Министерство науки и высшего образования Российской Федерации

Федеральное государственное автономное

образовательное учреждение высшего образования

«Национальный исследовательский Томский политехнический университет»

На правах рукописи

Беляев Александр Сергеевич

СИСТЕМЫ АКТИВНОГО ОБЕЗВЕШИВАНИЯ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ИХ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЯХ

Специальность 2.3.3. – Автоматизация и управление технологическими процессами и производствами

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель:

кандидат технических наук, доцент

Филипас Александр Александрович

Томск-2023

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ 6

1. **ОБЗОР АНАЛОГОВ** 14

1.1. Пассивные тросовые системы обезвешивания 14

1.2. Пассивно-активные тросовые системы обезвешивания 18

1.3. Активные тросовые системы обезвешивания 19

1.4. Активные тросовые системы обезвешивания с использованием нескольких тросов (многотросовые) 21

1.5. Пассивные опорные системы обезвешивания 24

1.6. Пассивно-активные опорные системы обезвешивания 25

1.7. Активные опорные системы обезвешивания 28

1.8. Анализ систем обезвешивания 28

1.9. Выводы по главе 31

2. **МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ СИСТЕМ ОБЕЗВЕШИВАНИЯ** 32

2.1 Математическое описание опорной системы обезвешивания .. 33

2.2. Математическое описание четырехтросовой системы обезвешивания 50

2.3. Выводы по главе 2 61

3. **МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ С СОХРАНЕНИЕМ СТРУКТУРЫ И ПЕРЕМЕННЫХ СОСТОЯНИЯ РЕАЛЬНЫХ ОДНОКАНАЛЬНЫХ АКТИВНЫХ ОПОРНОЙ И ЧЕТЫРЕХТРОСОВОЙ СИСТЕМ ОБЕЗВЕШИВАНИЯ И СИНТЕЗ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ** 62

3.1. Моделирование обезвешиваемого элемента 62

3.2. Моделирование опорной системы обезвешивания 65

3.3. Синтез системы управления опорной системой обезвешивания 67

3.4. Моделирование четырехтросовой системы обезвешивания 71

3.5. Синтез системы управления четырехтросовой системой обезвешивания 73

3.6. Сравнение работы систем обезвешивания 76

3.7. Совершенствование системы управления опорной системой обезвешивания 79

3.8. Сравнение линейно-квадратичного регулятора опорной платформы и тросовой системы 84

3.9. Выводы по главе 3 87

4. **МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМ ОБЕЗВЕШИВАНИЯ ТККА ПРИ ИХ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЯХ** 88

4.1. Пример расчета системы обезвешивания солнечной батареи .. 96

4.2. Выводы по главе 115

5. **ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ СИСТЕМ ОБЕЗВЕШИВАНИЯ** ... 116

5.1. Структура исследовательского стенда 117

5.2. Апробация работы опорной системы обезвешивания 119

5.3. Апробация работы четырехтросовой системы обезвешивания 122

5.4. Выводы по главе 127

6. **ЗАКЛЮЧЕНИЕ** 128

ЛИТЕРАТУРА 130

ПРИЛОЖЕНИЕ А 148

ПРИЛОЖЕНИЕ Б 152

ПРИЛОЖЕНИЕ В 153

ПРИЛОЖЕНИЕ Г 154

ПРИЛОЖЕНИЕ Д 155

ПРИЛОЖЕНИЕ Е 156

Список используемых сокращений

ОЭ – обезвешиваемый элемент

СО – система обезвешивания

САУ – система автоматического управления

LQR – линейно квадратичный регулятор

ППП – пакет прикладных программ

ПИД – пропорционально-интегрально-дифференцирующий

КСБ – крыло солнечной батареи

КА – космический аппарат

ТККА – трансформируемые конструкции космических аппаратов

ММССПС – математические модели с сохранением структуры и переменных состояния

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность работы. Производство космических кораблей и спутников является наукоемкой отраслью. Прежде чем вывести космический аппарат (КА) на орбиту, необходимо провести ряд испытаний с целью проверки его на соответствие заданным требованиям и выявления возможных дефектов изготовления и некорректных решений, принятых на этапе конструирования. К таким испытаниям относятся натурное и математическое моделирование. При проведении натурного моделирования следует обеспечить условия, максимально приближенные к условиям длительной эксплуатации проектируемого устройства. Для космических аппаратов одним из таких ключевых условий является невесомость. Одним из основных вариантов создания требуемых условий является применение систем обезвешивания (СО). Чаще всего подобные системы применяются для обезвешивания трансформируемых конструкций космических аппаратов (ТККА): рефлекторов антенн, крыльев солнечных батарей (КСБ) и манипуляторов. По принципу исполнения СО делятся на тросовые и опорные, а по принципу функционирования – на пассивные, пассивно-активные и активные. Вопросами разработки систем обезвешивания в нашей стране занимались, судя по анализу научных публикаций, многие исследователи, такие как Евтеев А. Н., Матвеев А. В. и другие. Эти работы были направлены на применение тросовых систем обезвешивания двух типов: пассивного и пассивно-активного. Отметим известные недостатки систем пассивного и пассивно-активного обезвешивания, которые связаны с рядом факторов:

- наличием трения в тросово-блочных узлах и шарнирах системы обезвешивания, причем величина паразитных сил резко нарастает с ростом габаритов и массы объекта испытаний;
- массой, использующейся для создания обезвешивающей силы, а также массой противовесов, что увеличивает инерционность движущихся элементов, ухудшая условия испытаний.

За рубежом, судя по анализу публикаций таких исследователей, как K. Seweryn, T. Rybus, K. Yoshida, K. Nitta, J. M. Dolan, K. Saulnier и других, этой задаче уделяется также большое внимание, однако принцип работы систем обезвешивания в рассмотренных случаях строится на использовании пневматических подшипников как элементов пассивно-активных опорных систем обезвешивания. Системы этого типа, по сравнению с тросовыми конструкциями, имеют меньшие массогабаритные параметры, что облегчает монтаж, наладку и упрощает настройку, однако влияние масс самой системы обезвешивания увеличивает инерционность всей системы, что ухудшает качество испытаний ТККА.

К наиболее перспективным решениям относятся полностью активные системы, которые не только компенсируют вес обезвешиваемого элемента (ОЭ), но и самостоятельно перемещаются в пространстве, что исключает появление инерционности, вызванной дополнительно присоединенными массами. Известны разработки такого типа, опубликованные в научных работах А.Г. Верхогляда, В.И. Халимановича, Г.Я. Пятибратова, О.А. Кравченко и других. Вызовами для дальнейшего развития этих перспективных систем являются большие временные затраты на монтаж и настройку, сложность синтеза алгоритмов управления, сложность конструктивного исполнения, высокая стоимость систем, т.к. для каждого разрабатываемого элемента космического аппарата необходимо создавать свою систему обезвешивания. Таким образом, разработка систем обезвешивания ТККА является актуальной задачей, а ее решение способствует повышению точности и надежности работы оборудования космических аппаратов.

Целью диссертационной работы является обоснование подходов и разработка методики проектирования систем обезвешивания ТККА в ходе их наземных испытаний с помощью активных опорной и четырехтросовой систем обезвешивания, на примере односекционной солнечной батареи.

Для достижения указанной цели необходимо решить следующие задачи:

1. Разработать математические модели с сохранением структуры и переменных состояния реальной системы обезвешивания и программное обеспечение, описывающие исполнительные механизмы и два варианта активных систем обезвешивания конструкций космических аппаратов – опорную и четырехтросовую.
2. Разработать подходы и методику проектирования систем обезвешивания с учетом ограничений на положение (расстановку) элементов системы обезвешивания относительно друг друга в транспортировочном положении элемента космического аппарата, с обеспечением требуемого, с точки зрения конструкторских расчетов, условия обезвешивания.
3. Провести экспериментальные исследования процесса обезвешивания объекта с горизонтально перемещающимся центром масс при использовании активной опорной и четырехтросовой систем обезвешивания.

Объектом исследования является процесс активного обезвешивания трансформируемых конструкций космических аппаратов при их наземных испытаниях.

Предметом исследования является обоснование подходов и разработка методики проектирования систем обезвешивания трансформируемых конструкций космических аппаратов при их наземных испытаниях.

Гипотеза исследования: обоснованные подходы и разработанная методика проектирования систем обезвешивания позволят решить задачу обезвешивания трансформируемых конструкций космических аппаратов с учетом ограничений на положение (расстановку) элементов системы обезвешивания относительно друг друга в транспортировочном положении элемента космического аппарата, с

обеспечением требуемого, с точки зрения конструкторских расчетов, условия обезвешивания.

Методы исследования. Для решения поставленных в работе задач использовались математическое моделирование, теория автоматического управления, методы искусственного интеллекта, методы системного анализа. При выполнении экспериментальных исследований применялись методы натурного моделирования, активной идентификации параметров объектов управления, статистическая обработка экспериментальных данных. Для автоматизации процесса проектирования систем управления осуществлена разработка комплекса алгоритмического и программного обеспечения для оригинальных, разработанных автором, математических моделей, направленных на поддержку инженеров – проектировщиков.

Научная новизна работы заключается в следующем:

1. Получена математическая модель активной опорной системы обезвешивания, отличающаяся подходом в представлении опорной подсистемы в виде перевернутого маятника, с двумя степенями свободы, на мобильной платформе, которая позволяет исследовать работу систем при различной компоновке кинематической схемы, параметрах исполнительных элементов и весе обезвешиваемого элемента.
2. Получена математическая модель активной четырехтросовой системы обезвешивания, отличающаяся подходом в составлении компонентов системы уравнений обезвешиваемого элемента на основе формирования вектора силы движения обезвешиваемого элемента и учетом основных нелинейностей, позволяющая исследовать динамику работу систем при различной компоновке кинематической схемы, параметрах исполнительных элементов и весе обезвешиваемого элемента.
3. Предложена методика проектирования систем обезвешивания трансформируемых элементов космических аппаратов, отличающаяся внедрением оригинального подхода к подбору типа, количества и

положения устройств обезвешивания на основе математической теории оптимизации, с разработкой аналитического описания целевой функции, физически обоснованных граничных условий и верификацией полученного оптимального решения.

Теоретическая значимость работы состоит в обосновании подходов обезвешивания трансформируемых конструкций космических аппаратов при их наземных испытаниях на основе активных одноканальных опорной и четырехтросовой систем обезвешивания с получением их математических моделей, обеспечивающих в условиях наземных испытаний компенсацию влияния земного тяготения. Предложена методика проектирования систем обезвешивания с учетом конструкторских ограничений, обеспечивающая требуемое условие обезвешивания.

Практическая значимость:

1. Реализована разработанная конструкция активной опорной системы обезвешивания трансформируемых конструкций космических аппаратов при их наземных испытаниях, отличающаяся использованием мобильной платформы со следящими электроприводами, которая позволяет не только осуществлять компенсацию веса элементов космического корабля, но и компенсирует инерционность присоединенных масс.
2. Реализована разработанная конструкция активной четырехтросовой системы обезвешивания трансформируемых конструкций космических аппаратов, отличающаяся использованием закрепленных управляемых моментных электроприводов с тросовыми лебедками, которая позволяет не только компенсировать вес обезвешиваемого элемента, но и осуществлять независимое многокоординатное перемещение с компенсацией инерционности присоединенных масс.
3. Разработанные методика и модели позволяют осуществить проектирование системы обезвешивания с учетом типа, количества и положения элементов системы обезвешивания, с обеспечением требуемого условия

обезвешивания, например, минимизации моментов в шарнирах или минимизации веса в определенных точках, а также с учетом конструкторских ограничений на положение элементов системы обезвешивания относительно друг друга в транспортном положении космического аппарата.

4. Разработанные варианты систем обезвешивания позволяют упростить монтаж и настройку системы обезвешивания.

Реализация результатов работы. Результаты исследований использованы при выполнении НИР по гранту УМНИК №635ГУЦЭС8-D3/63727 «Разработка автоматизированной тросовой системы обезвешивания для реабилитации пациентов» (Приложение Е). Созданный гибридный лабораторно-исследовательский стенд внедрен в учебный процесс ФГАО ВО НИ ТПУ по основным образовательным программам 15.03.06 и 15.04.06 «Мехатроника и робототехника». Разработанное программное обеспечение, построенное на основе математической модели, применено в опытных устройствах, разрабатываемых в ООО «Промышленная механика» г. Томск (Приложение А).

Положения, выносимые на защиту:

1. Математическая модель активной опорной системы обезвешивания ТККА, позволяющая исследовать динамику работы при различной компоновке кинематической схемы, параметрах исполнительных элементов и весе обезвешиваемого элемента.
2. Математическая модель активной четырехтросовой системы обезвешивания ТККА, позволяющая исследовать динамику работы при различной компоновке кинематической схемы, параметрах исполнительных элементов и весе обезвешиваемого элемента.
3. Оригинальная методика проектирования систем обезвешивания ТККА при их наземных испытаниях, которая позволяет осуществить выбор типа и количества элементов СО, а также определять их положение в зависимости от параметров обезвешиваемого элемента и накладываемых ограничений.

Обоснование соответствия диссертации паспорту научной специальности 2.3.3 - Автоматизация и управление технологическими процессами и производствами выполнено по нижеперечисленным пунктам: п. 2 «*Автоматизация контроля и испытаний», п.4 «Теоретические основы и методы моделирования, формализованного описания, оптимального проектирования и управления технологическими процессами и производствами» и п. 12 «Методы создания специального математического и программного обеспечения, пакетов прикладных программ и типовых модулей функциональных и обеспечивающих подсистем АСУТП, АСУП, АСТПП и др., включая управление исполнительными механизмами в реальном времени».*

Степень достоверности. Достоверность результатов и выводов работы обеспечивается строгостью используемых математических методов, непротиворечивостью результатов и выводов с ранее полученными данными исследований, а также результатами натурных экспериментов на лабораторных установках.

Апробация работы. Основной материал диссертационной работы отражен в 9-и научных докладах, основные из которых обсуждались на научно-практических конференциях: Международной научно-практической конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева «Решетневские чтения» (г. Красноярск, г. Железногорск 2019, 2020), 20th IFAC Conference on Technology, Culture and International Stability (г. Москва, 2021), Международной научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых «МСИТ» (г. Томск, 2021), Всероссийской научно-технической конференция «Состояние и перспективы развития современной науки по направлению «АСУ, информационно-телекоммуникационные системы». (г. Анапа, 2020), «Современные проблемы машиностроения», (г. Томск, 2020), Международной научно-технической конференции «Проблемы машиноведения» (г. Омск, 2021).

Личный вклад автора. Основные научные положения, результаты и выводы диссертационной работы получены автором лично. Совместно с научным руководителем сформулированы цель и задачи работы. Анализ полученных результатов выполнен автором совместно с научным руководителем.

Публикации: По теме диссертационной работы опубликовано 17 работ, среди которых 3 – в журналах перечня ВАК; 1 – в изданиях, индексируемых в Scopus и Web of Science, получен 1 патент на изобретение, 3 свидетельства о регистрации программы для ЭВМ.

Структура и объем диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, заключения, содержит 147 страницы, 6 приложений, в том числе 64 рисунка, 8 таблиц, список используемой литературы включает 128 наименований.

1. ОБЗОР АНАЛОГОВ

На сегодняшний момент существует множество конструкций, которые используются для обезвешивания элементов космических аппаратов, таких как: декартовые манипуляторы [1 – 16], промышленные манипуляторы [2,11,16 – 28], платформы Стюарта [11,27,29 – 32], воздушные подшипники [11,33 – 50], аэростаты и воздушные шары [51].

Однако в большинстве случаев решается задача статического обезвешивания, то есть ОЭ перемещается как единое целое или не перемещается вовсе.

Более сложной задачей является обезвешивание ТККА, которые раскрываются из транспортировочного положения в рабочее. К таким элементам относятся манипуляторы, солнечные панели, рефлекторы антенн.

Существует два способа обезвешивания ТККА в земных условиях: при помощи тросовых подвесов, устанавливаемых над раскрываемым элементом обезвешивания (тросовый тип обезвешивания), и при помощи подвижных тележек, установленных под обезвешиваемым элементом (опорный тип обезвешивания). Каждая система обезвешивания должна осуществлять две основные функции: создавать силу, компенсирующую вес обезвешиваемого элемента, далее сила обезвешивания, и перемещаться вслед за ОЭ.

Исходя из способов реализации данных функций, системы обезвешивания можно разделить на три типа: пассивные, пассивно-активные и активные.

1.1. Пассивные тросовые системы обезвешивания

В пассивных тросовых системах сила обезвешивания достигается за счет применения противовесов или пружинных механизмов [52], а перемещение системы обезвешивания происходит за счет непосредственного движения обезвешиваемого элемента.

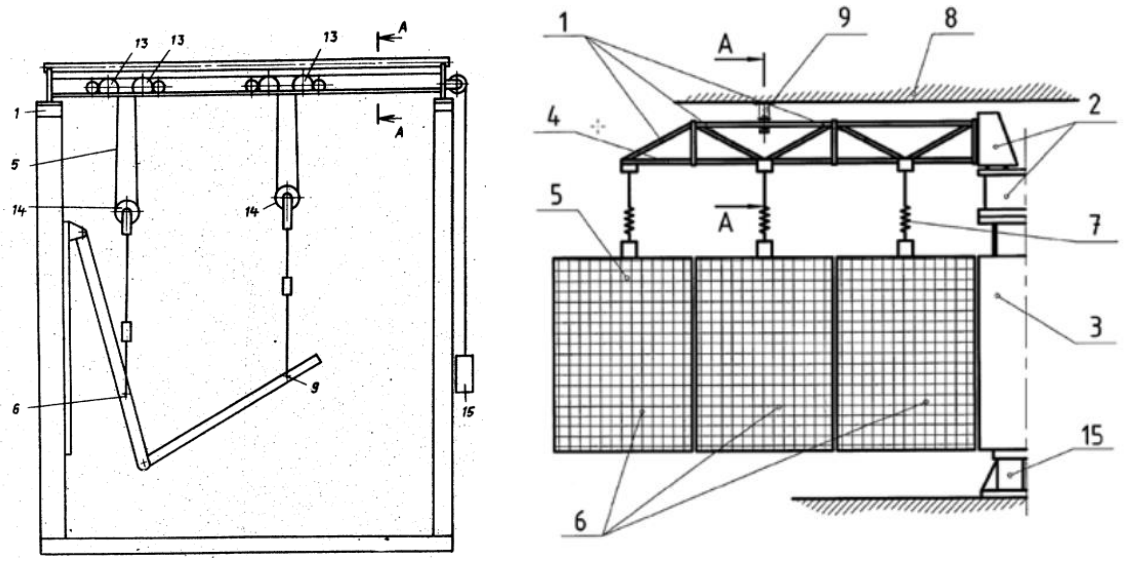

Рисунок 1.1 –Примеры пассивных систем обезвешивания [52, 53]

Примеров таких систем достаточно много, например, Евтеев А. Н., Иванов Н. Н., Кирилюк А. И., Подзоров В. Н., Сеченов Ю. Н., Телегин В. И. в **патенте на изобретение № 2376217** «Устройство для обезвешивания горизонтально перемещающейся многозвенной механической системы космического аппарата» [54] используют пассивную систему обезвешивания на основе пружинных механизмов для обезвешивания горизонтально перемещающихся КСБ космических аппаратов. Изобретение относится к наземным имитационным испытаниям космических аппаратов (КА). Устройство содержит раму, закрепленную в верхней части КА и снабженную секционной штангой. Штанга связана посредством вертикально установленных регулируемых пружин обезвешивания с горизонтально перемещающимися звеньями многозвенной механической системы. Звенья уложены W-образно («гармошкой»). На закрепленных между собой секциях штанги горизонтально подвешен направляющий трос. Один конец троса закреплен на секции, наименее удаленной от КА, а другой конец посредством механизма натяжения связан с наиболее удаленной от КА секцией. Регулируемые пружины взаимодействуют посредством опорных элементов с направляющим тросом, имея возможность перемещения по тросу. Направляющий трос находится над звеньями механической системы в их рабочем положении. Регулируемые пружины связаны со звеньями в точках,

расположенных в вертикальных плоскостях симметрии этих звеньев. На раме вертикально закреплена П-образная разгрузочная арка, две стойки которой закреплены в нижней части КА. Многозвенная механическая система в плане находится между стойками П-образной арки. Техническим результатом изобретения является уменьшение потребных усилий на приводы раскрытия многозвенной механической системы КА, снижение инерционных нагрузок на звенья данной механической системы и уменьшение транспортных габаритов КА с установленным на нем устройством [54].

В патенте РФ № 2273592, той же группы авторов, «Устройство для обезвешивания вертикально перемещающейся маложесткой механической системы космического аппарата», используются противовесы, компенсирующие вес обезвешиваемых частей КСБ космического аппарата [55].

Изобретение относится к средствам наземных имитационных испытаний и подготовки к полету систем космического аппарата. Предлагаемое устройство содержит противовес, соединяемый тросом, проходящим через установленные на опорной стойке блоки, с испытываемой маложесткой механической системой. Данная система снабжена фиксирующим замком для ее удержания на космическом аппарате. При этом опорная стойка закреплена на космическом аппарате и снабжена приемной площадкой, установленной с возможностью взаимодействия с ней указанного противовеса. На приемной площадке со стороны противовеса закреплена амортизирующая подкладка. Технический результат изобретения состоит в уменьшении возмущающего бокового усилия на испытываемую маложесткую систему, а также в возможности применения одного устройства для обезвешивания аналогичных систем космических аппаратов при различных типоразмерах последних [55].

Кроме того, данные авторы имеют еще патент по данной тематике [56]. Еще одной группой авторов, занимающихся разработкой пассивных систем обезвешивания солнечных батарей на базе Федерального Государственного Унитарного Предприятия "Государственный научно-производственный ракетно-

космический центр "ЦСКБ-Прогресс" (ФГУП "ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс"), являются Виктор Васильевич Билько, Наталья Александровна Плетнева, Владимир Иванович Сороколетов, Юрий Петрович Шупляк [57 – 58].

Кроме того, пассивные системы применяют и для развертывания рефлекторов антенн космических аппаратов [59]. Известны и иностранные аналоги подобных систем [60]. Известно также устройство для обезвешивания вертикально перемещающихся маложестких механических систем космических аппаратов, содержащее противовес, связанный тросом, проходящим через блоки, установленные на закрепленной на полу сооружения опорной стойке, с маложесткой механической системой космического аппарата, снабженной фиксирующим замком и установленной с возможностью ее вертикального перемещения [61]. Подобные устройства рассматриваются, в частности, в [62].

Данные системы просты в настройке, однако имеют ряд недостатков:

- большие габаритные размеры системы обезвешивания;
- наличие моментов трения в шарнирах, за счет эффекта присоединенных масс, то есть перемещение системы обезвешивания происходит за счет движения обезвешиваемой конструкции;
- ограниченное число обезвешиваемых элементов;
- ограничение в перемещении обезвешиваемых элементов по вертикали и горизонтали.

На сегодняшний момент такие системы обезвешивания применяются на АО «Информационные спутниковые системы им. М.Ф. Решетнева» (г. Железногорск Красноярского края) и НПО им. С.А. Лавочкина (г. Химки Московской области).

Подобные системы, ввиду своей простоты работы, были первыми системами обезвешивания. Именно они определили направление развития отрасли и сделали тросовые системы наиболее распространенными.

1.2. Пассивно-активные тросовые системы обезвешивания

В пассивно-активной системе обезвешивания компенсация веса элементов космического аппарата осуществляется за счет использования электродвигателей, развивающих необходимый для компенсации момент. Однако передвижение системы обезвешивания происходит аналогично пассивной, за счет движения обезвешиваемого элемента [11, 63 – 66].

Подобного рода системы обычно построены с использованием специальных кареток, свободно перемещающихся по закрепленным под потолком рельсам. На каретке устанавливается электропривод, создающий момент, необходимый для компенсации веса обезвешиваемого элемента.

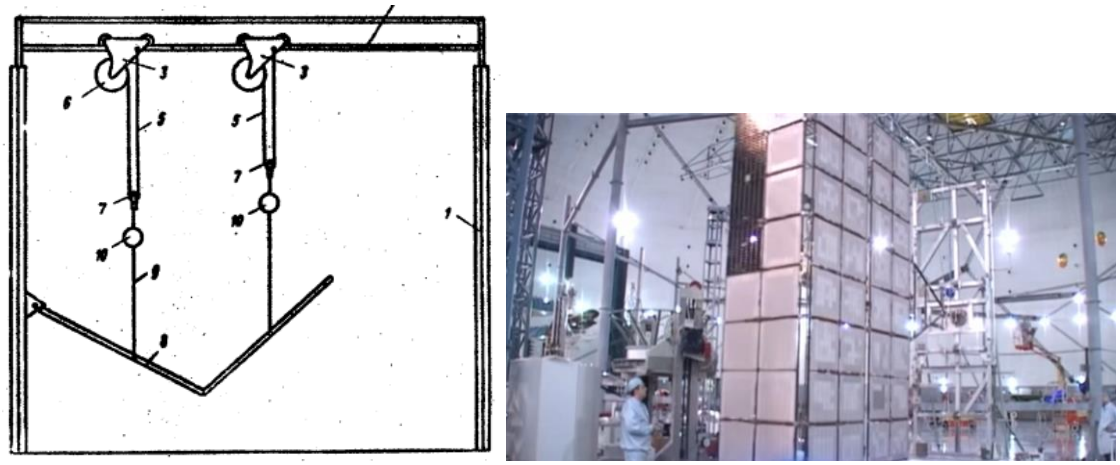

Рисунок 1.2 –Пример активной системы обезвешивания [65, 11]

Системы пассивно-активного обезвешивания менее распространены по сравнению с пассивными системами, например, в работе [65] рассматривается стенд на основе перемещающихся по рельсам кареток с размещенными на них тросовыми подвесами обезвешиваемых частей двухзвенного элемента с компенсацией веса при помощи электродвигателей.

Подобные системы, так же как и пассивные системы, имеют эффект присоединенных масс, что ведет к появлению моментов трения в шарнирах солнечной панели.

1.3. Активные тросовые системы обезвешивания

Активные системы обезвешивания имеют встроенную систему перемещения, например, за счет использования электроприводов, что позволяет осуществлять ее передвижение независимо от объекта обезвешивания [10, 67 – 78].

Данные системы устраняют некоторые недостатки пассивных тросовых систем, однако также имеют ряд недостатков:

- большие массогабаритные характеристики и высокая сложность конструктивного исполнения за счет использования различных обводных конструкций;
- большая перемещаемая масса;
- большие временные затраты на настройку и монтаж системы;
- сложность синтеза алгоритмов управления.

Подобные системы активно развиты в США, странах Европы и Японии в центрах моделирования и разработки космических аппаратов различных космических агентств, в том числе NASA (США). Внешний вид подобных систем приведен на рисунках 1.3 – 1.5. Стоит отметить, что для отработки обезвешивания небольших, по массе и габаритам, элементов космических аппаратов активно применяют декартовые манипуляторы, имеющие три степени свободы (рисунок 1.4), которые по принципу схожи с активными тросовыми системами [10, 69].

Рисунок 1.3 – Пример активной тросовой системы [70]

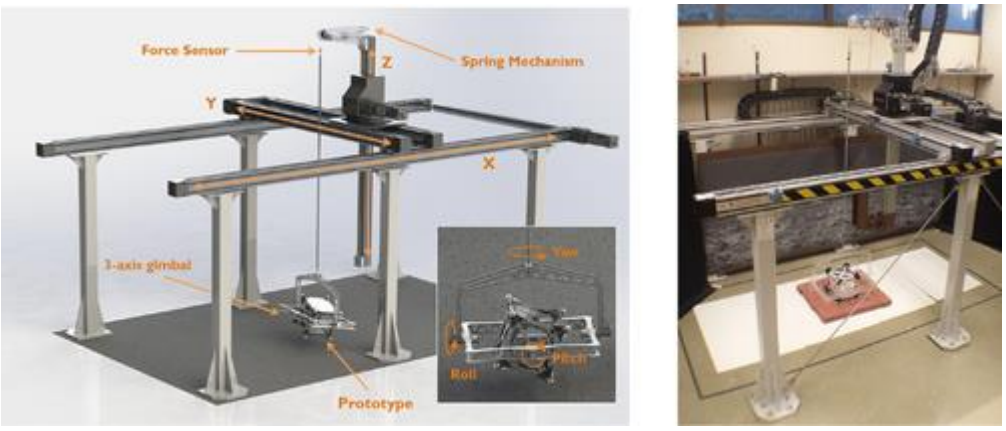

Рисунок 1.4 – Система активного обезвешивания на основе 3-х степенного декартового робота [69]

Рисунок 1.5 – Система активного тросового обезвешивания [71]

Главным достоинством данных систем является компенсация эффекта присоединенных масс за счет установленных электроприводов, перемещающих систему обезвешивания в пространстве. Компенсация данного эффекта значительно повышает точность проводимых экспериментов.

Такого рода системы получили широкое распространение не только в космической отрасли, а также в медицине, где применяются для компенсации веса людей с ограниченной мобильностью и пожилых людей [73, 79].

1.4. Активные тросовые системы обезвешивания с использованием нескольких тросов (многотросовые)

Представленные ранее системы использовали только один трос, сила натяжения которого компенсировала вес элемента космического аппарата. Однако существуют системы, которые используют сразу несколько тросов, например, три или четыре, и применяются для обезвешивания элементов космических аппаратов [80 – 83], в частности, для отработки процесса взаимодействия нескольких спутников или их элементов. Пример [81] подобной системы приведен на рисунке 1.6

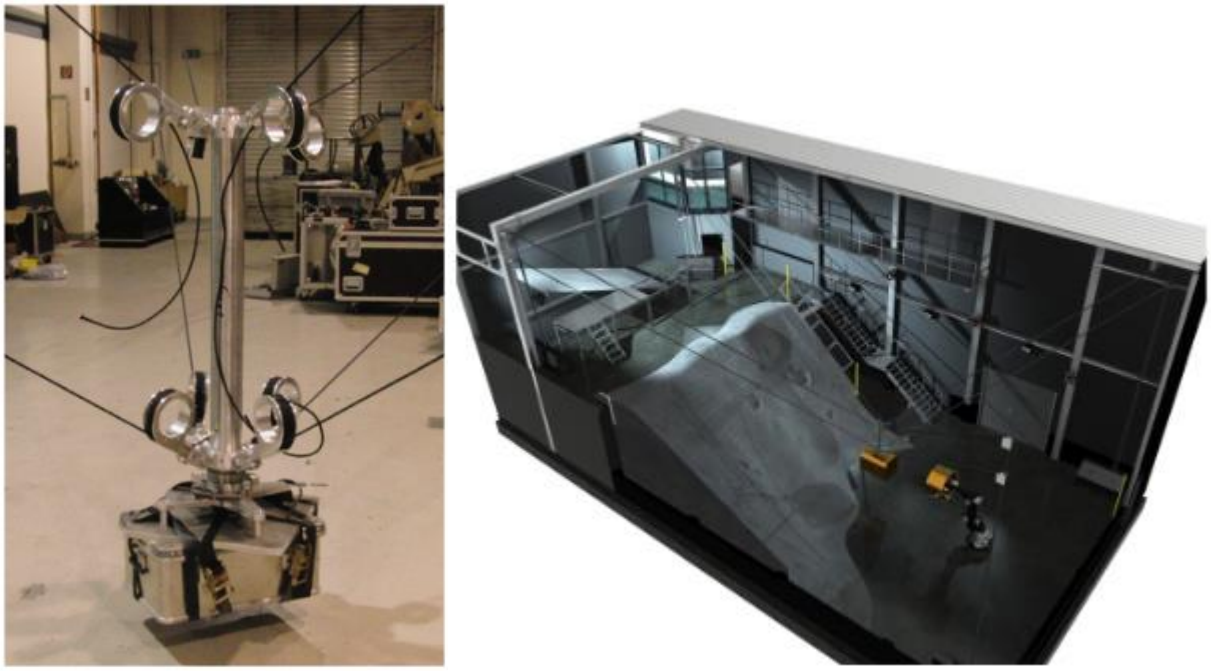

Рисунок 1.6 – Системы многотросового обезвешивания для обезвешивания элементов космических аппаратов [81]

Кроме того, подобные системы получили широкое распространение в медицине. Примером подобных конструкций может быть система Float [84]. Это новая система динамической многонаправленной поддержки веса тела, которая поддерживает пациентов с нарушениями походки во время обучения и реабилитации их локомоции. Это позволяет пациентам после инсульта, травм спинного или головного мозга, неполной параплегии или пациентам с протезами заново учиться ходить и безопасно тренироваться в неограниченном трехмерном пространстве. Его уникальная гибкость для адаптации к потребностям пациента делает его идеальной системой для более быстрой и эффективной реабилитации походки без риска падения. Пациент может свободно перемещаться во всех направлениях, включая вращение вокруг оси своего тела. Также есть возможность сочетания системы с беговой дорожкой, лестницами, пандусами, балансирами или проекторами виртуальной реальности. Система представлена на рисунке 1.7 [84].

Рисунок 1.7 – Система компенсации веса Float

Подобные системы, применяемые для компенсации веса людей в период реабилитации, есть у многих зарубежных компаний [6, 45, 51, 58, 59, 65, 79, 83, 85 – 94, 111]. Данные системы показывают высокое качество обезвешивания и широкое применение.

Кроме того, подобные системы могут содержать и большее количество тросов, которые позволяют обезвешивать непосредственно отдельные части тела человека [94,95], структура такой системы приведена на рисунке 1.8.

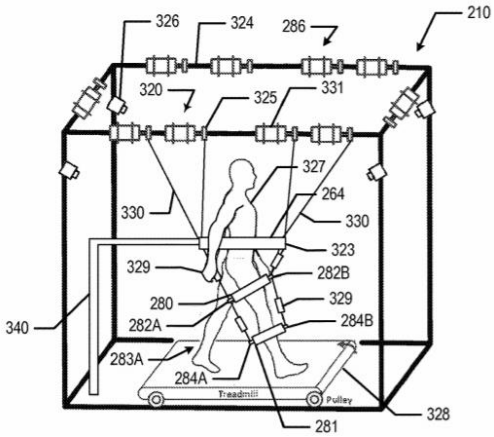

Рисунок 1.8 –Система многотросового обезвешивания людей [95]

Многотросовые системы, по сравнению с системами на основе кареток с одним тросом, имеют следующие преимущества:

- большая рабочая зона;

- отсутствие перемещаемых масс, за исключением непосредственно ОЭ.

Однако управление такой системой осуществлять значительно сложнее, по сравнению с однотросовыми системами, поскольку система является сильно нелинейной.

1.5. Пассивные опорные системы обезвешивания

В пассивной опорной системе обезвешивания компенсация веса обезвешиваемых элементов происходит посредством распределения веса между опорами, в качестве которых могут быть использованы различные подвижные элементы, например ролики [59].

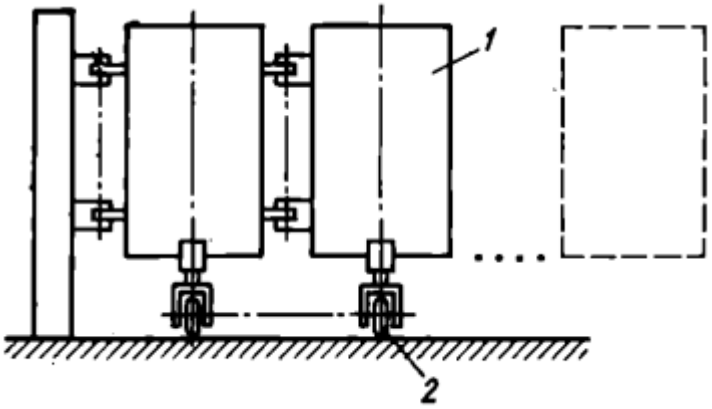

Рисунок 1.9 – Пример пассивной опорной системы обезвешивания [61]

Данный тип систем, в отличие от тросового типа, имеет меньшие массогабаритные параметры, а также требует меньше временных затрат на монтаж и настройку системы, однако существует ряд минусов:

- высокая зависимость от неровностей подстилающей поверхности;
- наличие эффекта присоединённой массы;
- необходимость высокоточной настройки системы на этапе монтажа;
- применение только при горизонтальном раскрытии.

1.6. Пассивно-активные опорные системы обезвешивания

Основной принцип работы таких систем заключается в обеспечении активного обезвешивания массы элементов за счет управляемого гидравлического, пневматического, электрического или электромеханического устройства. Однако передвижение самого устройства обезвешивания является пассивным.

Примером таких систем является US № 5501114 [96], состоящая из стола, элемента с очень низким трением, например, газового подшипника, и вертикальной трубы, имеющей возможность вертикального перемещения и соединенной с ремнем для создания балансира, на другом конце которого установлен элемент с низким трением, образующим механизм скольжения по поверхности. Создание обезвешивающей силы происходит с использованием пневматической подушки. Данная система представлена на рисунке 1.10. Подобные системы разрабатываются и в России [33].

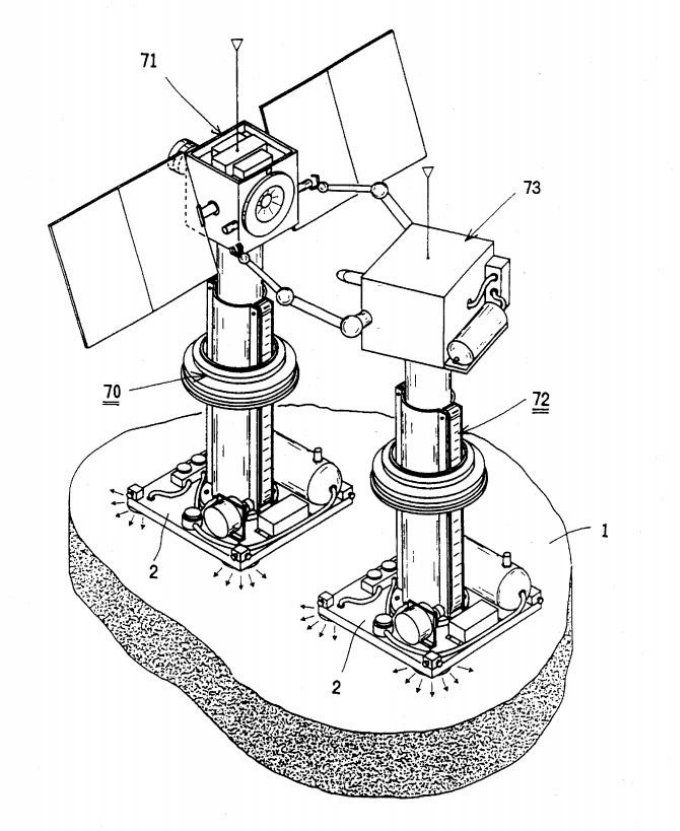

Рисунок 1.10 – Система обезвешивания [96]

Подобного рода системы получили широкое распространение в иностранных университетах и космических компаниях, они реализованы за счет использования подшипников на воздушной подушке, которые могут иметь разное количество степеней свободы и реализующих в том числе пассивно активный принцип [11,33 – 50]. Пример подобной системы с 6-тью степенями подвижности и активным каналом обезвешивания приведен на рисунке 1.11. Типовое устройство воздушного подшипника приведено на рисунке 1.12.

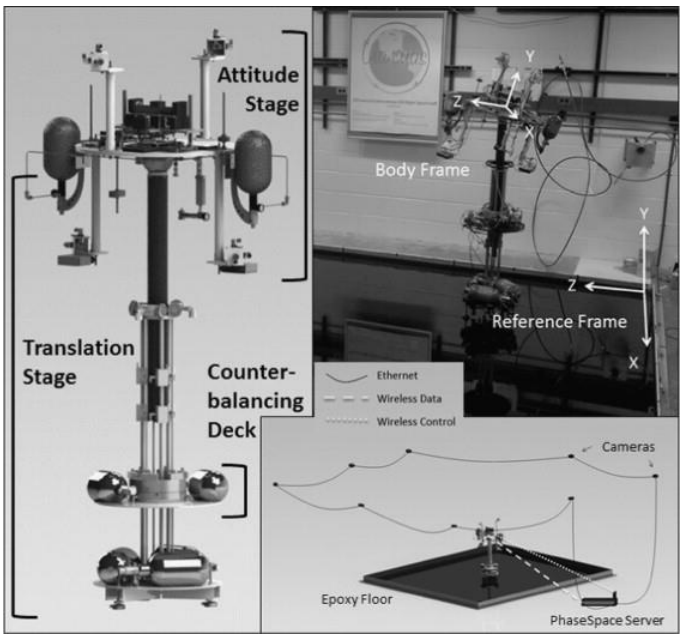

Рисунок 1.11 – Системы обезвешивания на основе подшипников на воздушной подушке [45, 46]

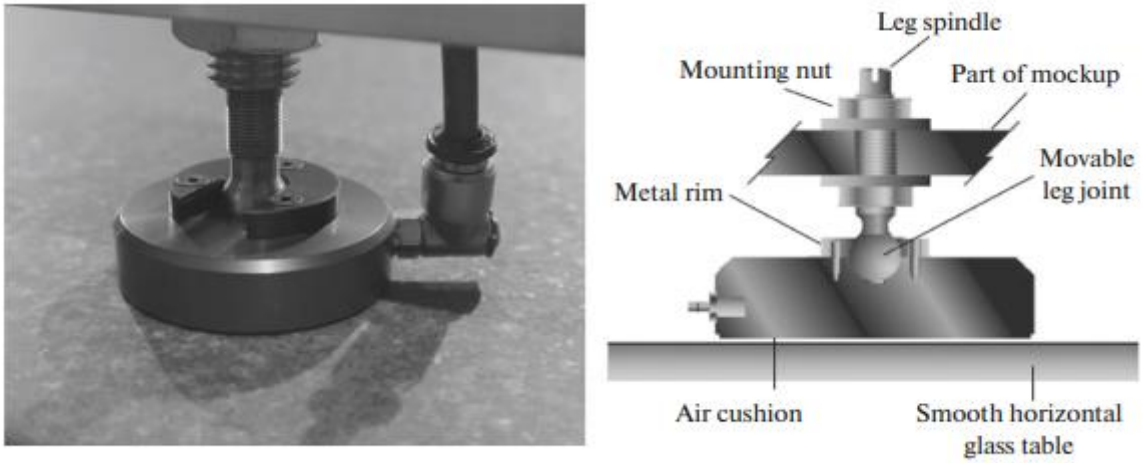

Рисунок 1.12 – Пример реализации воздушного подшипника [46]

Пример использования подвижных опор при наземном испытании горизонтального раскрытия был продемонстрирован 21-го марта 2013 года американской компанией «Lockheed Martin Space System». Опорная транспортная тележка, использующаяся фирмой MAVEN для обезвешивания крыльев солнечных батарей КА [97]. Она представляет собой трехлучевую звезду, способную перемещаться в любом направлении и вращаться вокруг своей оси, под каждым из концов которой установлены дисковой формы пневматические опоры с поддувом, являющиеся в нерабочем состоянии опорами для тележки, а в рабочем состоянии – воздушными подушками, за счет подачи в них по трубопроводам под давлением сжатого воздуха от отдельно расположенного его источника (компрессора или баллона со сжатым воздухом). В центре платформы жестко установлена вертикально опорная стойка для поддержания обезвешиваемого с помощью этой тележки крыла солнечной батареи. Под местом закрепления на ней крыла в опорную стойку встроен датчик силы, который используется в процессе обезвешивания и раскрытия КСБ, для управления создаваемой с помощью пневматических опор силы обезвешивания и снижения таким образом трения опорной тележки при ее перемещении по опорной поверхности.

Данные системы имеют возможность компенсации ошибки обезвешивания во время проведения испытаний, что устраняет необходимость высокоточной настройки на этапе монтажа, т.е. система сама может настроится на нужную силу компенсации, и нивелировать влияние неровностей подстилающей поверхности. Однако данные системы также имеют ряд минусов, основным из которых является наличие эффекта присоединённых масс, так как движение тележек осуществляется вследствие движения обезвешиваемых элементов.

1.7. Активные опорные системы обезвешивания

Активные опорные системы обезвешивания не только компенсируют вес ОЭ за счет управляемых пневматических или механических опор, но и самостоятельно перемещаются в пространстве за счет применения роботизированных мобильных платформ. Это позволяет компенсировать негативный эффект присоединенных масс, что увеличивает точность работы системы. Пример работы такой СО [88] основан на использовании мобильного робота с установленной на него платформой Стюарта, по изменению положения которой осуществляется определение перемещение обезвешиваемого элемента в пространстве. Внешний вид предложенного решения приведен на рисунке 1.13

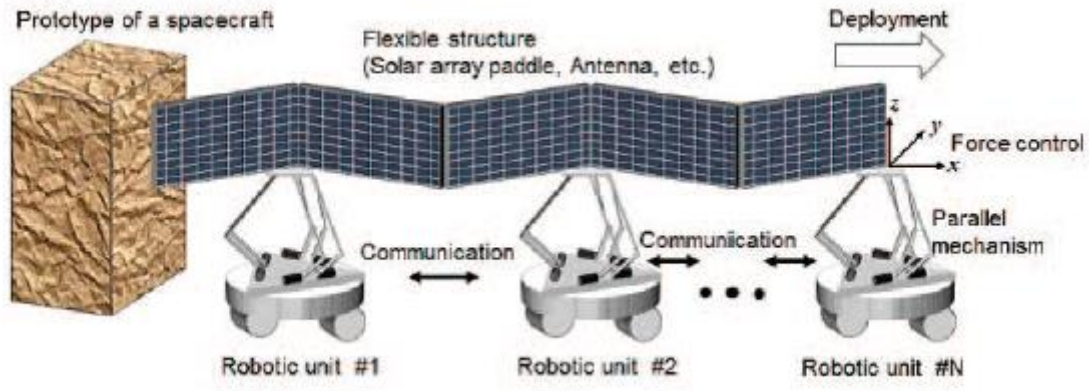

Рисунок 1.13 – Пример активной системы обезвешивания для компенсации веса солнечных панелей [88]

Данный тип СО кроме описанных выше достоинств опорных систем обезвешивания по сравнению с тросовыми, а именно меньших массогабаритных параметров и простоты настройки и наладки, так же может применяться в ходе раскрытия сложно трансформируемых солнечных батарей и рефлекторов.

1.8. Анализ систем обезвешивания

Проведем анализ имеющихся типов СО ТККА по ключевым характеристикам, влияющим на процесс проведения эксперимента:

- габариты системы;
- конструкторские сложности;
- сложность алгоритмов управления;
- эффект присоединённых масс;
- возможность вертикального раскрытия.

Сравнение характеристик разных типов СО приведен в таблице 1.1. Цифрами от 1 до 3 (1 – наиболее худшее значение параметра, 3 – наиболее лучшее значение параметра) обозначена качественная экспертная оценка по каждой характеристики.

Таблица 1.1 – Сравнение характеристик разных типов систем

	Характеристики					
Тип систем	Габариты	Конструкторские сложности	Сложность алгоритмов управления	Эффект присоединенных масс	Возможность вертикального раскрытия	**∑**
Пассивные тросовые	Малые	Средние	Отсутствует	Высокий	Невозможно	
	3	**2**	**3**	**1**	**1**	**8**
Активные тросовые	Большие	Большие	Высокая	Минимален	Проблематично	
	1	**3**	**1**	**3**	**2**	**10**
Пассивные опорные	Малые	Малые	Отсутствует	Высокий	Невозможно	
	3	**1**	**3**	**1**	**1**	**10**
Много тросовые системы	Малые	Средние	Высокая	Минимален	Проблематично	
	3	**2**	**1**	**3**	**2**	**11**
Пассивно активные опорные	Малые	Средние	Низкая	Высокий	Возможно	
	3	**2**	**3**	**1**	**3**	**12**
Активные опорные	Малые	Средние	Высокая	Минимален	Возможно	
	3	**2**	**1**	**3**	**3**	**12**

Как видно по таблице 1.1, активные опорные системы обезвешивания и многотросовые системы могут иметь преимущества, по сравнению с активными тросовыми системами обезвешивания, применяемыми сейчас.

Кроме того, в обзорной работе по системам обезвешивания [11] делается заключение о том, что опорные системы обезвешивания, в основном использующие воздушные подшипники, более подходят для университетов и небольших исследовательских центров, поскольку требуют меньших денежных вложений при небольших габаритах исследовательского стенда, при этом они позволяют обезвешивать ОЭ только небольших масс. А тросовые системы активно развиваются на крупных предприятиях космической отрасли и не испытывают серьезных ограничений по массам ОЭ.

Однако активные опорные системы могут нивелировать ограничения по массогабаритным параметрам ОЭ, что позволит применять их на предприятиях космической отрасли. Данные преимущества смогут уменьшить время настройки и наладки системы обезвешивания и снизить их стоимость. Кроме того, возможно улучшение качества процесса обезвешивания и решения проблемы обезвешивания вертикальных элементов космических аппаратов.

1.9. Выводы по главе

В главе рассмотрены основные типы систем обезвешивания, применяемые как для космической отрасли, так и для медицины. Проведен анализ данных типов систем и выявлены их недостатки. Наиболее важными являются следующие выводы.

1. Пассивные и пассивно-активные системы имеют нежелательный эффект присоединенных масс, увеличивающий инерционность системы, что уменьшает точность проведения наземных испытаний.
2. Активные системы обезвешивания кареточного типа имеют большие массогабаритные показатели, за счет использования рельсов для перемещений и электродвигателей. Данный факт значительно усложняет монтаж и настройку таких систем, а также настройку СУ.
3. Активные опорные системы обезвешивания за счет отсутствия дополнительных конструкций могут иметь меньшие проблемы с монтажом и настройкой, а также обеспечивать более высокое качество обезвешивания.
4. Системы, основанные на использовании нескольких тросов, также имеют достоинства перед тросовыми системами кареточного типа, за счет отсутствия больших перемещаемых масс СО.

2. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ СИСТЕМ ОБЕЗВЕШИВАНИЯ

При проектировании СО, вследствие многообразия ТККА, разработчикам необходимо рассматривать задачу исходя из особенностей ОЭ. Такими отличиями, кроме физических параметров самих объектов: массы и размеров, являются траектория раскрытия ОЭ и требуемое условие обезвешивания. Траектория раскрытия ОЭ определяет требования к динамике работы СО, в частности к ее быстродействию, и определяет процесс расчета ОЭ с точки зрения механической системы. Кроме того, особенностью динамики раскрытия является возможность появления внештатных и аварийных ситуаций, которые СО должна отрабатывать. Исходя из этого, можно выделить следующие варианты требований к СО исходя из обезвешиваемого объекта:

- превышение статических и динамических сил и моментов на элементе и в заданных точках;
- ограничение деформаций и отклонений от траекторий раскрытия в динамических режимах;
- минимизация присоединенных масс и вынужденных составляющих колебаний механической системы с заданной точностью.

В некоторых случаях для ОЭ в ходе наземных испытаний может требоваться одно из данных требований, которые посильно решить системам обезвешивания, используемым на производстве в данный момент. Однако выполнить хотя бы два или все три требования могут исключительно полностью активные системы обезвешивания.

Поскольку солнечные панели, являющиеся основным обезвешивающим элементом в данной работе, соединенные в батарею, имеют плоскую траекторию движения (то есть центр панели перемещается в плоскости), то система обезвешивания также должна иметь возможность перемещаться по двум осям движения. Кроме того, поскольку в раскрытом состоянии панели представляют

собой линейную конструкцию, было принято решение рассматривать данную конструкцию, как однородную балку, закрепленную с одного конца к вертикальной опоре, которая имитирует корпус космического корабля. Непосредственный вес солнечных панелей рассматривается как сосредоточенная сила, приложенная к центру масс. Данное представление исключает учет центробежных моментов инерции панелей, однако учитывает все необходимые компоненты, такие как вес панелей, их размеры и траекторию движения панели. В результате можно представить солнечную батарею в следующем виде, рисунок 2.1.

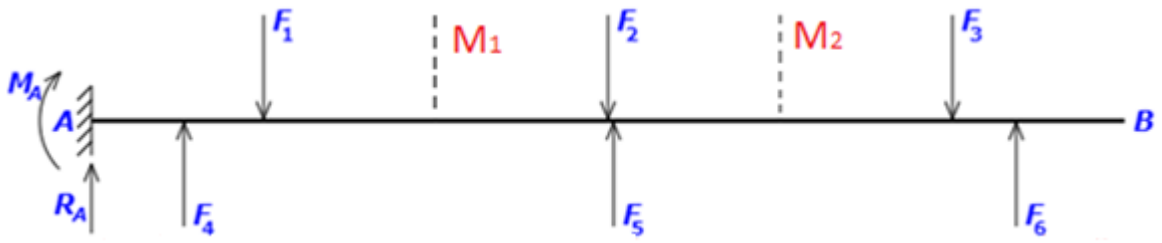

Рисунок 2.1 – Схема рассмотрения обезвешиваемого объекта

Поскольку в прошлой главе был сделан вывод о достоинствах активной опорной и многотросовой системы обезвешивания, то для разработки и апробации данных систем необходимо осуществить математическое описание принципов работы данных систем и синтезировать их математические модели. Данные модели позволят осуществлять синтез системы управления и отработку режимов работы системы.

2.1 Математическое описание опорной системы обезвешивания

В предыдущем разделе был сделан вывод о несомненных плюсах опорной системы обезвешивания, таких как:

- сосредоточенность системы обезвешивания в одном устройстве;
- меньшие массогабаритные показатели, за счет отсутствия дополнительных устройств;

- возможность вертикального раскрытия;
- меньшие затраты на монтаж, наладку и настройку СО.

В данной главе рассматривается разработка полностью активной системы обезвешивания для солнечной батареи. Принцип работы системы активного опорного обезвешивания опирается на решение двух основных функций. Во-первых, СО должна создавать силу, компенсирующую требуемый вес ОЭ, то есть создавать силу, противоположно направленную весу ОЭ. Во-вторых, СО должна иметь возможность самостоятельно перемещаться в пространстве. Эта функция реализована за счет применения активной мобильной платформы, то есть мобильного основания с управляемыми электродвигателями. Поскольку в процессе трансформации солнечная панель или другой ОЭ осуществляет передвижение в пространстве двух осей координат (плоское движение), то СО должна иметь возможность свободно перемещаться в любом направлении без необходимости предварительного поворота. Поскольку предварительный поворот в нужном направлении будет увеличивать время компенсации рассогласования между координатами ОЭ и СО. Решить данную проблему позволяют мобильные платформы на всенаправленных колесах, которые отличаются углом поворота роликов на колесах и называются: omni и mecanum [98-100].

СО кроме создания силы обезвешивания, которая компенсирует вес ОЭ, должна определять изменение положения ОЭ в пространстве и не допускать появления трения в критически важных точках системы. Авторами [101] предложена оригинальная конструкция активной опорной СО, основанная на использовании жестко закрепленной опорной стойки с шариковой опорой. На данное решение получен патент на изобретение (приложение Д). Достоинствами такого технического решения являются, простота конструкции и отсутствие центробежных моментов в процессе раскрытия ОЭ. Однако данное устройство имеет недостаток – трение между шариковой опорой и поверхностью. Это затрудняет процесс раскрытия, поскольку влечет за собой появление нежелательных моментов трения в шарнирах ОЭ и, как следствие, системе

раскрытия ОЭ не хватает энергии на отработку процесса. Из-за данного недостатка в диссертационной работе рассматривается устройство обезвешивания с шарниром с двумя вращательными степенями свободы [102].

К ОЭ через шарнир, имеющий степени вращения во круг осей X и У глобальной системы координат, крепится опорная стойка (5), имеющая вертикальный пассивный и активный канал, которая своим нижним концом закреплена в гироскопическом подвесе (4), для определения её углов поворота опорной стойки установлены датчики углов поворота – энкодеры (3). Предложенная конструкция, закрепленная на мобильной платформе с всенаправленными колесами, выполняет функцию устройства обезвешивания. Схематичный вид системы активного опорного обезвешивания, разработанный в среде Autodesk Inventor, представлен на рисунке 2.2.

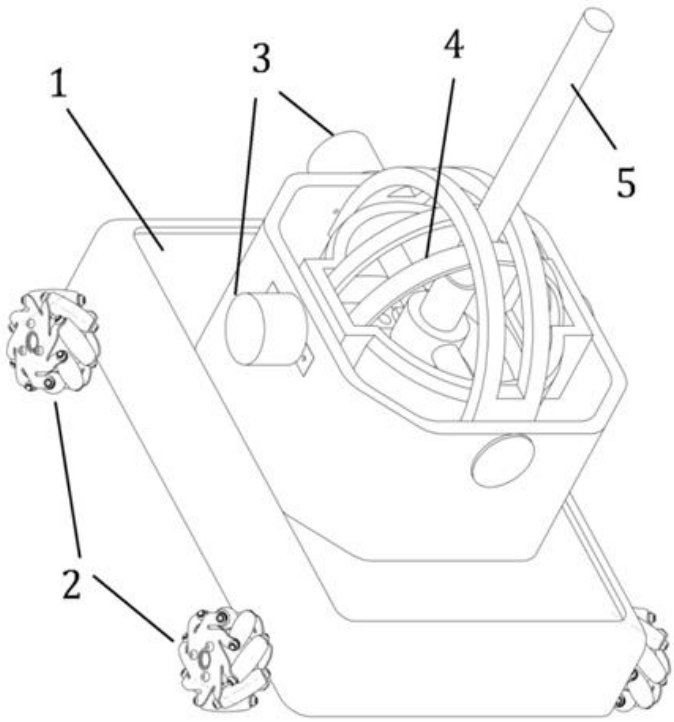

Рисунок 2.2 – Схематичный вид системы опорного обезвешивания на основе 4-х колесной платформы mecanum-типа

Где 1 – мобильная платформа, 2 – mecanum колеса, 3 – датчики углов (энкодеры), 4 – двух степенной карданный подвес, 5 – опорная стойка.

Принцип работы опорной СО следующий: в ходе наземных экспериментов происходит раскрытие солнечной батареи. Как следствие ОЭ (например, солнечная панель) изменяет свое положение в пространстве, что приводит к отклонению опорной стойки СО, соединенной с ОЭ, от вертикального положения. Данное отклонение измеряется энкодерами установленными в карданном подвесе и передается в систему управления мобильной платформой. Система управления передает необходимые управляющие сигналы на двигательную систему платформы и перемещает ее таким образом, чтобы отклонение опорной стойки от вертикали стремилось к нулю. Данный принцип описывает разработанная структурная схема активной опорной системы, приведенная на рисунке 2.3.

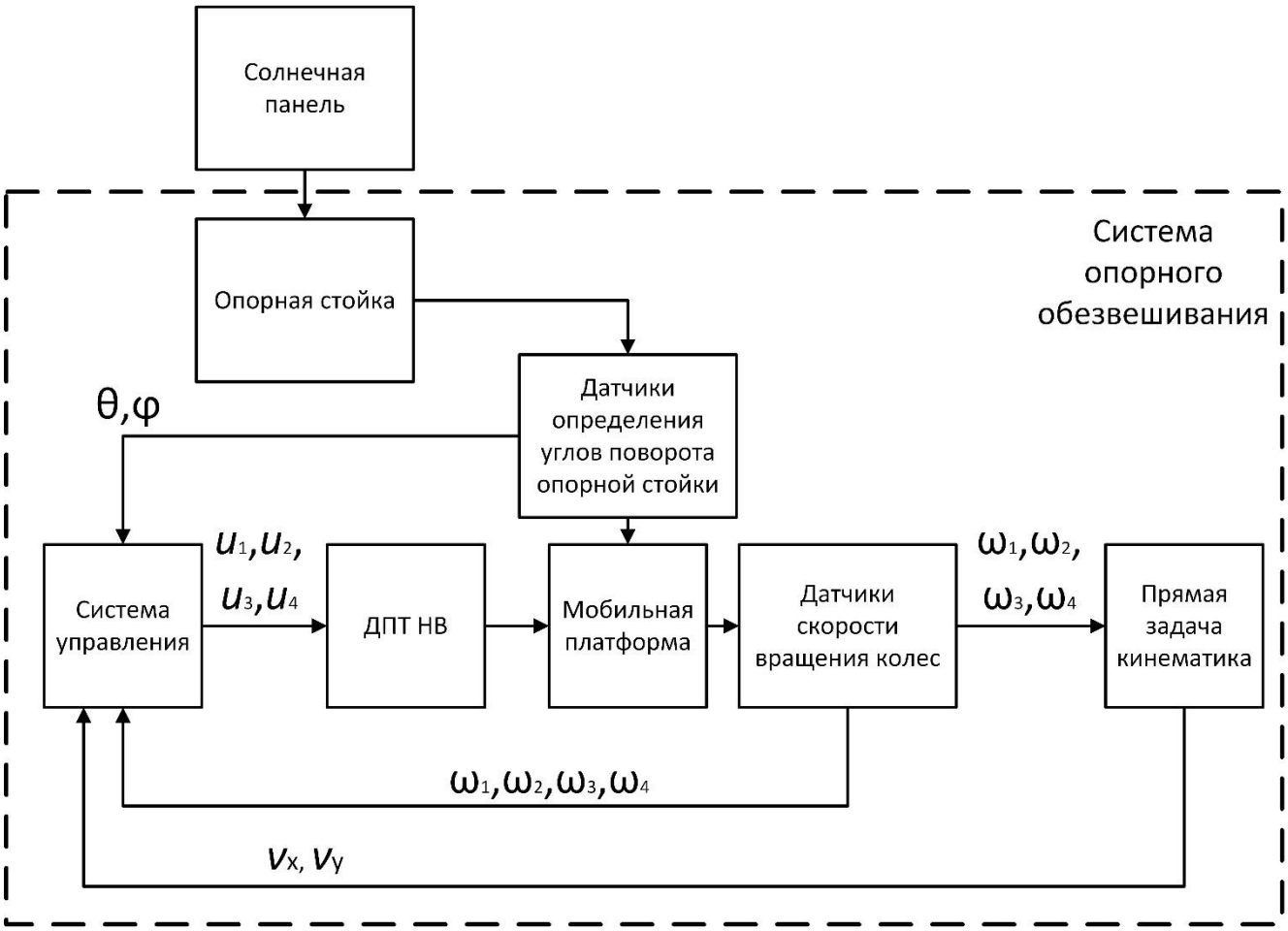

Рисунок 2.3 – Структурная схема активной опорной системы обезвешивания

На рисунке 2.3 указаны θ – угол отклонения опорной стойки относительно плоскости ZoY, φ – угол отклонения опорной стойки в плоскости ZoY, нулевое положение отсчитывается по оси X, ω_i – скорость вращения i-того колеса, v_x – скорость мобильной платформы вдоль оси X, v_y – скорость мобильной платформы вдоль оси Y, u_j – напряжение j-го двигателя.

Ввиду того факта, что предложенная система опорного обезвешивания в дальнейшем может быть использована не только для солнечных панелей, необходимо абстрагироваться от типа обезвешиваемого элемента. Для этого он был представлен в виде материальной точки, способной перемещаться в двух горизонтальных направлениях. Следовательно, можно представить опорную систему обезвешивания в виде двух степенного перевернутого маятника на подвижной платформе, перемещающейся в двух направлениях, рисунок 2.4.

Такое представление активной опорной системы обезвешивания возможно потому, что:

1. любой трансформируемый элемент КА имеет точку крепления к корпусу КА (поэтому он не имеет возможности совершать вращательное движение вокруг своего центра);
2. ось вращения опорной стойки совпадает с осью вращения мобильной платформы, следовательно, вес ОЭ не будет создавать момента вращения мобильной платформы;
3. управление вращением мобильной платформы не предусматривается, ввиду компенсации отклонения вектора опорной стойки от вертикали;
4. угол поворота мобильной платформы не оказывает влияния на систему управления, поскольку углы отклонения опорной стойки связаны с локальными координатами мобильной платформы, а не с глобальными.

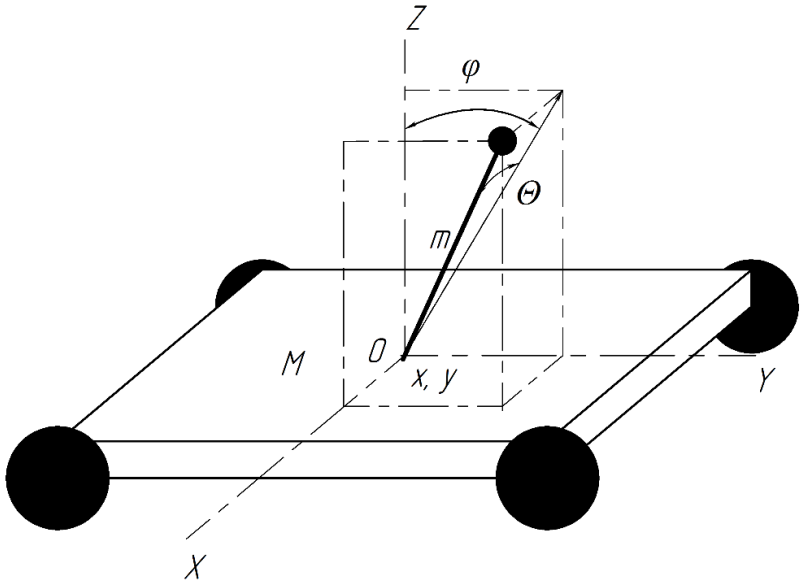

Рисунок 2.4 – Кинематическое представление опорной системы обезвешивания

M – масса мобильной платформы, m – масса обезвешиваемого элемента, l – длина опорной стойки, x – координаты центра мобильной платформы по оси X, y – координаты центра мобильной платформы по Y.

Используя предложенное выше представление системы опорного обезвешивания, опишем кинематику и динамику ее работы для последующего математического моделирования. Кинематику положения обезвешиваемого элемента можно описать следующим образом:

$$\begin{cases} x_{\text{м}} = x + l \cdot \sin\theta, \\ y_{\text{м}} = y + l \cdot \cos\theta \cdot \sin\varphi, \\ z_{\text{м}} = 0 + l \cdot \cos\theta \cdot \cos\varphi, \end{cases} \tag{2.1}$$

где $x_{\text{м}}, y_{\text{м}}, z_{\text{м}}$ – координаты точки крепления обезвешиваемого элемента к опорной стойке.

Продифференцировав данные уравнения по времени, получим:

$$\begin{cases} \dot{x}_{\text{м}} = \dot{x} + l\dot{\theta}\cdot\cos\theta, \\ \dot{y}_{\text{м}} = \dot{y} - l\dot{\theta}\cdot\sin\theta\cdot\sin\varphi + l\dot{\varphi}\cdot\cos\theta\cdot\cos\varphi, \\ \dot{z}_{\text{м}} = -l\dot{\theta}\cdot\sin\theta\cdot\cos\varphi - l\dot{\varphi}\cdot\cos\theta\cdot\sin\varphi. \end{cases}$$

Для описания динамики сложных механических систем применяют уравнения Лагранжа второго рода, для которых необходимо произвести выбор обобщенных координат и описать кинетическую и потенциальную энергию системы. Независимыми координатами системы были выбраны углы поворота φ и θ опорной стойки, и координаты x, y центра мобильной платформы в пространстве. Тогда кинетическая энергия T равна:

$$T = T_{\text{м.п.}} + T_{\text{о.э.}},$$

$$T_{\text{м.п.}} = \frac{1}{2}M\cdot(\dot{x}^2 + \dot{y}^2),$$

$$T_{\text{о.э.}} = \frac{1}{2}m\cdot(\dot{x}_{\text{м}}^2 + \dot{y}_{\text{м}}^2 + \dot{z}_{\text{м}}^2),$$

где $T_{\text{м.п.}}$ – кинетическая энергия мобильной платформы, $T_{\text{о.э.}}$ – кинетическая энергия обезвешиваемого элемента

$$T_{\text{о.э.}} = \frac{1}{2}m\cdot((\dot{x} + l\dot{\theta}\cdot\cos\theta)^2 + (\dot{y} - l\dot{\theta}\cdot\sin\theta\cdot\sin\varphi + l\dot{\varphi}\cdot\cos\theta\cdot\cos\varphi)^2 +$$

$$+(-l\dot{\theta}\cdot\sin\theta\cdot\cos\varphi - l\dot{\varphi}\cdot\cos\theta\cdot\sin\varphi)^2) =$$

$$= \frac{1}{2}m\cdot((\dot{x}^2 + 2l\dot{x}\dot{\theta}\cdot\cos\theta + l^2\dot{\theta}^2\cdot\cos^2\theta) +$$

$$+(\dot{y}^2 + l^2\dot{\theta}^2\cdot\sin^2\theta\cdot\sin^2\varphi + l^2\dot{\varphi}^2\cdot\cos^2\theta\cdot\cos^2\varphi -$$

$$-2l\dot{y}\dot{\theta}\cdot\sin\theta\cdot\sin\varphi + 2l\dot{y}\dot{\varphi}\cdot\cos\theta\cdot\cos\varphi -$$

$$-2l^2\dot{\theta}\dot{\varphi}\cdot\cos\theta\cdot\sin\theta\cdot\cos\varphi\cdot\sin\varphi) + (l^2\dot{\theta}^2\cdot\sin^2\theta\cdot\cos^2\varphi +$$

$$+2l^2\dot{\theta}\dot{\varphi}\cdot\cos\theta\cdot\sin\theta\cdot\cos\varphi\cdot\sin\varphi + l^2\dot{\varphi}^2\cdot\cos^2\theta\cdot\sin^2\varphi)$$

$$T_{\text{о.э.}} = \frac{1}{2}m\cdot(\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + l^2\dot{\theta}^2 + 2l\dot{x}\dot{\theta}\cdot\cos\theta - 2l\dot{y}\dot{\theta}\cdot\sin\theta\cdot\sin\varphi + 2l\dot{y}\dot{\varphi}\cdot\cos\theta\cdot\cos\varphi +$$

$$+l^2\dot{\varphi}^2\cdot\cos^2\theta).$$

Тогда кинетическая энергия системы примет вид:

$$T = \frac{1}{2}M \cdot (\dot{x}^2 + \dot{y}^2) + \frac{1}{2}m \cdot (\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + l^2\dot{\theta}^2 + 2l\dot{x}\dot{\theta} \cdot \cos\theta - 2l\dot{y}\dot{\theta} \cdot \sin\theta \cdot \sin\varphi +$$
$$+2l\dot{y}\dot{\varphi} \cdot \cos\theta \cdot \cos\varphi + l^2\dot{\varphi}^2 \cdot \cos^2\theta).$$

Потенциальная энергия системы Π которая состоит исключительно из энергии обезвешиваемого элемента и определятся, как:

$$\Pi = mgh = mgl \cdot \cos\theta \cdot \cos\varphi.$$

Для обобщенной координаты x и $\dot{x}$ частные производные и производные по времени примут вид (2.2).

$$\frac{\partial T}{\partial \dot{x}} = (M + m) \cdot \dot{x} + ml\dot{\theta} \cdot \cos\theta,$$
$$\frac{\partial T}{\partial x} = 0,$$
$$\frac{d}{dt}(\frac{\partial T}{\partial \dot{x}}) = (M + m) \cdot \ddot{x} + ml\ddot{\theta} \cdot \cos\theta - ml\dot{\theta}^2 \cdot \sin\theta, \qquad (2.2).$$
$$\frac{\partial \Pi}{\partial x} = 0,$$
$$\frac{d}{dt}(\frac{\partial \Pi}{\partial \dot{x}}) = 0.$$

Для обобщенных координат y и $\dot{y}$ – вид (2.3).

$$\frac{\partial T}{\partial \dot{y}} = (M+m)\cdot \dot{y} - ml\dot{\theta}\cdot \sin\theta \cdot \sin\varphi + ml\dot{\varphi}\cdot \cos\theta \cdot \cos\varphi,$$

$$\frac{d}{dt}(\frac{\partial T}{\partial \dot{y}}) = (M+m)\cdot \ddot{y} - ml\ddot{\theta}\cdot \sin\theta \cdot \sin\varphi - ml\dot{\theta}^2 \cdot \cos\theta \cdot \sin\varphi -$$

$$-ml\dot{\theta}\dot{\varphi}\cdot \sin\theta \cdot \cos\varphi + ml\ddot{\varphi}\cdot \cos\theta \cdot \cos\varphi - ml\dot{\theta}\dot{\varphi}\cdot \sin\theta \cdot \cos\varphi -$$

$$-ml\dot{\varphi}^2 \cdot \cos\theta \cdot \sin\varphi = (M+m)\cdot \ddot{y} - ml\ddot{\theta}\cdot \sin\theta \cdot \sin\varphi + ml\ddot{\varphi}\cdot \cos\theta \cdot \cos\varphi -$$

$$-ml\cdot \cos\theta \cdot \sin\varphi \cdot (\dot{\theta}^2 + \dot{\varphi}^2) - 2ml\dot{\theta}\dot{\varphi}\cdot \sin\theta \cdot \cos\varphi,$$

$$\frac{\partial T}{\partial y} = 0,$$

$$\frac{\partial \Pi}{\partial y} = 0,$$

$$\frac{d}{dt}(\frac{\partial \Pi}{\partial \dot{y}}) = 0. \qquad (2.3)$$

Для обобщенных координат θ и $\dot{\theta}$ частные производные и производные по времени примут вид (2.4).

$$\frac{\partial T}{\partial \dot{\theta}} = ml^2\dot{\theta} + ml\dot{x}\cdot \cos\theta - ml\dot{y}\cdot \sin\theta \cdot \sin\varphi,$$

$$\frac{\partial T}{\partial \theta} = -ml^2\dot{\varphi}^2 \cdot \cos\theta \cdot \sin\theta - ml\dot{x}\dot{\theta}\cdot \sin\theta -$$

$$-ml\dot{y}\dot{\theta}\cdot \cos\theta \cdot \sin\varphi - ml\dot{y}\dot{\varphi}\cdot \sin\theta \cdot \cos\varphi,$$

$$\frac{d}{dt}(\frac{\partial T}{\partial \dot{\theta}}) = ml^2\ddot{\theta} + ml\ddot{x}\cdot \cos\theta - ml\dot{x}\dot{\theta}\cdot \sin\theta - \qquad (2.4)$$

$$-ml\ddot{y}\cdot \sin\theta \cdot \sin\varphi - ml\dot{y}\dot{\theta}\cdot \cos\theta \cdot \sin\varphi - ml\dot{y}\dot{\varphi}\cdot \sin\theta \cdot \cos\varphi,$$

$$\frac{\partial \Pi}{\partial \theta} = -mgl\cdot \sin\theta \cdot \cos\varphi,$$

$$\frac{d}{dt}(\frac{\partial \Pi}{\partial \dot{\theta}}) = 0.$$

И, наконец, для обобщенной координаты φ и $\dot{\varphi}$ частные производные и производные по времени от кинетической и потенциальной энергий примут вид (2.5).

$$\frac{\partial T}{\partial \dot{\varphi}} = ml^2\dot{\varphi}\cdot\cos^2\theta + ml\dot{y}\cdot\cos\theta\cdot\cos\varphi,$$

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\varphi}}\right) = ml^2\ddot{\varphi}\cdot\cos^2\theta - 2ml^2\dot{\theta}\dot{\varphi}\cdot\cos\theta\cdot\sin\theta +$$

$$+ml\ddot{y}\cdot\cos\theta\cdot\cos\varphi - ml\dot{y}\dot{\theta}\cdot\sin\theta\cdot\cos\varphi - ml\dot{y}\dot{\varphi}\cdot\cos\theta\cdot\sin\varphi,$$

$$\frac{\partial T}{\partial \varphi} = -ml\dot{y}\dot{\theta}\cdot\sin\theta\cdot\cos\varphi - ml\dot{y}\dot{\varphi}\cdot\cos\theta\cdot\sin\varphi, \qquad (2.5).$$

$$\frac{\partial \Pi}{\partial \varphi} = -mgl\cdot\cos\theta\cdot\sin\varphi,$$

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial \Pi}{\partial \dot{\varphi}}\right) = 0.$$

Используя уравнения Лагранжа второго рода:

$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i}\right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} = Q_i$, где q_i – обобщённая координата, Q_i – обобщённая сила, действующая по данной координате, L – лагранжиан, равный:

$$L = T - \Pi.$$

Получаем следующее уравнение:

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i}\right) - \frac{d}{dt}\left(\frac{\partial \Pi}{\partial \dot{q}_i}\right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} + \frac{\partial \Pi}{\partial q_i} = Q_i.$$

Используя которое и результаты (2.2 – 2.5) получено следующее уравнение динамики движения системы:

$$\begin{cases} (M+m)\cdot\ddot{x} + ml\ddot{\theta}\cdot\cos\theta - ml\dot{\theta}^2\cdot\sin\theta = F_x; \\ (M+m)\cdot\ddot{y} - ml\ddot{\theta}\cdot\sin\theta\cdot\sin\varphi + ml\ddot{\varphi}\cdot\cos\theta\cdot\cos\varphi - \\ \quad - ml\cdot(\dot{\theta}^2 + \dot{\varphi}^2)\cdot\cos\theta\cdot\sin\varphi - 2ml\dot{\theta}\dot{\varphi}\cdot\sin\theta\cdot\cos\varphi = F_y; \\ ml^2\ddot{\theta} + ml\ddot{x}\cdot\cos\theta - ml\ddot{y}\cdot\sin\theta\cdot\sin\varphi + ml^2\dot{\varphi}^2\cdot\cos\theta\cdot\sin\theta - mgl\cdot\sin\theta\cdot\cos\varphi = 0; \\ ml^2\ddot{\varphi}\cdot\cos^2\theta + ml\ddot{y}\cdot\cos\theta\cdot\cos\varphi - 2ml^2\dot{\theta}\dot{\varphi}\cdot\cos\theta\cdot\sin\theta - mgl\cdot\cos\theta\cdot\sin\varphi = 0, \end{cases} \qquad (2.6)$$

где, F_x – суммарная сила, действующая на мобильную платформу вдоль оси X, F_y – суммарная сила, действующая на мобильную платформу вдоль оси Y.

Приведем нашу систему управлений (2.6) к матричному виду:

$$\mathbf{N}(\mathbf{q}(t))\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{H}(\mathbf{q}(t), \dot{\mathbf{q}}(t)) = \mathbf{Q},$$

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ \theta \\ \varphi \end{bmatrix}, \ \dot{\mathbf{q}} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix}, \ \ddot{\mathbf{q}} = \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\varphi} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{N}(q(t)) = \begin{bmatrix} M+m & 0 & ml\cdot\cos\theta & 0 \\ 0 & M+m & ml\cdot\sin\theta\cdot\sin\varphi & ml\cdot\cos\theta\cdot\cos\varphi \\ ml\cdot\cos\theta & ml\cdot\sin\theta\cdot\sin\varphi & ml^2 & 0 \\ 0 & ml\cdot\cos\theta\cdot\cos\varphi & 0 & ml^2\cdot\cos^2\theta \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{H}(q,\dot{q}) = \begin{bmatrix} -ml\dot{\theta}^2\cdot\sin\theta \\ -ml\dot{\theta}^2\cdot\cos\theta\cdot\sin\varphi - ml\dot{\varphi}^2\cdot\cos\theta\cdot\sin\varphi - 2ml\dot{\theta}\dot{\varphi}\cdot\sin\theta\cdot\cos\varphi \\ ml^2\dot{\varphi}^2\cdot\cos\theta\cdot\sin\theta - mgl\cdot\sin\theta\cdot\cos\varphi \\ -2ml\dot{\theta}\dot{\varphi}\cdot\cos\theta\cdot\sin\theta - mgl\cdot\cos\theta\cdot\sin\varphi \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} F_{\text{x}} \\ F_{\text{y}} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}.$$

Для синтеза регулятора полученные модели необходимо линеаризовать. Для процесса линеаризации были выбраны параметры системы, отвечающие за вертикальное положение опорной стойки, то есть когда:

$$\theta = 0, \dot{\theta} = 0, \varphi = 0, \dot{\varphi} = 0.$$

Тогда разложим нашу систему в ряд Тейлора в первом приближении. Произведем данную операцию в матричной форме, полученной ранее:

$$\mathbf{M}(\mathbf{q}(t))\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{h}(\mathbf{q}(t), \dot{\mathbf{q}}(t)) = \mathbf{Q}. \qquad (2.7)$$

И, посредством линеаризации, получим следующее следующую систему в матричной форме:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{S}\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{K}\mathbf{q} = \mathbf{Q}\,. \qquad (2.8)$$

Где матрицы $\mathbf{M}, \mathbf{S}, \mathbf{K}$ вычисляются следующим образом:

$$\mathbf{M}(q(t)) = \left|\begin{matrix}\theta = 0, \dot{\theta} = 0 \\ \varphi = 0, \dot{\varphi} = 0\end{matrix}\right| = \begin{bmatrix} M+m & 0 & ml & 0 \\ 0 & M+m & 0 & ml \\ ml & 0 & ml^2 & 0 \\ 0 & ml & 0 & ml^2 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} \frac{\partial h_1}{\partial x} & \frac{\partial h_1}{\partial y} & \frac{\partial h_1}{\partial \theta} & \frac{\partial h_1}{\partial \varphi} \\ \frac{\partial h_2}{\partial x} & \frac{\partial h_2}{\partial y} & \frac{\partial h_2}{\partial \theta} & \frac{\partial h_2}{\partial \varphi} \\ \frac{\partial h_3}{\partial x} & \frac{\partial h_3}{\partial y} & \frac{\partial h_3}{\partial \theta} & \frac{\partial h_3}{\partial \varphi} \\ \frac{\partial h_4}{\partial x} & \frac{\partial h_4}{\partial y} & \frac{\partial h_4}{\partial \theta} & \frac{\partial h_4}{\partial \varphi} \end{bmatrix} =$$

$$= \begin{bmatrix} 0 & 0 & -ml\dot{\theta}^2 \cdot \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & ml(\dot{\varphi}^2 + \dot{\theta}^2) \cdot \sin\theta \cdot \sin\varphi - 2ml\dot{\theta}\dot{\varphi} \cdot \cos\theta \cdot \cos\varphi & \begin{matrix} -ml(\dot{\theta}^2 + \dot{\varphi}^2) \cdot \cos\theta \cdot \cos\varphi + \\ + 2ml\dot{\theta}\dot{\varphi} \cdot \sin\theta \cdot \sin\varphi \end{matrix} \\ 0 & 0 & ml^2\dot{\varphi}^2 \cdot (\cos^2\theta - \sin^2\theta) - mgl \cdot \cos\theta \cdot \cos\varphi & mgl \cdot \sin\theta \cdot \sin\varphi \\ 0 & 0 & 2ml\dot{\theta}\dot{\varphi} \cdot (\sin^2\theta - \cos^2\theta) - mgl \cdot \sin\theta \cdot \sin\varphi & -mgl \cdot \cos\theta \cdot \cos\varphi \end{bmatrix} =$$

$$= \left|\begin{matrix}\theta = 0, \dot{\theta} = 0 \\ \varphi = 0, \dot{\varphi} = 0\end{matrix}\right| = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -mgl & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -mgl \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{S}=\begin{bmatrix} \frac{\partial h_1}{\partial \dot{x}} & \frac{\partial h_1}{\partial \dot{y}} & \frac{\partial h_1}{\partial \dot{\theta}} & \frac{\partial h_1}{\partial \dot{\varphi}} \\ \frac{\partial h_2}{\partial \dot{x}} & \frac{\partial h_2}{\partial \dot{y}} & \frac{\partial h_2}{\partial \dot{\theta}} & \frac{\partial h_2}{\partial \dot{\varphi}} \\ \frac{\partial h_3}{\partial \dot{x}} & \frac{\partial h_3}{\partial \dot{y}} & \frac{\partial h_3}{\partial \dot{\theta}} & \frac{\partial h_3}{\partial \dot{\varphi}} \\ \frac{\partial h_4}{\partial \dot{x}} & \frac{\partial h_4}{\partial \dot{y}} & \frac{\partial h_4}{\partial \dot{\theta}} & \frac{\partial h_4}{\partial \dot{\varphi}} \end{bmatrix}=$$

$$=\begin{bmatrix} 0 & 0 & -2ml\dot{\theta}\cdot\sin\theta & 0 \\ 0 & 0 & -2ml\dot{\theta}\cdot\cos\theta\cdot\sin\varphi-2ml\dot{\varphi}\cdot\sin\theta\cdot\cos\varphi & -2ml\dot{\varphi}\cdot\cos\theta\cdot\sin\varphi-2ml\dot{\theta}\cdot\sin\theta\cdot\cos\varphi \\ 0 & 0 & 0 & 2ml^2\dot{\varphi}\cdot\cos\theta\cdot\sin\theta \\ 0 & 0 & -2ml\dot{\varphi}\cdot\cos\theta\cdot\sin\theta & -2ml\dot{\theta}\cdot\cos\theta\cdot\sin\theta \end{bmatrix}=$$

$$=\left|\begin{matrix}\theta=0,\dot{\theta}=0\\ \varphi=0,\dot{\varphi}=0\end{matrix}\right|=\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Или же в другой форме:

$$\begin{cases} (M+m)\ddot{x}+ml\ddot{\theta}=F_{\text{x}}, \\ (M+m)\ddot{y}+ml\ddot{\varphi}=F_{\text{y}}, \\ ml^2\ddot{\theta}+ml\ddot{x}-mgl\theta=0, \\ ml^2\ddot{\varphi}+ml\ddot{y}-mgl\varphi=0. \end{cases} \qquad (2.9)$$

Полученная линеаризованная система уравнений (2.9) показывает, что зависимости для осей X и Y симметричны, что говорит о том, что систему управления мобильной платформой можно разделить на 2 независимые системы по каждой оси координат.

Данная модель (2.9) и ее нелинеаризованный вид (2.6) являются авторской универсальной моделью для опорной системы обезвешивания, и позволяют в

дальнейшем использовать любую структуру робототехнической платформы с учетом ее кинематики. Вывод данной модели представлен в [105].

Ввиду того, что данные модели (2.6) и (2.9) описывают исключительно динамику системы, необходимо добавить модели исполнительных элементов, осуществляющих перемещение мобильной платформы в пространстве – электродвигателей постоянного тока [103 – 104]. Кроме того, необходимо учитывать кинематику платформы на всенаправленных колесах.

Вариантами подобных конструкций могут быть платформы на всенаправленных колесах (Omni и Mecanum), а также поворотных колесах. Использование всенаправленных колес для задачи опорного обезвешивания дает преимущества перед поворотными колесами за счет возможности быстрой смены вектора движения в любую сторону без поворота. Для учета кинематики платформы на всенаправленных колесах необходимо пересчитать скорости вращения колес мобильной платформы в локальные скорости движения мобильной платформы вдоль осей X и Y, то есть решить прямую задачу кинематики. Кроме того, необходимо решить и обратную задачу кинематики для пересчета локальных скоростей движения в скорости вращения колес. Решение данной задачи понадобится для определения требуемых управляющих воздействий на двигатели. На основе результатов работ [98 – 100] получены уравнения обратной задачи кинематики, для четырех колесной mecanum платформы и уравнение, описывающее прямую управляющую динамику:

$$\begin{cases} F_{\text{x}} = \dfrac{1}{R} \cdot \left(M_1 + M_2 + M_3 + M_4 \right), \\ F_{\text{y}} = \dfrac{1}{R} \cdot \left(-M_1 + M_2 + M_3 - M_4 \right), \\ M_{\Omega} = \dfrac{\left(L_{\text{м.п.}} + h_{\text{м.п.}} \right)}{R} \cdot \left(-M_1 + M_2 - M_3 + M_4 \right). \end{cases} \tag{2.10}$$

$$\begin{cases} \omega_1 = \dfrac{1}{R} \cdot (v_{\text{х}} - v_{\text{у}} - \left(L_{\text{м.п.}} + h_{\text{м.п.}}\right) \cdot \Omega), \\ \omega_2 = \dfrac{1}{R} \cdot (v_{\text{х}} + v_{\text{у}} + \left(L_{\text{м.п.}} + h_{\text{м.п.}}\right) \cdot \Omega), \\ \omega_3 = \dfrac{1}{R} \cdot (v_{\text{х}} + v_{\text{у}} - \left(L_{\text{м.п.}} + h_{\text{м.п.}}\right) \cdot \Omega), \\ \omega_4 = \dfrac{1}{R} \cdot (v_{\text{х}} - v_{\text{у}} + \left(L_{\text{м.п.}} + h_{\text{м.п.}}\right) \cdot \Omega), \end{cases} \tag{2.11}$$

где, M_{Ω} – момент вращения платформы во круг своего центра, $L_{\text{м.п.}}$– половина длины мобильной платформы, $h_{\text{м.п.}}$– половина ширины мобильной платформы, M_i– момент вращения i-того колеса, R – радиус колеса мобильной платформы, Ω – скорость вращения мобильной платформы во круг своего центра.

Преобразуя (2.9) в зависимости вторых производных по углам отклонения и координатам мобильной платформы:

$$\begin{cases} (M+m) \cdot \ddot{x} + ml\ddot{\theta} = F_{\text{х}} \\ (M+m) \cdot \ddot{y} + ml\ddot{\varphi} = F_{\text{у}} \\ ml^2\ddot{\theta} + ml\ddot{x} - mgl\theta = 0 \\ ml^2\ddot{\varphi} + ml\ddot{y} - mgl\varphi = 0 \end{cases} \rightarrow \begin{cases} \ddot{x} = \dfrac{F_{\text{х}}}{M} - \dfrac{mg}{M}\theta, \\ \ddot{y} = \dfrac{F_{\text{у}}}{M} - \dfrac{mg}{M}\varphi, \\ \ddot{\theta} = -\dfrac{F_{\text{х}}}{Ml} + \dfrac{g \cdot (M+m)}{Ml}\theta, \\ \ddot{\varphi} = -\dfrac{F_{\text{у}}}{Ml} + \dfrac{g \cdot (M+m)}{Ml}\varphi. \end{cases} \tag{2.12}$$

Используя математическую модель двигателя постоянного тока с независимого возбуждения, с известными допущениями [УДУТ] для описания зависимости между током, напряжением и моментом на движителе, получены следующие выражения:

$$\begin{cases} u_j = \omega_j \cdot \dfrac{Ce}{k_{\text{red}}} + i_j \cdot r + L \cdot \dfrac{di_j}{dt} \\ M_j = i_j \cdot k \cdot k_{\text{red}} \end{cases} \rightarrow \begin{cases} \dfrac{di_j}{dt} = \dfrac{u_j}{L} - \dfrac{\omega_j \cdot Ce}{L \cdot k_{\text{red}}} - i_j \cdot \dfrac{r}{L}, \\ M_j = i_j \cdot k \cdot k_{\text{red}}, \end{cases} \tag{2.13}$$

где k_{red} – передаточное число редуктора, k – конструктивный коэффициент движителя, Ce – электрическая постоянная двигателя, i_j – ток j-го двигателя, r – сопротивление двигателя, L – индуктивность обмотки двигателя, M_j – момент j-го движителя.

Учитывая уравнения кинематики мобильной платформы на всенаправленных Mecanum колесах (2.10), выразим производные токов двигателей через скорости платформы вдоль локальных осей координат X и Y:

$$\begin{cases} \dfrac{di_j}{dt} = \dfrac{u_j}{L} - \dfrac{(v_{\text{x}} \pm v_{\text{y}}) \cdot Ce}{L \cdot R \cdot k_{\text{red}}} - i_j \cdot \dfrac{r}{L}, \\ M_j = i_j \cdot k \cdot k_{\text{red}}. \end{cases} \tag{2.14}$$

$$F_{\text{x}} = \frac{M_1 + M_2 + M_3 + M_4}{R}; \quad F_{\text{y}} = \frac{-M_1 + M_2 + M_3 - M_4}{R}. \tag{2.15}$$

Используя (2.14 – 2.15), получаем итоговое представление системы в пространстве состояний:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x} + \mathbf{B} \cdot \mathbf{u}; \\ \mathbf{y} = \mathbf{C} \cdot \mathbf{x}, \end{cases} \tag{2.16}$$

где: $\mathbf{x} = \left[v_{\text{x}}, \theta, \dot{\theta}, v_{\text{y}}, \varphi, \dot{\varphi}, i_1, i_2, i_3, i_4 \right]^{\text{T}}$, $\mathbf{u} = \left[u_1, u_2, u_3, u_4 \right]^{\text{T}}$,

$$\mathbf{A}=\begin{bmatrix} 0 & \frac{-mg}{M} & 0 & 0 & 0 & 0 & K1 & K1 & K1 & K1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{(m+M)g}{M\cdot l} & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{-K1}{l} & \frac{-K1}{l} & \frac{-K1}{l} & \frac{-K1}{l} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{-mg}{M} & 0 & -K1 & K1 & K1 & -K1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{(m+M)g}{M\cdot l} & 0 & \frac{K1}{l} & \frac{-K1}{l} & \frac{-K1}{l} & \frac{K1}{l} \\ -K2 & 0 & 0 & K2 & 0 & 0 & \frac{-r}{L} & 0 & 0 & 0 \\ -K2 & 0 & 0 & -K2 & 0 & 0 & 0 & \frac{-r}{L} & 0 & 0 \\ -K2 & 0 & 0 & -K2 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{-r}{L} & 0 \\ -K2 & 0 & 0 & K2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{-r}{L} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B}=\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{L} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{L} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{L} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{L} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}},\ \mathbf{C}=\begin{bmatrix} 1&0&0&0&0&0&0&0&0&0 \\ 0&1&0&0&0&0&0&0&0&0 \\ 0&0&0&1&0&0&0&0&0&0 \\ 0&0&0&0&1&0&0&0&0&0 \end{bmatrix}, K1=\frac{k_{\mathrm{red}}\cdot k}{M\cdot R},$$

$$K2=\frac{-Ce}{L\cdot R\cdot k_{\mathrm{red}}}.$$

Полученная математическая модель, описанная в пространстве состояний, позволит синтезировать систему управления и осуществить моделирование работы системы обезвешивания с учетом воздействия обезвешиваемого элемента.

Представленная модель опубликована автором в [102].

2.2. Математическое описание четырехтросовой системы обезвешивания

По результатам обзора систем обезвешивания в разделе 1 было выяснено, что многотросовые системы обезвешивания имеют ряд преимуществ за счет того, что обезвешивание осуществляется за счет изменения сил натяжений тросов, то есть во время движения не происходит перемещения массивных элементов, за исключением непосредственно ОЭ, как в СО кареточного типа. Кроме того, для монтажа таких систем нет необходимости использовать дополнительные конструкции, что существенно облегчает процесс наладки СО.

Системы обезвешивания, построенные на основе гибких тросов, могут содержать от двух до 16 тросов на одну зону работы, каждый из которых с одной стороны крепится к обезвешиваемому объекту, а с другой к электролебедке. Принцип действия данной системы состоит в том, что сила, компенсирующая вес обезвешиваемого элемента, создается за счет натяжения тросов, которые обеспечиваются электролебедками. При использовании более трех тросов подобные системы являются нестационарными, то есть нагрузка на тросы не делится равномерно, однако рабочая зона увеличивается, и нагрузка на каждый трос уменьшается [106]. Структурная схема такой системы, содержащей четыре троса приведена на рисунке 2.5. Стоит отметить, что при моделировании работы было сделано допущение о том, что трос является идеальным, то есть пренебрегается его массой, его возможными колебаниями, а так же процессами старения троса вызванными воздействиями нестационарных усилий.

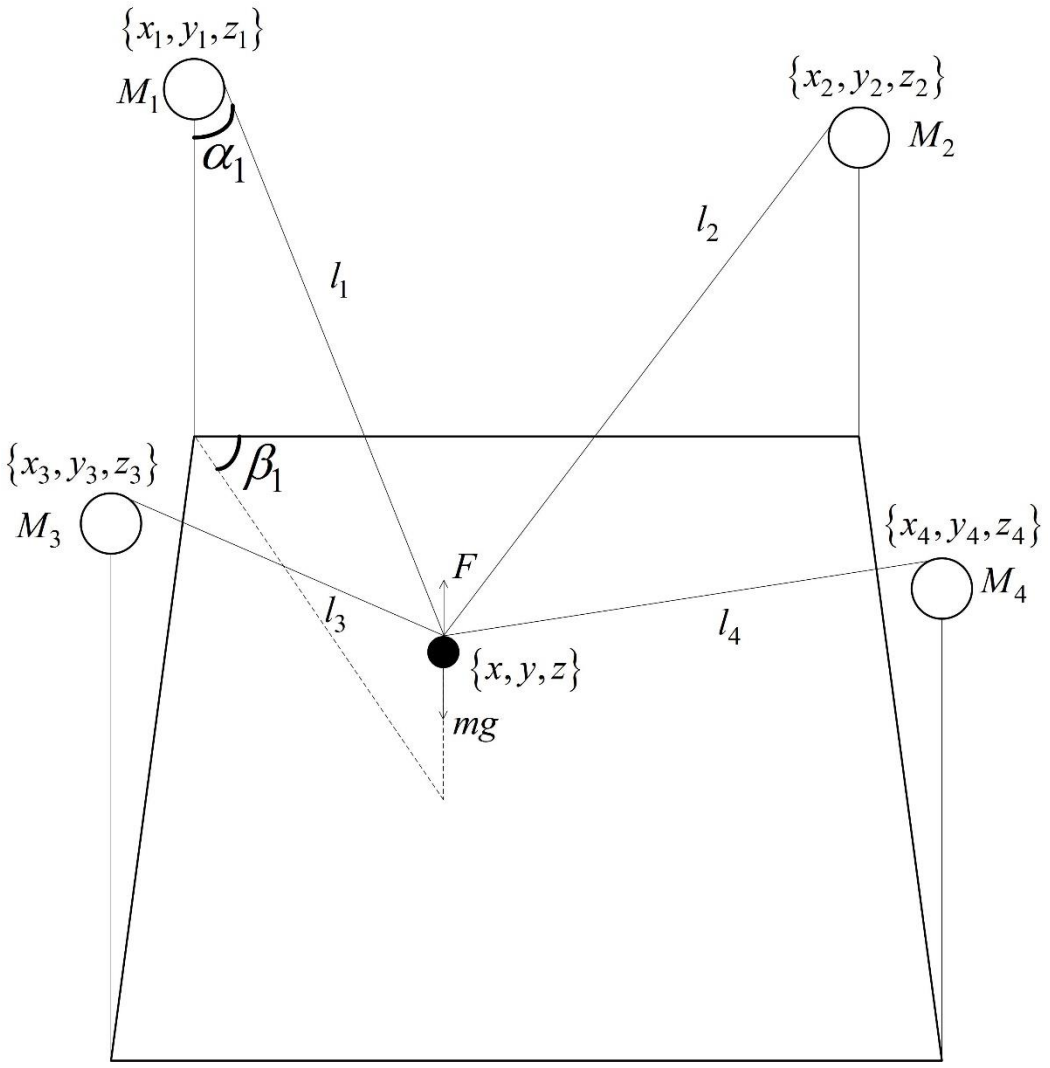

Рисунок 2.5 – Кинематическая схема четырехтросовой системы обезвешивания

Однако управление такой системой значительно сложнее нежели на основе кареток, поскольку в ней присутствует большое количество нелинейностей. Кроме того, необходимо осуществлять управление несколькими электродвигателями одновременно.

Рассмотрим кинематическое устройство системы, состоящей из четырех лебедок с тросами, закрепленными в точках $A_i = \{x_i, y_i, z_i\}$, создающих силы натяжения тросов F_i с тросами длинной l_i, где i – номер лебедки, а ОЭ массой m имеет координаты $\{x, y, z\}$. Поскольку возможны случаи, когда координаты

лебедок будут независимыми друг от друга, математическое описание СО первоначально будет рассмотрено в общем виде.

Так как основной функцией системы обезвешивания является компенсация веса ОЭ, то в случае четырехтросовой системы получаем, что сумма сил натяжения тросов должна компенсировать вес ОЭ. Для этого рассмотрим силы, действующие на ОЭ, воспользовавшись уравнением Ньютона в векторной форме:

$$\vec{F}_1 + \vec{F}_2 + \vec{F}_3 + \vec{F}_4 - \vec{F}_{\text{Т}} = m\vec{a}.$$

Для работы с данным векторным уравнением необходимо разложить все силы и ускорения на проекции по основным осям в глобальной системе координат. В результате данной процедуры получена следующая система уравнений:

$$\begin{cases} F_{1\text{x}} + F_{2\text{x}} + F_{3\text{x}} + F_{4\text{x}} = ma_{\text{x}}, \\ F_{1\text{y}} + F_{2\text{y}} + F_{3\text{y}} + F_{4\text{y}} = ma_{\text{y}}, \\ F_{1\text{z}} + F_{2\text{z}} + F_{3\text{z}} + F_{4\text{z}} = m(a_{\text{z}} + g), \end{cases} \tag{2.17}$$

где $a_{\text{x}}, a_{\text{y}}, a_{\text{z}}$ – ускорения обезвешиваемого элемента в пространстве.

Для определения значений проекций сил, воспользуемся следующими уравнениями, полученными через углы отклонения тросов:

$$F_{iz} = F_i \cdot \cos(\alpha_i) = F_i \cdot \frac{z_i - z}{l_i},$$

$$F_{ix} = F_i \cdot \sin(\alpha_i) \cdot \cos(\beta_i) = F_i \cdot \frac{\sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2}}{l_i} \cdot \frac{(x_i - x)}{\sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2}} =$$

$$= F_i \cdot \frac{(x_i - x)}{l_i},$$

$$F_{iy} = F_i \cdot \sin(\alpha_i) \cdot \sin(\beta_i) = F_i \cdot \frac{\sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2}}{l_i} \cdot \frac{(y_i - y)}{\sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2}} =$$

$$= F_i \cdot \frac{(y_i - y)}{l_i}.$$

Подставляя полученные значения проекций сил в (2.17), получаем следующую систему уравнений, описывающую прямую динамику данной системы, то есть переход от сил натяжения тросов к ускорениям движения тел:

$$\begin{cases} F_1 \cdot \dfrac{x_1 - x}{l_1} + F_2 \cdot \dfrac{x_2 - x}{l_2} + F_3 \cdot \dfrac{x_3 - x}{l_3} + F_4 \cdot \dfrac{x_4 - x}{l_4} = ma_{\text{x}}, \\ F_1 \cdot \dfrac{y_1 - y}{l_1} + F_2 \cdot \dfrac{y_2 - y}{l_2} + F_3 \cdot \dfrac{y_3 - y}{l_3} + F_4 \cdot \dfrac{y_4 - y}{l_4} = ma_{\text{y}}, \\ F_1 \cdot \dfrac{z_1 - z}{l_1} + F_2 \cdot \dfrac{z_2 - z}{l_2} + F_3 \cdot \dfrac{z_3 - z}{l_3} + F_4 \cdot \dfrac{z_4 - z}{l_4} = m(g + a_{\text{z}}). \end{cases} \tag{2.18}$$

Представив полученную систему уравнений (2.18) в матричном виде, возможно получить и обратные динамические зависимости:

$$\mathbf{D} \cdot \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{bmatrix} = m \cdot \begin{bmatrix} a_{\text{x}} \\ a_{\text{y}} \\ g + a_{\text{z}} \end{bmatrix} \rightarrow \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{bmatrix} = \mathbf{D}^{-1} \cdot m \cdot \begin{bmatrix} a_{\text{x}} \\ a_{\text{y}} \\ g + a_{\text{z}} \end{bmatrix}, \tag{2.19}$$

$$\text{где } \mathbf{D} = \begin{bmatrix} \frac{x_1 - x}{l_1} & \frac{x_2 - x}{l_2} & \frac{x_3 - x}{l_3} & \frac{x_4 - x}{l_4} \\ \frac{y_1 - y}{l_1} & \frac{y_2 - y}{l_2} & \frac{y_3 - y}{l_3} & \frac{y_4 - y}{l_4} \\ \frac{z_1 - z}{l_1} & \frac{z_2 - z}{l_2} & \frac{z_3 - z}{l_3} & \frac{z_4 - z}{l_4} \end{bmatrix}.$$

Поскольку матрица **A** является не квадратной, то для нахождения обратной матрицы $\mathbf{D}^{-1}$ можно воспользоваться нахождением псевдообратной матрицы $\mathbf{D}^{+}$ по следующей формуле, ввиду того, что матрица **D** является линейно независимой по строкам:

$$\mathbf{D}^{-1} = \mathbf{D}^{+} = \mathbf{D}^{T} \cdot (\mathbf{D} \cdot \mathbf{D}^{T})^{-1}.$$

Для определения координат объекта по длинам тросов, необходимо решить прямую задачу кинематики, которая описывается при помощи уравнений сфер, с вершинами в точках закрепления лебедок:

$$\begin{cases} l_1^{\,2} = (x - x_1)^2 + (y - y_1)^2 + (z - z_1)^2, \\ l_2^{\,2} = (x - x_2)^2 + (y - y_2)^2 + (z - z_2)^2, \\ l_3^{\,2} = (x - x_3)^2 + (y - y_3)^2 + (z - z_3)^2, \\ l_4^{\,2} = (x - x_4)^2 + (y - y_4)^2 + (z - z_4)^2. \end{cases} \tag{2.20}$$

С другой стороны, исходя из баланса мощностей на валу двигателя, момент электродвигателя можно представить в следующем виде:

$$M_i = F_i \cdot R_{\text{лб}} + J \cdot \dot{\omega}_i + M_{\text{пот}}, \tag{2.21}$$

$$J = \frac{1}{2} M_{\text{лб}} R_{\text{лб}}^2,$$

где $R_{лб}$ – радиус лебедки, $M_{лб}$ – масса лебедки, J – момент инерции. Используя (2.21), можно оценить необходимую мощность электродвигателя с учетом его КПД. Использование данной формулы на этапе разработки экспериментальных установок необходимо для предварительного выбора электродвигателей под масса-габаритные параметры ОЭ с учетом требований к системе раскрытия. Кроме того, можно определить скорость вращения лебедки:

$$\frac{M_i - F_{iz} \cdot R_{лб} - M_{пот}}{J} = \dot{\omega}_i$$

На основе данной информации, можно определить линейную скорость движения груза, которая определяет изменение длины троса:

$$l_i = \frac{\pi R_{лб}}{180} \varphi_i, \tag{2.22}$$

$$\ddot{l}_i = \frac{\pi R_{лб}}{180} \cdot \frac{M_i - F_{iz} \cdot R_{лб} - M_{пот}}{J}.$$

Тем самым по данной зависимости можно определить длину троса исходя из момента, подаваемого на электролебедку, и силы натяжения троса. Тем самым (2.21) можно считать вход-выходной зависимостью каждой электролебедки.

Трос в процессе воздействия веса ОЭ испытывает эффекты растяжения, которые можно определить по закону Гука:

$$F_i = -k_i \cdot \Delta L_i,$$

где k_i – коэффициент упругости. Однако поскольку в системе происходит постоянное изменение длинны троса, то это будет влиять непосредственно на значение коэффициента упругости, определимое следующим образом:

$$k_i = \frac{E \cdot S}{l_i}.$$

В итоге получаем, что удлинение троса, вызванное растяжением ΔL, определяется следующей формулой:

$$\Delta L_i = \frac{-F_i \cdot l_i}{E \cdot S}. \tag{2.23}$$

Полученная формула показывает зависимость удлинения троса от приложенной к нему силы и текущей длины троса, изменяемой вследствие раскручивания или скручивания троса на барабан лебедки. В результате получается, что удлинение троса будет динамически изменяться во время перемещения ОЭ, и для определения длины троса с учетом растяжения необходимо воспользоваться следующей формулой, полученной из (2.22) и (2.23):

$$l_i = \frac{\pi R_{\text{лб}}}{180} \cdot \varphi_i + \frac{F_i \cdot l_i}{E \cdot S} \tag{2.24}$$

Созданием момента на тросах осуществляется двигателями постоянного тока, основные уравнения (2.13):

$$\begin{cases} u_j = \omega_j \cdot \dfrac{Ce}{k_{\text{red}}} + i_j \cdot r + L \cdot \dfrac{di_j}{dt} \\ M_j = i_j \cdot k \cdot k_{\text{red}} \end{cases} \rightarrow \begin{cases} \dfrac{di_j}{dt} = \dfrac{u_j}{L} - \dfrac{\omega_j \cdot Ce}{L \cdot k_{\text{red}}} - i_j \cdot \dfrac{r}{L}, \\ M_j = i_j \cdot k_{\text{red}} \cdot k. \end{cases}$$

Преобразуя уравнения (2.18) к виду дифференциальных уравнений и используя уравнения электродвигателей, получаем систему уравнений, в общем виде описывающую работу тросовой системы:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \dfrac{1}{mR_{лб}}\left(M_1 \cdot \dfrac{x_1 - x}{l_1} + M_2 \cdot \dfrac{x_2 - x}{l_2} + M_3 \cdot \dfrac{x_3 - x}{l_3} + M_4 \cdot \dfrac{x_4 - x}{l_4} \right), \\ \ddot{y} = \dfrac{1}{mR_{лб}}\left(M_1 \cdot \dfrac{y_1 - y}{l_1} + M_2 \cdot \dfrac{y_2 - y}{l_2} + M_3 \cdot \dfrac{y_3 - y}{l_3} + M_4 \cdot \dfrac{y_4 - y}{l_4} \right), \\ \ddot{z} = \dfrac{1}{mR_{лб}}\left(M_1 \cdot \dfrac{z_1 - z}{l_1} + M_2 \cdot \dfrac{z_2 - z}{l_2} + M_3 \cdot \dfrac{z_3 - z}{l_3} + M_4 \cdot \dfrac{z_4 - z}{l_4} \right) - g, \\ \ddot{\varphi}_i = \left(\dfrac{\dfrac{M_i}{l_i}(l_i - (z_i - z) - 0.05 l_i)}{J} \right), \\ l_i = \dfrac{\pi R_{лб}}{180} \cdot \varphi_i + \dfrac{M_i \cdot l_i}{R_{лб} \cdot E \cdot S}, \\ M_j = i_j \cdot k \cdot k_{\text{red}}, \\ \dfrac{di_j}{dt} = \dfrac{u_j}{L} - \dfrac{\omega_j \cdot Ce}{L \cdot k_{\text{red}}} - \dfrac{r}{L} \cdot i_j. \end{cases} \tag{2.25}$$

Данные уравнения описывают тросовую систему, однако привести их в конечный вид, например, в уравнения состояния, не представляется целесообразным, ввиду большого количества перекрестных связей. По данным уравнениям видно, что система является нестационарной, многосвязной, что значительно усложняет процесс настройки систем управления. Кроме того, решение уравнения обратной динамики в общем виде является очень объемным, и дальнейшая работа с ним не представляется возможным. Ввиду этого, а также многосвязности системы и того факта, что при обезвешивании солнечных батарей и других элементов космических аппаратов, установка и наладка СО происходит заранее, то есть координаты электролебедок известны, было принято решение дальнейшее рассмотрение системы осуществить для частного случая с известными координатами электролебедок, $\{x_i \quad y_i \quad z_i\}$. В качестве примера для расчета и моделирования системы обезвешивания односекционной солнечной батареи выбраны следующие координаты лебедок:

$$A_1 = \{0,0,2\}, A_2 = \{0,4,2\}, A_3 = \{4,0,2\}, A_4 = \{4,4,2\}.$$

Параметры рабочей зоны определены исходя из размеров помещения для учебно-исследовательской установки СО с учетом того, чтобы рабочая зона была максимальна.

На основании (2.19) матричное уравнение прямой динамики примет вид:

$$\begin{bmatrix} \frac{-x}{l_1} & \frac{-x}{l_2} & \frac{4-x}{l_3} & \frac{4-x}{l_4} \\ \frac{-y}{l_1} & \frac{4-y}{l_2} & \frac{-y}{l_3} & \frac{4-y}{l_4} \\ \frac{2-z}{l_1} & \frac{2-z}{l_2} & \frac{2-z}{l_3} & \frac{2-z}{l_4} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{bmatrix} = m \cdot \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ g + a_z \end{bmatrix}.$$

Тогда обратное уравнение динамики примет следующий вид:

$$\begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{bmatrix} = \mathbf{D}^{-1} \cdot m \cdot \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ g + a_z \end{bmatrix}, \text{ где} \qquad (2.26)$$

$$\mathbf{D}^{-1} = \frac{1}{(4\cdot(l_1^{\,2}+l_2^{\,2}+l_3^{\,2}+l_4^{\,2}))}\cdot$$

$$\cdot\begin{bmatrix} -(l_1\cdot(l_2^{\,2}+l_4^{\,2})) & -(l_1\cdot(l_3^{\,2}+l_4^{\,2})) & \dfrac{(l_1\cdot(l_2^{\,2}x+l_4^{\,2}x+l_3^{\,2}y+l_4^{\,2}y-4l_2^{\,2}-4l_3^{\,2}-4l_4^{\,2}))}{z-2} \\ -(l_2\cdot(l_1^{\,2}+l_3^{\,2})) & (l_2\cdot(l_3^{\,2}+l_4^{\,2})) & \dfrac{-(l_2\cdot(l_3^{\,2}y-l_3^{\,2}x-l_1^{\,2}x+l_4^{\,2}y+4l_1^{\,2}))}{z-2} \\ (l_3\cdot(l_2^{\,2}+l_4^{\,2})) & -(l_3\cdot(l_1^{\,2}+l_2^{\,2})) & -\dfrac{(l_3\cdot(l_2^{\,2}x+l_4^{\,2}x-l_1^{\,2}y-l_2^{\,2}y+4l_1^{\,2}))}{z-2} \\ (l_4\cdot(l_1^{\,2}+l_3^{\,2})) & (l_4\cdot(l_1^{\,2}+l_2^{\,2})) & \dfrac{-(l_4\cdot(l_1^{\,2}x+l_3^{\,2}x+l_1^{\,2}y+l_2^{\,2}y-4l_1^{\,2}))}{z-2} \end{bmatrix}.$$

Для определения изменения положения обезвешиваемого элемента в пространстве установлен специальный датчик угла отклонения, информация с которого пересчитывается в необходимые координаты перемещения системы обезвешивания, подающиеся на блок прямой кинематики (2.20). Обратная кинематика системы, необходимая для определения координат обезвешиваемого объекта по длинам тросов, описана следующими уравнениями:

$$\begin{cases} x = \dfrac{l_2^{\,2}-l_3^{\,2}}{8}+2, \\ y = \dfrac{-l_3^{\,2}+l_4^{\,2}}{8}+2, \\ z = 2-\dfrac{\left|\sqrt{2l_2^{\,2}l_3^{\,2}-l_2^{\,4}+32l_2^{\,2}-2l_3^{\,2}+2l_4^{\,2}l_3^{\,2}-l_4^{\,4}+32l_4^{\,2}-512}\right|}{8}. \end{cases} \qquad (2.27)$$

С учетом определенных координат вершин лебедок система дифференциальных уравнений, описывающая систему тросового обезвешивания, примет вид:

$$
\begin{cases}
\ddot{x} = \dfrac{1}{mR_{лб}}\left(M_1 \cdot \dfrac{-x}{l_1} + M_2 \cdot \dfrac{-x}{l_2} + M_3 \cdot \dfrac{4-x}{l_3} + M_4 \cdot \dfrac{4-x}{l_4} \right), \\
\ddot{y} = \dfrac{1}{mR_{лб}}\left(M_1 \cdot \dfrac{-y}{l_1} + M_2 \cdot \dfrac{4-y}{l_2} + M_3 \cdot \dfrac{-y}{l_3} + M_4 \cdot \dfrac{4-y}{l_4} \right), \\
\ddot{z} = \dfrac{1}{mR_{лб}}\left(M_1 \cdot \dfrac{2-z}{l_1} + M_2 \cdot \dfrac{2-z}{l_2} + M_3 \cdot \dfrac{2-z}{l_3} + M_4 \cdot \dfrac{2-z}{l_4} \right) - g, \\
\ddot{\varphi}_i = \left(\dfrac{\dfrac{M_i}{l_i}(l_i - (2-z) - 0.05 l_i)}{J} \right), \\
l_i = \dfrac{\pi R_{лб}}{180} \cdot \varphi_i + \dfrac{M_i \cdot l_i}{R_{лб} \cdot E \cdot S}, \\
M_j = i_j \cdot k \cdot k_{\mathrm{red}}, \\
\dfrac{di_j}{dt} = \dfrac{u_j}{L} - \dfrac{\omega_j \cdot Ce}{L \cdot k_{\mathrm{red}}} - i_j \cdot \dfrac{r}{L}, \\
x = \dfrac{l_2^{\,2} - l_3^{\,2}}{8} + 2, \\
y = \dfrac{-l_3^{\,2} + l_4^{\,2}}{8} + 2, \\
z = 2 - \dfrac{\left| \sqrt{2 l_2^{\,2} l_3^{\,2} - l_2^{\,4} + 32 l_2^{\,2} - 2 l_3^{\,2} + 2 l_4^{\,2} l_3^{\,2} - l_4^{\,4} + 32 l_4^{\,2} - 512} \right|}{8}.
\end{cases}
\tag{2.28}
$$

Полученные уравнения позволяют синтезировать математическую модель, которая позволит настроить систему управления многотросовой системой обезвешивания и произвести отработку основных режимов ее работы.

2.3. Выводы по главе 2

В главе представлено математическое описание 2-х типов систем обезвешивания, предназначенное для последующего моделирования и настройки систем управления.

1. Предложена активная система обезвешивания на основе мобильной робототехнической платформы на всенаправленных колесах и карданного подвеса.
2. Разработана авторская универсальная модель опорной системы обезвешивания на основе управления по вектору силы-движения мобильной платформы.
3. Разработана математическая модель опорной системы обезвешивания в пространстве состояний с учетом двигателей постоянного тока и кинематики мобильной платформы на Mecanum колесах.
4. Определены основные математические уравнения, описывающие кинематику и динамику четырехтросовой системы обезвешивания с учетом моделей электродвигателей.

Основные результаты опубликованы в [102,107].

3. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ С СОХРАНЕНИЕМ СТРУКТУРЫ И ПЕРЕМЕННЫХ СОСТОЯНИЯ РЕАЛЬНЫХ ОДНОКАНАЛЬНЫХ АКТИВНЫХ ОПОРНОЙ И ЧЕТЫРЕХТРОСОВОЙ СИСТЕМ ОБЕЗВЕШИВАНИЯ И СИНТЕЗ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Важным этапом при разработке любой сложной системы является ее моделирование. Данная стадия позволяет произвести синтез системы управления, отработку режимов работы и анализ процесса работы системы на разработанных моделях, что ведет к существенной экономии ресурсов и времени. Ввиду того, что модель четырехтросовой системы обезвешивания проблематично представить в классических представлениях линейных систем теории автоматического управления, из-за множественных перекрестных связей, то для моделирования процесса работы был сделан выбор в пользу математических моделей с сохранением структуры и переменных состояния (ММССПС) реальных одноканальных активных опорной и четырехтросовой систем обезвешивания, в программном комплексе Simulink Matlab 2019a с использованием библиотеки механических систем Simscape Multibody, позволяющей визуализировать процесс функционирования разработанных моделей. Поскольку моделирование обеих систем должно осуществляться в единой идеологии, для возможности проведения сравнения, то для моделирования работы опорной системы обезвешивания так же было применено ММССПС.

Обе модели будут состоять из блоков описывающих обезвешиваемый элемент, системы обезвешивания и базовых элементов, необходимых для работы модели.

3.1. Моделирование обезвешиваемого элемента

В качестве объекта для обезвешивания была выбрана односекционная солнечная батарея, состоящая из штанги и солнечной панели. Кинематическая

схема обезвешиваемого объекта представлена на рисунке 3.1. Штанга (2) массой 5 кг с одной стороны соединена с опорой (1), имитирующей корпус космического аппарата, через вращательную степень свободы (4) вокруг оси глобальной системы координат. С другой стороны штанга (2) соединена через шарнир с 2-мя степенями свободы (5,6), вращающимися вокруг осей Z и X, с солнечной панелью массой 5 кг. В результате солнечная панель будет совершать плоское движение, что характерно для ее траектории при реальном раскрытии. Кроме того, дополнительная степень свободы (6) позволяет симулировать процесс обезвешивания, поскольку панель прогибается под действием своего веса. Угол прогиба δ показывает качественную характеристику процесса обезвешивания.

В качестве пределов прогиба в модель заложены углы $\pm 30^{\circ}$.

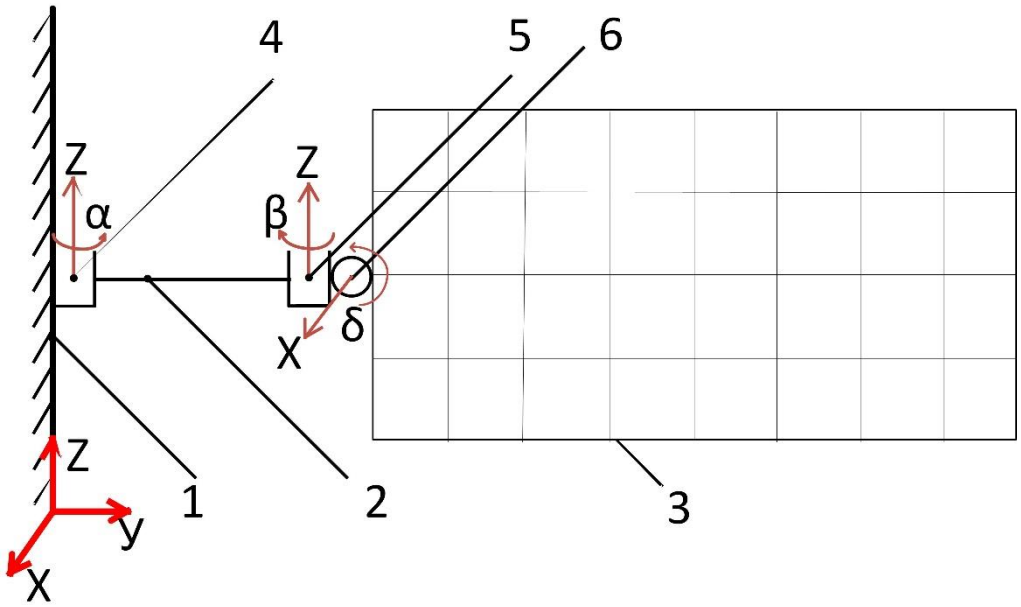

Рисунок 3.1 – Кинематическая схема обезвешиваемого элемента

На рисунке 3.1 введены следующие обозначения: 1 – корпус космического корабля, 2 – штанга, 3 – солнечная панель, 4 – шарнир между корпусом космического корабля и балкой, 5 – шарнир между балкой и солнечной панелью, 6 – шарнир, обеспечивающий угол прогиба δ.

Разработанная ММССПС обезвешиваемого элемента в среде Simulink приведена на рисунке 3.2.

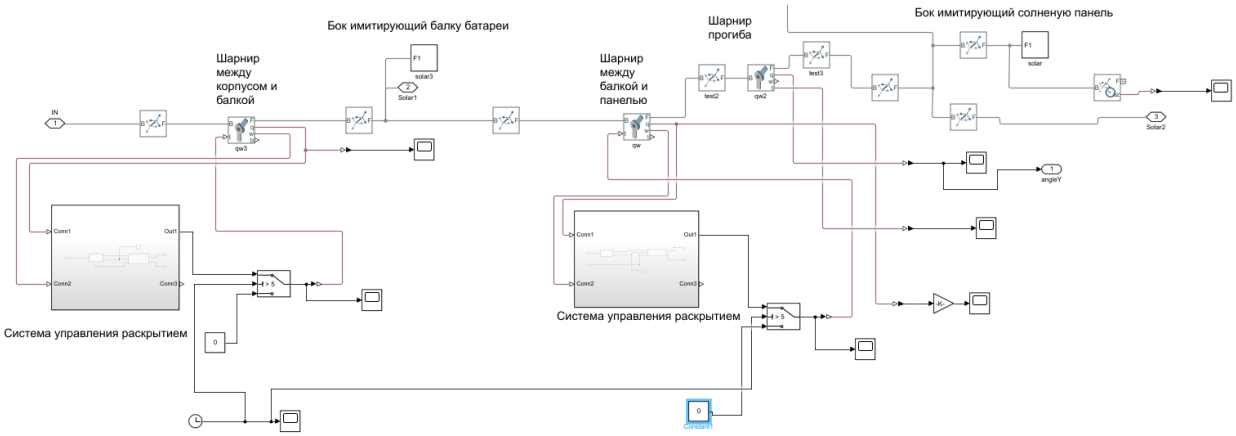

Рисунок 3.2 – Модель односекционной солнечной батареи

Для управления траекторией раскрытия батареи во времени используется зависимость момента вращения от угла поворота панели, реализованная в блоке «Система управления раскрытием». Однако в момент, когда трансформируемый элемент, достигает требуемого (заданного) угла раскрытия происходит «зачековка», то есть момент и угловая скорость приравниваются к 0 и трансформируемые элементы рассматриваются в виде единого механизма. На реальных солнечных батареях данный механизм реализуется за счет механических устройств.

3.2. Моделирование опорной системы обезвешивания

Параметры для симуляции работы ММССПС представлены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Параметры для симуляции

Обозначение параметра	Значение параметра	Обозначение параметра	Значение параметра
m	5 кг.	r	0,214 Ом.
M	35 кг.	L	0,0015 Гн.
l	1 м.	k_{red}	16
g	9,8 м/с^2.	R	0,076 м.
k	$0{,}06\ \frac{\text{Н}}{\text{м}\cdot\text{А}}$	Ce	$0{,}0075\ \frac{\text{В}}{\text{об/мин}}$

Динамика мобильной платформы с устройством обезвешивания описана в блоке «Model» на рисунке 3.3, для визуализации работы которого использовался пакет Simscape Multibody. На вход данного блока подаются силы F_x и F_y, рассчитанные по системе уравнений прямой управляющей динамики (2.10) в блоке «Kinematics» из моментов, выдаваемых с моделей двигателей в блоке «Motors». Получаемые на выходе блока «Model» скорости движения платформы вдоль локальных систем координат робота по уравнениям (2.11), реализованным в блоке «Kinematik_OBR», пересчитываются в скорости вращения каждого колеса и подаются в качестве обратной связи в модели двигателей. Внешний вид разработанной модели приведен на рисунке 3.4. Общая схема модели приведена на рисунке 3.6

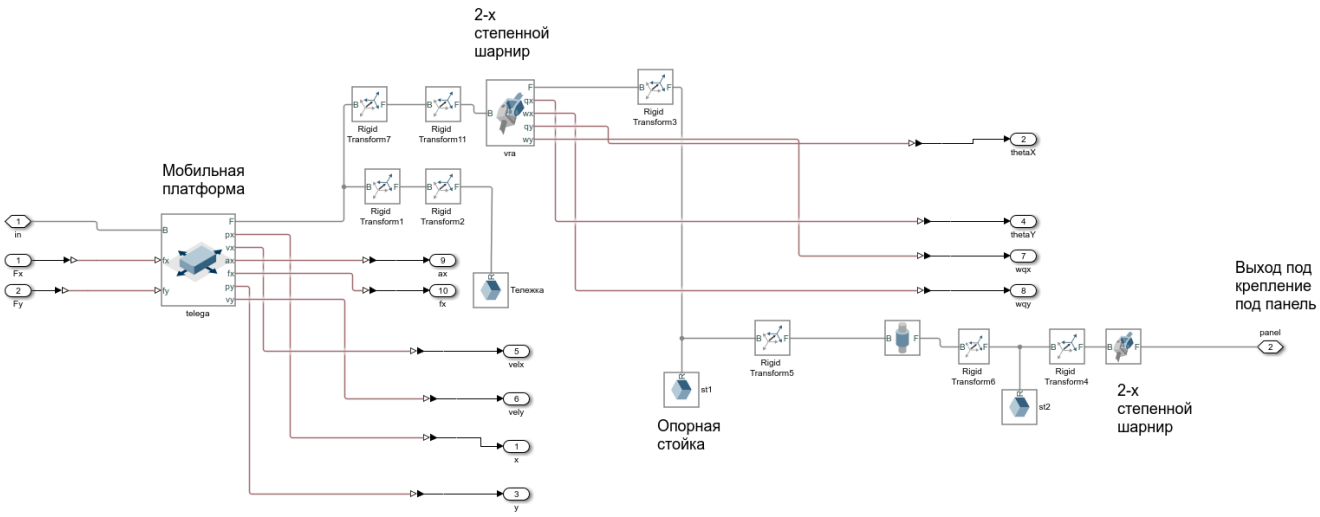

Рисунок 3.3 – Модель мобильной платформы с опорной стойкой

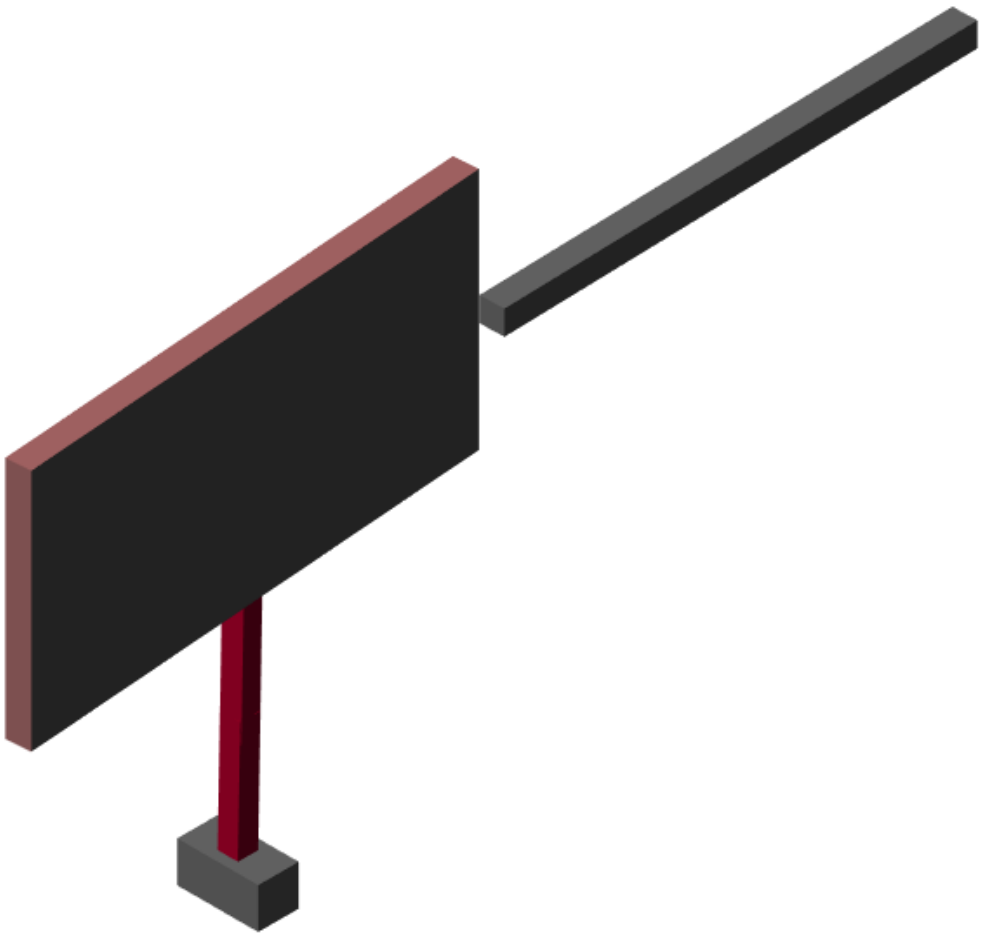

Рисунок 3.4 – Внешний вид модели в Matlab/Simulink

Для сравнения ММССПС в среде Matlab/Simulink с выведенным в главе 2 математическим описанием было проведено симулирование работы данных моделей, с учетом того, что в роли обезвешиваемого элемента был использован обычный груз, а также была синтезирована система управления [105].

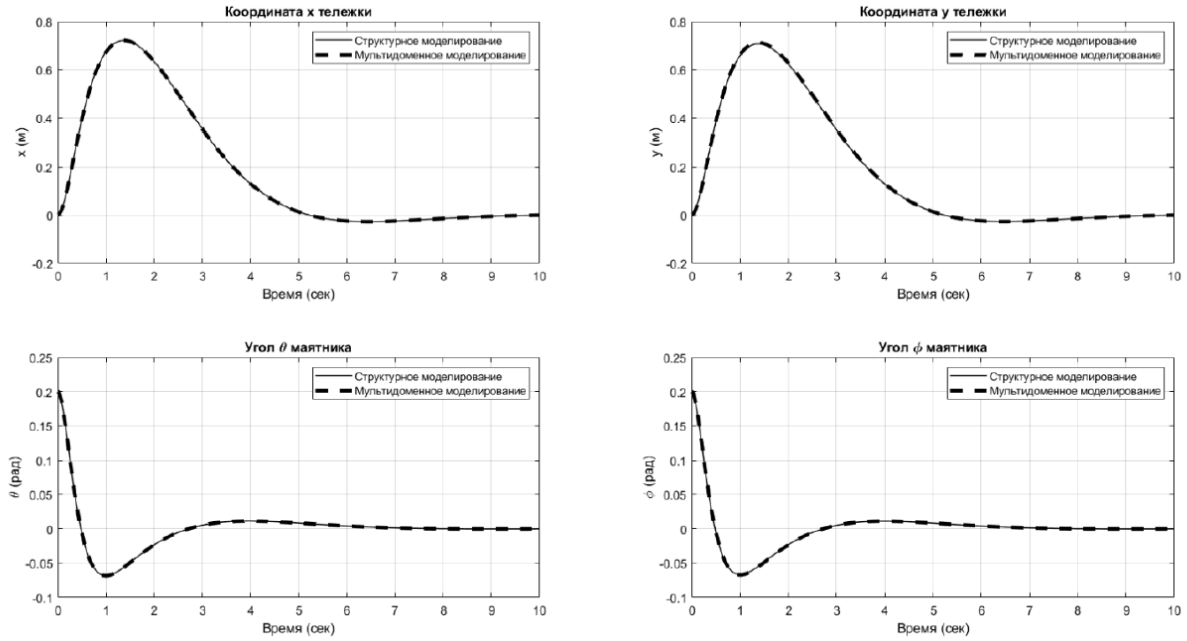

Рисунок 3.5 – Сравнение работы математической и ММССПС

По данным графикам видно, что модели идентичны, что подтверждает возможность использования ММССПС в дальнейших исследованиях.

3.3. Синтез системы управления опорной системой обезвешивания

В отличие от перевернутого маятника на мобильной платформе, рассматриваемая система опорного обезвешивания с солнечной панелью является устойчивой ввиду того, что ОЭ имеет жесткое закрепление к имитирующей корпус летательного аппарата вертикальной опоре. Поэтому для решения задачи слежения за углами отклонения опорной стойки от вертикального положения не требуется использования оптимальных, адаптивных или интеллектуальных методов управления, таких как: линейно-квадратичный регулятор, регулятор на основе нечеткой логики и другие виды алгоритмов управления, которые часто

используют для стабилизации перевернутого маятника на мобильной платформе [105,107 – 117].

Так как полученная во второй главе линеаризованная динамическая модель системы симметрична (2.12) по осям движения X и Y, принято решение о синтезе двух независимых систем управления мобильной платформой по углам отклонения опорной стойки от вертикального положения. Для определения изменения координат мобильной платформы через углы поворота опорной стойки необходимо использовать уравнения кинематики мобильной платформы:

$$\begin{cases} x_{\text{м}} - x = l\sin\theta, \\ y_{\text{м}} - y = l\cos\theta\sin\varphi, \end{cases} \rightarrow \begin{cases} \Delta x = l\sin\theta, \\ \Delta y = l\cos\theta\sin\varphi. \end{cases}$$

Для управления опорной системой обезвешивания был выбран пропорционально-интегрально-дифференциального закона управления, однако, ввиду сложности системы, настройка по уравнениям (2.16) будет сопряжена с рядом сложностей. Поэтому было решено использовать многоконтурную подчиненную схему управления, с введением стандартного для мобильных роботов контура скорости вращения каждого двигателя. Настройка данного контура осуществлялась на основе модульного оптимума с максимально допустимым быстродействием двигателя. Полученная система с регуляторами движения приведена на рисунке 3.6. Переходные характеристики по углам отклонения приведены на рисунке 3.7.

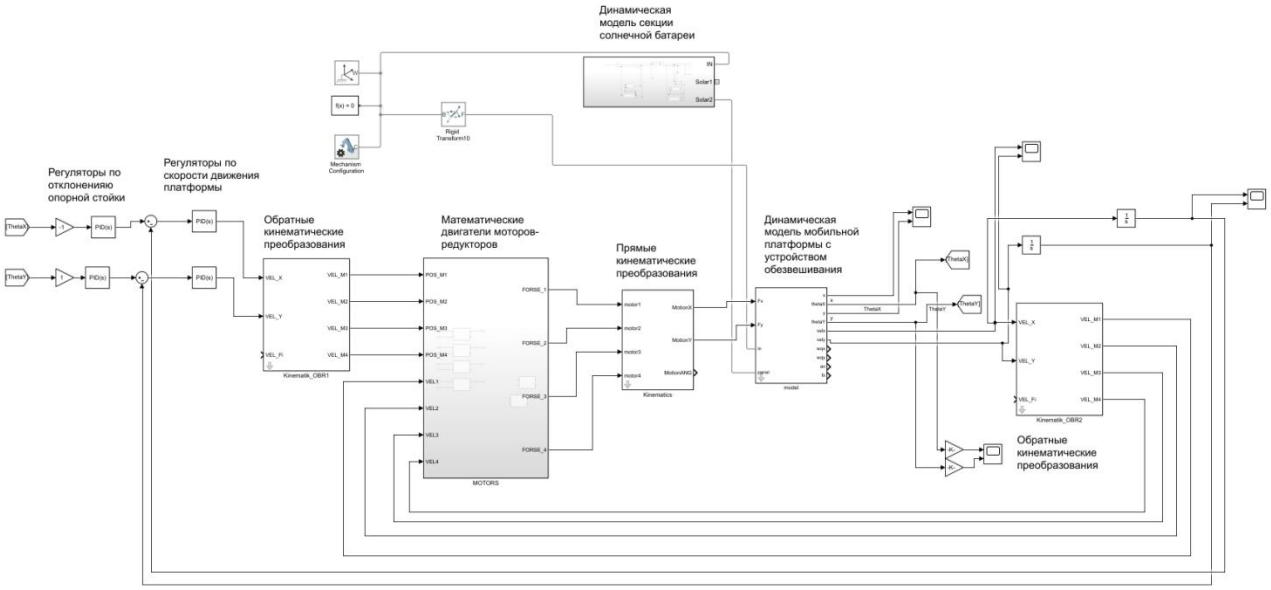

Рисунок 3.6 – ММССПС замкнутой системы с системой управления на основе ПИД алгоритма управления

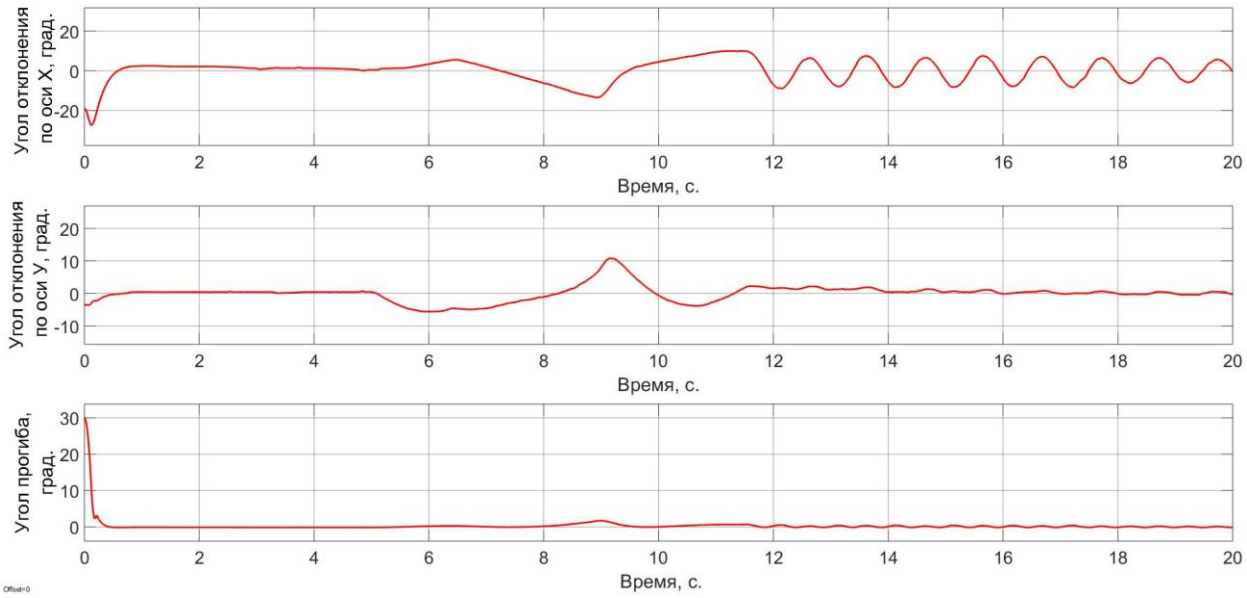

Рисунок 3.7 – Переходные процессы по углам отклонения

По полученным переходным процессам на рисунке 3.7 можно увидеть, что активная опорная система обезвешивания с системой управления на основе ПИД алгоритма управления позволяет компенсировать угол прогиба панели δ. При этом максимальная динамическая ошибка по углу прогиба составляет порядка 1,72 °, что свидетельствует о компенсации веса обезвешиваемого элемента.

Однако, ошибка по углам отклонения по осям X и Y составляет порядка 10 – 12°, что оказывает нежелательное воздействие на процесс обезвешивания.

3.4. Моделирование четырехтросовой системы обезвешивания

Все выражения, полученные в главе 2, позволяют синтезировать ММССПС четырехтросовой системы обезвешивания и разработать для нее систему управления. Параметры для моделирования приведены в таблице 3.2.

Таблица 3.2 – Параметры системы, используемые для моделирования

Обозначение параметра	Значение параметра	Обозначение параметра	Значение параметра
m_p	5 кг.	r	0,214 Ом.
m_b	5 кг.	L	0,0015 Гн.
l_b	1 м.	k_{red}	16
g	9,8 м/с^2	Ce	$0{,}0075\ \frac{\text{В}}{\text{об/мин}}$
k	$0{,}06\ \frac{\text{Н}}{\text{м}\cdot\text{А}}$	$R_{лб}$	0,2 м.
l_p	2 м.	E	200 ГПа.
$M_{лб}$	1 кг.	S	4 мм.

В качестве исполнительного элемента, создающего силу обезвешивания в модели, была использована математическая модель двигателя постоянного тока с контуром управления по моменту, поскольку именно создание и поддержание момента является необходимым условием для обезвешивания. В работах [118-120] рассмотрены различные варианты систем управления силокомпенсирующих систем, и сделаны выводы о применении подчиненной системы регулирования по моменту, скорости и углу, в зависимости от требований и задач системы компенсации. Для определения необходимой для обезвешивания груза силы используется (2.26), с условием что $a_{\text{x}} = 0, a_{\text{y}} = 0, a_{\text{z}} = 0$. Рассчитанные силы переводятся в необходимые моменты и подаются в качестве задающих

воздействий на вход контура управления моментом электродвигателя. Для определения необходимого момента по перемещению ОЭ в пространстве, воспользовавшись (2.26), получаем зависимость между изменением длины троса и моментом, который дополнительно подается на вход контура управления моментом электродвигателя. Кроме контура управления моментом, для каждой электролебедки синтезированы контур управления по скорости вращения и контур управления по углу поворота вала двигателя. Последний контур настроен таким образом, чтобы регулировать длину троса. Для определения действительной длины троса лебедки в систему установлены инкрементальные энкодеры. Определение изменения положения ОЭ в пространстве происходит за счет датчиков углов отклонения, которые передают информацию на внешний следящий регулятор. В результате получается следующая структурная схема системы (рисунок 3.8).

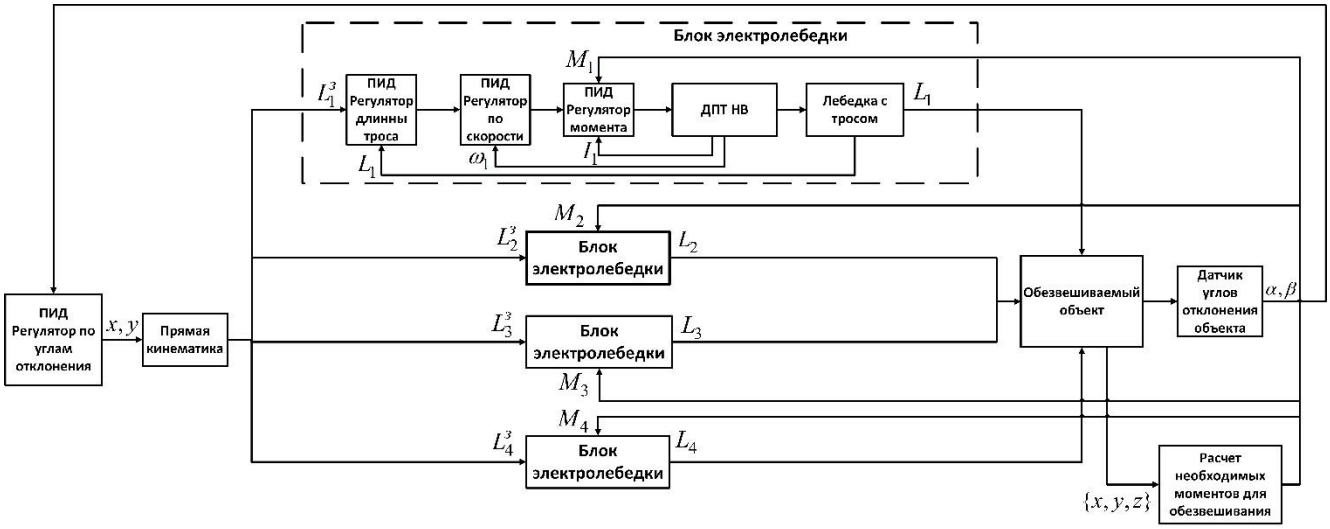

Рисунок 3.8 – Структурная схема системы

Для исследования процессов, протекающих в системы, была разработана ММССПС с использованием блоков библиотеки Simscape Multibody программного комплекса Matlab Simulink. Внешний вид модели представлен на рисунке 3.9.

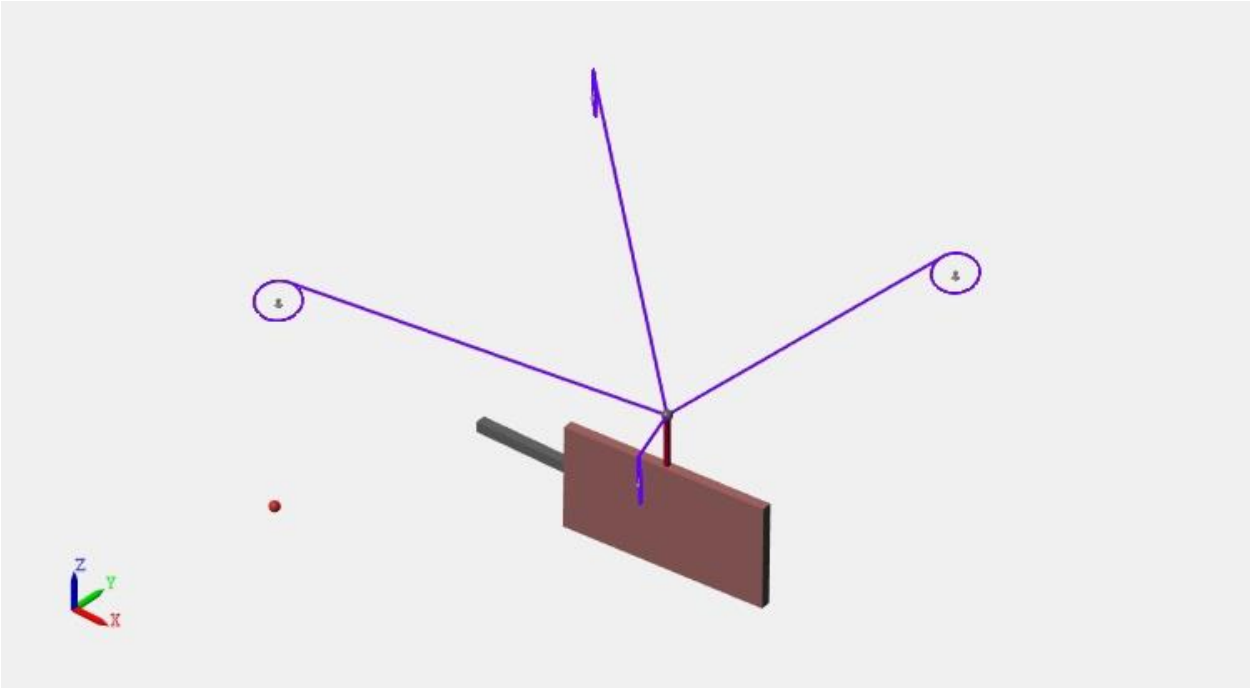

Рисунок 3.9 – Внешний вид ММССПС системы обезвешивания с ОЭ в среде Matlab Simulink

Данная модель позволяет производить синтез системы управления и отрабатывать различные варианты раскрытия и внештатные ситуации, а также визуализировать данные процессы.

3.5. Синтез системы управления четырехтросовой системой обезвешивания

Как уже говорилось ранее, солнечная батарея, как и любой другой трансформируемый элемент космических аппаратов, может иметь разные траектории раскрытия, отличающиеся как за счет конструктивных особенностей элемента, так и за счет влияния внешних воздействий. Следовательно, траекторию раскрытия ОЭ предсказать невозможно, что приводит к необходимости синтеза следящей системы управления СО. Такие системы автоматического управления работают, опираясь на информацию об ошибке, то есть разнице между положением ОЭ и системы обезвешивания. Этот принцип приводит к тому, что в процессе раскрытия, динамике работы, всегда будет присутствовать ошибка обезвешивания. Следовательно, при настройке системы управления необходимо снизить ошибку до предельно допустимого значения.

Поскольку для корректной работы СО важными являются два параметра: создание силы обезвешивания и отработка положения ОЭ в пространстве, то систему управления СО следует реализовывать таким образом, чтобы ошибки по данным величинам лежали внутри допустимого интервала. Имея информацию о примерной траектории движения ОЭ и допустимом интервале, можно осуществить переход к параметрам системы управления. Кроме того, поскольку в процессе движения возможны различные внештатные ситуации, которые могут значительно изменять величину допустимого интервала, то, как следствие, появляется необходимость адаптации системы управления к таким изменениям. Все это многообразие возможных траекторий раскрытия ОЭ и необходимость обеспечивать удержание позиции и момента внутри допустимого интервала переводит управление в трехмерное пространство, и сводит управление к необходимости удерживать параметры обезвешивания в «слое». При проектировании систем обезвешивания считается допустимым ошибка порядка 7 – 10%, поэтому спроектированная система управления не должна превышать данного значения [11].

Для проверки работоспособности основных режимов работы (функций) СО процесс моделирования организован следующим образом: в начальный момент времени панель находится в сложенном состоянии и под действием силы тяжести выведена в положение максимального угла прогиба равного 30 градусов. С 0 по 5 секунду дается время СО на компенсацию веса ОЭ и выход в начальное положение. После 5 секунды происходит раскрытие солнечной батареи, и СО должна как отрабатывать создание силы обезвешивания, так и компенсировать ошибку позиционирования. После 11,5 секунды панель начинает колебаться вокруг зачекованного положения.

Настройка предложенной (рисунок 3.8) 4-х контурной системы управления происходит с контура управления по моменту электродвигателей. В качестве основного условия настройки выступает отсутствие перерегулирования, дабы избежать колебаний в системе и достижение максимального быстродействия

системы управления. Настройка производится исключительно на математической модели двигателя постоянного тока. В качестве момента сопротивления подается нагрузка, равная приведенному моменту веса ОЭ к валу двигателя, то есть настройка регулятора по моменту идет с настройкой на статическую нагрузку. Следующим шагом стала настройка регулятора скорости вращения, с учетом уже настроенного регулятора момента. Данный регулятор, как и регулятор момента, не должен иметь перерегулирования, дабы избежать колебаний в системе. Третьим контуром является контур стабилизации по углу поворота двигателя, который в предложенной четырехтросовой системе обезвешивания стабилизирует длину троса. Настройка всех контуров управления осуществляется по модульному оптимуму.

Траектория раскрытия панели состоит из трех основных участков: обезвешивания в окрестности транспортировочного (начального) положения, раскрытия и колебаний в окрестности финального положения. В результате моделирования и настройки системы управления были получены следующие переходные характеристики по углам отклонения: рисунок 3.11. Стоит отметить, что движение панели системой раскрытия начинается после 5 секунды, а зачековка панели происходит на 11,5 секунде.

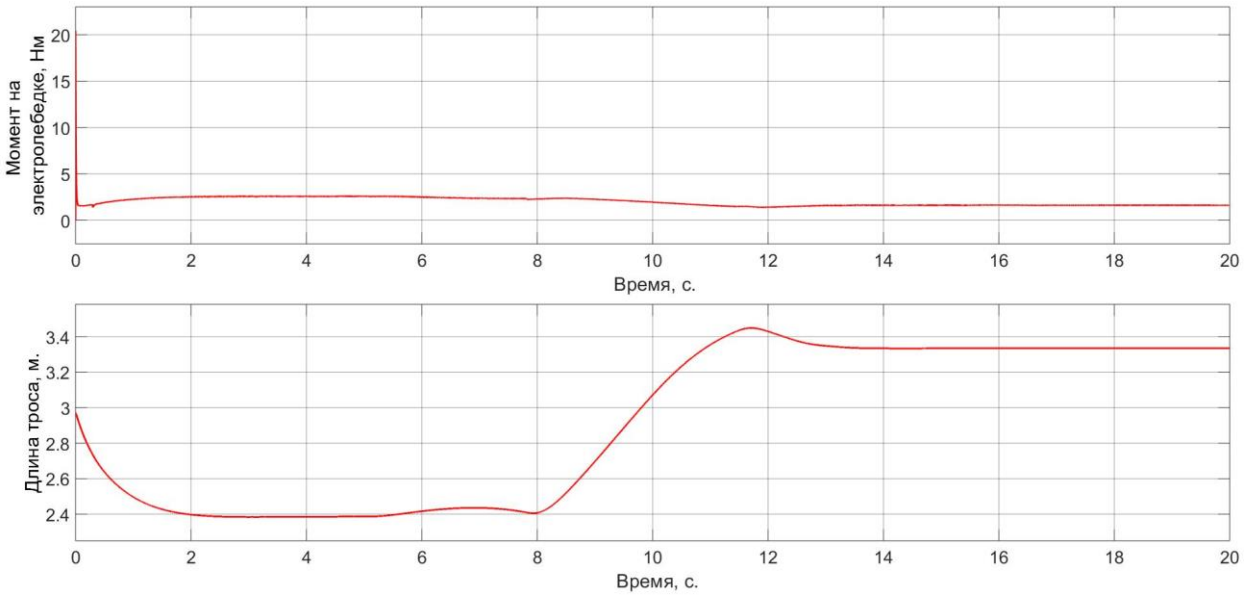

Рисунок 3.10 – Переходные характеристики первой лебедки

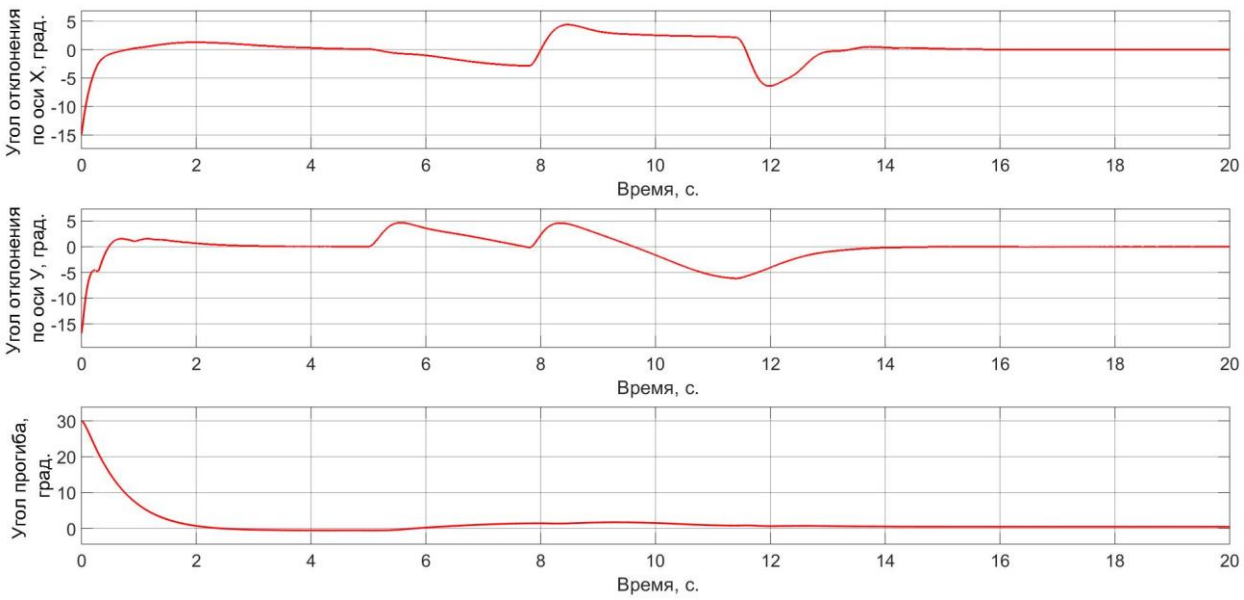

Рисунок 3.11 – Переходные характеристики по углам отклонения

По рисункам 3.10 – 3.11 видно, что система обезвешивания на участке с 0 по 5 секунду компенсирует вес обезвешиваемого элемента и возвращает его к нулевому углу прогиба за 2 с., после чего стабилизируется около транспортировочного (сложенного) положения панели. В момент раскрытия (5 секунда) возникает ошибка обезвешивания по углу прогиба 1,68°, после чего данная ошибка быстро компенсируется. Максимальная динамическая ошибка по углам отклонения составляет примерно 7°.

3.6. Сравнение работы систем обезвешивания

Разработанные ранее системы обезвешивания имеют схожие системы управления, основанные на ПИД алгоритме управления. Однако для понимания недостатков и преимуществ данных систем относительно друг друга, необходимо провести сравнение работы данных систем.

Для сравнения работы получены переходные характеристики (рисунок 3.12 – 3.14) по углам отклонения по осям движения X и Y, а также по углу прогиба панели δ, который демонстрирует непосредственно ошибку обезвешивания системы.

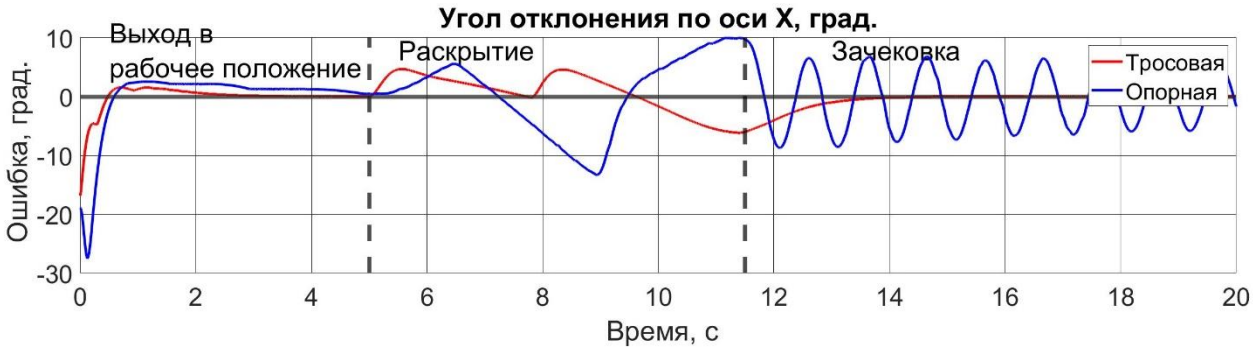

Рисунок 3.12 – Переходные характеристики по углу отклонения по X

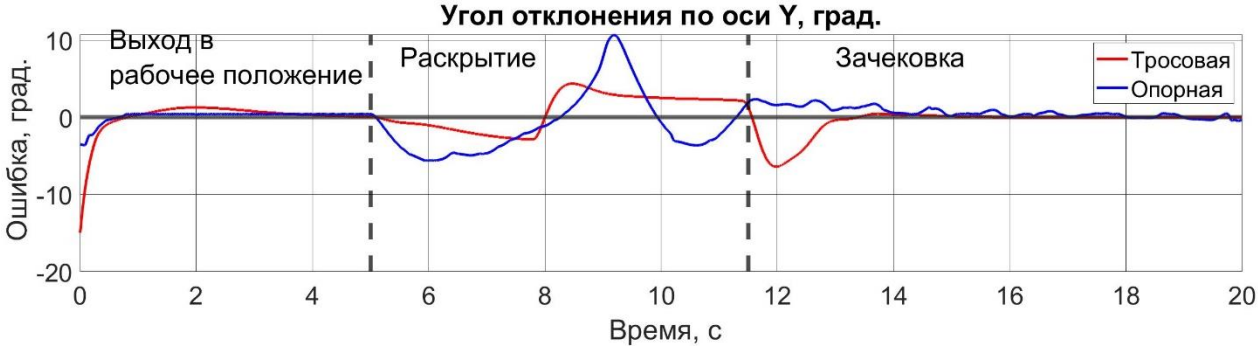

Рисунок 3.13 – Переходные характеристики по углу отклонения по Y

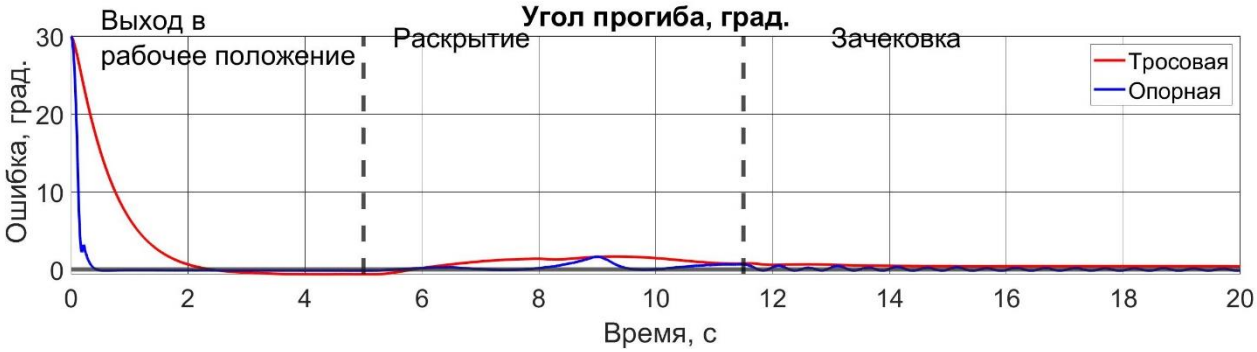

Рисунок 3.14 – Переходные характеристики по углу прогиба

Анализируя представленные переходные процессы можно сделать вывод, что система опорного обезвешивания, по сравнению с тросовой системой, имеет меньшую ошибку по углу прогиба. Это наблюдение говорит о лучшем качестве процесса обезвешивания. Однако недостатком данной системы являются большее рассогласование по углам отклонения опорной стойки по осям X и Y в режиме «раскрытие» и «зачековка». Данный недостаток связан с тем, что конструкция опорной системы обезвешивания базируется на принципе перевернутого

маятника с двумя степенями свободы на мобильной платформе, который является неустойчивой и не минимально фазовой системой, а для подобных объектов ПИД алгоритм управления не является оптимальным решением. Поэтому для опорной системы обезвешивания необходимо рассмотреть другие системы управления, которые позволят уменьшить данную ошибку.

3.7. Совершенствование системы управления опорной системой обезвешивания

В предыдущем разделе было установлено, что ПИД алгоритм управления опорной системы обезвешивания не обеспечивает высокие точностные характеристики по углам отклонения относительно осей движения X и Y, ввиду того, что конструкция данной системы основана на принципе перевернутого маятника с двумя степенями свободы на мобильной платформе, являющейся неустойчивой и не минимально-фазовой системой. А для подобного рода систем ПИД алгоритм управления не является оптимальным методом [105, 106, 110, 112, 114].

Ввиду этого, для обеспечения более высокого качества работы системы необходимо синтезировать новую систему управления. В качестве применяемых методов могут выступать классические методы управления: модальный регулятор (Modal regulator) и линейно-квадратичный регулятор (LQ regulator) и методы, основанные на искусственном интеллекте: регулятор на основе нейронных сетей (Neural networks), регулятор на основе нечеткой логики (Fuzzy logic), регулятор на основе генетического алгоритма (Genetic algorithm) [107 – 111, 113 – 116, 121 – 124].

LQR регулятор по сравнению с модальным имеет более высокие точностные характеристики, за счет построения структуры регулятора на основе решения уравнения Рикатти [105, 108, 110, 111, 121, 123, 125], то среди классических методов управления был выбран данный метод.

Регуляторы, основанные на методах искусственного интеллекта (на нейронных сетях) характеризуются необходимостью наличия большой выборки данных для обучения, с указанием состояния объекта управления и требуемым значением управляемой величины.

Регуляторы, основанные на нечеткой логике зависимы от экспертных данных, которые для данной задачи трудно определить.

Генетические алгоритмы во основном используют для задачи оптимальной настройки коэффициентов основного регулятора в онлайн или офлайн режиме [109, 113, 121, 123, 126]. Применение генетических алгоритмов непосредственно в качестве регулятора сопряжено с проблемой низкого быстродействия, ввиду необходимых высоких вычислительных затрат.

Из вышесказанного, выбор системы управления для опорной системы обезвешивания был сделан в пользу линейно-квадратичного регулятора.

Линейно-квадратичный регулятор.

Используя полную модель опорной системы обезвешивания, представленную в главе 2, можно синтезировать систему управления на основе линейно-квадратичного регулятора (LQR), который использует квадратичный функционал качества:

$$J = \int_0^\infty (\mathbf{x}^{\mathrm{T}}\mathbf{Q}\mathbf{x} + \mathbf{u}^{\mathrm{T}}\mathbf{R}\mathbf{u})dt\,,$$

где $\mathbf{Q}$, $\mathbf{R}$ – матрицы коэффициентов влияния параметров модели, а $\mathbf{x}$, $\mathbf{u}$ –матрицы модели объекта управления описанный в пространстве состояний (2.16):

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}\,.$$

Для получения коэффициентов управления входными воздействиями $\mathbf{u}$ необходимо решить уравнение:

$$\mathbf{u} = \mathbf{K}\cdot\mathbf{x} = \mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^{\mathrm{T}}\mathbf{P}\mathbf{x},$$

где $\mathbf{P}$ находится из решения уравнения Рикатти:

$$\mathbf{P}_0\mathbf{A} + \mathbf{A}^T\mathbf{P}_0 - \mathbf{P}_0\mathbf{B}\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T\mathbf{P}_0 + \mathbf{Q} = 0\,.$$

Используя полную математическую модель системы в виде пространства состояний (2.16), полученную в главе 2, был синтезирован линейно-квадратичный регулятор с коэффициентами:

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 5 & 14216 & 1044 & -5 & -14216 & -1044 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 5 & 14216 & 1044 & 5 & 14216 & 1044 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 5 & 14216 & 1044 & 5 & 14216 & 1044 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 5 & 14216 & 1044 & -5 & -14216 & -1044 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Как видно из полученной матрицы **K**, коэффициенты влияния токов двигателей равны 0, ввиду допущения, что энергозатраты мобильной платформы не существенны для работы системы.

Полученная структура системы управления, реализованная в Matlab Simulink, приведена на рисунке 3.15.

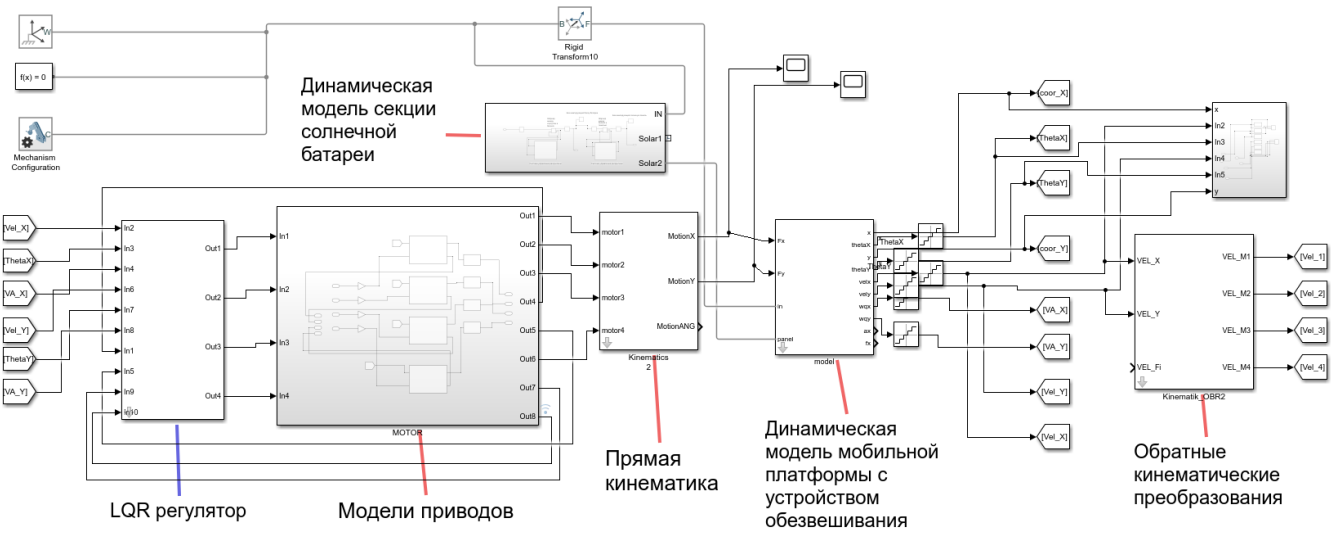

Рисунок 3.15 – Система управления на основе LQR регулятора

Синтезированная система управления на основе линейно-квадратичного регулятора позволяет осуществлять задачу слежения по обоим углам отклонения, на основе информации с шести основных переменных состояния системы.

Настройка LQR при помощи генетических алгоритмов

В ходе настройки линейно-квадратичного регулятора, был установлен факт, что его качество работы значительно зависит от правильно подобранных коэффициентов матриц **Q** и **R**.

Для поиска значений матриц $\mathbf{Q}$ и $\mathbf{R}$, обеспечивающих лучшие показатели качества работы системы обезвешивания, использован генетический алгоритм [108 – 109, 115, 121, 123, 125 – 126]. При кодировании информации допускаются следующие моменты:

- Движение по каждой оси мобильной платформы равнозначно;
- Токи и напряжения разных двигателей равнозначны;
- Параметры в матрицах **Q** и **R** не имеют взаимозависимых коэффициентов, то есть матрицы являются диагональными.

Исходя из данной информации получаем, что

$$\mathbf{Q} = \mathrm{diag}\{\tau_2, \quad \tau_3, \quad \tau_4, \quad \tau_2, \quad \tau_3, \quad \tau_4, \quad \tau_5, \quad \tau_5, \quad \tau_5, \quad \tau_5\},$$
$$\mathbf{R} = \mathrm{diag}\{\tau_1, \quad \tau_1, \quad \tau_1, \quad \tau_1\},$$

где $\mathbf{T} = [\tau_1, \tau_2, \tau_3, \tau_4, \tau_5]$ – значения гена популяции ГА. В качестве функции оценки приспосабливаемости $J_г$ была выбрана сумма средних интегральных значений угла отклонения от вертикального положения опорной стойки по каждой оси:

$$J_г = \frac{\sum|\theta(\mathbf{T})| + \sum|\varphi(\mathbf{T})|}{2n},$$

где n – количество измеренных значений.

Для обеспечения робастности полученных настроек принято решение об изменении начальных условий по положению мобильной платформы относительно обезвешиваемого элемента через каждые 2000 итераций работы алгоритма. В результате были получены следующие параметры матриц **Q** и **R**, обеспечивающих лучшие показатели качества:

$$\mathbf{Q} = \mathrm{diag}\{2{,}8320,\quad 1{,}7197,\quad 0{,}5985,\quad 2{,}8320,\quad 1{,}7197,\quad 0{,}5985,\quad 0,\quad 0,\quad 0,\quad 0\},$$

$$\mathbf{R} = \mathrm{diag}\{0{,}5985,\quad 0{,}5985,\quad 0{,}5985,\quad 0{,}5985\}.$$

По полученным значениям были определены параметры линейно-квадратичного регулятора. Сравнение работы PID алгоритма управления и LQR регулятора, на основе переходных характеристик, приведены на рисунке 3.16 – 3.18.

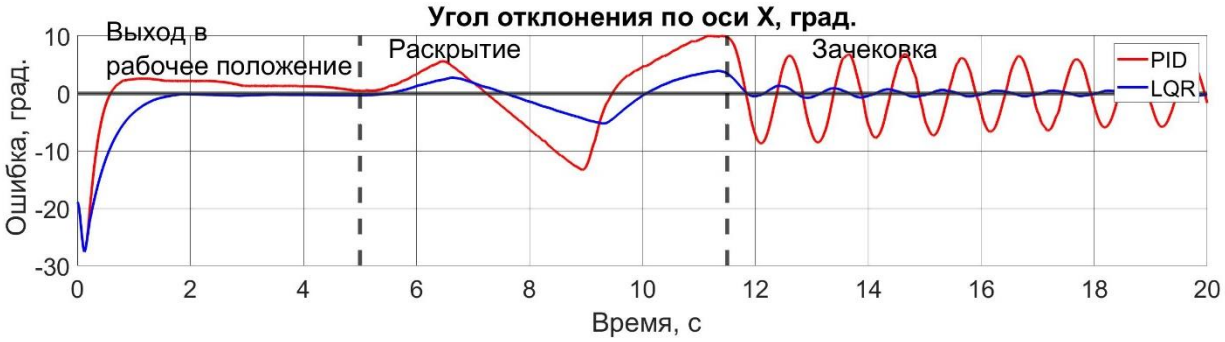

Рисунок 3.16 – Переходные процессы по углу отклонения по оси X

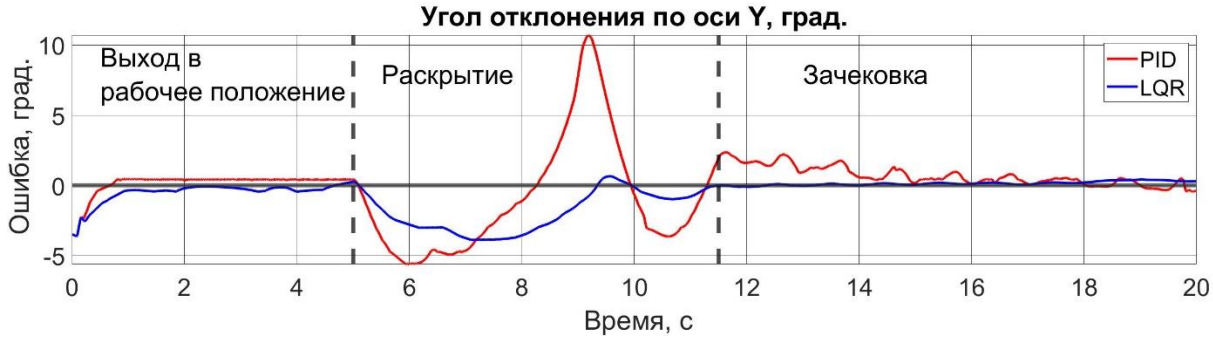

Рисунок 3.17 – Переходные процессы по углу отклонения по оси Y

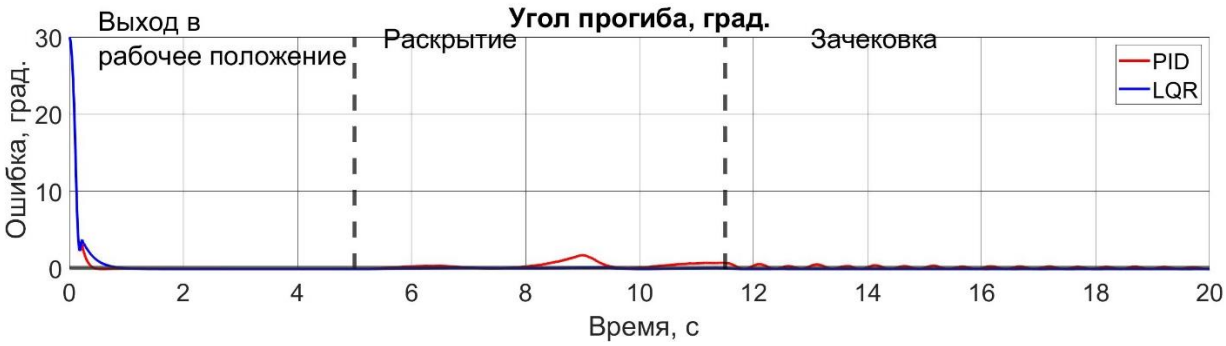

Рисунок 3.18 – Переходные процессы по углу прогиба

По переходным процессам видно, что линейно-квадратичный регулятор с настройками, подобранными при помощи генетического алгоритма, справляется с задачей обезвешивания. Причем основные показатели качества, такие как динамическая и статическая ошибка, по сравнению с ПИД-алгоритмом управления, значительно ниже.

3.8. Сравнение линейно-квадратичного регулятора опорной платформы и тросовой системы

Как и на этапе сравнения работы опорной и тросовой систем обезвешивания, проведено исследование работы синтезированной ранее гибридной системы управления на базе линейно-квадратичного регулятора с генетическим алгоритмом на модели односекционной солнечной батареи. В результате моделирования и настройки системы управления, были получены следующие переходные характеристики по углам отклонения: рисунки 3.19 – 3.21. Стоит отметить, что движение панели системой раскрытия начинается после 5 секунды, а зачековка панели происходит на 11,5 секунде. Кроме того, опорная система обезвешивания с 0 по 1 секунду осуществляет подъезд под панель, а после осуществляет непосредственно обезвешивание.

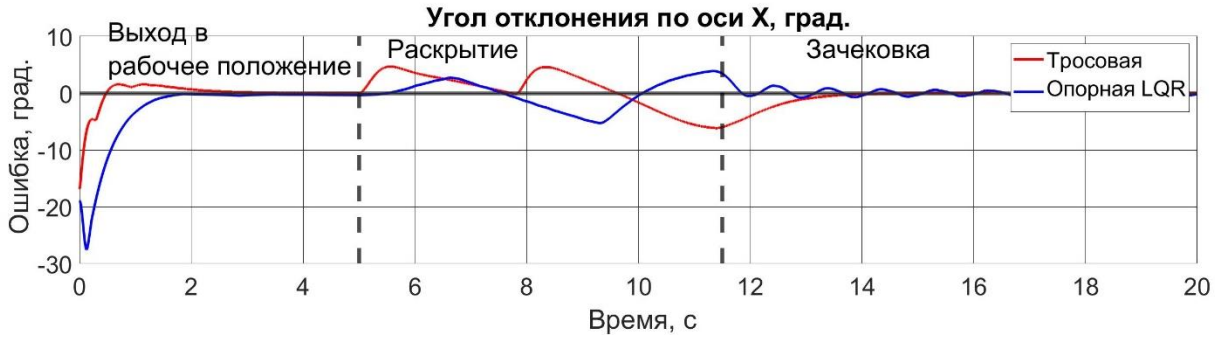

Рисунок 3.19 – Переходные процессы по углу отклонения относительно оси X

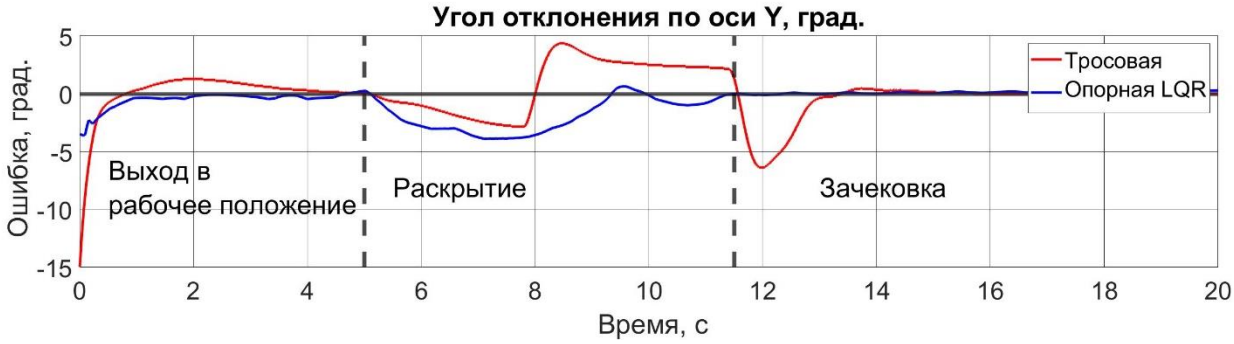

Рисунок 3.20 – Переходные процессы по углу отклонения относительно оси Y

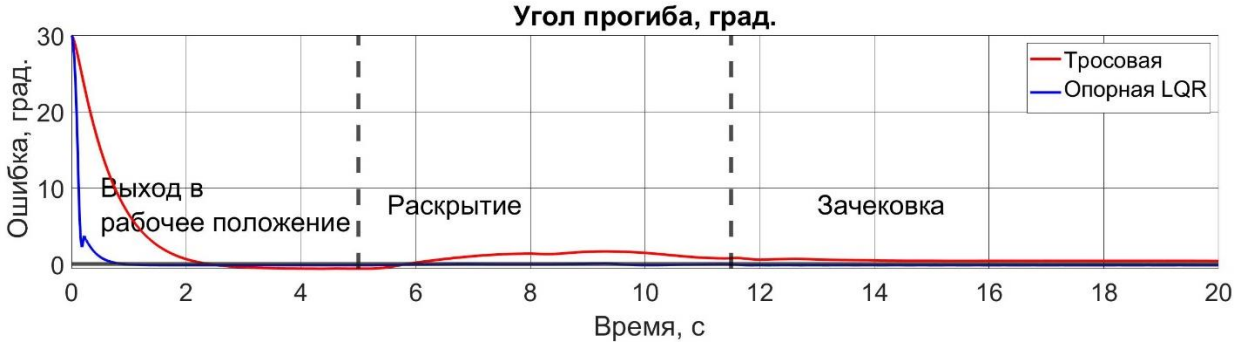

Рисунок 3.21 – Переходные процессы по углу прогиба

По рисункам 3.19 – 3.21 видно, что ошибка обезвешивания в процессе раскрытия по углу прогиба у линейно-квадратичного регулятора не превышает 0,5°, что достигается преимуществами опорного типа обезвешивания. Кроме того, ошибки по углам отклонения X и Y не превышают 5°.

Таблица 3.3 – Максимальная ошибка переходных процессов разных режимов работы систем обезвешивания

	Параметр	Выход в рабочее положение (градусы)	Раскрытие (градусы)	Зачековка (градусы)
Опорная PID	X	2,5	-12	10
	Y	0,5	10,5	2
	прогиб	0,094	1,72	0,5
Опорная LQR	X	0	-5	4,5
	Y	-0,1	-4	-0,1
	прогиб	0,146	-0,19	-0,05
4-х тросовая	X	1,4	-5,6	-5,6
	Y	1,2	-4,8	-6,2
	прогиб	-0,2	1,68	0,1

Данные переходные характеристики показывают высокое качество работы системы активного опорного обезвешивания с системой управления, построенной на основе разработанной гибридной системы.

По полученным переходным характеристикам и результатам сравнения можно сделать вывод, что опорная система на базе линейно-квадратичного регулятора с коэффициентами, полученными путем применения генетического алгоритма, демонстрирует наилучшие показатели качества, как по углам отклонения опорной стойки, так и по углу прогиба.

3.9. Выводы по главе 3

В главе рассмотрены вопросы моделирования и настройки систем управления системами обезвешивания и получены следующие результаты:

1. разработаны ММССПС активной опорной и четырехтросовой систем обезвешивания, позволяющие компенсировать вес односекционной солнечной батареи;
2. разработана система управления на основе двух контурного ПИД алгоритма управления для опорной системы обезвешивания, обеспечивающая точность обезвешивания в режиме «раскрытие» по углу прогиба в 1,72 градуса;
3. разработана система управления на основе четырех контурного ПИД регулятора для четырехтросовой системы обезвешивания, обеспечивающая точность обезвешивания в режиме «раскрытие» по углу прогиба в 1,68 градуса;
4. реализована гибридная система управления опорной системой обезвешивания на основе линейно-квадратичного регулятора, настроенного с помощью генетического алгоритма, обеспечивающая точность обезвешивания в режиме «раскрытие» по углу прогиба в 0,19 градуса;
5. проведен анализ работы активной опорной системы обезвешивания с линейно-квадратичным регулятором, ПИД алгоритма управления, и четырехтросовой системы обезвешивания на основе ПИД алгоритма управления.

Результаты главы опубликованы в [101 – 102, 105, 107]

4. МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМ ОБЕЗВЕШИВАНИЯ ТККА ПРИ ИХ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЯХ

Проектирование СО сопряжено с рядом трудностей вследствие разных параметров ОЭ, таких как массогабаритные параметры, траектории раскрытия, конструктивные ограничения и другие. Ввиду этого для облегчения процесса проектирования СО в данной главе предлагается методика, состоящая из 10 шагов, позволяющая определить тип и количество элементов СО, а также определить их положение в зависимости от параметров обезвешиваемого элемента и накладываемых на СО ограничений. Данная методика опубликована в [128].

Шаг 1. Многообразие ТККА приводит разработчиков к необходимости рассматривать задачу проектирования системы обезвешивания исходя из специфики каждого отдельно взятого ОЭ. Однако, для систематизации расчетов, можно классифицировать ТККА по способу развертывания (складывания), в основе которой – траектории движения связанных масс (объемная, радиальная, линейная, комбинированная и т.д.). Отличия в траекториях раскрытия и в механике ТККА оказывают влияние на процесс расчета системы обезвешивания. Именно поэтому на первом этапе необходимо выбрать тип обезвешиваемого элемента, который, в большинстве случаев, определен непосредственно в поставленной перед исполнителями задаче.

Шаг 2. По завершении первого шага необходимо определится с ограничениями и допусками по обезвешиванию. К характеристикам, влияющим на качество обезвешивания, относятся моменты в шарнирах, центробежные моменты, динамические и статические моменты инерции. Таким образом, на данном этапе производится выбор необходимого условия обезвешивания исходя из технологических требований, предъявляемых к ЭО. Далее, детально рассмотрим возможные варианты обезвешивания, исходя из требований.

Наиболее распространенным вариантом является полное обезвешивание, при котором происходит полная компенсация веса ЭО и ограничения моментов до максимально допустимых значений, исходя из предварительных конструкторских расчетов по условиям механических прочностей, допустимых деформаций и т. д. Выполнение данного условия возможно при полной компенсации веса ЭО по их центрам масс, или же при использовании нескольких устройств обезвешивания для одного ЭО. Однако в таких случаях, за счет ошибки обезвешивания создаются дополнительные моменты трения шарниров. Для такого рода условий возможно применение всех типов систем обезвешивания.

Вторым вариантом является компенсация моментов или сил в произвольных точках, например, в центрах масс ЭО или в шарнирах. Данная задача актуальна в большинстве случаев, поскольку при раскрытии элементов космических аппаратов в ходе земных экспериментов наибольшую проблему вносят моменты трения в шарнирах, которые мешают процессу раскрытия, и уменьшают энергию системы раскрытия. Кроме того, в процессе раскрытия возникают отклонения от штатного режима, в части ускорений, неравномерности, влияния системы обезвешивания, сопротивления воздуха и т.д. Для такого рода ограничений возможно применение исключительно активных систем обезвешивания, поскольку иного рода системы будут создавать моменты трения в шарнирах, вызванные «эффектом присоединенных масс».

Третьим вариантом является компенсация центробежных, динамических и статических моментов инерции, появляющихся в процессе раскрытия. Данный вариант не так широко распространён. Однако при использовании опорных систем обезвешивания данные моменты приводят к «заламыванию» шарниров, что приводит к нарушению функционирования системы и ее выходу из строя.

После выбора основных условий обезвешивания необходимо определиться с количеством устройств или элементов, из которых состоит система обезвешивания.

Шаг 3. С точки зрения прочностных расчетов ОЭ, существует максимально допустимые усилия, которые может выдержать ОЭ в критических и (или) произвольно заданных точках, в том числе и в шарнирах. Таким образом, необходимым условием работоспособности системы, является то, что момент в любой точке конструкции должен быть меньше максимально допустимого. Исходя из этого факта, необходимо определить минимально необходимое количество элементов системы обезвешивания. Для этого применяется принцип декомпозиции – ОЭ необходимо рассмотреть, как систему, состоящую из отдельных участков, на которые действует распределенная нагрузка, равная весу ОЭ, ограниченных точками взаимодействия с элементами системы обезвешивания. После чего необходимо определить точку, в которой сосредоточен максимальный момент, действующий на участке, и определить зависимость между длиной участка и моментом в данной точке. Имея данную зависимость и предельно допустимый момент, полученный из прочностных расчётов, можно определить максимальную длину одного участка и, как следствие, минимально необходимое количество элементов системы обезвешивания.

Шаг 4. После определения минимального количества элементов системы обезвешивания необходимо произвести расчет сил и моментов, действующих в системе. Для этого вначале необходимо определить зависимости между параметрами системы обезвешивания и параметрами ОЭ. В качестве параметров системы обезвешивания используются положение точки закрепления элемента системы обезвешивания ρ_i к i-ому ОЭ, и сила компенсации веса P_i. В качестве параметров ОЭ на данном этапе используются вес F_i и длина элемента L_i, где $i = \overline{1, N}$, N – количество ОЭ.

Следует отметить, что максимально допустимые усилия могут иметь различные значения в разных точках и, соответственно, эпюры нагрузок могут иметь сложный вид, а расчёты точки (точек) максимально допустимого момента будут не единичны.

Другой особенностью является возможная неравномерная по длине механическая прочность конструкции, что можно учесть эпюрой переменного по длине допустимого момента.

На данном этапе следует учитывать выбранный тип обезвешиваемого элемента, в частности, объект с линейной траекторией может быть представлен как жесткозакрепленная балка в силу прямолинейной формы в развернутом состоянии, а также наличия шарниров исполнения повышенной жесткости для исключения возможного люфта и нивелирования упругих колебаний вдоль вертикальной оси движения. В случае радиального характера раскрытия, конструкция будет представлена разделенной на части шарнирами в силу последовательного характера раскрытия.

Поскольку в большинстве случаев число уравнений, полученных в результате расчета эпюр, будет больше числа неизвестных, данную задачу можно решить, как задачу оптимизации, а в качестве целевой функции для минимизации использовать условия, выбранные в шаге 2, т. е.:

– минимизация моментов в точках;

– минимизация сил;

– минимизация центробежных и динамических моментов инерции;

– или их комбинации.

Шаг 5. В процессе работы системы обезвешивания могут возникать различного рода конструктивные ограничения, наиболее распространённым является невозможность присоединения элемента системы обезвешивания непосредственно к центру масс обезвешиваемого элемента. Кроме того, возможны варианты, когда траектории движения обезвешиваемых элементов будут пересекаться во времени, что приведет к столкновениям и неработоспособности системы обезвешивания. В настоящее время такого рода проблемы решают использованием многоуровневых траекторий или различных обводных устройств, что исключает столкновения в принципе, однако значительно усложняет конструкцию системы. Но для ряда задач, такого рода

решения использовать не представляется возможным. Исходя из этого, на данном этапе необходимо определить основные ограничения, накладываемые на параметры и конструкцию системы обезвешивания.

Шаг 6. После учета ограничений и решения задачи минимизации основного условия обезвешивания, выбранного на втором шаге, получаем параметры системы обезвешивания.

Шаг 7. Определив параметры системы обезвешивания, необходимо осуществить проверку полученных результатов с учетом выбранного условия обезвешивания (например, на максимально допустимый, исходя из конструкторских расчетов, момент в шарнире) и проверку раскрытия системы с учетом конструкторских ограничений, на основе использования кинематических уравнения работы системы. Для этого необходимо решить прямую задачу кинематики и убедиться в том, что системы обезвешивания не имеют пересечений по построенным траекториям движения.

В случае невыполнения одного из условий необходимо вернуться к шагу 3 и увеличить количество элементов на 1, после чего повторить шаги 4 – 7. Если все условия были выполнены, то можно переходить к выбору типа системы обезвешивания.

Шаг 8. Следующим этапом является определение типа и исполнения системы обезвешивания с учетом условий, описанных в пунктах выше. Могут быть выбраны системы разного исполнения: опорного или тросового, а также разного типа: пассивные, пассивно-активные и активные. Выбор можно осуществлять исходя из допустимой точности обезвешивания и затрат на разработку системы

Шаг 9. Предпоследним этапом является синтез системы автоматического управления. В процессе работы как тросовых, так и опорных систем обезвешивания наблюдается возникновение ошибки отклонения между его положением и элементом системы обезвешивания, вследствие движения ОЭ

вдоль оси раскрытия. При перемещении вдоль нескольких осей возникает ошибка в виде направленного вектора, который и необходимо компенсировать.

Шаг 10. Заключительным этапом является проверка работы всей системы с учетом динамики раскрытия, которая может быть последовательной, одновременной и комбинированной. Динамика раскрытия влияет на распределения сил и моментов, поэтому необходимо учитывать вариант раскрытия при расчете системы обезвешивания. Наиболее часто применяемыми вариантами являются последовательное и одновременное раскрытие, которые вносят несущественные воздействия в расчет системы обезвешивания. Однако, возникновение нештатных ситуаций приводит к существенным изменениям динамики раскрытия и, как следствие, к моментам и силам, действующим в системе в процессе раскрытия. Из всего вышеизложенного следует, что необходимо производить динамическую проверку работоспособности системы обезвешивания, то есть отработки основного условия обезвешивания, при разных вариантах раскрытия как штатных, так и нештатных. Данную проверку можно осуществить как на математических моделях, так и на стенде физического подобия.

На этом этапе возможно определение моментов инерции элементов механической системы, в том числе и переменных. Особенностью этапа следует отметить определение интервалов изменения механических параметров (для динамики и статики). В процессе раскрытия солнечных панелей космического летательного аппарата изменяются соотношения положений обезвешиваемых элементов, что приводит к усложнению кинематики панели, что, в свою очередь, вносит дополнительную структурную неопределенность, обусловленную изменением порядка системы дифференциальных уравнений. В процессе раскрытия солнечной панели космического летательного аппарата в начале движения каждого из элементов изменяется их влияние на динамику друг друга, что, соответственно, усложняет параметрическую неопределенность, которая, в данном случае, будет описываться не интервальным, а аффинным, полилинейным

или полиномиальным типами параметрической неопределенности. Усложнение типа параметрической неопределенности существенно усложняет процедуру синтеза системы управления. Схема методики расчета представлена на рисунке 4.1.

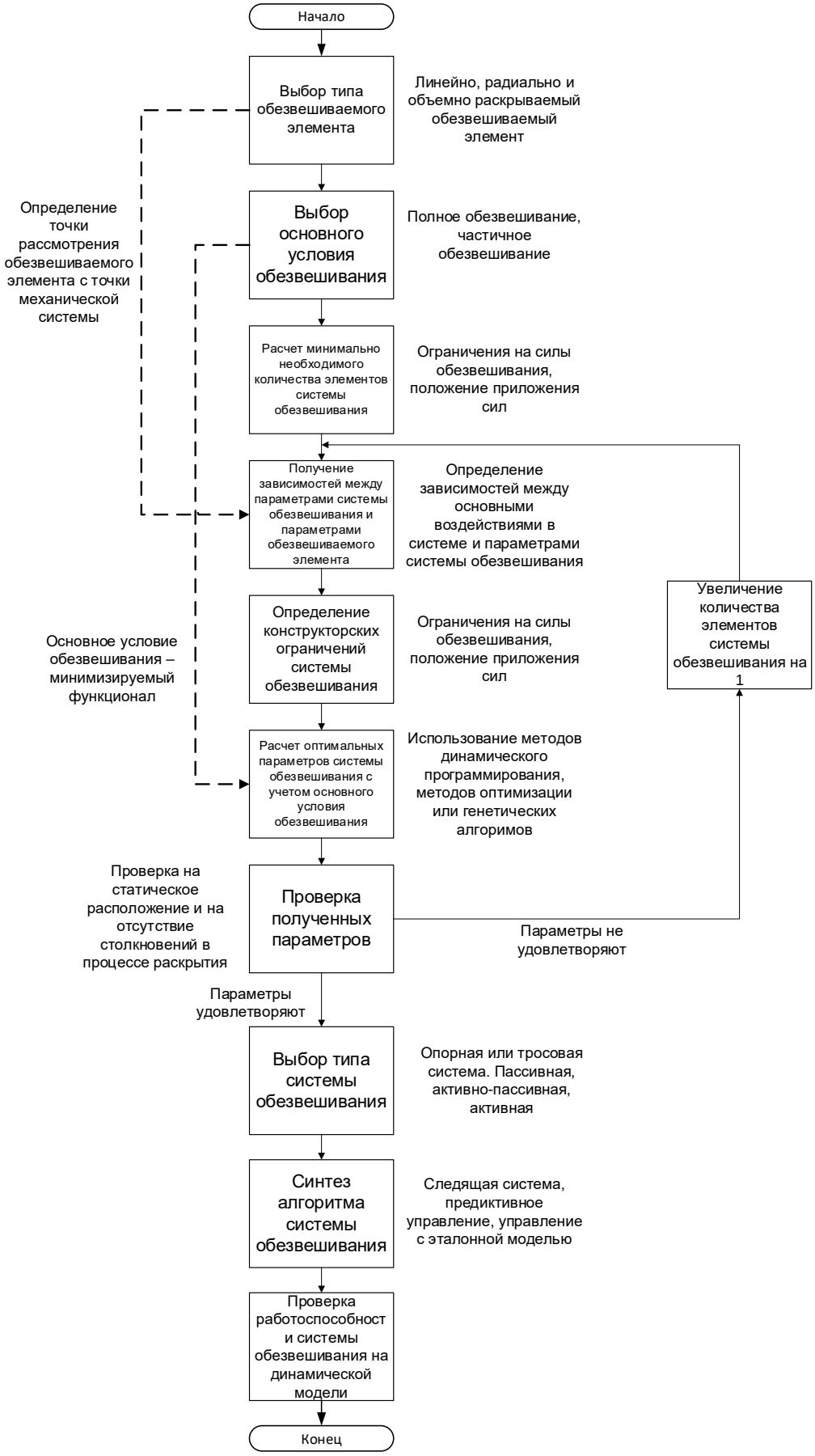

Рисунок 4.1 – Схема методики расчета

4.1. Пример расчета системы обезвешивания солнечной батареи

Используя представленную выше методику, рассмотрим пример проектирования системы обезвешивания.

Шаг 1. В качестве объекта для демонстрации работы методики расчета используем линейно раскрывающуюся солнечную батарею, без балки, состоящую из трех панелей. В данном расчете балкой солнечной батареи допустимо пренебречь ввиду незначительной массы по отношению к весу солнечной панели. Массу панелей возьмем равной 40 кг, длину каждой панели 4 метра. В качестве ограничений примем следующее утверждение: в сложенном состоянии расстояние между точками приложение обезвешивающих сил должно быть не менее 0,6 м.

Шаг 2. В качестве условия обезвешивания выберем частичное обезвешивание с минимизацией моментов в шарнирах между ОЭ. При условии, что сумма сил обезвешивания должна быть равна сумме весов обезвешиваемых элементов, параметры системы обезвешивания должны быть выбраны исходя из необходимости минимизировать моменты в шарнирах.

Шаг 3. Предположим, что максимальный момент, который может выдержать панель, составляет 0,24 кНм. Тогда, как было рассмотрено ранее, обезвешиваемую конструкцию можно рассмотреть в виде участка длинной ℓ, ограниченного двумя опорами (рисунок 4.2) на который действует распределенная нагрузка q, равная отношению веса панели к ее длине, то есть:

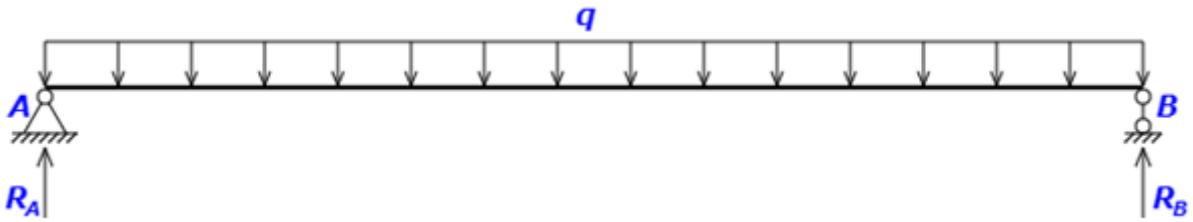

Рисунок 4.2 – Схема для расчета сил и моментов

$$q = \frac{F^p}{L^p} = 0{,}1 \text{ кН/м},$$

где F^p – вес панели, равный 400 Н, а L^p – длина панели, равная 4 м.

Пусть с левой стороны участок ограничен опорой A, в которой будет действовать сила реакции R_A, а с правой стороны опорой B, в которой будет действовать сила реакции R_B, причем данные силы будут равны, (рисунок 4.2.). Тогда получаем, что при расчете эпюр данной системы максимальный момент будет находиться в центре балки, для определения которого необходимо рассчитать реакцию опоры в точке A или B:

$$R_A = R_B = \frac{q\frac{\ell^2}{2}}{\ell} = q\frac{\ell}{2}.$$

Тогда момент в любой точке балки χ можно определить следующим образом:

$$M(\chi) = -\frac{q \cdot \chi^2}{2} + R_A \cdot \chi. \tag{4.1}$$

Рассчитав момент в середины балки (4.2), получаем следующую зависимость длины участка от момента (4.3), с численным решением для приведенного примера:

$$M\left(\frac{\ell}{2}\right) = \frac{q \cdot \ell^2}{8}, \tag{4.2}$$

$$\ell = \sqrt{\frac{8 \cdot M_{\max}}{q}} = \sqrt{\frac{8 \cdot 0{,}24}{0{,}1}} = 4{,}38 \text{ м}. \tag{4.3}$$

Следовательно, т. к. общая длина обезвешиваемой конструкции составляет 12 метров, то необходимо минимум 3 опоры. В результате на данном шаге было определено минимально необходимое количество дополнительных опор, равное 3, для обезвешивания солнечной панели.

Шаг 4. Перейдем к определению зависимостей между силами и моментами, действующими в системе. Рассмотрим весь ОЭ в конечном, развернутом состоянии. Поскольку для солнечных панелей шарниры изготавливаются с минимальными люфтами, ее допустимо рассматривать в виде единой жесткой конструкции, т.е. жестко закреплённой балки в точке А. Тогда уравнения момента и силы реакции в точке А, а также уравнения моментов в шарнирах можно определить следующим образом:

$$M_{\text{A}} = -F_1 \cdot \frac{L_1}{2} - F_2 \cdot \left(L_1 + \frac{L_2}{2} \right) - F_3 \cdot \left(L_1 + L_2 + \frac{L_3}{2} \right) - P_1 \cdot \rho_1 - P_2 \cdot \rho_2 - P_3 \cdot \rho_3, \quad (4.4)$$

$$R_A = -F_1 - F_2 - F_3 - P_1 - P_2 - P_3, \quad (4.5)$$

$$M_1 = M_{\text{A}} - R_{\text{A}} \cdot L_1 - F_1 \cdot \left(\frac{L_1}{2} \right) - P_1 \left(L_1 - \rho_1 \right), \quad (4.6)$$

$$\begin{aligned} M_2 = M_{\text{A}} - R_{\text{A}} \cdot (L_1 + L_2) - F_1 \cdot \left(\frac{L_1}{2} + L_2 \right) - P_1 (L_2 + L_1 - \rho_1) - \\ -F_2 \cdot \left(\frac{L_2}{2} \right) - P_2 (L_2 + L_1 - \rho_2), \end{aligned} \quad (4.7)$$

где L_i – длина i-ой панели, $i \in [1;3]$, F_i – вес i-ой панели, P_i – сила обезвешивания i-ого элемента системы обезвешивания, ρ_i – положение точки приложения силы i-ого элемента системы обезвешивания.

Количество неизвестных переменных в (4.4 – 4.7) равно 6. Обозначим неизвестные переменные в виде вектора $\mathbf{P} = \left(\rho_1, \rho_2, \rho_3, P_1, P_2, P_3 \right)$. Поскольку в качестве основного условия обезвешивания выбрано условие минимизации

моментов в шарнирах, а моменты могут быть как положительными, так и отрицательными, то в качестве целевой функции минимизации выбрана сумма модулей моментов в шарнирах:

$$f(\rho_i, P_i) = \min_{\rho_i, P_i \in \mathbf{P}} \left(\left| M_A(\rho_i, P_i) \right| + \left| M_1(\rho_i, P_i) \right| + \left| M_2(\rho_i, P_i) \right| \right). \qquad (4.8)$$

Шаг 5. В качестве ограничений зададим расстояние между точками приложения сил обезвешивания в сложенном состоянии. Данное расстояние должно составлять не менее 0,6 м. Кроме того, выбранная минимальная дистанция между точками должна быть соблюдена в процессе раскрытия.

Помимо этого, т.к. каждое устройство обезвешивания должно создавать силу, направленную противоположно весу обезвешиваемых элементов, то значения P_i будут отрицательными. Аналогично введем ограничение и на максимальное по модулю значение силы, обеспечиваемое элементом системы обезвешивания, например, 1 кН. Тогда ограничения вектора **P** выглядит следующим образом:

$$\mathbf{P} = \begin{pmatrix} \rho_1 \in [0;4], \rho_2 \in [4;8], \rho_3 \in [8;12], \\ P_1 \in [-1;0], P_2 \in [-1;0], P_3 \in [-1;0] \end{pmatrix}, \quad \begin{cases} |\rho_1 - (\rho_2 - 4)| > 0,6; \\ |\rho_1 - (\rho_3 - 8)| > 0,6; \\ |(\rho_3 - 8) - (\rho_2 - 4)| > 0,6. \end{cases}$$

Шаг 6. Перейдем непосредственно к определению оптимальных значений вектора. В качестве метода поиска минимального значения были выбраны генетические алгоритмы. Генетический алгоритм – метод оптимизации, основанный на принципе скрещивания биологических генов, позволяющий оптимизировать многопараметрические функционалы. Алгоритм работает следующим образом: для работы генетическому алгоритму необходимо задать структуру особи, в качестве которой был выбран вектор $\mathbf{P} = (\rho_1, \rho_2, \rho_3, P_1, P_2, P_3)$. На первом этапе алгоритм создает 200 особей (заданное пользователем значение), данная величина называется размером популяции, со случайными значениями

вектора $\mathbf{P}$. На основании (4.3) – (4.6) для каждой особи определяются моменты в точке A и шарнирах, и значение функции минимизации. После все полученные особи ранжируются по значениям целевой функции, и данная популяция становится родительской популяцией. Затем происходит создание новой популяции, причем 5% новой популяции будут составлять лучшие особи родительской популяции без изменений, 80% будут составлять особи, полученные в рамках скрещивания лучших особей родительской популяции, а оставшиеся 15% будут получены в рамках мутации случайный особей родительской популяции. В результате формируется новая популяция в 200 особей, для которой так же будет выполнен необходимый расчет моментов и функции минимизации, а популяция станет родительской для новой выборки. Такие повторы происходят до тех пор, пока не сработает критерий остановки по количеству итераций (5000 итераций) или пока значение функции минимизации не будет значительно уменьшаться на протяжении 5 итераций подряд. Реализация работы генетического алгоритма проводилась в среде Matlab 2017 с использованием пакета Optimization Toolbox. Результат работы генетического алгоритма приведен в таблице 4.1

Таблица 4.1 – Параметры системы обезвешивания, полученные с использованием генетических алгоритмов

ρ_1	ρ_2	ρ_3	P_1	P_2	P_3
1,075	6,064	10,741	-0,413	-0,597	-0,292

Для проверки оптимальности полученного решения, построим зависимости значения целевой функции оптимизации (4.8) от значения параметров системы обезвешивания, полученных в таблице 4.1. Поскольку построить визуально шестимерное пространство невозможно, проверка будет осуществляться последовательно путем изменения значения одного из параметров, при неизменных значениях других параметрах, равных значениям в таблице 4.1. В результате получены 6 графиков представленные на рисунках 4.3 – 4.8.

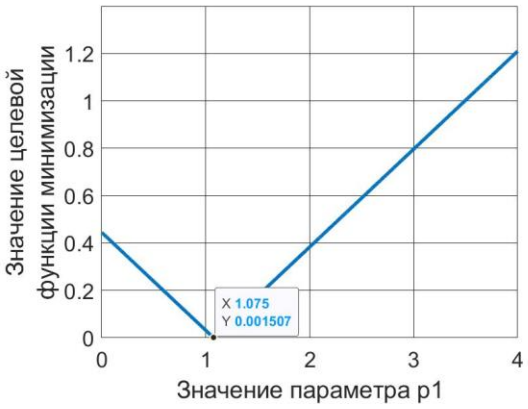

Рисунок 4.3 – Зависимость значения целевой функции от изменения параметра ρ_1

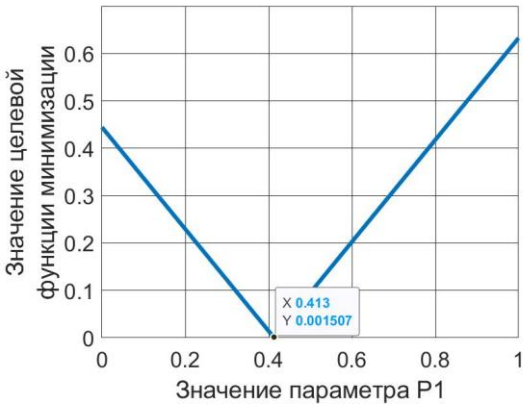

Рисунок 4.4 – Зависимость значения целевой функции от изменения параметра P_1

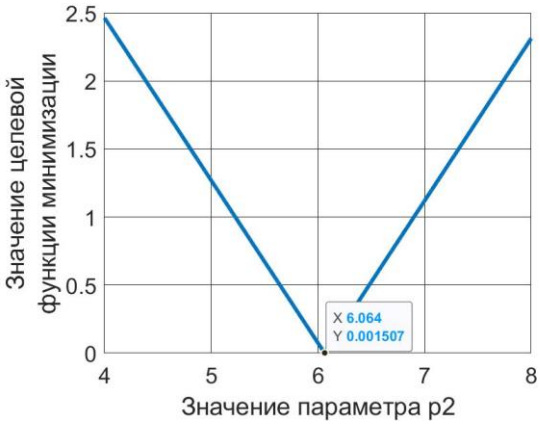

Рисунок 4.5 – Зависимость значения целевой функции от изменения параметра ρ_2

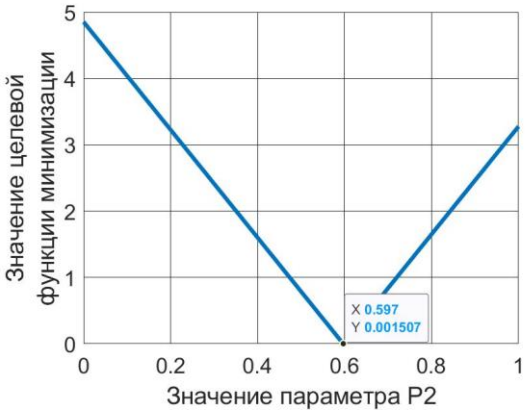

Рисунок 4.6 – Зависимость значения целевой функции от изменения параметра P_2

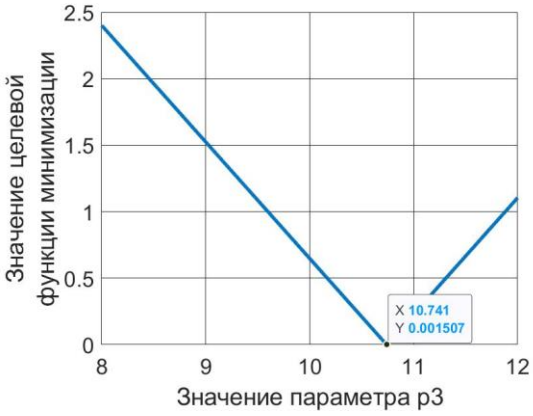

Рисунок 4.7 – Зависимость значения целевой функции от изменения параметра ρ_3

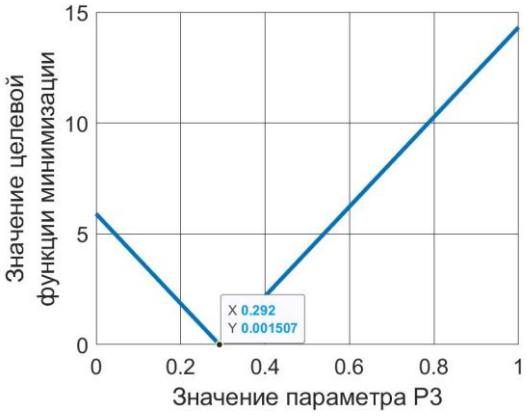

Рисунок 4.8 – Зависимость значения целевой функции от изменения параметра P_3

Шаг 7. Произведем проверку полученных результатов, для этого построим эпюры сил и моментов, действующих в системе при полученных параметрах системы обезвешивания (рисунок 4.9).

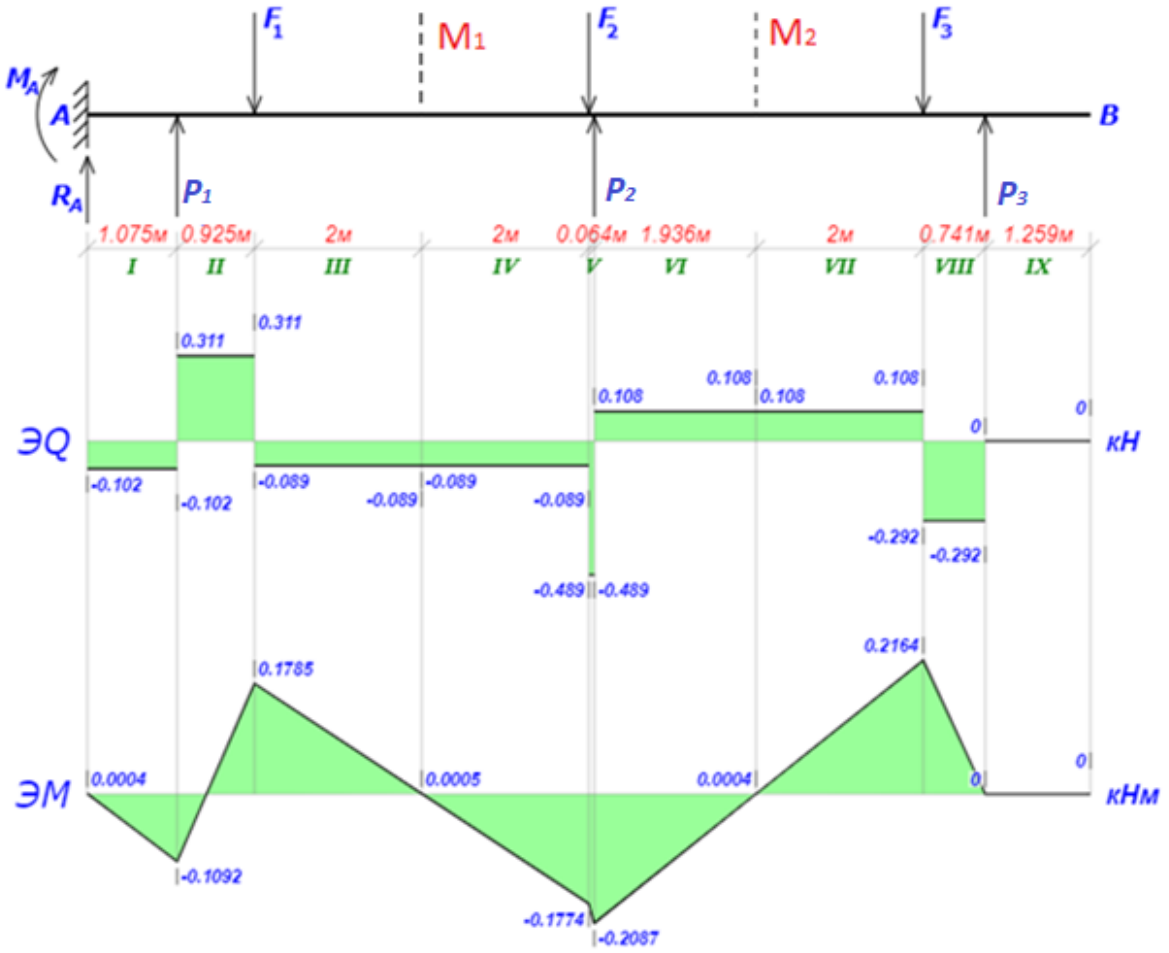

Рисунок 4.9 – Эпюры сил и напряжений с полученными параметрами системы обезвешивания

По данным эпюрам видно, что моменты в шарнирах равны 0,4 Нм., 0,5 Нм. и 0,4 Нм. соответственно, кроме того, максимальный момент в точке панели равен 0,216 кНм., что не превышает заданный ранее предельно допустимый момент 0,24 кНм.

Поскольку проверка на расположение элементов системы обезвешивания в статическом положении была заложена в качестве ограничения, то проверка данного условия является избыточной. Соответственно, произведём проверку на отсутствие соударений элементов системы обезвешивания во время раскрытия.

Для этого, как уже отмечалось ранее, расстояние между точками приложения силы не должно быть менее 0,6 м.

Определим кинематику раскрытия солнечной панели. Для этого воспользуемся методом Денавита – Хартенберга.

Обозначим каждый элемент солнечной панели порядковым номером, слева направо, как это представлено на рисунке 4.10. Общий вид матрицы перехода, получаемый методом Денавита – Хартенберга, имеет следующий вид:

$$\mathbf{T_i}\left(\theta_i, \alpha_i, a_i, d_i\right) = \begin{bmatrix} \cos\theta_i & -\sin\theta_i \cdot \cos\alpha_i & \sin\theta_i \cdot \sin\alpha_i & a_i \cdot \cos\theta_i \\ \sin\theta_i & \cos\theta_i \cdot \cos\alpha_i & -\cos\theta_i \cdot \sin\alpha_i & a_i \cdot \sin\theta_i \\ 0 & \sin\alpha_i & \cos\alpha_i & d_i \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

где θ_i – присоединенный угол – угол, на который надо повернуть ось x_{i-1} вокруг оси z_{i-1} чтобы она стала сонаправлена с осью x_i: (знак определяется в соответствии с правилом правой руки); d_i – расстояние между пересечением оси z_{i-1} с осью x_i и началом (i-1)-ой системы координат, отсчитываемое вдоль оси z_{i-1} ; a_i – линейное смещение — расстояние между пересечением оси z_{i-1} с осью x_i и началом i -ой системы координат, отсчитываемое вдоль оси x_i, т. е. кратчайшее расстояние между осями z_{i-1} и z_i; α_i – угловое смещение – угол, на который надо повернуть ось z_{i-1} вокруг оси x_i, чтобы она стала сонаправленной с осью z_i: (знак определяется в соответствии с правилом правой руки).

Каждый из углов поворота будем определять относительно предыдущей конструкции, то есть угол q_1 – относительно наземной конструкции, q_2 – относительно солнечной панели 2, а угол q_3 – относительно панели 4.

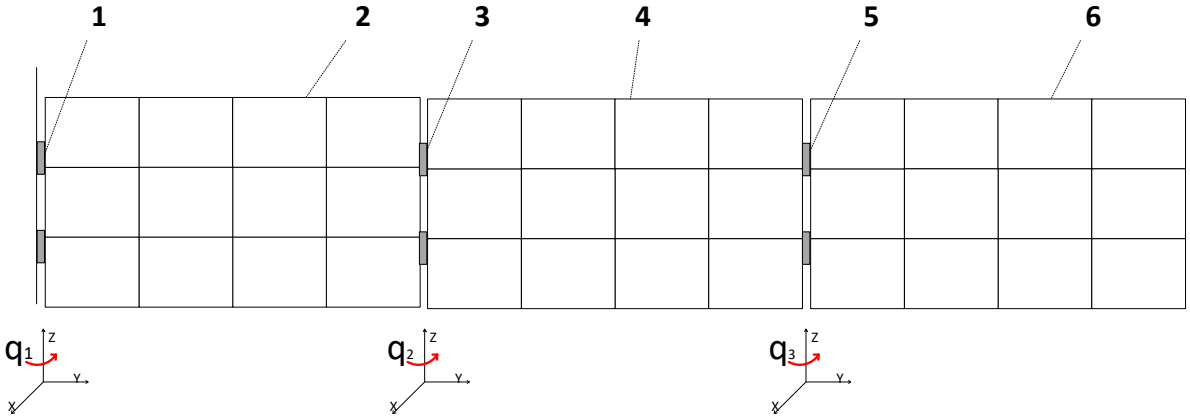

Рисунок 4.10 – Кинематическая схема солнечной батареи

Используя метод Денавита – Хартенберга, получим конечные матрицы каждой из опор, обозначенные как $\mathbf{T_i}$, тогда:

$$\mathbf{T_1}\left(q_1,0,\rho_1,0\right)=\begin{bmatrix}\cos q_1 & -\sin q_1 & 0 & \rho_1\cdot\cos q_1\\ \sin q_1 & \cos q_1 & 0 & \rho_1\cdot\sin q_1\\ 0 & 0 & 1 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 1\end{bmatrix}, \tag{4.9}$$

$$\mathbf{T_2}=\mathbf{T}\left(q_1,0,L_1,0\right)\cdot\mathbf{T}\left(q_2,0,\rho_2-L_1,0\right), \tag{4.10}$$

$$\mathbf{T_3}=\mathbf{T}\left(q_1,0,L_1,0\right)\cdot\mathbf{T}\left(q_2,0,L_2,0\right)\cdot\mathbf{T}\left(q_3,0,\rho_3-L_2-L_1,0\right). \tag{4.11}$$

Преобразуем уравнения (4.9 – 4.11) с учетом расчётов и выделим значения последнего столбца в каждой из полученных матриц, который и будет описывать изменение координат требуемой точки:

$$\mathbf{T_1}\begin{pmatrix}x\\ y\end{pmatrix}=\begin{pmatrix}\rho_1\cdot\cos q_1\\ \rho_1\cdot\sin q_1\end{pmatrix}, \tag{4.12}$$

$$\mathbf{T_2}\begin{pmatrix}x\\ y\end{pmatrix}=\begin{pmatrix}L_1\cdot\cos q_1+(\rho_2-L_1)\cdot\cos(q_1+q_2)\\ L_1\cdot\sin q_1+(\rho_2-L_1)\cdot\sin(q_1+q_2)\end{pmatrix}, \tag{4.13}$$

$$\mathbf{T_3}\begin{pmatrix}x\\ y\end{pmatrix}=\begin{pmatrix}L_1\cdot\cos q_1+L_2\cdot\cos(q_1+q_2)+(\rho_3-L_2-L_1)\cdot\cos(q_1+q_2+q_3)\\ L_1\cdot\sin q_1+L_2\cdot\sin(q_1+q_2)+(\rho_3-L_2-L_1)\cdot\sin(q_1+q_2+q_3)\end{pmatrix}. \tag{4.14}$$

Уравнения (4.12) – (4.14) позволяют получить координаты каждой из точек приложения силы обезвешивания в процессе раскрытия. Чтобы определить расстояние от одной точки до другой в процессе раскрытия (рисунок 4.11), рассчитаем квадратный корень от суммы квадратов разностей координат точек.

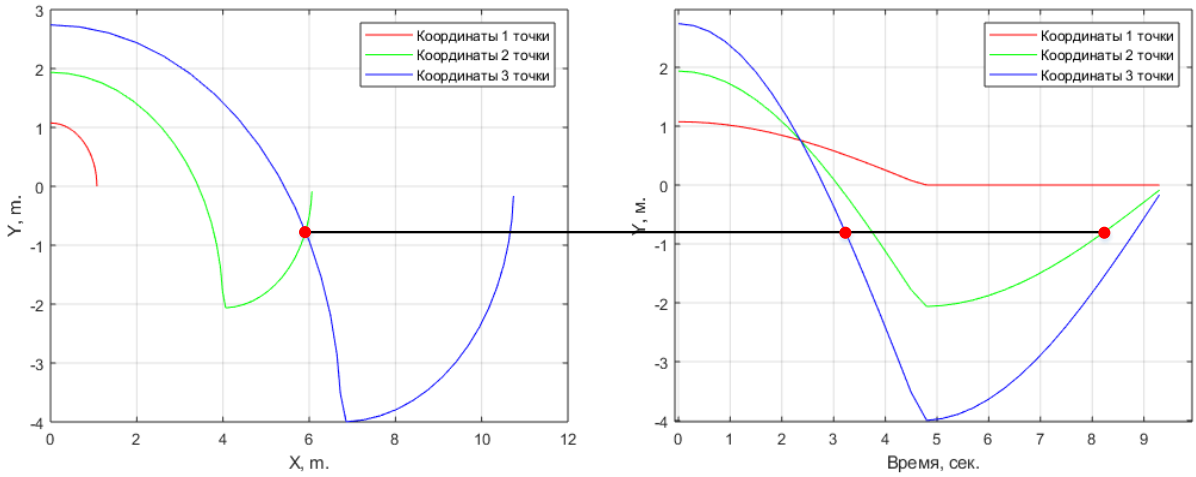

Рисунок 4.11 – Расстояние между точками приложения сил во время раскрытия

По графикам, представленным на рисунке 4.11, видно, что координаты рассчитанных точек приложения сил пересекаются в пространстве в точке единожды (рисунок 4.11 левый – точка {6, -0,8}), однако по времени появление элементов системы обезвешивания в этой точке существенно разнится (рисунок 4.11 правый – 3,2 с. и 8,2 с.), что подтверждает отсутствие соударений в рабочей зоне.

Рассмотрим еще один пример расчёта солнечной батареи, с одинаковыми масса-габаритными параметрами $L_р$ и F_i, где $i \in [2;4]$ – номер обезвешиваемого элемента, с дополнительным звеном – штангой длинной $L_ш$ и весом F_1 (рисунок 4.12).

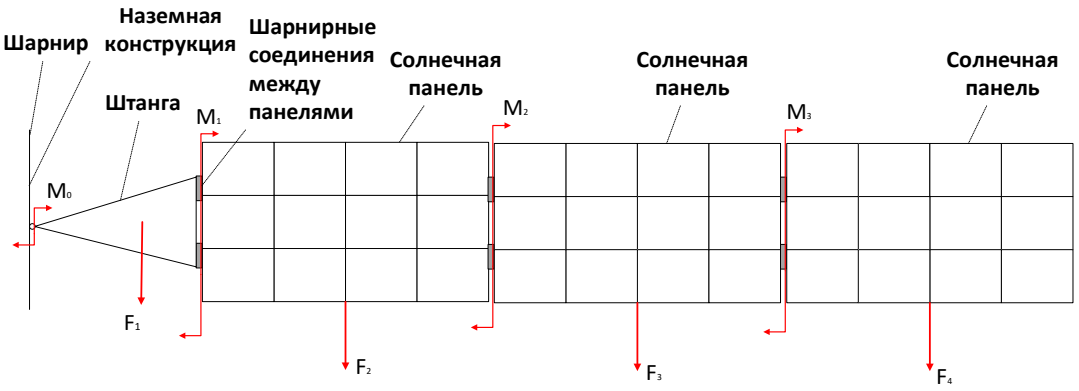

Рисунок 4.12 –Расположение основных моментов и сил в системе при наземных испытаниях

Исходя из этого, основной задачей для систем обезвешивания данного типа солнечной панели является компенсация веса каждой из панелей и моментов, появляющихся в шарнирах.

Поскольку солнечная панель, как и любой другой элемент космического корабля, имеет предельно допустимые прочностные характеристики, полученные в результате расчетов, моделирования или натурных экспериментов, то система обезвешивания должна быть разработана с учетом таких требований. Одной из основных характеристик является максимально допустимый момент – $M_{\max}$, который необходимо не допустить в любой точке солнечной батареи, а так как рассматриваемая задача состоит в обезвешивании трех секционной солнечной батареи, то необходимо учитывать предельно допустимый момент на всей ее длине.

Поскольку с левой части обезвешиваемый элемент прикреплен к корпусу космического аппарата (точка А) то участок от точки крепления до первой опоры можно рассматривать в виде балки, заключенной между двумя опорами, на которые действует распределенная нагрузка q, равная отношению веса панелей F^p к их длине L_p.

В результате такого представления максимально допустимый момент – $M_{\max}$, действующий на данном участке, при условии равенства сил возникающих

в обеих опорах $F_{\text{А}}, F_{\text{В}}$, будет находиться в центре участка, и будет рассчитываться через уравнения (4.1) – (4.3).

В результате, имея максимально допустимый из прочностных расчетов момент, можно определить максимально допустимую длину участка между устройствами обезвешивания и, как следствие, определить минимально необходимое количество опор для обезвешивания элементов космического корабля. Для численного расчёта количества опор заданы следующие параметры: $q = 0{,}076$ кН/м., $M_{\max} = 0{,}18$ кНм, а общая длинна обезвешиваемого элемента $L = 11{,}13$ м. ($L_{\text{ш}} = 2{,}1$ м. $L_{\text{р}} = 3{,}01$ м.) По результат расчетов максимальная длинна одного участка примерно составляет 4,35 м. То есть исходя из данного расчета, получается, что обезвешиваемый элемент необходимо разбить на 3 участка, 2 из которых будут близки к максимально допустимому, а последний будет небольшим и не будет вносить существенного влияния. Учитывая опору, имеющуюся в точке крепления обезвешиваемого элемента к корпусу космического корабля, для обезвешивания трех секционной солнечной батареи необходимо еще три точки приложения силы.

Перейдем непосредственно к определению положения устройств обезвешивания и сил, необходимых для обезвешивания. Силы, компенсирующие вес обезвешиваемых элементов, то есть силы $P_1 - P_3$, обозначим как P_j, где $j \in [1;3]$ – номер устройства обезвешивания, и в дальнейшем будем называть силами обезвешивания. Закрепим каждое из устройств обезвешивания непосредственно за каждой панелью, то есть номер устройства обезвешивания будет соответствовать номеру обезвешиваемого элемента, следовательно, это приводит к выводу о том, что положения ρ_j точек приложения сил обезвешивания P_j ограничены размерами обезвешиваемых солнечных панелей, то есть:

$$\rho_1 \in [L_ш; L_ш + L_р], \rho_2 \in [L_р + L_ш; L_ш + 2 \cdot L_р],\ \rho_3 \in [L_ш + 2 \cdot L_р; L_ш + 3 \cdot L_р]. \quad (4.15)$$

Данное утверждение справедливо, поскольку все опоры одинаковые, и замена одной опоры на другую не приведет к изменениям в расчетах.

Моменты, создаваемые силами P_i и F_j в точке А и в шарнирах, обозначим $M_А$ и M_j, где j – соответствует номеру шарнира и равен номеру опоры. Кроме того, силу, возникающую в точке А, обозначим как $R_А$. Тогда, исходя из законов равенства сил и моментов в стационарной системе, получим следующие уравнения момента и силы в точке А:

$$M_А = -F_1 \cdot \frac{L_ш}{2} - F_2 \cdot \left(L_ш + \frac{L_р}{2} \right) - F_3 \cdot \left(L_ш + \frac{3 \cdot L_р}{2} \right) - \\ -F_4 \cdot \left(L_ш + \frac{5 \cdot L_р}{2} \right) - P_1 \cdot \rho_1 - P_2 \cdot \rho_2 - P_3 \cdot \rho_3, \quad (4.16)$$

$$R_А = -F_1 - F_2 - F_3 - F_4 - P_1 - P_2 - P_3. \quad (4.17)$$

Для определения моментов, действующих в шарнирах, обозначим расстояние от точки А до каждого из шарниров за d_j. Тогда моменты, действующие в шарнирах, можно определить через сумму моментов, действующих на балку слева от шарнира:

$$M_1 = M_A - R_A \cdot d_1 - F_1 \cdot (d_1 - \frac{L_ш}{2}), \quad (4.18)$$

$$M_2 = M_А - R_А \cdot d_2 - F_1 \cdot (d_2 - \frac{L_ш}{2}) - F_2 \cdot (d_2 - L_ш - \frac{L_р}{2}) - P_1 \cdot (d_2 - \rho_1), \quad (4.19)$$

$$M_3 = M_A - R_A \cdot d_3 - F_1 \cdot (d_3 - \frac{L_ш}{2}) - F_1 \cdot (d_3 - L_ш - \frac{L_р}{2}) - \\ -F_2 \cdot \left(d_3 - \frac{3L_р}{2} \right) - P_1 \cdot (d_3 - \rho_1) - P_2 \cdot (d_3 - \rho_2). \quad (4.20)$$

Поскольку в полученных уравнениях (4.18) – (4.20) количество неизвестных равно 6, то есть 3 переменные, отвечающие за положение точек приложения обезвешивающих сил ρ_1, ρ_2, ρ_3, и непосредственно 3 силы обезвешивания P_1, P_2, P_3, то при желаемом условии, что $M_1, M_2, M_3 = 0$, решить такую систему однозначно не представляется возможным. Поэтому данная задача рассматривалась как задача оптимизации вектора значений $\mathbf{P} = (\rho_1, \rho_2, \rho_3, P_1, P_2, P_3)$, чтобы минимизировать моменты в точке А и шарнирах между панелями. Однако поскольку моменты могут принимать значения как положительные, так и отрицательные, то для компенсации влияния знаков в функции минимизации, будем использовать квадраты значений моментов, то есть:

$$f(\rho_i, P_i) = \min_{\rho_i, P_i \in \mathbf{P}} \left(\begin{array}{l} \left(M_{\text{A}}(\rho_i, P_i)\right)^2 + \left(M_1(\rho_i, P_i)\right)^2 + \left(M_2(\rho_i, P_i)\right)^2 + \\ + \left(M_3(\rho_i, P_i)\right)^2 \end{array} \right). \quad (4.21)$$

Для решения данной задачи использованы генетические алгоритмы, поскольку они позволяют справляться с задачей многомерной оптимизации с высокой точностью.

Кроме того, как упоминалось ранее, следует учитывать ограничения на положения точек приложения сил обезвешивания, то есть $\rho_1 \in [L_ш; L_ш + L_р]$, $\rho_2 \in [L_р + L_ш; L_ш + 2 \cdot L_р]$, $\rho_3 \in [L_ш + 2 \cdot L_р; L_ш + 3 \cdot L_р]$. Кроме того, были введены ограничения на максимальные и минимальные значения сил обезвешивания $P_j \in [-1; 0]$ кН, поскольку при $P_j > 0$ кН СО не будет выполнять своей прямой

функции обезвешивания, так как будет прикладывать силу в другом направлении, сонаправленным с весом обезвешиваемого элемента, а $\left|P_j\right| = 1$кН определена как максимально допустимая нагрузка на опору.

Также следует учитывать тот факт, что в начальный момент времени раскрытия панели находятся в транспортировочном состоянии, т.е. сложены близко друг к другу, что вносит ограничения на положение элементов СО, поскольку они должны быть размещены таким образом, чтобы:

1) в начальный момент времени находились на необходимом для их свободного размещения расстоянии друг относительно друга;
2) в процессе раскрытия КСБ элементы СО не сталкивались друг с другом.

Для выполнения условия 1 в генетический алгоритм внесены более жесткие ограничения на позиции элементов СО. Для определения новых ограничений рабочая зона в транспортировочном состоянии была разделена на три зоны, равные $\frac{1}{3}$ длины одной панели (рисунок 4.13).

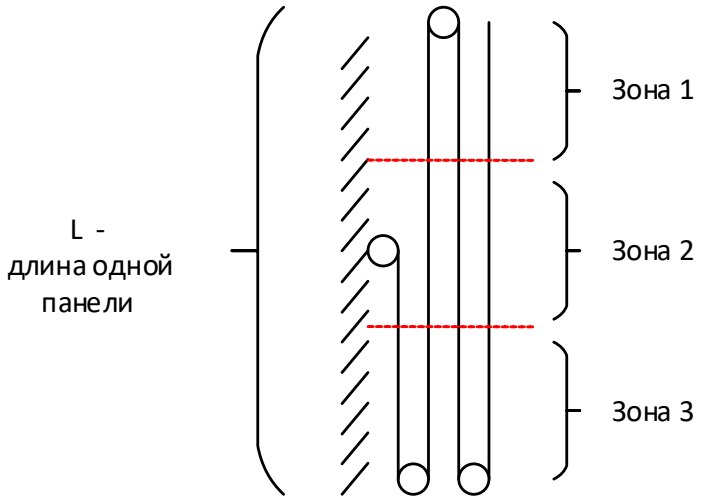

Рисунок 4.13 – Схематичное представление панелей в сложенном состоянии, вид сверху

В результате исследований было выяснено, что с точки зрения минимальных моментов первый элемент СО выгоднее разместить в зоне 3,

вторую в зоне 1, а третью в зоне 2. В результате, получаем следующие ограничения:

$$\rho_1 \in [L_ш; L_ш + \frac{L_р}{3}], \rho_2 \in [L_р + L_ш; L_ш + L_р + \frac{L_р}{3}],$$

$$\rho_3 \in [L_ш + 2 \cdot L_р + \frac{L_р}{3}; L_ш + 2 \cdot L_р + \frac{2L_р}{3}]. \quad (4.22)$$

Для выполнения условия 2, необходимо определить траектории движения точек крепления в пространстве. Для этого необходимо решить прямую задачу кинематики, то есть определить координаты X и Y каждой точки крепления в зависимости от параметров (размеров) солнечных панелей и углов поворота. Каждый из углов поворота будем определять относительно предыдущей конструкции (рисунок 4.14), то есть угол q_1 – относительно наземной конструкции, q_2 – балки 2, угол q_3 – относительно солнечной панели 4, а угол q_4 – относительно панели 6.

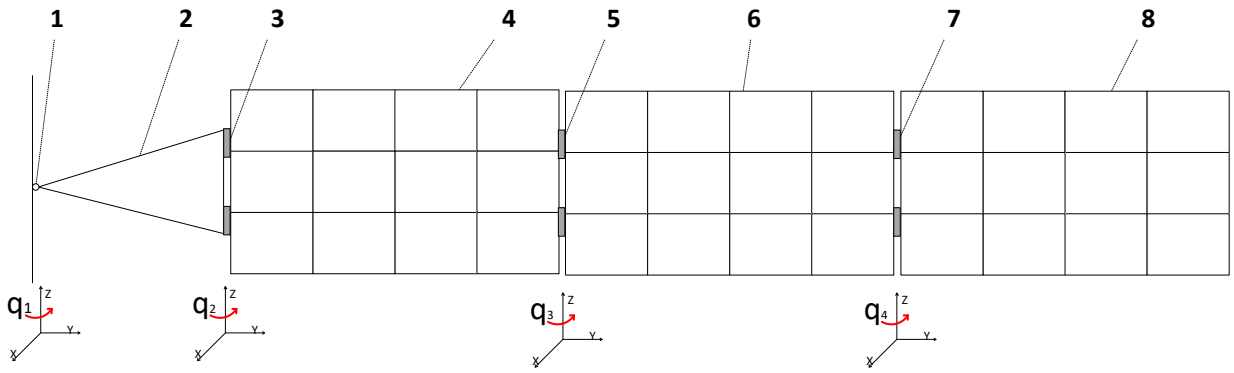

Рисунок 4.14 – Внешний вид панелей в сложенном состоянии, вид сверху

Как уже упоминалось ранее, поскольку каждый из элементов СО находится под одной из солнечных панелей, то для определения кинематических зависимостей необходимо произвести перемножение матриц всех звеньев до точек соединения опор с солнечными панелями. Воспользуемся методом Денавита – Хартенберга, получим конечные матрицы каждой из опор за T_i тогда:

$$\mathbf{T}_1 = \mathbf{T}(q_1, 0, L_{ш}, 0) \cdot \mathbf{T}(q_2, 0, \rho_1 - L_{ш}, 0), \tag{4.23}$$

$$\mathbf{T}_2 = \mathbf{T}(q_1, 0, L_{ш}, 0) \cdot \mathbf{T}(q_2, 0, L_р, 0) \cdot \mathbf{T}(q_3, 0, \rho_2 - L_р - L_{ш}, 0), \tag{4.24}$$

$$\mathbf{T}_3 = \mathbf{T}(q_1, 0, L_{ш}, 0) \cdot \mathbf{T}(q_2, 0, L_р, 0) \cdot \mathbf{T}(q_3, 0, L_р, 0) \cdot \mathbf{T}(q_4, 0, \rho_3 - 2L_р - L_{ш}, 0). \tag{4.25}$$

Поставив в уравнения (4.23) – (4.25) матрицы поворота и переноса, получим следующие уравнения:

$$\mathbf{T_1}\begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} L_{ш} \cdot \cos q_1 + (\rho_1 - L_{ш}) \cdot \cos(q_1 + q_2) \\ L_{ш} \cdot \sin q_1 + (\rho_1 - L_{ш}) \cdot \sin(q_1 + q_2) \end{pmatrix}, \tag{4.26}$$

$$\mathbf{T_2}\begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} L_{ш} \cdot \cos q_1 + L_р \cdot \cos(q_1 + q_2) + (\rho_2 - L_р - L_{ш}) \cdot \cos(q_1 + q_2 + q_3) \\ L_{ш} \cdot \sin q_1 + L_р \cdot \sin(q_1 + q_2) + (\rho_2 - L_р - L_{ш}) \cdot \sin(q_1 + q_2 + q_3) \end{pmatrix}, \tag{4.27}$$

$$\mathbf{T_3}\begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} L_{ш} \cdot \cos q_1 + L_р \cdot \cos(q_1 + q_2) + L_р \cdot \cos(q_1 + q_2 + q_3) + \\ +(\rho_3 - 2L_р - L_{ш}) \cdot \cos(q_1 + q_2 + q_3 + q_4), \\ L_{ш} \cdot \sin q_1 + L_р \cdot \sin(q_1 + q_2) + L_р \cdot \sin(q_1 + q_2 + q_3) + \\ +(\rho_3 - 2L_р - L_{ш}) \cdot \sin(q_1 + q_2 + q_3 + q_4). \end{pmatrix}. \tag{4.28}$$

Уравнения (4.26) – (4.28) позволяют получить траектории движения каждого из элементов СО и определить правильность определенных ранее точек приложения сил обезвешивания.

В качестве значений параметров для численного расчета 3-х степенной солнечной панели примем, что масса одной панели $m = 23$ кг., длина $L = 3{,}01$ м., масса штанги $m_p = 5$ кг., длинна $L_p = 2{,}1$ м. Получается, что $F_0 = 0{,}05$ кН., $F_1 = F_2 = F_3 = 0{,}23$ кН., а ограничения (4.22) примут вид: $\rho_1 \in [2{,}1;\ 3{,}13]$ м., $\rho_2 \in [5{,}11;\ 6{,}113]$ м., $\rho_3 \in [9{,}123;\ 12{,}126]$ м. Используя генетические алгоритмы для решения задачи оптимизации с указанными ограничениями, получаем результаты, представленные в таблице 4.2.

Таблица 4.2 – Результаты решения задачи оптимизации

ρ_1	ρ_2	ρ_3	P_1	P_2	P_3
2,16	5,463	9,226	-0,142	-0,257	-0,316

Для проверки полученных результатов построим эпюры сил и моментов, действующих в системе (рисунок 4.15).

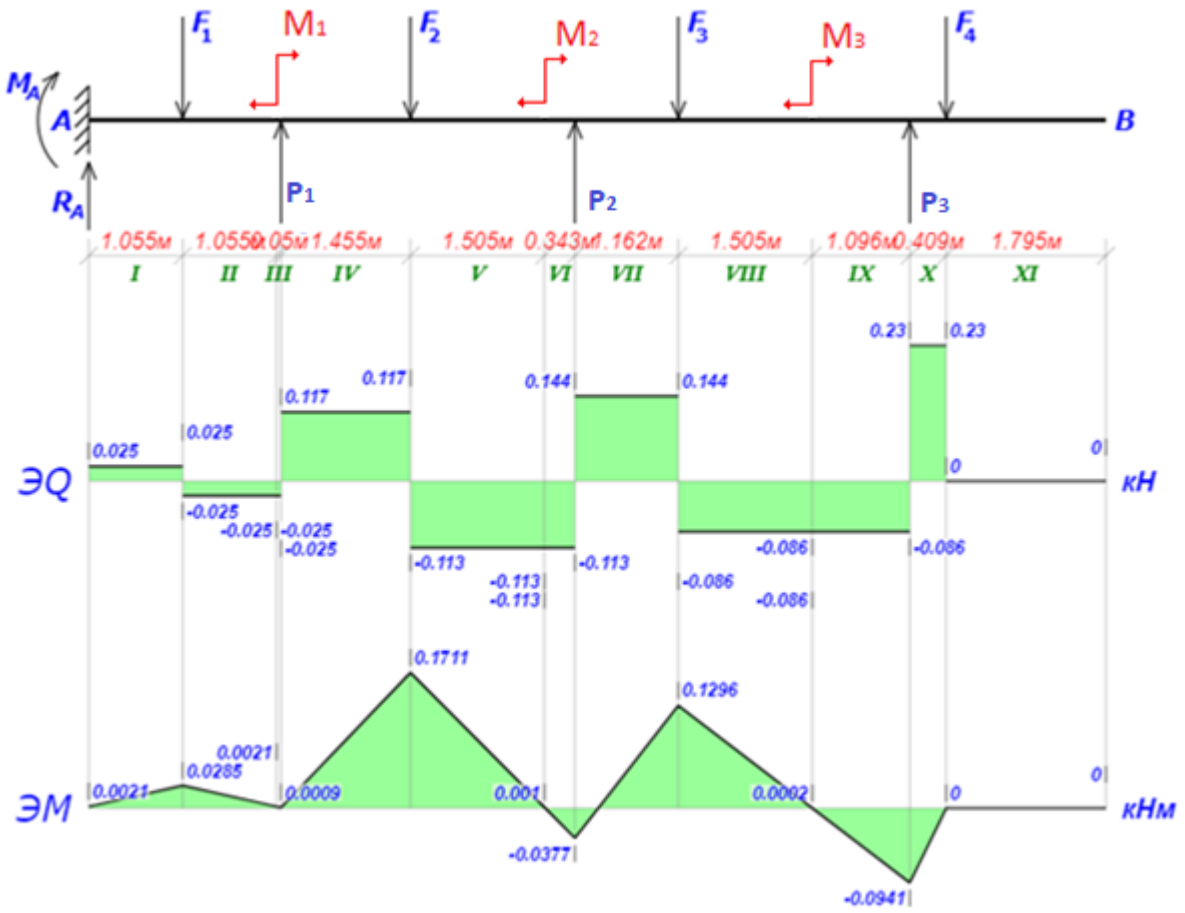

Рисунок 4.15 – Эпюры сил и напряжений финального расчета при распределенной нагрузке

По данным эпюрам можно увидеть, что $M_A = 2{,}1$ Нм., $M_1 = 0{,}9$ Нм., $M_2 = 1$ Нм., а $M_3 = 0{,}2$ Нм.

При рассмотрении веса панелей как распределенной нагрузки, моменты в шарнирах значительно не отличаться от эпюр, полученных при сосредоточенной нагрузке.

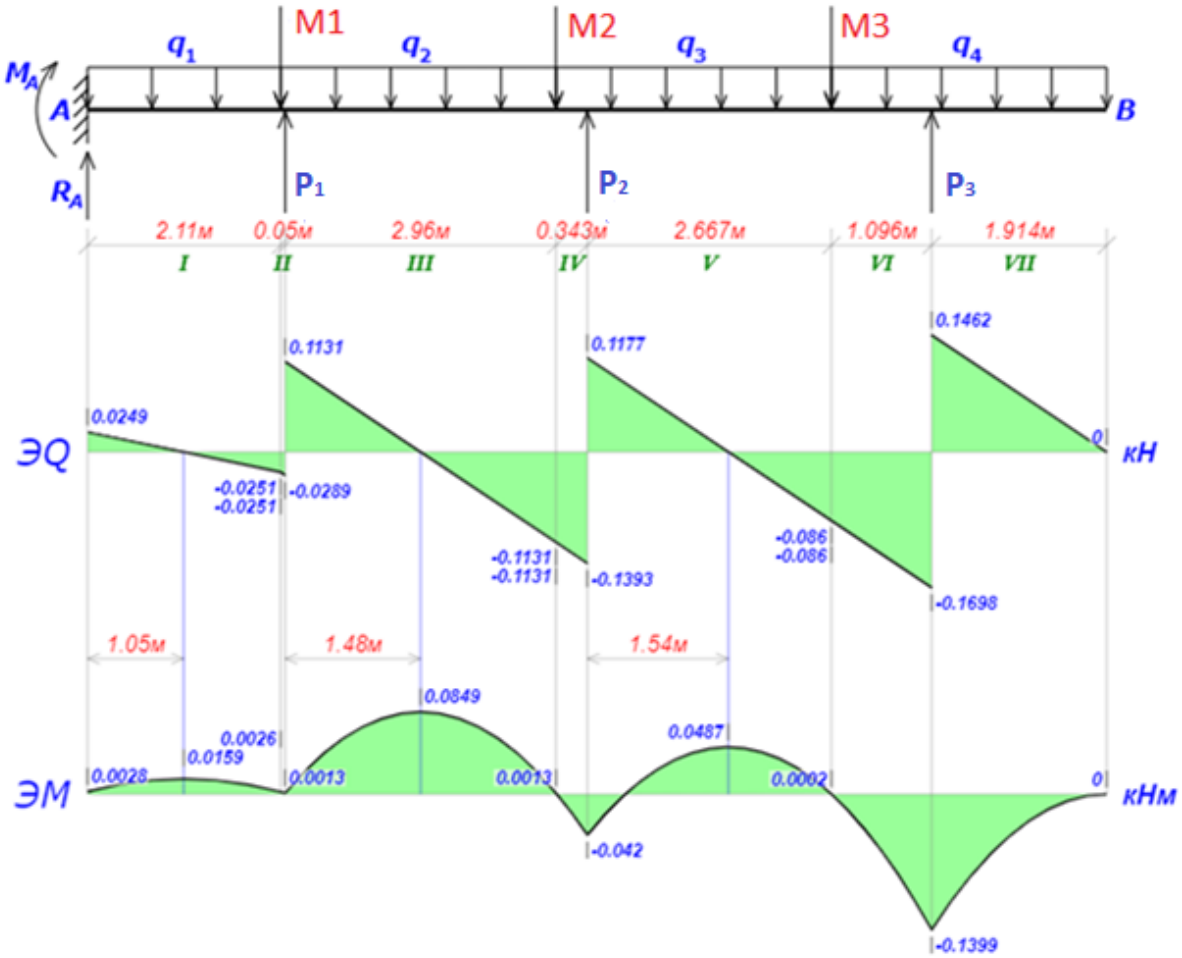

Рисунок 4.16 – Эпюры сил и напряжений финального расчета при распределенной нагрузке

По данным эпюрам можно увидеть, что $M_A = 2{,}8$ Нм., $M_1 = 2{,}6$ Нм., $M_2 = 1{,}3$ Нм., а $M_3 = 0{,}2$ Нм.

Проверим траектории движения элементов СО, полученные выше. Для этого воспользуемся уравнениями (4.26) – (4.28), а в качестве координат ρ_1, ρ_2, ρ_3 используем полученные выше позиции. Для осуществления изменения углов поворотов звеньев солнечной батареи примем скорости раскрытия каждого шарнира одинаковыми и постоянными во времени. Полученные траектории раскрытия приведены на рисунке 4.17.

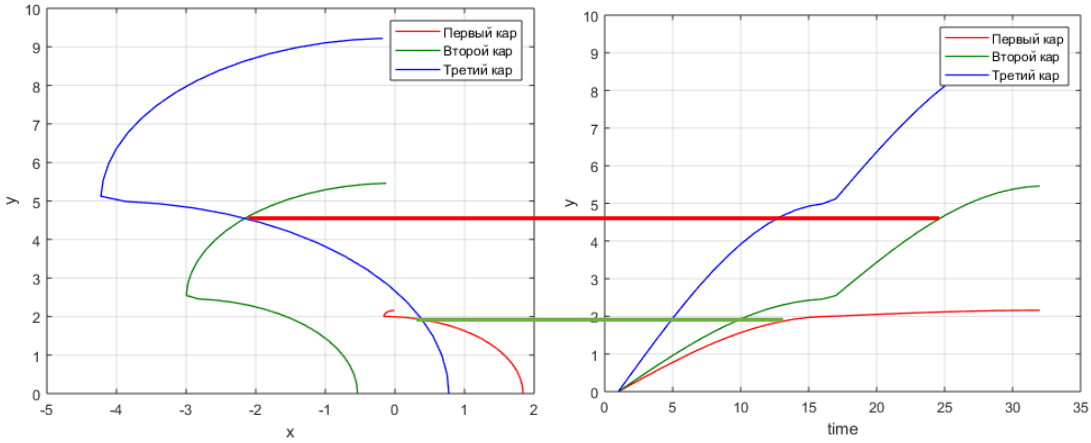

Рисунок 4.17 – Траектории движения опор, во время раскрытия

На рисунке 4.17 имеются 2 точки пересечения траекторий движения опор, однако моменты нахождения опор в одной и той же точке разнесены по времени. Это подтверждает отсутствие взаимных блокировок и столкновений элементов СО в ходе обезвешивания.

4.2. Выводы по главе

Предложена методика проектирования систем обезвешивания ТККА при их наземных испытаниях с учетом различных траекторий раскрытия, имеющихся ограничений и выбора основного условия обезвешивания. Данная методика позволяет осуществить подбор типа и количества элементов СО, а также определять их положение в зависимости от параметров обезвешиваемого элемента и накладываемых ограничений. Проведены примеры расчета для линейно раскрывающихся систем обезвешивания с разным количеством элементов и разными массогабаритными параметрами. Проведен расчет траекторий раскрытия и подтверждена правильность выбора полученных параметров системы обезвешивания.

Основные результаты главы опубликованы в [128].

5. ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ СИСТЕМ ОБЕЗВЕШИВАНИЯ

Заключительной главой диссертационной работы является апробация и верификация полученных результатов, представленных в предыдущих главах на действующих установках.

Разработка солнечных аппаратов на территории Российской Федерации ведется на таких предприятиях как АО «Информационные спутниковые системы им. М.Ф. Решетнева» (г. Железногорск Красноярского края), НПО им. С.А. Лавочкина и другие организации Роскосмоса. Данные предприятия относятся к закрытым предприятиям, поскольку космические разработки являются секретными разработками, в том числе из их двойного назначения. Ввиду данных фактов апробация результатов работы на данных предприятиях является сильно затруднительной.

Поэтому для отработки процесса обезвешивания солнечных панелей, был разработан исследовательский стенд в корпусе №10 Томского политехнического университета.

5.1. Структура исследовательского стенда

Внешний лабораторно-исследовательского стенда по опорному и четырехтросовому обезвешиванию с солнечной панелью с штангой приведен на рисунке 5.1.

Рисунок 5.1 – Внешний вид лабораторно-исследовательского стенда по опорному и четырехтросовому обезвешиванию солнечной панели.

Лабораторно-исследовательский стенд состоит из трех основных частей:

- имитатор солнечной панели с штангой;
- опорная система обезвешивания;
- тросовая система обезвешивания.

Для воссоздания процесса зачековки солнечных панелей были разработаны специальные шарниры, с механизмом механической фиксации шарниров в необходимом положении. Стенд, изображенный на рисунке 5.1, как и модель,

состоит из двух составных частей: объекта обезвешивания – односекционной солнечной панели, и опорной системы обезвешивания. Односекционная солнечная панель с штангой была выполнена из металлического профиля. Шарнирные механизмы с возможностью механической зачековки при достижении требуемого угла раскрытия выполнены с использованием технологии 3D печати. А система раскрытия солнечной батареи реализована на основе пружинного механизма с ручным запуском.

Система опорного обезвешивания выполнена на базе мобильной робототехнической платформы Kuka Youbot с четырьмя Mecanum колесами. Опорная стойка с двумя степенями свободы реализована на принципе гироскопического подвеса. Для определения углов отклонения опорной стойки используются аналоговые потенциометрические датчики углов поворота, установленные на гироскопическом подвесе. Обработка датчиков осуществляется с использованием микроконтроллера Atmega328 на базе платы Arduino Uno. Дискретизация датчиков углов поворота в результате обработки 8-битным АЦП составила порядка 0,35 градуса. Обезвешивание реализуется на основе пассивного демпфирующего элемента, встроенного в опорную стойку. Взаимодействие микроконтроллера, бортового контроллера Kuka Youbot и управляющего компьютера осуществляется при помощи Robot Operation System (ROS) и Matlab Simulink. Разработанное программное обеспечение для управления системой опорного обезвешивания зарегистрировано в базе данных ФИПС (приложение Б). В результате испытаний системы обезвешивания были получены следующие переходные процессы, представленные на рисунках 5.3, 5.4, 5.5. Стоит отметить, что старт работы системы обезвешивания происходит на 0-й секунде. Процесс раскрытия начинается на 15-й секунде. Зачековка и последующая стабилизация начинается на 21,5 секунде (интервалы определены исходя из длительностей переходных процессов натурной модели). Параметры обезвешиваемого объекта и траектория его движения были скорректированы с учетом специфики натурной

модели. Кроме того, в модель для сравнения были добавлены зоны нечувствительности датчиков угла отклонения опорной стойки 1,5 градуса.

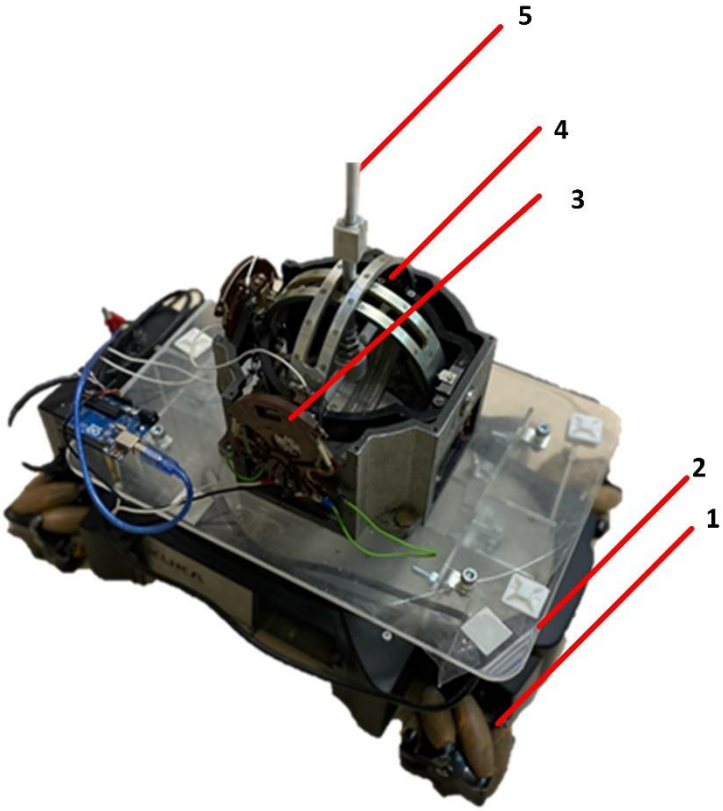

Рисунок 5.2 – Внешний вид активной опорной системы обезвешивания на основе Kuka YouBot

где 1 – мобильная платформа, 2 – Mecanum колеса, 3 – энкодеры, 4 – 2-х степенной шарнир, 5 – опорная стойка.

5.2. Апробация работы опорной системы обезвешивания

Перед проведением эксперимента односекционная солнечная батарея была приведена в сложенное положение, а опорная система обезвешивания установлена с ошибкой по углам отклонения опорной стойки. В процессе эксперимента опорная система должна предварительно скомпенсировать ошибку по углам отклонения, после чего происходит процесс раскрытия, до зачековки всех элементов, в ходе которого система управления опорной системой

обезвешивания также должна компенсировать отклонение опорной стойки от вертикального положения. Экспериментальные переходные характеристики по углам отклонения опорной стойки от вертикального положения в сравнении с результатами моделирования представлены на рисунках 5.3 – 5.5.

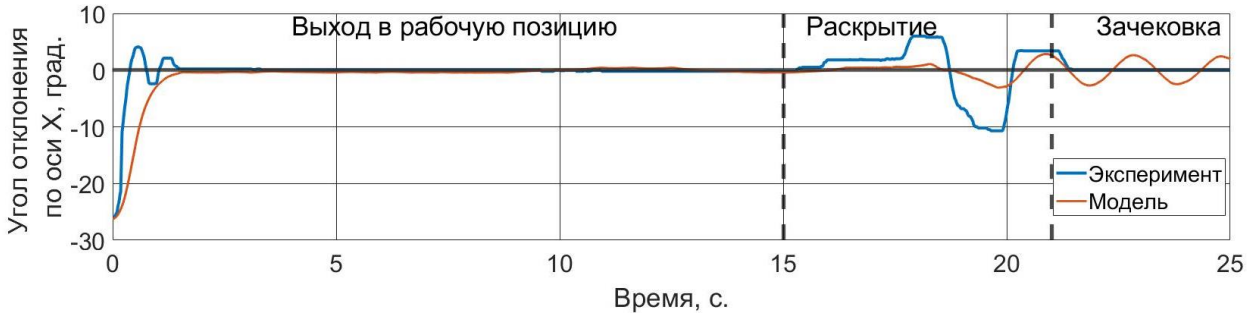

Рисунок 5.3 – Переходные характеристики по углу отклонения по оси X опорной системы обезвешивания экспериментальной установки и модели

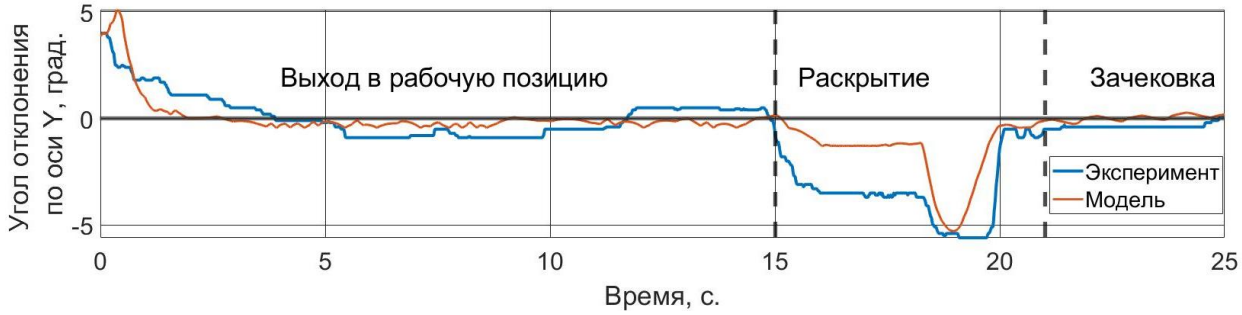

Рисунок 5.4 – Переходные характеристики по углу отклонения по оси Y опорной системы обезвешивания экспериментальной установки и модели

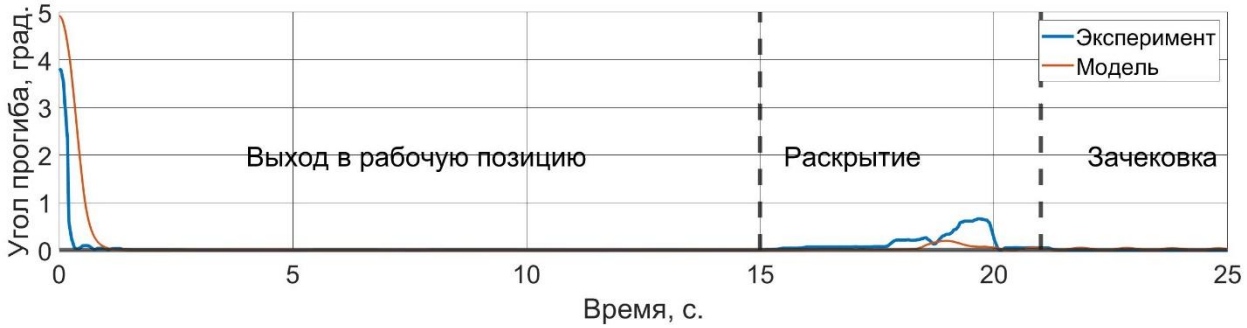

Рисунок 5.5 – Переходные характеристики по углу прогиба опорной системы обезвешивания экспериментальной установки и модели

По данным переходным процессам видно, что система на основе линейно-квадратичного регулятора на реальной мобильной платформе показывает сопоставимые показатели качества с модельными результатами. Сравнение работы данных моделей проводилось отдельно на каждом этапе работы системы, причем в качестве сравниваемых параметров на этапах рассматривались разные параметры, примеры сравнения приведены в таблице 5.1.

Таблица 5.1 – Сравнение модельных и экспериментальных результатов работы опорной системы обезвешивания

Режим	Параметр	Модель	Эксперимент
Выход в рабочее положение	Время переходного процесса	1,66 с.	1,63 с.
Раскрытие	Максимальная динамическая ошибка по **X**	-3°	-10,7°
	Максимальная динамическая ошибка по **Y**	-5,2°	-5,6°
	Максимальная динамическая ошибка по **углу прогиба**	0,19°	0,66°
Зачековка	Частота колебаний	2,3 с.	2,4 с.
	Максимальная динамическая ошибка по **углу прогиба**	0,05°	0,055°

Ввиду сопоставимых значений переходных процессов модели и эксперимента, представленных в таблице 5.1, можно говорить о работоспособности разработанной системы и возможности применения ее для решения задачи обезвешивания. Кроме того, данный факт подтверждает достоверность математических моделей, полученных ранее. Максимальный угол прогиба, появляющийся в ходе эксперимента, равен 0,66°, что соответствует максимальной ошибке обезвешивания в 2,3%, рассчитанной по следующей формуле:

$$e_{\max} = \left(1 - \frac{mg \cdot \cos\delta \cdot \cos\theta \cdot \cos\varphi}{mg}\right) \cdot 100\% \qquad (5.1)$$

Такая точность сопоставима с точностью обезвешивания активных тросовых систем [101].

5.3. Апробация работы четырехтросовой системы обезвешивания

Внешний вид четырехтросовой системы приведен на рисунке 5.1. Управление системой реализовано на базе отладочной платы Nucleo-144 на базе микроконтроллера STM32F429, который управляет электролебедками с двигателями постоянного тока MY6812 мощностью 180 Вт. через силовые двух канальные Н-мосты на базе Mosfet транзисторов IRLR7843 гальванической развязкой с установленными датчиками тока и энкодерами (с точностью 600 импульсов на оборот). Дискретизация уровня значений по углу поворота лебедки, которая определяется данным энкодером, составляет 0,6 градуса, что при диаметре лебедки 0,2 м. составляет 1 мм. Система управления каждым электродвигателем реализована так же на базе микроконтроллера. Данные с датчика угла отклонения по беспроводному каналу передаются в персональный компьютер (ПК), который по интерфейсу USB подключен к микроконтроллеру. Общение ПК и микроконтроллера осуществляется по разработанному асинхронному протоколу.

Контур управления по углам отклонения реализован в ПК на базе ППП Matlab Simulink. Разработанное автором программное обеспечение для управления системой четырехтросового обезвешивания зарегистрировано в базе данных ФИПС (приложение В). Разработанное программное обеспечение, построенное на основе математической модели, внедрено в опытных устройствах, разрабатываемых в ООО «Промышленная механика» (Приложение А).

Эксперимент был поставлен аналогично с экспериментами, проводимыми ранее. В начале эксперимента система обезвешивания была установлена с первоначальной ошибкой, после чего система должна отработать рассогласование и компенсировать вес обезвешиваемого элемента (выход в рабочее положение). После начинается раскрытие солнечной панели, до зачековки, после чего система стабилизируется в конечном положении.

Полученные переходные характеристики в сравнении с модельными результатами приведены на рисунках 5.6 – 5.8.

Рисунок 5.6 – Переходные характеристики по углу отклонения по оси X тросовой системы обезвешивания экспериментальной установки и модели

Рисунок 5.7 – Переходные характеристики по углу отклонения по оси Y тросовой системы обезвешивания экспериментальной установки и модели

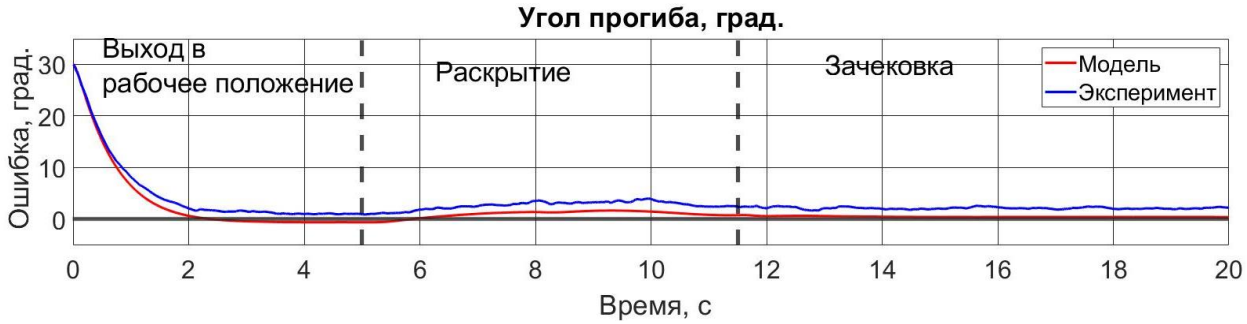

Рисунок 5.8 – Переходные характеристики по углу прогиба тросовой системы обезвешивания экспериментальной установки и модели

По полученным переходным характеристикам видно, что система четырехтросового обезвешивания справляется с поставленной задачей с допустимой ошибкой, ошибка по углу прогиба не превышает 5 градусов.

Сравнение работы данных моделей проводилось отдельно на каждом этапе работы системы, причем в качестве сравниваемых параметров на этапах рассматривались разные показатели качества переходного процесса, примеры сравнения приведены в таблице 5.2.

Таблица 5.2 – Сравнение модельных и экспериментальных результатов работы четырехтросовой системы обезвешивания

Режим	Параметр	Модель	Эксперимент
Выход в рабочее положение	Время переходного процесса	1,6 с.	1,7 с.
Раскрытие	Максимальная динамическая ошибка по X	-6,1°	-8,9°
	Максимальная динамическая ошибка по Y	-4,3°	-6,2°
	Максимальная динамическая ошибка по углу прогиба	1,67°	4°
Зачековка	Максимальная динамическая ошибка по углу прогиба	0,8°	2,5°

Также система обезвешивания справляется и с задачей слежения. Основная ошибка системы происходит из-за шумов в датчиках тока, большого шага дискретизации показаний датчиков тока и люфтов системы.

Сравнение прямых показателей качества переходных процессов эксперимента и модели, приведенное в таблице 5.2, проведено по максимальным ошибкам. Для дополнительного сравнения работоспособности модели использована интегральная оценка относительной ошибки с защитой от деления на 0, в следующем виде:

$$I = \frac{1}{3}\left(\frac{\int_0^{20} |\theta_м| dt - \int_0^{20} |\theta_э| dt}{\int_0^{20} |\theta_э| dt} + \frac{\int_0^{20} |\varphi_м| dt - \int_0^{20} |\varphi_э| dt}{\int_0^{20} |\varphi_э| dt} + \frac{\int_0^{20} |\delta_м| dt - \int_0^{20} |\delta_э| dt}{\int_0^{20} |\delta_э| dt} \right) \quad (5.2)$$

Поскольку интегральная оценка относительной ошибки между модельными и экспериментальными результатами составляет всего 8% от результатов эксперимента, можно сделать вывод, что полученная ранее математическая модель является корректной и может быть использована в дальнейшем.

Кроме того, максимальная ошибка обезвешивания, рассчитанная по формуле (5.1), для экспериментальных данных равна 2%.

5.4. Выводы по главе

1. Проведены натурные испытания лабораторно-исследовательского стенда по активному опорному обезвешиванию на базе мобильного робототехнического комплекса Kuka Youbot.
2. Проведены натурные испытания лабораторно-исследовательского стенда по активному четырехтросовому обезвешиванию на основе микроконтроллерного управления разработанными моментными электролебедками.
3. Проведен анализ полученных экспериментальных данных в сравнении с результатами математического моделирования, который подтвердил достоверность полученных математических и ММССПС.

6. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленная диссертационная работа описывает результаты исследований, направленных на работу систем активного обезвешивания трансформируемых конструкций космических аппаратов при их наземных испытаниях, в частности, активной опорной и активной четырехтросовой.

Далее представлены основные результаты диссертационной работы:

1. разработана математическая модель активной опорной системы обезвешивания, позволяющая исследовать динамику работы систем при различной компоновке кинематической схемы, параметрах исполнительных элементов и весе обезвешиваемого элемента;

2. разработана математическая модель активной четырехтросовой системы обезвешивания, позволяющая исследовать динамику работы системы при различной компоновке кинематической схемы, параметрах исполнительных элементов и весе обезвешиваемого элемента;

3. предложена оригинальная методика проектирования систем обезвешивания, которая позволяет осуществить выбор типа и количества элементов системы обезвешивания, а также определять их положение в зависимости от параметров обезвешиваемого элемента и накладываемых ограничений;

4. разработаны математические модели с сохранением структуры и координат реальной системы обезвешивания и программное обеспечение, описывающие исполнительные механизмы и два варианта активных систем обезвешивания конструкций космических аппаратов - опорную и четырехтросовую;

5. разработаны системы управления одноканальной активной опорной и активной четырех тросовой системой обезвешивания, позволяющие осуществлять

с заданной точностью компенсацию ошибок слежения за углами отклонения опорной стойки от вертикального положения;

6. разработана система управления опорной системой обезвешивания с итерационной оптимизацией коэффициентов регулятора на основе генетического алгоритма, позволившая снизить динамическую ошибку слежения по осям движения мобильной платформы, в режиме «раскрытие» по сравнению с применением стандартно настроенного ПИД-регулятора с 11 до 4°;

7. проведены натурные исследования одноканальных активных опорной и одноканальной четырехтросовой систем обезвешивания на исследовательских стендах, показавшие совпадение в 92% по углу прогиба с результатами математического моделирования.

Анализ полученных результатов в теоретической и практической части диссертационного исследования показал перспективность продолжения работ в данном направлении. Особый интерес представляет развитие активных систем обезвешивания, построенных на гибридном принципе. В качестве дополнительных областей применения полученных результатов могут служить транспортные системы, в том числе состоящие из нескольких распределенных в пространстве подсистем.

ЛИТЕРАТУРА

1. Qualification of The Automated Transfer Vehicle (ATV) Flight Control / D. Berthelier, X. Clerc, M. Chaize [et al.]. – Text : electronic // Space 2006. – Reston, Virigina : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. – DOI: 10.2514/6.2006-7266. (usage data: 14 06.2022).
2. Clark S. Juno Spacecraft Set to Begin Epic Journey. – Text : electronic // Spaceflight Now. – URL: http://spaceflightnow.com/news/n1104/07junotrailer (usage data:14.06.2022).
3. Fleischner A. Racoon-a hardware-in-the-loop simulation environment for teleoperated proximity operations / A. Fleischner, M. Wilde, U. Walter. – I-SAIRAS, 2012. – URL: https://clck.ru/qzQfP (usage data: 14 06.2022). – Text: electronic.
4. Harder J. Technology development for real-time teleoperated spacecraft mission operations / J. Harder, M. Wilde, A. Fleischner // IEEE Aerospace Conference. – IEEE, 2013. – P. 1-10.
5. Harder J. Future Technologies for Operating Robots in Space / J. Harder, M. Dziura, H. Stefan // 68th International Astronautical Congress. – International Austronautical Federation, 2017.
6. Multidirectional transparent support for overground gait training / H. Vallery, P. Lutz, J. von Zitzewitz [et al.] // IEEE 13th International Conference on Rehabilitation Robotics (ICORR). – IEEE, 2013. – P. 1-7.
7. RDOTS - rendezvous and docking operation test system. – Text : electronic // JAXA. Facility introduction. – 2013. – URL: http://www.aero.jaxa.jp/eng/publication/magazine/sora/2009_no28/ss2009no28_03.html (usage data: 14 06.2022).
8. Kawamoto S. Ground Experiment of Mechanical Impulse Method for Uncontrollable Satellite Capturing / S. Kawamoto – Text : electronic // The 6th

iSAIRAS. – 2001. – P. AS-4. – URL: http://robotics.estec.esa.int/i-SAIRAS/isairas2001/papers/Paper_AS004.pdf (usage data: 14 06.2022).

9. FREND: Pushing the Envelope of Space Robotics / B. E. Kelm, J. A. Angielski, S. Butcher [et al.]. – Text : electronic – 2008. – URL: https://apps.dtic.mil/sti/pdfs/ADA517473.pdf (usage data: 14 06.2022).
10. Active gravity compensation test bed for a six-DOF free-flying robot / L. Li, Z. Deng, H. Gao, P. Guo // IEEE International Conference on Information and Automation. – IEEE, 2015. – P. 3135-3140.
11. Wilde M. Historical survey of kinematic and dynamic spacecraft simulators for laboratory experimentation of on-orbit proximity maneuvers / M. Wilde, C. Clark, M. Romano // Progress in Aerospace Sciences. – 2019. – Vol. 110. – P. 100552.
12. Wilde M. Effects of Multivantage Point Systems on the Teleoperation of Spacecraft Docking / M. Wilde, Z. K. Chua, A. Fleischner // IEEE Transactions on Human-Machine Systems. – 2014. – Vol. 44, № 2. – P. 200-210.
13. Wilde M. Operator learning effects in teleoperated rendezvous & docking / M. Wilde, J. Harder, R. Purschke // IEEE Aerospace Conference. – IEEE, 2013. – P. 1-11.
14. Wilde M. ORION: A Teaching and Research Platform for Simulation of Space Proximity Operations / M. Wilde, B. Kaplinger, T. Go. – Text : electronic.– 2015. – URL: https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2015-4427 (usage data: 14 06.2022).
15. ORION: A simulation environment for spacecraft formation flight, capture, and orbital robotics / M. Wilde, B. Kaplinger, T. Go [et al.] // 2016 IEEE Aerospace Conference. – IEEE, 2016. – P. 1-14.
16. Using Tentacle Robots for Capturing Non-Cooperative Space Debris - A Proof of Concept / M. Wilde, I. Walker, S. Kwok Choon, J. Near – Text : electronic // AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition. – Reston, Virginia : American Institute of Aeronautics and Astronautics.2017. – URL: https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2017-5246 (usage data: 14 06.2022).

17. Aghili F. Scaling Inertia Properties of a Manipulator Payload for 0- *g* Emulation of Spacecraft / F. Aghili, M. Namvar // The International Journal of Robotics Research. – 2009. – Vol. 28, № 7. – P. 883-894.
18. A novel approach to the simulation of on-orbit rendezvous and docking maneuvers in a laboratory environment through the aid of an anthropomorphic robotic arm / A. Antonello, F. Sansone, A. Francesconi [et al.] // IEEE Metrology for Aerospace (MetroAeroSpace). – IEEE, 2014. – P. 347-352.
19. Boge T. A New Commanding and Control Environment for Rendezvous and Docking Simulations at the EPOS-Facility / T. Boge, Schreutelkamp // 7th International Workshop on Simulation for European Space Programmes - SESP 2002, 12-14 Nov. LIDO-Berichtsjahr2003. – 2002. – P. 215-222.
20. EPOS - Using Robotics for RvD Simulation of On-Orbit Servicing Missions / T. Boge, T. Wimmer, O. Ma, T. Tzschichholz. – Text : electronic // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. – Reston, Virigina : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010. – DOI:10.2514/6.2010-7788.
21. EPOS−A Robotics-Based Hardware-in-the-Loop Simulator for Simulating Satellite RvD Operations / T. Boge, T. Wimmer, O. Ma, M. Zebenay. – Text : electronic – 2010. – URL: https://www.researchgate.net/publication/225024927_EPOS-A_Robotics-Based_Hardware-in-the-Loop_Simulator_for_Simulating_Satellite_RvD_Operations
22. Caon A. Development and test of a robotic arm for experiments on close proximity operations / A. Caon, F. Branz, A. Francesconi // Acta Astronautica. – 2022. – Vol. 195. – P. 287-294.
23. Dextre: Improving maintenance operations on the International Space Station / E. Coleshill, L. Oshinowo, R. Rembala [et al.] // Acta Astronautica. – 2009. – Vol. 64. – № 9-10. – P. 869-874.
24. Stefano M. De. A Passivity-Based Approach for Simulating Satellite Dynamics With Robots: Discrete-Time Integration and Time-Delay Compensation / M. De

Stefano, R. Balachandran, C. Secchi // IEEE Transactions on Robotics. – 2020. – Vol. 36, № 1. – P.189-203.

25. EPOSx test and verification facility. – Text : electronic // Eurosim. – URL: http://www.eurosim.nl/applications/eposx.shtml (usage data: 14 06.2022).
26. Newhook P. A Robotic Simulator for Satellite Operations / P. Newhook, P. Eng – Text : electronic // Proceeding of the 6th International Symposium on Artificial Intelligence and Robotics & Automation in Space: i-SAIRAS 2001. – 2001. – URL: http://robotics.estec.esa.int/i-SAIRAS/isairas2001/papers/Paper_AM084.pdf (usage data: 14 06.2022).
27. Osaki K. Delay Time Compensation for a Hybrid Simulator / K. Osaki, A. Konno, M. Uchiyama // Advanced Robotics. – 2010. – Vol. 24, № 8-9. – P. 1081-1098.
28. Autonomous capture of a tumbling satellite / G. Rouleau, I. Rekleitis, R. L'Archeveque [et al.] // Proceedings 2006 IEEE International Conference on Robotics and Automation. – IEEE, 2006. – P. 3855-3860.
29. Dasgupta B. The Stewart platform manipulator: a review / B. Dasgupta, T. S. Mruthyunjaya // Mechanism and Machine Theory. – 2000. – Vol. 35, № 1. – P. 15-40.
30. Engineers Achieve Planet-Detection Milestone 29 September. –Text : electronic // NASA. – 2007. – URL: https://www.nasa.gov/vision/universe/newworlds/detectionMilestone.html (usage data: 14 06.2022).
31. Flight Simulation Training Devices: Application, Classification, and Research / J. Vidakovic, M. Lazarevic, V. Kvrgic [et al.] // International Journal of Aeronautical and Space Sciences. – 2021. – Vol. 22, № 4. – P. 874-885.
32. Патент №10297168 США, МПК G09B9/52, G01C9/00, B23Q1/00, F16C32/0603. Dynamically tilting flat table to impart time-varying gravity-induced acceleration on a floating spacecraft simulator : №US201762455775P : заявл. 07.02.2017 : опубликовано 21.05.2019 / Virgili-Llop J., Zappulla R.,

Romano M., заявитель US Department of Navy – 21 с. : ил. – Режим доступа : ФИПС. – Текст : электронный.

33. Патент № 2410299 Российская Федерация МПК B64G 7/00, G01M 99/00. Способ имитации пониженной гравитации : № 2010101651/11: заявл. 19.01.2010: опубликовано 27.01.2011 / Кудрявцев И.А. Заявитель Кудрявцев И.А. – 4 с. : ил. – Режим доступа : ФИПС. – Текст : электронный.
34. Ciarcià M. Emulating Scaled Clohessy–Wiltshire Dynamics on an Air-Bearing Spacecraft Simulation Testbed / M. Ciarcià, R. Cristi, M. M. Romano // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 2017. – Vol. 40, № 10. – P. 2496-2510.
35. European Robotic Arm (ERA) during Flat Floor Testing. – Text : electronic // The European space agency, 04.03.2006. – URL: https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2006/03/European_Robotic_Arm_ERA_during_flat_floor_testing (usage data: 14 06.2022).
36. Eun Y. Design and Development of Ground-Based 5-DOF Spacecraft Formation Flying Testbed / Y. Eun, C. Park, S.-Y. Park. – Text : electronic // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. – Reston, Virginia : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2016. – URL: https://clck.ru/qzPJZ (usage data: 14 06.2022).
37. Laboratory Facility for Microsatellite Mock-up Motion Simulation / D. S. Ivanov, M. D. Koptev, Y. V. Mashtakov [et al.] // Journal of Computer and Systems Sciences International. – 2018. – Vol. 57, № 1. – P. 115-130.
38. Jung D. A 3-DoF Experimental Test-Bed for Integrated Attitude Dynamics and Control Research / D. Jung, P. Tsiotras – Text : electronic // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. – Reston, Virigina : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. – URL: https://www.researchgate.net/publication/228610091_A_3-DoF_Experimental_Test-Bed_for_Integrated_Attitude_Dynamics_and_Control_Research (usage data: 14 06.2022).

39. Lawson P. R. The Terrestrial Planet Finder / P. R. Lawson // IEEE Aerospace Conference Proceedings (Cat. No.01TH8542). – IEEE . – 2001. – P. 4/2005-4/2011.
40. SPHERES Facilities at NASA Ames. – Text : electronic // NASA. – 22.09.2013. – URL : http://www.nasa.gov/spheres/facilities.html (usage data: 14 06.2022).
41. A tip-tilt hardware-in-the-loop air-bearing test bed with physical emulation of the relative orbital dynamics / A. Ogundele, B. Fernandez, J. Virgili-Llop, M. Romano // 29th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. – 2019. – Vol. 168. – P. 3781-3799.
42. Csa automation and robotics test bed-current capabilities / Ranjbaran F., Shadpey F., Khial K. [et al.] – Text : electronic // In Proceeding of the 6th International Symposium on Artificial Intelligence and Robotics & Automation in Space: i-SAIRAS 2001. – 2001. – URL: http://robotics.estec.esa.int/i-SAIRAS/isairas2001/papers/Paper_AM146.pdf (usage data: 14 06.2022).
43. Application of a planar air-bearing microgravity simulator for demonstration of operations required for an orbital capture with a manipulator / T. Rybus, K. Seweryn, J. Oleś [et al.] // Acta Astronautica. – 2019. – Vol. 155. – P. 211-229.
44. Rybus T. Planar air-bearing microgravity simulators: Review of applications, existing solutions and design parameters / T. Rybus, K. Seweryn // Acta Astronautica. – 2016. – Vol. 120. – P. 239-259.
45. A six-degree-of-freedom hardware-in-the-loop simulator for small spacecraft / K. Saulnier, D. Pérez, R. C. Huang [et al.] // Acta Astronautica. – 2014. – Vol. 105, № 2. – P. 444-462.
46. Operational Capabilities of a Six Degrees of Freedom Spacecraft Simulator / K. Saulnier, D. Perez, G. Tilton [et al.] – Text : electronic // AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference. – Reston, Virginia : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013. – URL: http://riccardobevilacqua.com/proceedings_6.2013-5253.pdf (usage data: 14 06.2022).

47. Segal S. Stereovision-Based Estimation of Relative Dynamics Between Noncooperative Satellites: Theory and Experiments / S. Segal, A. Carmi, P. Gurfil // IEEE Transactions on Control Systems Technology. – 2014. – Vol. 22, № 2. – P. 568-584.
48. The ELISSA Laboratory: Free-Floating Satellites for Space-Related Research / C. Trentlage, J. Yang, M. Ben-Larbi [et al.]. – Text : electronic – 2018. – URL: https://www.researchgate.net/publication/327982192_The_ELISSA_Laboratory_Free-Floating_Satellites_for_Space-Related_Research (usage data: 14 06.2022).
49. Reduced-gravity experiments of nonspherical rigid-body impact on hard surfaces / S. Van wal, O. Çelik, Y. Tsuda [et al.] // Advances in Space Research. – 2021. – Vol. 67, № 1. – P. 436-476.
50. Yoshida K. Experimental study on the dynamics and control of a space robot with experimental free-floating robot satellite / K. Yoshida // Advanced Robotics. – 1994. – Vol. 9, № 6. – P. 583-602.
51. Патент № 103887611 Китай, МПК H01Q 15/16. Method for unloading of net surface of large netty antenna: № 201410074973: заявл. 28.02.2014 : опубликовано 04.05.2016 / Чжан Синь, Ма Сяофэй, Хоу Гуаньчжун, Ван Эссен, заявитель Сианьский институт космической радиотехники – 9 с. : ил. – Режим доступа : ФИПС. – Текст : электронный.
52. Авторское свидетельство № 555314 A1 СССР, МПК G01M 13/02. Стенд для моделирования невесомости двухзвенных механизмов : № 2317036 : заявл. 14.01.1976 : опубл. 25.04.1977 / Д. А. Новожилов, Э. Ф. Гребаус, О. Г. Белоусова ; заявитель ПРЕДПРИЯТИЕ П/Я Г-4805.
53. Патент № 2299840 Российская Федерация, МПК B64G 7/00, G01M 13/00, G01M 17/00, B64G 5/00. Устройство для обезвешивания секционных складных панелей солнечных батарей космического аппарата : №2005129404/11 : заявл. 20.09.2005, опубликовано 27.05.2007 / Вохмин А. Г., Подзоров В. Н., Полевко И. Б., Сеченов Ю. Н., заявитель ЗАО КБ «Полет». – 10 с. : ил. – Режим доступа : ФИПС. – Текст : электронный.

54. Патент №2376217 Российская Федерация, МПК B64G 7/00 (2006.01), B64G 5/00 (2006.01). Устройство для обезвешивания горизонтально перемещающейся многозвенной механической системы космического аппарата : № 2008121460/11 : заявл. 27.05.2008 : опубликовано 20.12.2009 / Евтеев А. Н., Иванов Н. Н., Кирилюк А. И., Подзоров В. Н., Сеченов Ю. Н., Телегин В. И. Заявитель Евтеев А. Н., Иванов Н. Н., Кирилюк А. И., Подзоров В. Н., Сеченов Ю. Н., Телегин В. И. – 15 с. : ил. – Режим доступа : ФИПС. – Текст : электронный.
55. Патент № 2273592 Российская Федерация, МПК B64G 7/00 (2006.01), B64G 5/00 (2006.01). Устройство для обезвешивания вертикально перемещающейся маложесткой механической системы космического аппарата : № 2004118183/11 : заявл.15.06.2004 : опубликовано 10.04.2006 / Евтеев А. Н., Иванов Н. Н., Кирилюк А. И., Подзоров В. Н., Сеченов Ю. Н., Телегин В. И., заявитель Закрытое акционерное общество "Конструкторское бюро "Полет" (ЗАО КБ "Полет") – 12 с. : ил. – Режим доступа : ФИПС. – Текст : электронный.
56. Патент №2372601 Российская Федерация, МПК G01M 19/00 (2006.01). Стенд для обезвешивания горизонтально перемещающейся механической системы космического аппарата : № 2007132055/28 : заявл. 23.08.2007 : опубликовано 10.11.2009 / Евтеев А. Н. Кирилюк А. И., Подзоров В. Н. заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие "Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева" (RU) – 8 с. : ил. – Режим доступа : ФИПС. – Текст : электронный.
57. Патент № 2468969 Российская Федерация, МПК B 64 G 7/00. Испытательный стенд для раскрытия батареи солнечной : №2010151175/11 : заявл. 13.12.2010 : опубликовано : 10.12.2012 / Билько В.В., Плетнева Н.А., Плетнев В.В., Поветьев Ю.И., Сороколетов В.И., Круглов Г.Е., Цейтлин В.Е. заявитель Федеральное Государственное Унитарное Предприятие "Государственный научно-производственный ракетно-космический центр "ЦСКБ-Прогресс"

(ФГУП "ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс"). – 8 с. : ил. – Режим доступа : ФИПС. – Текст : электронный.

58. Патент 2483991 Российская Федерация, МПК B 64 G 7/00, B 64 G 1/44. Стенд раскрытия панелей солнечной батареи : №2011150074/11: заявл. 08.12.2011 : опубликовано : 10.06.2013 /В.В. Билько, Н. А. Плетнева, В. И. Сороколетов, Ю. П. Шупляк. заявитель Федеральное Государственное Унитарное Предприятие "Государственный научно-производственный ракетно-космический центр "ЦСКБ-Прогресс" (ФГУП "ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс"). – 9 с. : ил. – Режим доступа : ФИПС. – Текст : электронный.
59. Патент № 2442249 C1 Российская Федерация, МПК: H01Q 15/16 (2006.01). Развертываемый крупногабаритный космический рефлектор и способ его наземной отработки : № 2010132073/07: заявл. 30.07.2010 : опубликовано 10.02.2012 / Вовк А. В., Ермаков П. Н., Корсун В. П., Лопота В. А., Фролов И. В., Щербаков А.М. заявитель Открытое акционерное общество "Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королева". – Режим доступа : ФИПС. – Текст : электронный.
60. Патент № 20140041444 США, МПК B64G7/00, G01M99/00, B64G1/66. Apparatus for antenna weightlessness deployment test : № KR1020120087295A : заявл. 09.08.2012 : опубликовано 13.02.2014 / Jang Sup CHOI, Chang Soo Kwak, In Bok Yom, Man Seok Uhm, Hong Yeol Lee, So Hyeun YUN, заявитель Electronics and Telecommunications Research Institute ETRI. – 11 с. : ил. – Режим доступа : ФИПС. – Текст : электронный.
61. Технология сборки и испытаний космических аппаратов : учебник для высших технических учебных заведений / И. Т. Беляков, И. А. Зернов, Е. Г. Антонов [и др.]; под общ. ред. И. Т. Белякова, И. А. Зернова. – М. : Машиностроение, 1990. – 352с. : ил.
62. Колесников К. С. Динамика разделения ступеней летательных аппаратов / К. С. Колесников, В. И. Козлов, В. В. Кокушкин. – Москва : Машиностроение, 1977. – 223 с. : ил.

63. Гайдукова, А. О. Обзор систем обезвешивания / А. О. Гайдукова, Н. А. Белянин // Решетневские чтения. – 2016. – Т. 1. – С. 93-95.
64. White G. C. An active vertical-direction gravity compensation system / G. C. White, Yangsheng Xu // IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement. – 1994. – Vol. 43, № 6. – P. 786-792.
65. Авторское свидетельство № 1089452 A1 СССР, МПК G01M 13/02. Стенд для моделирования невесомости двухзвенных механизмов : № 3542569 : заявл. 17.01.1983 : опубл. 30.04.1984 / В. Н. Рычагов, А. С. Шеньшин, Н. М. Шульгин ; заявитель ВОЙСКОВАЯ ЧАСТЬ 13991. – EDN HJBRYR.
66. Research of the BWS system for lower extremity rehabilitation robot / X. Zhang, W. Li, J. Li, X. Cai // 2017 International Conference on Rehabilitation Robotics (ICORR). – IEEE, 2017. – P. 240-245.
67. Brown Jr H. A Novel Gravity Compensation System for Space Robots / H. Brown Jr, J. Dolan. – 1994. – URL: https://clck.ru/qzGyq (usage data: 15.06.2022). – Text : electronic.
68. Ground-based simulation of space manipulators using test bed with suspension system / H. Fujii, K. Uchiyama, H. Yoneoka, T. Maruyama // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 1996. – Vol. 19, № 5. – P. 985-991.
69. Design, Control, and Experimentation of Internally-Actuated Rovers for the Exploration of Low-gravity Planetary Bodies / B. J. Hockman, A. Frick, R. G. Reid [et al.] // Journal of Field Robotics. – 2017. – Vol. 34, № 1. – P. 5-24.
70. Docking Simulator. – Text : electronic // NASA. – 11.01.2010. – URL : http://crgis.ndc.nasa.gov/historic/File:1967_Docking_Simulator.jpg (usage data: 14 06.2022).
71. Nitta K. Development of a robotic gravity compensation system for the prototype test of spacecraft / K. Nitta, K. Tsujita, N. Kishimoto // IEEE/SICE International Symposium on System Integration (SII). – IEEE, 2016. – P. 272-277.
72. Spacecraft Systems Engineering / P. Fortescue, G. Swinerd, J. Stark eds. . – Wiley, 2011.

73. Автоматизированная система обезвешивания для наземной отработки солнечных батарей космических аппаратов / А. Г. Верхогляд, В. А. Куклин, С. Н. Макаров [и др.] // Решетневские чтения. – 2016. – № 20. – С. 89-91.
74. Control system of the self-mobile space manipulator / Yangsheng Xu, H. B. Brown, M. Friedman, T. Kanade // IEEE Transactions on Control Systems Technology. – 1994. – Vol. 2, № 3. – P. 207-219.
75. Пятибратов, Г. Я. Электромеханическая силокомпенсирующая система разгрузки веса пациентов при их реабилитации на медицинском тренажере / Г. Я. Пятибратов, Л. Л. Алтунян, А. А. Даньшина // Пром-Инжиниринг : Труды IV международной научно-технической конференции, Москва-Челябинск-Новочеркасск, 15–18 мая 2018 года. – Москва-Челябинск-Новочеркасск: Южно-Уральский государственный университет (национальный исследовательский университет), 2018. – С. 335-340.
76. Анализ влияния центробежных сил инерции на работу силокомпенсирующих систем / Г. Я. Пятибратов, А. М. Киво, О. А. Кравченко, С. В. Папирняк // Известия высших учебных заведений. Северо-Кавказский регион. Технические науки. – 2013. – № 5(174). – С. 9-13. – EDN RCMAZD.
77. Принципы построения и реализация систем компенсации силы тяжести / О. А. Кравченко, Г. Я. Пятибратов, Н. А. Сухенко, А. Б. Бекин // Известия высших учебных заведений. Северо-Кавказский регион. Технические науки. – 2013. – № 2(171). – С. 32-35.
78. Особенности создания силокомпенсирующих систем при реализации сложных пространственных перемещений объектов / Г. Я. Пятибратов, А. М. Киво, О. А. Кравченко, Н. А. Сухенко // Известия высших учебных заведений. Электромеханика. – 2013. – № 5. – С. 39-43.
79. A novel active suspension gravity compensation system for physically simulating human walking in microgravity / S. Xiang, H. Gao, Z. Liu [et al.] // IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics (ROBIO). – IEEE, 2016. – P. 1052-1057.

80. Патент 5379657 США, МПК7 B 66 F 11/00, G 01 M 19/00. Microgravity suspension system for simulating a weightless environment : № US 07 / 902145; заявл. 22.6.1992; опубликовано 10.01.1995. / Hasselman T. K., Quartararo R. – 18 с. : ил. – Режим доступа : ФИПС. – Текст : электронный.
81. INVERITAS: A facility for hardware-in-the-loop long distance movement simulation for rendezvous and capture of satellites and other autonomous objects / J. Paul, A. Dettmann, B. Girault [et al.] // Acta Astronautica. – 2015. – Vol. 116. – P. 1-24.
82. Park K.-Y. Cable Suspension and Balance System with Low Support Interference and Vibration for Effective Wind Tunnel Tests / K.-Y. Park, Y.-H. Sung, J.-H. Han // International Journal of Aeronautical and Space Sciences. – 2021. – Vol. 22, № 5. – P. 1048-1061.
83. The structure design of small satellite full-physical simulation system / Z. Xu, Y. Wang, Y. He, X. Bai // IEEE International Conference on Cyber Technology in Automation, Control, and Intelligent Systems (CYBER). – IEEE, 2015. – P. 642-648.
84. Systematic analysis of transparency in the gait rehabilitation device the FLOAT / M. Bannwart, M. Bolliger, P. Lutz [et al.] // 14th International Conference on Control, Automation, Robotics and Vision (ICARCV). – IEEE, 2016. – P. 1-6.
85. Surdilovic D. STRING-MAN: a new wire robot for gait rehabilitation / D. Surdilovic, R. Bernhardt // IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA ’04. – IEEE, 2004. – Vol. 2.– P. 2031-2036
86. A Novel Mechatronic Body Weight Support System / M. Frey, G. Colombo, M. Vaglio [et al.] // IEEE Transactions on Neural Systems and Rehabilitation Engineering. – 2006. – Vol. 14, № 3. – P. 311-321.
87. ZeroG: Overground gait and balance training system / J. Hidler, D. Brennan, iian Black [et al.] // The Journal of Rehabilitation Research and Development. – 2011. – Vol. 48, № 4. – P. 287.

88. Nonhuman test of a new active body support system for improving locomotion training / J. Liang, A. Hernandez, O. Ma [et al.] // IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics. – IEEE, 2009. – P. 1312-1317.
89. Lu Q. Passive Gravity Compensation Mechanisms: Technologies and Applications / Q. Lu, C. Ortega, O. Ma // Recent Patents on Engineering. – 2011. – Vol. 5, № 1. – P. 32-44.
90. Menon C. Self-Balancing Free Flying 3D Underactuated Robot for zero-g Object Capture / C. Menon – Text : electronic // 54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law. – Reston, Virigina : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. – URL: https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.IAC-03-J.2.06 (usage data: 14 06.2022).
91. Design of RYSEN: An Intrinsically Safe and Low-Power Three-Dimensional Overground Body Weight Support / M. Plooij, U. Keller, B. Sterke [et al.] // IEEE Robotics and Automation Letters. – 2018. – Vol. 3, № 3. – P. 2253-2260.
92. Vector Clinician's Guide. – Text : electronic. – URL : https://www.bionessvector.com/documents/Vector%20Clinician's%20Guide%20Rev.%20K%20[efile].pdf (usage data: 14 06.2022).
93. Research of the BWS system for lower extremity rehabilitation robot / X. Zhang, W. Li, J. Li, X. Cai // International Conference on Rehabilitation Robotics (ICORR). – IEEE, 2017. – P. 240-245.
94. Патент 9987188 США, МПК A63B 21 / 005 (2006. 01) A61H 3 / 00 (2006. 01) A63B 21 / 00 (2006. 01) A63B 22 / 02 (2006. 01) A63B 23 / 04 (2006. 01) A63B 24 / 00 (2006. 01) A63B 71 / 06 (2006. 01). Method and system for body weight support : № US15/592,132 : заявл. 10.05.2017; опубликовано 05.06.2018. / Xiumin D. заявитель Purdue Research Foundation – 15 с. : ил. – Режим доступа : ФИПС. – Текст : электронный.
95. Патент № 10406059B2 США, МПК A61H3/008. Human movement research, therapeutic, and diagnostic devices, methods, and systems: № US201461982256P :

заявл. 21.04.2014 : опубликовано 10.09.2019 / Sunil K. Agrawal, Vineet Vashista, заявитель Columbia University of New York – 76 с. : ил. – Режим доступа : ФИПС. – Текст : электронный.

96. Патент 5501114, США, МПК B64G7/00. Three-dimensional free motion apparatus : № JP5-263138 : заявл. 28.09.1993; опубликовано 03.06.1996. / Osamu O. Teruomi N., заявитель National Aerospace Laboratory of Japan – 15 с. : ил. – Режим доступа : ФИПС. – Текст : электронный.
97. MAVEN Takes Final Test Spins, Flexes Solar Panels Before Imminent Trek to Florida Launch Site. – Text : electronic // Universe today. – URL : http://www.universetoday.com/103858/maven-takes-final-test-spins-flexes-solar-panels-before-imminent-trek-to-florida-launch-site.html (usage data: 14 06.2022).
98. Адамов Б. И. Применение аппарата неголономных связей в задачах идентификации параметров и управления движением : дис. канд. физ.-мат. наук : 01.02.01 / Адамов Борис Игоревич ; [Место защиты: ФГБОУ ВО Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова], 2016 – 205 с.
99. Gfrerrer A. Geometry and kinematics of the Mecanum wheel / A. Gfrerrer // Computer Aided Geometric Design. – 2008. – Vol. 25, № 9. – P. 784-791.
100. Indiveri G. Swedish Wheeled Omnidirectional Mobile Robots: Kinematics Analysis and Control / G. Indiveri // IEEE Transactions on Robotics. – 2009. – Vol. 25, № 1. – P. 164-171.
101. Беляев А. С. Проектирование системы опорного активного обезвешивания элементов космического корабля с применением Matlab Simulink / А. С. Беляев, А. В. Тырышкин, А. А. Филипас // Ученые записки Комсомольского-на-Амуре государственного технического университета. Наука о природе и технике. – 2020. – № 7. С. –34-41.
102. Belyaev A. S. Hybrid control algorithm based on LQR and genetic algorithm for active support weight compensation system / A. S. Belyaev, O. Y. Sumenkov // IFAC-PapersOnLine. – 2021. – Vol. 54. – № 13. – P. 431-436.

103. Чиликин М. Г. Теория автоматизированного электропривода: учебное пособие / М. Г. Чиликин, А. С. Сандлер, В. И. Ключев. – Москва : Энергия, 1979. – 615 с.
104. Kladiev S. N. Vector Control System Design for Four Degree-of-Freedom Dynamic Flexible Simulation of the Variable-Frequency Drive / S. N. Kladiev, A. V. Solozhenko, A. A. Filipas – Text : electronic // MATEC Web of Conferences. – 2017. – Vol. 91. – P. 01040. – URL: https://www.matec-conferences.org/articles/matecconf/pdf/2017/05/matecconf_smart2017_01040.pdf (usage data: 14 06.2022).
105. Sumenkov O. Y. Comparison of control methods for inverted 2-degree of freedom pendulum mounted on the cart / O. Y. Sumenkov, A. S. Belyaev // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2021. – Vol. 1118, № 1. – P. 012017.
106. Карманова А. В Исследование модели трехточечного крана гибкой подвески / А. В. Карманова, А. А. Филипас // Актуальные проблемы инновационного развития ядерных технологий. Материалы конференции в рамках Научной сессии НИЯУ МИФИ. Научный редактор М.Д. Носков. – Северск, 2016. – С. 68-68а.
107. Четырехтросовая система обезвешивания с управлением по вектору силы / А. С. Беляев, А. А. Филипас, В. В. Курганов, Н. И. Поберезкин // Электротехнические и информационные комплексы и системы. – 2022. – Т. 18. – № 2. – С. 98-106. – DOI 10.17122/1999-5458-2022-18-2-98-106. – EDN XNEZOS.
108. Anderson C. W. Learning to control an inverted pendulum using neural networks / C. W. Anderson // IEEE Control Systems Magazine. – 1989. – Vol. 9, № 3. – P. 31-37.
109. Chen H. Improved Genetic Algorithm Based Optimal Control for A Flying Inverted Pendulum / H. Chen, Y. Yang, J. Sun // 3rd International Conference on Electronic Information Technology and Computer Engineering (EITCE). – IEEE, 2019. – P. 1428-1432.

110. Hanwate S. D. Improved performance of cart inverted pendulum system using LQR based PID controller and ANN / S. D. Hanwate, A. Budhraja, Y. V. Hote // EEE UP Section Conference on Electrical Computer and Electronics (UPCON). – IEEE, 2015. – P. 1-6.
111. Vinodh Kumar E. Robust LQR Controller Design for Stabilizing and Trajectory Tracking of Inverted Pendulum / E. Vinodh Kumar, J. Jerome // Procedia Engineering. – 2013. – Vol. 64. – P. 169-178.
112. Lim Y. Y. Stabilising an Inverted Pendulum with PID Controller / Y. Y. Lim, C. L. Hoo, Y. M. Felicia Wong – Text : electronic // MATEC Web of Conferences. – 2018. – Vol. 152. – P. 02009. – URL: https://pdfs.semanticscholar.org/26fa/cfa6a74ebda36a02c6d8032605ee90c333b7.pdf?_ga=2.254727375.611849302.1655288798-1782953278.1654839333 (usage data: 14 06.2022).
113. Mansoor H. Genetic algorithm based optimal back stepping controller design for stabilizing inverted pendulum / H. Mansoor, H. A. Bhutta // International Conference on Computing, Electronic and Electrical Engineering (ICE Cube). – IEEE, 2016. – P. 6-9.
114. Prasad L. B. Modelling and Simulation for Optimal Control of Nonlinear Inverted Pendulum Dynamical System Using PID Controller and LQR / L. B. Prasad, B. Tyagi, H. O. Gupta // Sixth Asia Modelling Symposium. – IEEE, 2012. – P. 138-143.
115. Puriel Gil G. Reinforcement Learning Compensation based PD Control for a Double Inverted Pendulum / G. Puriel Gil, W. Yu, H. Sossa // IEEE Latin America Transactions. – 2019. – Vol. 17, № 02. – P. 323-329.
116. Yang X. Swing-Up and Stabilization Control Design for an Underactuated Rotary Inverted Pendulum System: Theory and Experiments / X. Yang, X. Zheng // IEEE Transactions on Industrial Electronics. – 2018. – Vol. 65, № 9. – P. 7229-7238.

117. Chen Z. Control of suspended low-gravity simulation system based on self-adaptive fuzzy PID / Z. Chen, J. Qu // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2017. – Vol. 231. – P. 12070.
118. Бекин, А. Б. Определение рациональной структуры системы управления перемещениями объектов на гибком подвесе / А. Б. Бекин, Г. Я. Пятибратов, Р. А. Шмат // Известия высших учебных заведений. Электромеханика. – 2017. – Т. 60. – № 2. – С. 57-64. – DOI 10.17213/0136-3360-2017-1-57-64.
119. Bogdanov, D. Y. System Implementation of Speed Restriction while Developing the Force Compensation Systems / D. Y. Bogdanov, G. Y. Pyatibratov, A. B. Bekin // 2nd International Conference on Industrial Engineering (ICIE-2016), Chelyabinsk, 19–20 мая 2016 года. – Chelyabinsk: Elsevier Ltd, 2016. – P. 1032-1040. – DOI 10.1016/j.proeng.2016.07.210.
120. Пятибратов, Г. Я. Синтез системы управления движением объекта на гибком подвесе при действии внешних сил / Г. Я. Пятибратов, Д. Ю. Богданов, А. Б. Бекин // Пром-Инжиниринг: труды международной научно-технической конференции, Челябинск-Новочеркасск, 22–23 октября 2015 года / ФГБОУ ВПО «Южно-Уральский государственный университет» (национальный исследовательский университет). – Челябинск-Новочеркасск: Издательский центр ЮУрГУ, 2015. – С. 166-171.
121. Robust Optimal Motion Cueing Algorithm Based on the Linear Quadratic Regulator Method and a Genetic Algorithm / H. Asadi, S. Mohamed, C. P. Lim, S. Nahavandi // IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems. – 2016. – P. 1-17.
122. Jain A. Control of Non-Linear Inverted Pendulum using Fuzzy Logic Controller / A. Jain, D. Tayal, N. Sehgal // International Journal of Computer Applications. – 2013. – Vol. 69, № 27. – P. 7-11.
123. Mansoor H. Genetic algorithm based LQR control of hovercraft / H. Mansoor, I.-U.-H. shaikh, S. Habib // International Conference on Intelligent Systems Engineering (ICISE). – IEEE, 2016. – P. 335-339.

124. Wibowo B. C. A Position Controller Model on Color-Based Object Tracking using Fuzzy Logic / B. C. Wibowo, I. M. I. Subroto, B. Arifin // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2017. – Vol. 190. – P. 12003.
125. Yuxing Z. LQR Controller for Longitudinal Control Augmentation System of Aircraft Based on Hybrid Genetic Algorithm / Z. Yuxing, X. Jie, C. Zhikuo // 2018 IEEE CSAA Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC). – IEEE, 2018. – P. 1-4.
126. Gutierrez M. K. Using Genetic Algorithms to Optimize Control of a Ball-and-Beam System / M. K. Gutierrez, D. M. Choi, H. Jula // IEEE Green Energy and Smart Systems Conference (IGESSC). – IEEE, 2020. – P. 1-6.
127. Tsavnin A. Overshoot Elimination for Control Systems with Parametric Uncertainty via a PID Controller / A. Tsavnin, S. Efimov, S. Zamyatin // Symmetry. – 2020. – Vol. 12, № 7. – P. 1092.
128. Методика расчета системы обезвешивания крупногабаритных трансформируемых элементов космических аппаратов при наземных испытаниях / А. С. Беляев, А. А. Филипас, А. В. Цавнин [и др.] // Сибирский аэрокосмический журнал. – 2021. – Т. 22, № 1. – С. 106-120.

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Акты внедрения результатов диссертации

ПРОМЫШЛЕННАЯМЕХАНИКА

Общество с ограниченной ответственностью

Юридический адрес: 634055, Томская область, г. Томск, проспект Развития, д. 3, пом. 105; тел. 8-906-947-50-44; ИНН 7017347451; КПП 701701001; р/сч 40702810823010000442 в Филиале «Новосибирский» АО «Альфа-Банк» г. Новосибирск, БИК 045004774, к/сч 30101810600000000774

Исх.№31 от 03.04.2023 г.

АКТ

о внедрении результатов диссертационной работы Беляева Александра Сергеевича на тему «Системы активного обезвешивания трансформируемых конструкций космических аппаратов при их наземных испытаниях» в инициативную разработку ООО «Промышленная механика»

В производственную деятельность ООО «Промышленная механика» внедрено программное обеспечение для микроконтроллерного управления стендом по 4-х тросовому обезвешиванию, свидетельство о регистрации программы для ЭВМ №2022661483, построенное на основе математической модели активной четырехтросовой системы обезвешивания, примененное в опытных устройствах, разрабатываемых ООО «Промышленная механика» для наплавки и сварки деталей сложной конфигурации.

Применение данного программного обеспечения позволило повысить точность позиционирования рабочих органов устройств и, как следствие, точность изготавливаемых изделий, а также повысить производительность сварки и наплавки.

Директор ООО «Промышленная механика»,
канд. техн. наук Арляпов А.Ю.

TOMSK POLYTECHNIC UNIVERSITY ТОМСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
федеральное государственное автономное
образовательное учреждение высшего образования
«Национальный исследовательский Томский политехнический университет» (ТПУ)

УТВЕРЖДАЮ
Проректор по цифровизации
Директор ИШИТР
_____ Фадеев А.С.
«20» 01 2023 г.

ИШИТР

АКТ

О внедрении результатов диссертационной работы Беляева Александра Сергеевича на тему «Системы активного обезвешивания трансформируемых конструкций космических аппаратов при их наземных испытаниях» в учебном процессе

Результаты диссертационной работы:

1. Математическая модель активной опорной системы обезвешивания трансформируемых конструкций космических аппаратов, позволяющая исследовать динамику работы при различной компоновке кинематической схемы, параметрах исполнительных элементов и весе обезвешиваемого элемента.

2. Математическая модель активной четырехтросовой системы обезвешивания трансформируемых конструкций космических аппаратов, позволяющая исследовать динамику работы при различной компоновке кинематической схемы, параметрах исполнительных элементов и весе обезвешиваемого элемента.

полученные при непосредственном участии Беляева А.С. использованы в учебном процессе отделения автоматизации и робототехники Национального Исследовательского Томского политехнического университета в дисциплины «Учебно-исследовательская работа студента», «Научно-исследовательская работа в семестре», «Моделирование систем управления» и «Моделирование мехатронных и робототехнических систем» в рамках основной образовательной программы 15.03.04 «Автоматизация технологических процессов и производств» и 15.03.06, 15.04.06 «Мехатроника и робототехника».

Руководитель ООП
15.03.04 «Автоматизация технологических
процессов и производств» ФГАО ВО НИ ТПУ _____ М.В. Скороспешкин

Руководитель ООП
15.03.06 «Мехатроника и Робототехника » _____ А.В. Киселев
ФГАО ВО НИ ТПУ

Заведующий кафедрой - руководитель
отделения на правах кафедры ФГАО ВО НИ ТПУ _____ А.А. Филипас

TOMSK POLYTECHNIC UNIVERSITY ТОМСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
федеральное государственное автономное
образовательное учреждение высшего образования
«Национальный исследовательский Томский политехнический университет» (ТПУ)

УТВЕРЖДАЮ
Проректор по цифровизации
Директор ИШИТР
_____ Фадеев А.С.
«20» 01 2023 г.

АКТ

О внедрении лабораторно-исследовательских стендов «Четырехтросовая система обезвешивания» и «Система опорного обезвешивания» созданных в рамках диссертационной работы Беляева Александра Сергеевича на тему «Системы активного обезвешивания трансформируемых конструкций космических аппаратов при их наземных испытаниях» в учебном процессе

В рамках диссертационной работы и гранта УМНИК №635ГУЦЭС8-D3/63727 при непосредственном участии Беляева А.С. были разработаны и реализованы лабораторно-исследовательские стенды «Четырехтросовая система обезвешивания» и «Система опорного обезвешивания» расположенные в 027 аудитории 10 корпуса Томского Политехнического университета.

В рамках договора №16100 от 27.10.2022 между Беляевым А.С. и Томским политехническим университетом, установка «Четырехтросовая система обезвешивания» была пожертвована последнему и находится на балансе Отделения автоматизации и робототехники.

Данная установка используется в научно-исследовательском и образовательном процессе по таким дисциплинам как Учебно-исследовательская работа студента», «Научно-исследовательская работа в семестре», «Моделирование систем управления» и «Моделирование мехатронных и робототехнических систем», в рамках основных образовательных программ 15.03.04 «Автоматизация технологических процессов и производств», 15.03.06 «Мехатроника и робототехника», 15.04.06 «Мехатроника и робототехника». Данные установки подтверждают практическую значимость диссертационной работы:

1. Реализована разработанная конструкция активной опорной системы обезвешивания трансформируемых конструкций космических аппаратов при их наземных испытаниях, отличающаяся использованием мобильной платформы со следящими электроприводами, которая позволяет не только осуществлять компенсацию веса элементов космического корабля, но и компенсирует инерционность присоединенных масс.

2. Реализована разработанная конструкция активной четырехтросовой системы обезвешивания трансформируемых конструкций космических аппаратов, отличающаяся использованием закрепленных управляемых моментных электроприводов с тросовыми лебедками, которая позволяет не только компенсировать вес обезвешиваемого элемента,

но и осуществлять независимое многокоординатное перемещение с компенсацией инерционности присоединенных масс.

Руководитель ООП
15.03.04 «Автоматизация технологических
процессов и производств» ФГАО ВО НИ ТПУ _____ М.В. Скороспешкин

Руководитель ООП
15.03.06 «Мехатроника и Робототехника » _____ А.В. Киселев
ФГАО ВО НИ ТПУ

Заведующая лабораторией,
материально ответственный ОАР ФГАО ВО НИ ТПУ _____ Т.Н. Лебедева

Заведующий кафедрой - руководитель
отделения на правах кафедры ФГАО ВО НИ ТПУ _____ А.А. Филипас

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2022661595

Программное обеспечение для управления опорной системой обезвешивания

Правообладатели: ***Беляев Александр Сергеевич (RU), Брылев Олег Александрович (RU), Шаманин Олег Максимович (RU)***

Авторы: ***Беляев Александр Сергеевич (RU), Шаманин Олег Максимович (RU), Брылев Олег Александрович (RU)***

Заявка № **2022616601**

Дата поступления **14 апреля 2022 г.**

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ ***23 июня 2022 г.***

Руководитель Федеральной службы

по интеллектуальной собственности

Ю.С. Зубов

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2022661483

Программное обеспечение для микроконтроллерного управления стендом по 4-х тросовому обезвешиванию

Правообладатели: ***Беляев Александр Сергеевич (RU), Иванов Егор Андреевич (RU), Брылёв Олег Александрович (RU)***

Авторы: ***Беляев Александр Сергеевич (RU), Иванов Егор Андреевич (RU), Брылёв Олег Александрович (RU)***

Заявка № **2022616280**

Дата поступления **12 апреля 2022 г.**

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ ***22 июня 2022 г.***

Руководитель Федеральной службы

по интеллектуальной собственности

Ю.С. Зубов

ПРИЛОЖЕНИЕ Г

Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2022617266

Программное обеспечение для определения траекторий передвижения обезвешиваемых элементов во время испытаний

Правообладатели: ***Иванов Егор Андреевич (RU), Беляев Александр Сергеевич (RU), Брылёв Олег Александрович (RU)***

Авторы: ***Иванов Егор Андреевич (RU), Беляев Александр Сергеевич (RU), Брылёв Олег Александрович (RU)***

Заявка № **2022611205**

Дата поступления **28 января 2022 г.**

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ ***19 апреля 2022 г.***

Руководитель Федеральной службы

по интеллектуальной собственности

Ю.С. Зубов

ПРИЛОЖЕНИЕ Д

Патент на изобретение

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

ПАТЕНТ

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2744925

УСТРОЙСТВО ДЛЯ ОБЕЗВЕШИВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЯХ

Патентообладатель: *федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Национальный исследовательский Томский политехнический университет» (RU)*

Авторы: *Беляев Александр Сергеевич (RU), Тырышкин Александр Васильевич (RU)*

Заявка № 2020115741
Приоритет изобретения 13 мая 2020 г.
Дата государственной регистрации в Государственном реестре изобретений Российской Федерации 17 марта 2021 г.
Срок действия исключительного права на изобретение истекает 13 мая 2040 г.

Руководитель Федеральной службы по интеллектуальной собственности

Г.П. Ивлиев

ПРИЛОЖЕНИЕ Е

Акт выполненных работ по гранту УМНИК

635ГУЦЭС8-D3/63727

АКТ
о выполнении Работ
по Договору (Соглашению) № 635ГУЦЭС8-D3/63727 от 02.12.2020 г.

г. Москва 19 января 2023 г.

НИР «Разработка автоматизированной тросовой системы обезвешивания для реабилитации пациентов».

Федеральное государственное бюджетное учреждение «Фонд содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере» (Фонд содействия инновациям), далее именуемый «Фонд», в лице заместителя генерального директора Антропова Алексея Петровича, действующего на основании доверенности от 14.06.2022 г., с одной стороны, и гражданин Российской Федерации Беляев Александр Сергеевич, далее именуемый «Грантополучатель», с другой стороны, составили настоящий акт о нижеследующем:

Грантополучатель выполнил работы по Договору (соглашению) по теме «1. Исследование возможности применения различных конструктивных особенностей для реализации автоматического переподхвата системы обезвешивания, направленное на разработку конструкции устройства самоподхвата. 2. Разработка имитационной модели тросовой системы обезвешивания. 3. Разработка имитационной модели опорной системы обезвешивания. 4. Исследование разработанных моделей систем обезвешивания, направленное на выявление основных особенностей и тонкостей функционирования разработанных моделей систем. 5. Разработка алгоритмов управления системой обезвешивания. 6. Исследование алгоритмов управления системой обезвешивания, направленное на выявление оптимального алгоритма управления. 7. Создание экспериментального образца системы обезвешивания. 8. Исследование результатов работы экспериментального образца системы обезвешивания.
».

Краткое описание выполненной работы: 1. Проведено исследование возможности применения различных конструктивных особенностей для реализации автоматического переподхвата системы обезвешивания, направленное на разработку конструкции устройства самоподхвата. В рамках проекта рассмотрено 15 аналогов систем, применяемых для компенсации веса пациентов в процессе их реабилитации. Тросовые системы наиболее распространены, однако ограничены зоной работой, мобильные платформы распространены менее, однако не ограничены зоной работы. В ходе анализа выявлены несомненные плюсы системы переподхвата системы обезвешивания и ее необходимость для расширения функционала систем обезвешивания.
2. Разработана имитационная модель тросовой системы обезвешивания. Она позволяет производить настройку и синтез системы управления и отрабатывать различные варианты работы системы. Модель состоит из 4-х управляемых моментных двигателей. Модель позволяет менять кинематическое расположение и динамические характеристики объекта.
3. Разработана имитационная модель опорной системы обезвешивания. Данная модель позволяющая производить настройку и синтез системы управления и отрабатывать различные варианты работы системы. Модель на базе мобильного робота с 2-мя степенями свободы, с 1 вертикальным каналом управления. Модель построена на базе ППП Matlab Simulink.
4. Исследованы разработанные модели систем обезвешивания, Предложенные системы обезвешивания компенсируют вес обезвешиваемого элемента и перемещаются вслед за ним. Проведена 2 моделирования работы систем обезвешивания для 4-х режимов работы. Ошибка обезвешивания составила не более 5 процентов.
5. Разработан алгоритм управления системой обезвешивания. Проведено исследование

разных систем управления системами обезвешивания и выбран линейно-квадратичный регулятор по лучшим показателям качества Исследовано 3 типа систем управления. Ошибка лучшей системы на основе линейно-квадратичного регулятора составила менее 1 процента.
6. Проведено исследование алгоритмов управления системой обезвешивания, направленное на выявление оптимального алгоритма управления. Предложенный гибридный метод управления дает лучшее качество работы системы за счет оптимизации параметров регулятора. Динамическая ошибка гибридной системы управления составила 0,05 процентов. Абсолютная точность не превышает 0,007 рад.
7. Созданы экспериментальные образцы систем обезвешивания. Разработан стенд опорному обезвешиванию на основе робототехнической платформы Kuka Youbot. Разработан стенд по тросовому обезвешиванию, на основе разработанных управляемых электролебедок. Стенд состоит из 4-х управляемых по моменту авторских электролебедок.
8. Проведено исследование результатов работы экспериментального образца системы обезвешивания. Результаты экспериментальных исследований подтвердили работоспособность предложенных систем и полученных моделей. Ошибка экспериментальных данных составила порядка 5 процентов. Частота собственных колебаний у модели и эксперимента одинакова и составляет порядка 1,43 секунды..

Проведена оценка перспектив коммерческого использования результатов НИР.

Стоимость выполненных Работ составляет: 500 000 (пятьсот тысяч) рублей 00 копеек.

Сумма гранта, перечисленная Фондом по Договору (Соглашению), составила: 500 000 (Пятьсот тысяч) рублей 00 копеек.

Общая сумма гранта по Договору (Соглашению) составляет: 500 000 (пятьсот тысяч) рублей 00 копеек.