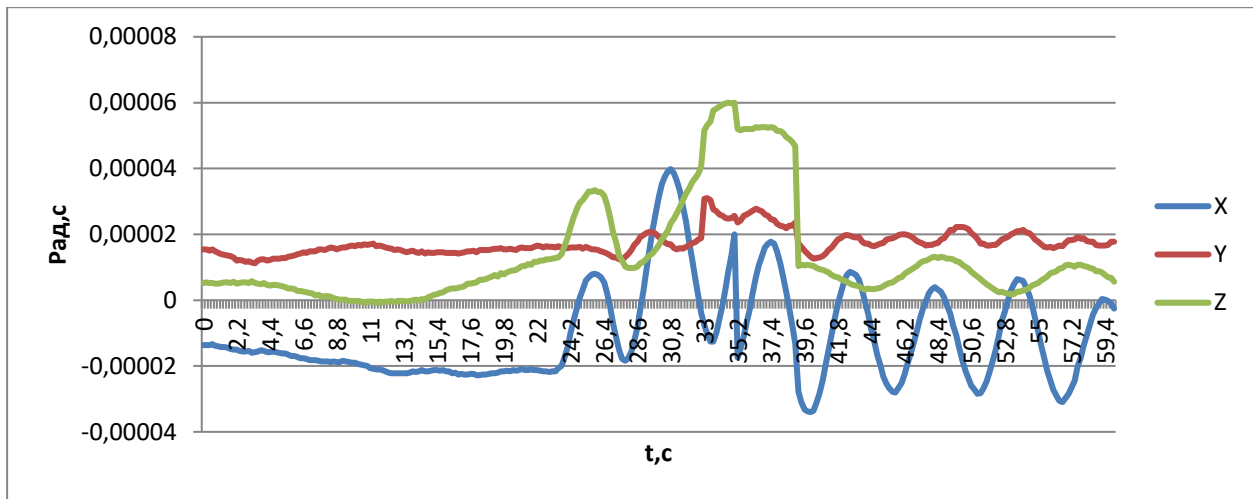


Рисунок 3.10 Размытие при повороте на полный диапазон по OZ

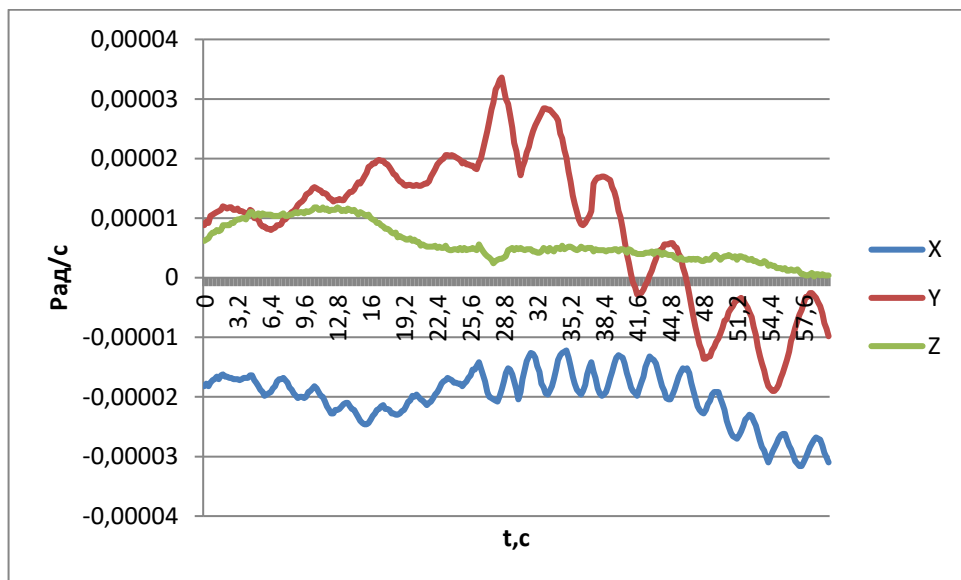


Рисунок 3.11 Размытие при повороте на пол диапазона по OY

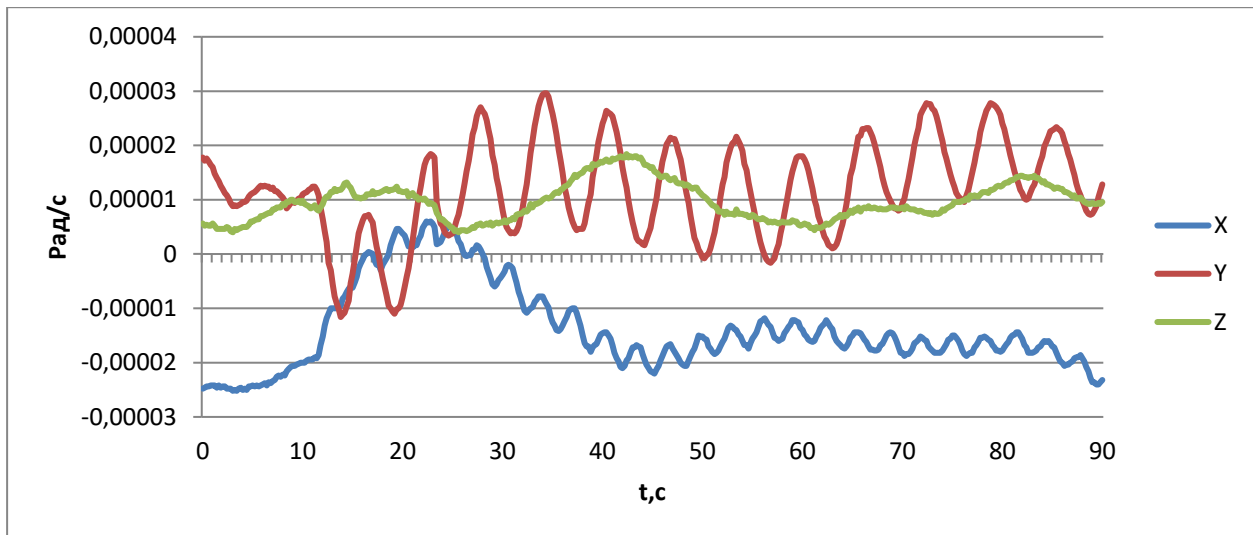


Рисунок 3.12 Размытие при повороте на полный диапазон по OY

Кроме размытия изображения после поворота происходит динамическое смещение изображения из-за медленно затухающих колебательных угловых перемещений КА.

На рисунке 3.13 приведены графики колебательных угловых перемещений КА после поворота на пол диапазона по оси OZ. Как видно на этом рисунке, амплитуда колебаний КА по осям OZ и OY не выходит за пределы 0,5 угловых секунды.

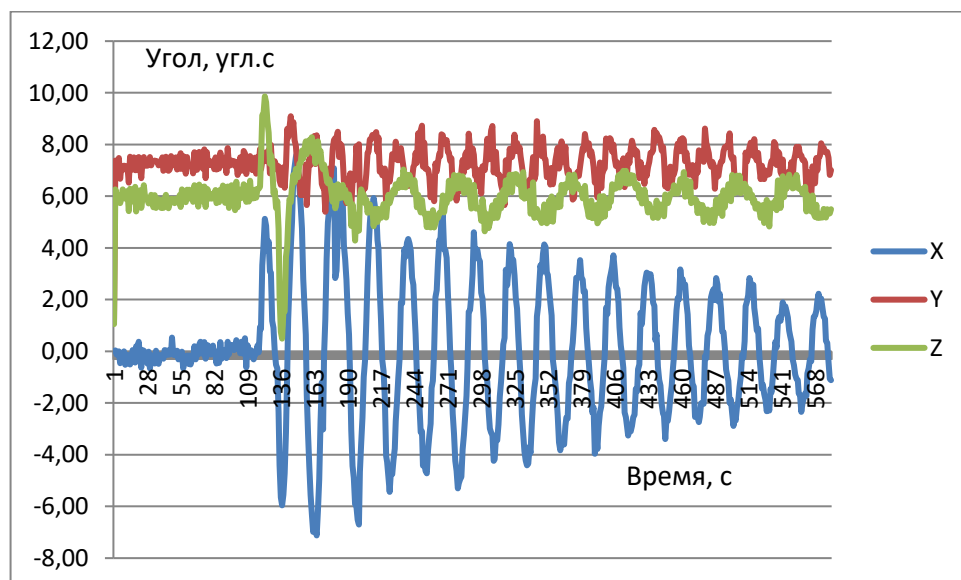


Рисунок 3.13 – Колебания КА при повороте на пол диапазона по OZ

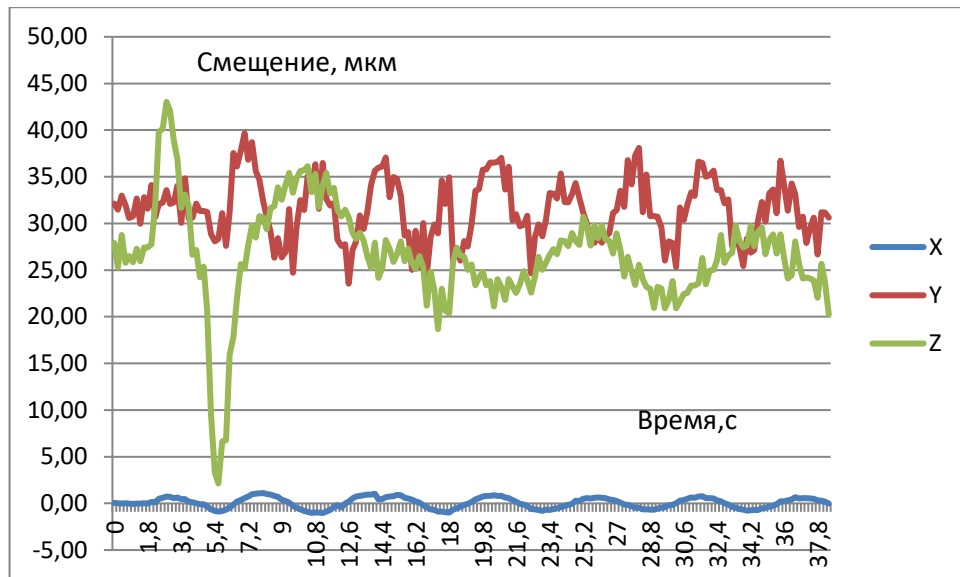


Рисунок 3.14 Смещение изображения МНО

На рисунке 3.14 приведены расчётные графики смещения изображения МНО для рассмотренного случая поворота. Как видно из рисунка 3.14, смещением по оси OX можно пренебречь в силу его незначительности. В то же время, амплитуда смещения по осям OZ и OY достигает 5 мкм при размере изображения цели 30 мкм, что также не оказывает влияния на основные параметры системы.

На рисунке 3.15 приведены графики колебательных угловых перемещений КА после повороте на пол диапазона по оси OY . Как видно на этом рисунке, амплитуда колебаний по осям OZ и OY не выходит за пределы 0,4 угловых секунды.

Выводы по главе 3

1. Реальное время накопления фотоприёмника не превышает 0.1 с, следовательно, реальное размытие будет в два раза меньше указанного в таблице 5.1 и не превышает величины 6 мкм. Таким образом, концентрация энергии в пикселе практически не изменится.
2. Колебательное движение КА после процесса поворота не приводит к существенному размытию изображения цели. При линейном размере изображения цели 30 мкм величина размытия не превышает нескольких мкм.
3. Даже в процессе поворота изображение точки получается чётким, но её положение на кадре будет сдвинуто от положения её в следующем кадре на величину, обусловленную углом поворота КА.
4. После процесса поворота в течении нескольких минут изображение цели может медленно колебаться с амплитудой до 0,2" (5 мкм). Для снижения этой ошибки необходимо уменьшить величину действующего момента от значения 0,1 Н·м, характерного для рассмотренных экспериментов, до значения 0,05 Н·м. Тогда смещением изображения можно будет пренебречь.

ГЛАВА 4

4.1. Описание устройства для измерения остаточного реактивного момента

В ходе работы было создано и эксплуатируется устройство относительного измерения остаточного момента (УОИОМ) МНО. На рисунке 4.1 представлен общий вид установки узла подвеса с ОС МНО, размещённым внутри подвижной части установки.

Подвижная часть установки состоит из рамы, имеющей возможность поворачиваться вокруг вертикальной оси на двух струнах. Внутри рамы помещён жёстко соединённый с ней каркас с основанием для крепления ОС МНО. Каркас имеет возможность для разворота вокруг горизонтальной оси и, таким образом, ОС МНО можно установить в два положения: осью OY или осью OZ вверх. Эти оси прибора устанавливаются таким образом, чтобы они совпадали с линией струн. Струны подвижной рамы закреплены на основании установки. С помощью домкратов основание выставляется горизонтально. С помощью грузов, надеваемых на пальцы каркаса, его вместе с МНО можно точно отбалансировать.

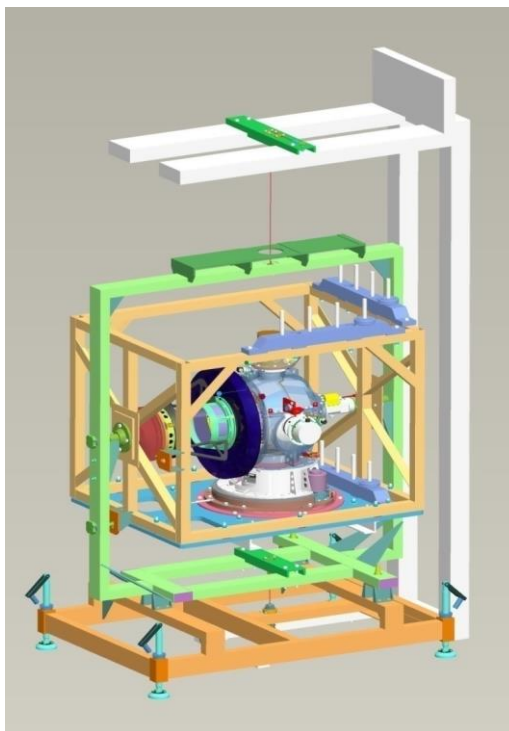


Рисунок 4.1 – Общий вид устройства измерения момента

Установку настраивают таким образом, чтобы центр кардана и центр тяжести каркаса оказались на линии струн. При разгоне и торможении привода, установленного на вертикальной оси, возникает остаточный момент реакции, который регистрируется измерителем момента. Остаточный момент измеряется компенсационным способом по току двигателя, приводящего в движение дополнительный маховик, установленный на подвижной раме и имеющий ось вращения, совпадающую с осью струн.

Система управления двигателем маховика построена таким образом, чтобы угловые ускорения дополнительного маховика и возникающие при этом моменты компенсировали остаточные моменты привода поворота. Измерения остаточных реактивных моментов производятся последовательно для каждой из осей OY или OZ .

Рассмотрим более подробно состав устройства относительного измерения остаточного момента (УОИОМ).

В состав УОИОМ входит:

- узел подвеса ОС МНО;
- датчик кинетического момента;
- блок гироскопа ОИУС-1000
- пульт управления КМ;
- источник питания GPS-4303;
- источник питания PSH-6012A;
- персональный компьютер;

В узел подвеса входит штабелёр, рама на проволочном подвесе, кантователь, установленный в раме, и балансировочные грузы, закреплённые на кантователе. Подъём рамы с помощью штабелёра вверх позволяет разарретировать раму с кантователем при этом возникает возможность разворота рамы на угол $\pm 5^\circ$ вокруг вертикальной оси. При опускании рамы с кантователем рама садится на ловители и не имеет свободы перемещения относительно основания устройства.

МНО устанавливается на посадочное место кантователя, входящего в узел подвеса УОИОМ. Путём разворота кантователя, вокруг горизонтальной оси

выбирается и фиксируется ось вращения МНО. Ось вращения совпадает с вертикальной осью. Привод поворота по горизонтальной оси фиксируется специальным приспособлением.

В момент вращения оптической системы возникает некомпенсированный момент вокруг вертикальной оси на подвижную часть устройства, вследствие чего рама узла подвеса УОИОМ вместе с МНО, установленным в кантователь, начнет вращаться вокруг вертикальной оси. Блок гироскопа регистрирует наличие угловой скорости подвижной части, и передаёт эту информацию на пульт управления КМ, где она преобразуется в соответствующую информацию о некомпенсированном моменте. При этом датчик кинетического момента развивает момент равный некомпенсированному моменту МНО, но противоположный ему по знаку. Возникающая таким образом отрицательная обратная связь компенсирует угловое перемещение рамы с кантователем и установленным в кантователь МНО.

УОИОМ центр вращения подвижной части и центр масс подвижной части совпадают. Таким образом, если в уравнениях (1.9...1.11) величину r считать равной нулю, то эти уравнения будут описывать моменты на подвижную часть УОИОМ вместе с МНО., возникающие при повороте.

Для некомпенсированного момента на основании в данном случае можно записать:

$$M_{\text{нк}} = \Delta J_{\text{нк}} \cdot \Delta \omega_{\text{нк}} / \Delta t \quad (4.1)$$

где $M_{\text{нк}}$ – некомпенсированный момент СПН, Н·м;

$\Delta J_{\text{нк}}$ – разность, между моментами инерции подвижной части ОС МНО по оси измерений и приведённой к той же оси моментом инерции соответствующего маховика, кг·м².

Δt – период между фиксируемыми соседними значениями угловой скорости, с.

4.2. Спектральный анализ реактивного остаточного момента

В настоящей главе рассмотрены спектральные характеристики остаточного реактивного момента и предложена математическая модель устройства относительного измерения остаточного момента.

Остаточный момент при вращении по оси OY

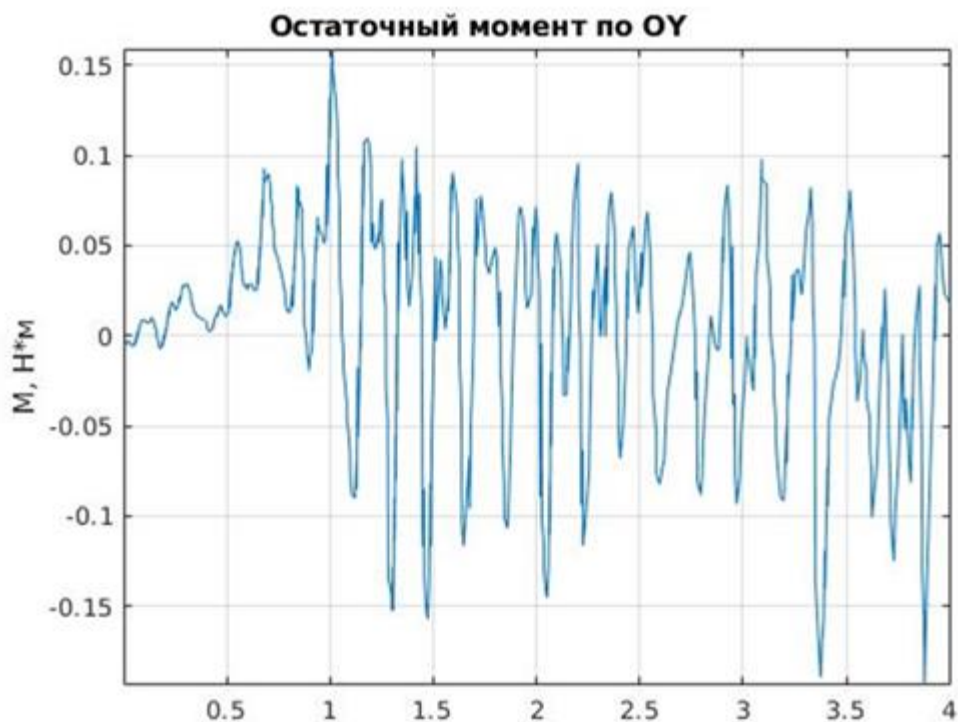


Рисунок 4.3 – Измеренный момент по оси OY

Высокочастотная составляющая момента на основании соответствует предсказанному значению.

Сглаживание сигнала момента, полученного при измерении этого параметра на трёх экземплярах МНО, производится путём усреднения сигнала по заданному временному промежутку.



Рисунок 4.4 – Момент по оси OY усредненный частотой 5 Гц

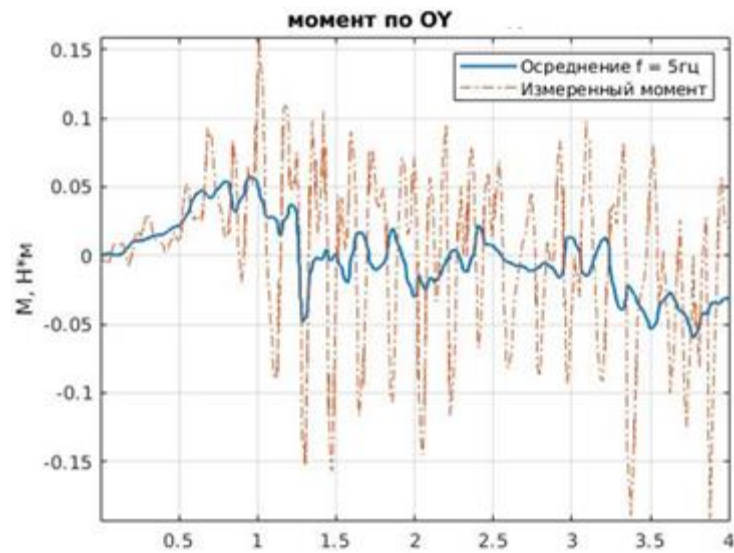


Рисунок 4.5 – Сравнения чистого и усредненного значений

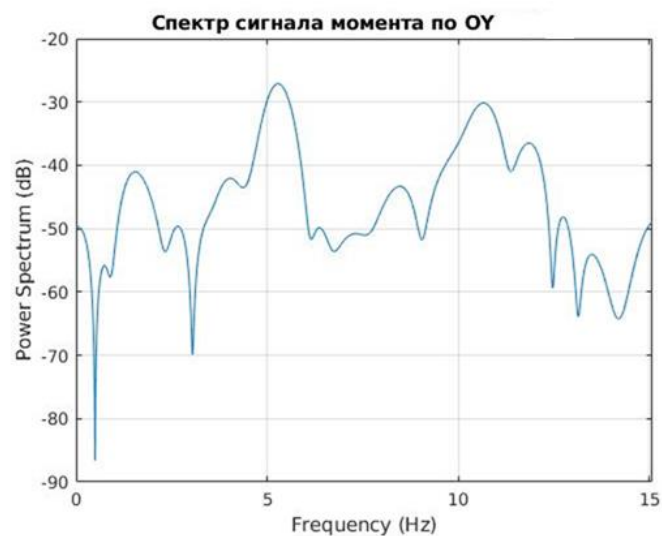


Рисунок 4.6 - Спектр остаточного момента по ОУ

Энергия спектральных составляющих момента на частотах 5 Гц и 12 Гц в 5 раз больше, чем у составляющей с частотой 2 Гц. За счёт высокой инерционности КА эти частотные составляющие фильтруются и отсутствуют в колебаниях КА.

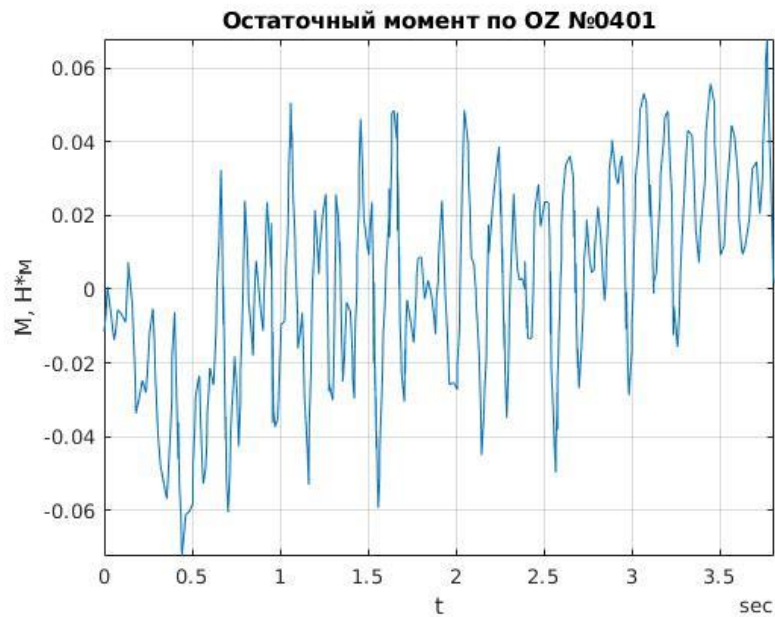


Рисунок 4.7 – Момент по оси OZ

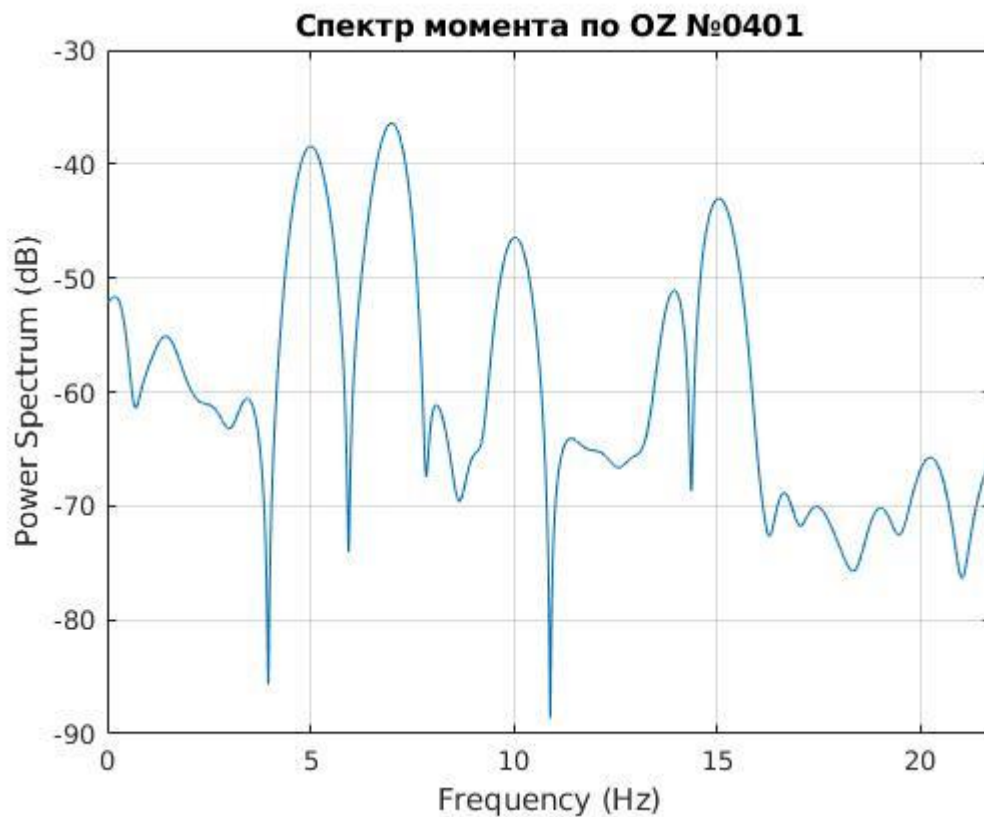


Рисунок 4.8 – Спектр момента по OZ

Вывод: во всех рассмотренных случаях в спектре момента присутствует гармоническая составляющая с частотой 5 Гц. Причины появления этой составляющей рассмотрены выше. Область разгона и торможения на графике момента в случае поворота по осям OY и OZ имеет противоположный знак. Фильтрация гармонических составляющих ниже 3 Гц позволяет оценить реальный момент действующий на КА с большей степенью достоверности.

Расчёт балансировочных колец для нескольких экземпляров МНО

Для компенсации остаточного некомпенсированного момента предусмотрена установка дополнительных балансировочных колец на маховики ОС МНО. Эти дополнительные кольца имеют заданные внешний и внутренний радиусы. Расчёту подлежит только толщина колец. Кольца изготавливаются из листовой латуни. Расчётные значения толщины кольца заменяются близкими по величине стандартными толщинами листа. Таким образом, можно подобрать момент инерции маховиков и сделать его соответствующим моменту инерции подвижной части кардана по соответствующей оси.

Исходные значения моментов инерции подвижной части кардана по двум осям определяются по модели кардана МНО.

Полученные таким образом результаты расчёта несколько отличаются для разных экземпляров ОС МНО.

В таблицу 4.1 сведены исходные данные для расчёта толщины колец маховиков по осям OY и OZ для трёх экземпляров ОС МНО.

Таблица 4.1 Исходные данные для расчёта

размерность	б/р	кг/м ²	кг/м ²	кг/м ²	кг/м ²	м	м	кг/м ³
Параметр	Коэффициент редукции	Момент инерции подвижной части	Расчётный момент инерции маховика	Момент инерции маховика по чертежу	Добавочный момент инерции	Радиус наружный кольца	Радиус внутренний кольца	Удельный вес материала кольца (латунь)
маховик 1 по Y	161	2,5600	0,0159	0,0169	-0,0010	0,0955	0,0725	8500
маховик 1 по Z	160	1,9000	0,0119	0,0113	0,0006	0,1050	0,0900	8500
маховик 2 по Y	161	2,84	0,0176	0,0169	0,0007	0,0955	0,0725	8500
маховик 2 по Z	160	2,016	0,0126	0,0113	0,0013	0,1050	0,0900	8500
маховик 3 по Y	161	2,96	0,0184	0,0169	0,0015	0,0955	0,0725	8500
маховик 3 по Z	160	2,016	0,0126	0,0113	0,0013	0,1050	0,0900	8500

Расчёт параметров добавочных колец производится в следующем порядке.

1. По расчётному моменту инерции подвижной части кардана по данной оси J_{my} и J_{mz} (столбец 3 таблицы 10.1) и коэффициенту редукции на той же оси K_y и K_z (столбец 2 таблицы 10.1) вычисляется расчётный момент инерции соответствующего маховика (столбец 4 таблицы 10.1) по формулам :

$$K_{m_y} = J_y / K_y \cdot J_{m_y} \quad (4.1)$$

$$J_{m_z} = J_z / K_z \quad (4.2)$$

2. Рассчитывается момент инерции добавочных колец J_{k_y} и J_{k_z} (столбец 6 таблицы 10.1) как разность между найденными расчётными значениями моментов инерции маховиков (столбец 4 таблицы 10.1) и моментами инерции маховиков в соответствии с чертежом для оси OY) и для оси OZ
3. По наружному R_{ny} или R_{nz} и внутреннему R_{vy} или R_{vz} радиусу колец и моменту инерции колец находится их масса M_{ky} и M_{kz} :

$$M_{k_y} = 2 \cdot J_{k_y} / (R_{n_y^2} + R_{v_y^2}) \quad (4.3)$$

$$M_z = 2 \cdot J_{k_z} / (R_{n_z^2} + R_{v_z^2}) \quad (4.4)$$

Результаты вычислений занесены в столбец (столбец 5 таблицы 10.2).

4. Расчёт объёма колец (столбец 6 таблицы 10.2) производится по формулам:

$$V_{k_y} = M_{k_y} / \gamma \quad (4.5)$$

$$V_{k_z} = M_{k_z} / \gamma \quad (4.6)$$

где γ – удельный вес материала кольца (столбец 9 таблицы 10.1).

5. Расчётная толщина кольца (столбец 7 таблицы 10.2) вычисляется по формулам:

$$H_y = V_{k_y} / \pi \cdot (R_{n_y} - R_{v_y}) \quad (4.7)$$

$$H_z = V_{k_z} / \pi \cdot (R_{n_z} - R_{v_z}) \quad (4.8)$$

6. В соответствии с номенклатурой листового материала подбирается близкое по величине значение толщины материала кольца H_{y0} и H_{z0} . Более толстое кольцо может быть сформировано из нескольких тонких колец. Результат подбора заносится в таблицу (столбец 7 таблицы 10.2) и в чертёж кольца. Рассчитывается момент инерции кольца выбранного листового материала по формулам:

$$J_{y_0} = J_y \cdot H_{y_0} \quad (4.9)$$

$$J_{z_0} = J_z \cdot H_{z_0} \quad (4.10)$$

Таблица 4.2 Расчёт добавочного кольца

Размерность	б/р	кг/м ²	кг/м ²	кг	м ³	м	м	кг/м ²
Параметр	Коэффициент редукции	Момент инерции подв части	Расчётный момент инерции маховика	Масса кольца	Объём кольца	Расчётная толщина кольца	Выбранная толщина кольца	Момент инерции выбранного кольца
маховик 1 по Y	161	2,5600	0,0160	0,124	1,466E-05	-1,207E-03	-0,0012	0,000993
маховик 1 по Z	160	1,9000	0,0118	0,054	6,412E-06	6,978E-04	0,0007	0,000560
маховик 2 по Y	161	2,84	0,0178	0,092	1,085E-05	8,937E-04	0,0009	0,000745
маховик 2 по Z	160	2,016	0,0125	0,125	1,474E-05	1,605E-03	0,0016	0,001279
маховик 3 по Y	161	2,96	0,0185	0,185	2,178E-05	1,794E-03	0,0018	0,001490
маховик 3 по Z	160	2,016	0,0125	0,1253	1,474E-05	1,605E-03	0,0016	0,001279

Примечание : отрицательное значение толщины предполагает уменьшение толщины существующих колец на маховике на полученное значение.

7. Рассчитывается суммарный момент инерции маховиков:

$$J_{y0} = J_y + Jk_{y0}$$

$$J_{z0} = J_z + Jk_{z0}$$

Результат заносится в столбец 5 таблицы 4.3.

8. Задаётся максимальное значение углового ускорения при разгоне (торможении) привода поворота. Величина $\varepsilon_{\max} = 0,25 \text{ рад/с}^2$ даёт значения моментов на основание близкие, к полученным экспериментально.

9. Реактивный момент на основание от перемещения подвижных элементов кардана вычисляется как произведение элементов 3 столбца таблицы 4.3 на $\varepsilon_{\max} = 0,25 \text{ рад/с}^2$. Результаты приведены в столбце 6 таблицы 4.3.

10. Реактивный момент на основание от перемещения маховиков вычисляется как произведение элементов 5 столбца таблицы 4.3 на $\varepsilon_{\max} = 0,25 \text{ рад/с}^2$. Результаты приведены в столбце 7 таблицы 4.3.

11. Остаточный некомпенсированный момент на основание (столбец 8 таблицы 4.3) получим как разность значений столбцов 6 и 7 таблицы 4.3.

12. Рассчитывается остаточный некомпенсированный момент на основание (столбец 10 таблицы 4.3) как произведение значений столбца 4 таблицы 4.3 на $\varepsilon_{\max} = 0,25 \text{ рад/с}^2$.

Таблица 4.3 Расчёт момента на основание

Размерность	б/р	кг/м ²	кг/м ²	кг/м ²	Нм	Нм	Нм	Нм
Параметр	Коэффициент редукции	Момент инерции подв. части	Расчётный момент инерции маховика	Суммарный момент инерции маховика J _{max}	Момент на КА от подв. части (0,25 1/с ²)	Момент на КА от маховика (0,25 1/с ²)	Остаточный момент на КА (0,25 1/с ²)	Момент на КА без кольца (0,25 1/с ²)
маховик 1 по Y	161	2,5600	0,0159	0,0159	0,64	0,6402	-0,0002	-0,036
маховик 1 по Z	160	1,9000	0,0119	0,0119	0,475	0,4751	-0,0001	0,02232
маховик 2 по Y	161	2,84	0,0176	0,0176	0,71	0,7102	-0,0002	0,034
маховик 2 по Z	160	2,016	0,0126	0,0126	0,504	0,5039	0,0001	0,05132
маховик 3 по Y	161	2,96	0,0184	0,0184	0,74	0,7402	-0,0002	0,064
маховик 3 по Z	160	2,016	0,0126	0,0126	0,504	0,5039	0,0001	0,05132

Таким образом, при условии выполнения приведённого выше расчёта и изготовления дополнительных колец без существенных отклонений от чертежа можно предположить, что требования ТЗ в части требований к максимальному реактивному моменту, действующему на основание ($M_p \leq 0,005 \text{ Нм}$) будут выполнены. Подбором дополнительных колец можно снизить исходный реактивный момент на основание на два порядка.

В последнем столбце таблицы 4.3 приведены для сравнения моменты на КА при отсутствии дополнительных действий по подбору параметров маховиков (маховики соответствуют чертежу). Эти значения остаточных реактивных моментов на основание близки к результатам, полученным в главе 2.

В процессе измерения моментов на основании с помощью устройства относительного измерения остаточного момента (УОИОМ) были получены следующие результаты:

- остаточный момент по оси OY составил $M_{oy} = 0,052$ Нм;
- остаточный момент по оси OZ составил $M_{oz} = 0,033$ Нм.

В процессе измерений были установлены следующие значения максимальных угловых ускорений при повороте

- максимальное ускорение по оси OY равно $\varepsilon_y = 650$ шагов/с² = $20,42$ радиана/с²;
- максимальное ускорение по оси OZ равно $\varepsilon_z = 625$ шагов/с² = $19,63$ радиана/с².

Примечание: Один шаг привода равен $1,8^\circ = 0,031415$ радиана.

Моменты инерции добавочных колец для компенсации остаточных моментов можно найти из выражений:

$$J_y = M_{oy}/\varepsilon_y = 0,052/20,42 = 0,00255 \text{ кг м}^2;$$

$$J_z = M_{oz}/\varepsilon_z = 0,033/19,63 = 0,00168 \text{ кг м}^2.$$

В качестве материала колец выбран латунный лист толщиной 1 мм.

Тогда в соответствии с чертежами колец их момент инерции будет:

$$J_y = 0,003 \text{ кг м}^2;$$

$$J_z = 0,0013 \text{ кг м}^2.$$

Остаточный некомпенсированный реактивный момент должен по расчёту составить в случае установки колец:

$$M_{oy} = (0,00255 - 0,003) * \varepsilon_y = - 0,00045 \text{ Н*м};$$

$$M_{oz} = (0,00168 - 0,0013) * \varepsilon_z = 0,0075 \text{ Н*м}.$$

Знак минус соответствует перекомпенсации момента.

Реально измеренные значения момента:

$$M_{oy} = 0,038 \text{ Н*м},$$

$$M_{oz} = 0,018 \text{ Н*м}.$$

Примечание : на оси OY были установлены 2 кольца (4 полукольца) с суммарным моментом инерции $J_y = 0,003 \text{ кг·м}^2$.

Итак, можно считать доказанным факт, что установкой дополнительных колец можно довести остаточный некомпенсированный реактивный момент до допустимых значений менее $0,05 \text{ Н}\cdot\text{м}$.

После тщательной балансировки УОИОМ измерения повторили. Результаты измерений показали, что настройкой стенда можно не только изменить абсолютные значения максимального момента, но и форму графика. Увеличивая момент инерции УОИОМ (нагружая раму) уменьшаем частоту собственных колебаний рамы с МНО и снижаем амплитуду 5 Гц колебаний. Поэтому в разных измерениях амплитуды этих колебаний различаются. После тщательной настройки УОИОМ при минимальном нагружении рамы получен следующий результат:

Заключение

По результатам проведённого исследования можно сделать следующие ключевые выводы, характеризующие научную новизну, практическую значимость и перспективы дальнейшей работы.

Определение и компенсация реактивных моментов при повороте.

Показано, что по профилю временных и спектральных характеристик реактивного момента, возникающего при повороте визирной оси оптической системы, возможно не только оценивать величину и распределение момента по осям, но и реализовывать обратную связь для его активной компенсации. Применение дискретных законов управления (синусоидального, линейного, S-образного и алгоритмов реального времени) вместе с системой датчиков угловых ускорений обеспечивает обеспечение измерения момента с разрешением до 0,001 Н·м и позволяет снизить суммарный остаточный момент на борту до 0,01 Н·м без увеличения времени поворота.

Аналитическая модель реактивных моментов

Разработаны аналитические выражения для трёхкомпонентного реактивного момента в зависимости от смещения центра масс поворотного блока относительно опорной точки, кинематических характеристик редуктора и параметров маховиков (момента инерции и угловой скорости). Показано, что вклад смещения по осям X и Z доминирует в спектре низких частот, а неполная балансировка маховиков вносит отдельные гармоники на частоте привода. Это позволяет предсказывать профиль момента при заданном законе управления и гибко корректировать алгоритмы.

Экспериментальная оценка на наземном стенде УОИОМ

Создан и апробирован стенд для измерения остаточных реактивных моментов на основе подвеса на струнах, компенсирующего маховика и высокочувствительного гироскопа. Эксперименты подтвердили возможность достоверного измерения моментов до 0,001 Н·м и выявили резонансную гармонику на 5 Гц, обусловленную кинематической погрешностью редуктора. Подобранная балансировка маховиков с помощью дополнительных инерционных колец

(толщина и масса рассчитаны по предложенному алгоритму) снизила остаточный момент с первоначальных 0,05–0,08 Н·м до 0,018–0,036 Н·м, а при оптимальной балансировке — ниже 0,01 Н·м, что соответствует техническим требованиям.

Полный цикл разработки и верификации методики

В работе продемонстрирован полный цикл создания методики: от аналитического моделирования динамики твёрдого тела с учётом ГМР (Guided-Mode Rotation) приводов, через численное моделирование и отладку законов управления, до изготовления стенда и проведения лётных (моделируемых) испытаний. Результаты численного моделирования спектральных характеристик реактивного момента оказались согласованы с экспериментом на уровне погрешности $\leq 5\%$, что свидетельствует о корректности выбранных моделей и применимости методики для бортовых систем.

Практическая значимость

Предложенные методы расчёта реактивных моментов и алгоритмы балансировки маховиков могут быть непосредственно интегрированы в программно-аппаратные комплексы систем управления шаговыми и гибридными приводами оптических систем КА, обеспечивая:

Минимизацию размытия изображения при быстром повороте (остаточное размытие меньше 6 мкм).

Снижение энергопотребления за счёт оптимизации профиля разгона-торможения без потери времени.

Увеличение ресурса механизмов — бесконтактная компенсация минимизирует износ и вибрационные нагрузки.

Список литературы

- [1] Haroon M., Shahzad M., Fraz M. M. Multisized object detection using spaceborne optical imagery //IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing. – 2020. – Т. 13. – С. 3032-3046.
- [2] Bouwmeester J., Kuiper H. Enabling cost-effective high-resolution Earth observation with deployable space telescopes //IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation. – 2023.
- [3] Saunders C. et al. Building large telescopes in orbit using small satellites //Acta Astronautica. – 2017. – Т. 141. – С. 183-195.
- [4] Satyarthi S. Optical line-of-sight steering using gimbaled mirrors //Airborne Intelligence, Surveillance, Reconnaissance (ISR) Systems and Applications XI. – SPIE, 2014. – Т. 9076. – С. 107-114.
- [5] Barnes D. D. C. Optomechanical design, analysis, and testing of the nanosatellite optical downlink experiment : дис. – Massachusetts Institute of Technology, 2018.
- [6] Лесков А. Г., Карандаев А. А. Использование двухзвенного механизма для наведения съемочной аппаратуры малого космического аппарата //Вестник Московского государственного технического университета им. НЭ Баумана. Серия «Машиностроение». – 2010. – №. 3. – С. 40-55.
- [7] Negro J. et al. Inertial stable platforms for precision pointing of optical systems in aerospace applications //AIAA Journal. – 2023. – Т. 61. – №. 8. – С. 3234-3246.
- [8] Zhao X., Wang Z., Zheng G. Knowledge-based integrated optimization design of agile imaging satellites' attitude controller and vibration isolator //Aerospace Science and Technology. – 2023. – Т. 133. – С. 108100.
- [9] Lappas V. J., Steyn W. H., Underwood C. I. Attitude control for small satellites using control moment gyros //Acta Astronautica. – 2002. – Т. 51. – №. 1-9. – С. 101-111.
- [10] Углова А. О., Лукьяненко М. В. ОЦЕНКА ПРЕИМУЩЕСТВ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ГИРОДИНОВ В СИСТЕМАХ ОРИЕНТАЦИИ И

- СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ //Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2019. – Т. 1. – С. 601-603.
- [11] Zhao J. et al. Effect of gyroscopic moments on the attitude stability of a satellite in an elliptical orbit //Nonlinear Dynamics. – 2023. – Т. 111. – №. 16. – С. 14957-14976.
- [12] Cain J. S. et al. Stability analysis of a dynamically tuned gyroscope //Journal of guidance, control, and dynamics. – 2006. – Т. 29. – №. 4. – С. 965-969.
- [13] Song L. Q. et al. Design and analysis of a dual mass flywheel with continuously variable stiffness based on compensation principle //Mechanism and machine theory. – 2014. – Т. 79. – С. 124-140.
- [14] Zhigang W. et al. Torque Compensation Technology for Geostationary Meteorological Satellite //Proc. of SPIE Vol. – 2010. – Т. 7651. – С. 765133-1.
- [15] Бе́ляев Б. Б. и др. УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ ПЛАНЕТНЫХ И АСТРОФИЗИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ //ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ. – 2014. – С. 1045-1156.
- [16] Головченко А. А., Головченко Л. В. СПОСОБ ОРИЕНТАЦИИ ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И УСТРОЙСТВО, ЕГО РЕАЛИЗУЮЩЕЕ. – 2011.
- [17] Рядчиков И. В. и др. Устройство для стабилизации положения объемного тела в пространстве с силовой компенсацией отклоняющих воздействий. – 2016.
- [18] Zeng M., Hu C. Z., Hu P. F. Control Algorithm of Acceleration Curve for Stepper Motor //Journal of Control and Systems Engineering. – 2016. – Т. 4. – №. 1. – С. 32-39.
- [19] Erkorkmaz K., Altintas Y. High speed CNC system design. Part I: jerk limited trajectory generation and quintic spline interpolation //International Journal of machine tools and manufacture. – 2001. – Т. 41. – №. 9. – С. 1323-1345.

- [20] Lee J. et al. On the Performance of Jerk-Constrained Time-Optimal Trajectory Planning for Industrial Manipulators //2024 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). – IEEE, 2024. – C. 9772-9778.