

ОТКРЫТОЕ АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
«НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННАЯ КОРПОРАЦИЯ
«КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ МОНИТОРИНГА,
ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИЕ И
ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЕ КОМПЛЕКСЫ» ИМЕНИ А.Г. ИОСИФЬЯНА»
(ОАО «КОРПОРАЦИЯ «ВНИИЭМ»)

На правах рукописи

ГУСЕВ АНДРЕЙ АЛЕКСАНДРОВИЧ

РАЗРАБОТКА МЕТОДИЧЕСКОГО АППАРАТА СОЗДАНИЯ ПРЕЦИЗИОН-
НЫХ МНОГОЗВЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ДЛЯ БОРТОВЫХ РАДИОЛОКА-
ЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИ-
ОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

05.07.02 – ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ И ПРОИЗВОДСТВО
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

ДИССЕРТАЦИЯ НА СОИСКАНИЕ УЧЕНОЙ СТЕПЕНИ КАНДИДАТА ТЕХ-
НИЧЕСКИХ НАУК

НАУЧНЫЙ РУКОВОДИТЕЛЬ

доктор технических наук,

профессор Ходненко В.П.

МОСКВА – 2015

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение.....	4
Глава 1 Анализ характеристик многозвенных конструкций КА ДЗЗ и применяемых методов проектирования.....	10
1.1 Назначение и виды многозвенных конструкций КА.....	10
1.2 Структура и кинематические схемы многозвенных конструкций КА.....	21
1.3 Критерии оценки ПМК КА ДЗЗ	24
1.4 Обзор современных методов проектирования.....	27
1.5 Постановка научной задачи исследования.....	37
Выводы к первой главе	37
Глава 2 Разработка алгоритма создания прецизионных многозвенных конструкций.....	38
2.1 Создание силовой рамы ВЩА БРЛК для КА «Метеор-М» №1.....	38
2.2 Разработка и анализ общей структурной схемы создания ПМК	59
2.3 Разработка математических моделей ПМК.....	76
2.4 Формулировка алгоритма создания ПМК	83
Выводы ко второй главе	85
Глава 3 Экспериментальная проверка разработанного алгоритма на примере силовой рамы для КА «Метеор-М» №1 и №2	86
3.1 Основные данные о БРЛК «Северянин-М»	86
3.2 Выбор конструктивной схемы силовой рамы.....	86
3.3 Разработка предварительной модели силовой рамы.....	88
3.4 Предварительное моделирование раскрытия силовой рамы.....	93
3.5 Уточненное моделирование раскрытия СР	107
3.6 Учет замечаний к конструкции СР по результатам летных испытаний КА «Метеор-М» №1.....	111
3.7 Уточненное математическое моделирование силовой рамы для КА «Метеор-М» №2	115
3.8 Изготовление составных частей силовой рамы и ее сборка с учетом обеспечения заданных точностных требований и экспериментальная отработка.....	121

Выводы к третьей главе	122
Глава 4 Анализ результатов экспериментального исследования и применение доработанного алгоритма	123
4.1 Доработка математической модели для учета нелинейностей реальной механической системы.....	123
4.2 Сравнение результатов математического моделирования силовой рамы с данными телеметрии при ЛКИ.....	133
4.3 Разработка откидной платформы для КА «Метеор-М» №3	135
Выводы к четвертой главе	150
Заключение.....	151
Список литературы.....	153
Приложение А. Уточненный алгоритм создания ПМК.....	157

ВВЕДЕНИЕ

В соответствии с постановлением правительства Российской Федерации (РФ) от 21 апреля 2014 г. N 366 использование Северного морского пути для международного судоходства в рамках юрисдикции Российской Федерации является одним из стратегических приоритетов государственной политики Российской Федерации в Арктике.

Для осуществления поставленной правительством РФ задачи эксплуатируются и разрабатываются космические аппараты (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), оснащенные радиолокаторами С и Х диапазонов, требующие, как будет показано далее, специального подхода к проектированию силовой конструкции под них для обеспечения специфических требований по точности, обеспечению теплового режима и др.

Зарубежные страны (Канада, США, Евросоюз и Китай) уже имеют ряд космических аппаратов оснащенных радиолокаторами [1]. Поэтому для осуществления стратегических интересов РФ, а также безусловного выполнения Гособоронзаказа необходимо искать пути оптимизации подходов к созданию космических средств ледовой разведки по критериям повышения качества целевой информации и снижению времени создания.

Существующий в настоящее время методический аппарат по созданию изделий космической техники, в частности прецизионных многозвенных конструкций (ПМК) для бортовых радиолокационных комплексов (БРЛК) космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), носит весьма общий характер и не содержит детальной информации и рекомендаций, позволяющих своевременно принять конкретные решения.

Методы решения основных задач проектирования раскрывающихся конструкций и подходы к их моделированию приведены в научных работах Гутковского И.Е. [2], Зимина В.Н. [3], ОАО «Концерн радиостроения «Вега», ОАО «ИСС» и др. однако описанные методы не учитывают специфики прецизионных многозвенных конструкций для БРЛК КА ДЗЗ с антенно-фидерным устройством

(АФУ) на основе антенной решетки, а также особенностей изготовления и отработки подобных ПМК.

Главной особенностью ПМК является жесткое требование по точности. При создании ПМК необходимо выбирать конструктивные решения самой ПМК, наземного испытательного оборудования и технологической оснастки, позволяющие обеспечить заданную точность с учетом всех влияющих факторов. Отсутствие системного подхода к проектированию ПМК приводит к выбору конструктивных решений и методик испытаний, не отвечающих заданным требованиям по точности, что приводит к задержке сроков изготовления и отработки ПМК вплоть до полугода за счет проведения доработок ПМК и наземного оборудования, необходимость в которых появляется на поздних этапах, когда ПМК и наземное оборудование уже изготовлено.

Таким образом, отсутствие методического аппарата и алгоритма создания ПМК для бортовых радиолокационных комплексов КА ДЗЗ определило актуальную научную задачу диссертации, заключающуюся в разработке методического аппарата и алгоритма, позволяющего выбрать проектные и конструктивные решения ПМК, обеспечивающие заданную точность ПМК с учетом влияющих факторов, что имеет существенное значение при разработке космических аппаратов.

Научная задача исследования: на основе анализа характеристик многозвенных конструкций, используемых в КА ДЗЗ, а также существующих методов их проектирования разработать алгоритм и методический аппарат (математические модели и способы их реализации), обеспечивающие проектирование ПМК КА ДЗЗ в соответствии с заданными техническими требованиями.

Для достижения поставленной цели были определены и решены следующие частные **задачи** исследования:

- 1) Проведен анализ многозвенных конструкций, используемых в КА, требований к ПМК КА ДЗЗ и определена наиболее распространенная область применения ПМК;

- 2) На основе анализа процесса создания силовой рамы волноводно-щелевой антенны бортового радиолокационного комплекса (СР ВЩА БРЛК), а также других ПМК разработан подробный алгоритм создания ПМК для КА ДЗЗ;
- 3) Разработанный по п.2 алгоритм применен к анализу уже разработанной СР ВЩА БРЛК и определены основные недостатки конструкции и выданы рекомендации по их устранению с проведением соответствующих испытаний на макетах и образцах СР;
- 4) На основе анализа экспериментальных данных, полученных при летно-космических испытаниях (ЛКИ) КА «Метеор-М» №1 и №2, а также учета нелинейных особенностей реальных механических систем, проведено уточнение разработанного по п.2 алгоритма и математических моделей;
- 5) Обобщены результаты исследований и выданы рекомендации по практическому применению разработанного алгоритма применительно к различным многозвенным конструкциям КА ДЗЗ.

Объектом исследования является прецизионные многозвенные конструкции КА ДЗЗ.

Предметом исследования являются методы проектирования, моделирования и отработки прецизионных многозвенных конструкций КА ДЗЗ

Метод исследования: численное математическое моделирование, которое выполнялось на ЭВМ.

Научные результаты, полученные лично автором и выносимые на защиту.

- 1) Алгоритм создания ПМК БРЛК КА ДЗЗ на основе АФУ с антенной решеткой.
- 2) Методика моделирования ПМК на различных этапах разработки.
- 3) Рекомендации по уточнению математических моделей, позволяющие повысить сходимость результатов моделирования и экспериментов.

Вклад автора. Автором лично были разработаны и апробированы математическая модель СР ВЦА БРЛК для КА «Метеор-М» №1 и №2, учитывающая податливость системы, люфты механический контакт и демпфирование. По результатам моделирования были проведены доработки реальной конструкции, в испытаниях и отработке которой автор принимал непосредственное участие. Автором было проведено систематизация и обобщение опыта создания ПМК для БРЛК КА ДЗЗ и разработана методика моделирования ПМК.

Новизна результатов работы состоит в следующем:

- 1) Впервые разработан алгоритм создания ПМК для БРЛК КА ДЗЗ с АФУ на основе антенной решетки с учетом специфики, свойственной ПМК, позволяющий на начальном этапе выбрать рациональный вариант построения ПМК, наземного испытательного и технологического оборудования с точки зрения обеспечения точности ПМК.
- 2) Разработана новая методика моделирования ПМК на различных этапах разработки с различной детализацией, позволяющая сократить время моделирования и повысить его точность, а также на раннем этапе создать упрощенную модель ПМК, которую можно использовать при проектировании служебных систем КА.
- 3) Впервые разработаны компактные математические модели, позволяющие учесть нелинейности, свойственные реальным механическим конструкциям и выработаны рекомендации по расчету и подбору параметров моделей составных частей ПМК, позволяющие повысить сходимость результатов моделирования и экспериментов.

Научная теоретическая значимость диссертационной работы заключается в том, что результат проведенных исследований представляет собой развитие методов оптимального выбора проектных решений по созданию космических прецизионных многосвязных конструкций. Разработанные математические

модели обобщают накопленный экспериментальный опыт и теоретические интерпретации контактных взаимодействий и демпфирующих свойств механических конструкций.

Разработанные математические модели обобщают накопленный экспериментальный опыт и теоретические интерпретации контактных взаимодействий и демпфирующих свойств механических конструкций описанных в трудах [4], [5], [6], [7], [8], [9], [10].

Практическая значимость результатов диссертационной работы заключается в следующем:

- 1) Разработанные алгоритм и математические модели позволяют повысить эффективность проектирования ПМК для БРЛК КА ДЗЗ за счет сквозного учета факторов, влияющих на точность ПМК на всех этапах создания.
- 2) Применение разработанного алгоритма и математического моделирования позволило выбрать проектные и конструктивные решения, которые снизили более чем в 3 раза ударные нагрузки в процессе раскрытия СР ВЩА БРЛК, а также уменьшили со 150 до 40 секунд время успокоения СР после раскрытия.
- 3) Разработанная методика моделирования может быть применима при проектировании механических систем, не относящихся к классу ПМК.

Достоверность результатов исследований подтверждается применением при создании алгоритма и математических моделей известных и апробированных методов, верификацией разработанных математических моделей и сходимостью с результатами наземных и летных испытаний на КА «Метеор-М» №1 и №2.

Апробация работы. Результаты диссертационной работы докладывались на конференции «Молодежь и будущее авиации и космонавтики», второй международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания

космических систем дистанционного зондирования Земли», Научно-технической конференции молодых специалистов ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева», посвященной 50-летию полета в космос Ю.А.Гагарина, научно-методическом семинаре «День науки ВНИИЭМ» 2015г., а также НТС ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ».

Публикации. Основные результаты диссертационной работы опубликованы в 4-х научных статьях в журналах, рекомендуемых ВАК России для опубликования научных результатов исследования.

Структура и объём диссертации. Диссертация состоит из введения, 4 глав основного текста, заключения, списка литературы и приложения. Объём диссертации составляет 158 страниц, включая 12 таблиц, 92 рисунка, список литературы из 50 наименований.

ГЛАВА 1 АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК МНОГОЗВЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ КА ДЗЗ И ПРИМЕНЯЕМЫХ МЕТОДОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

1.1 Назначение и виды многозвенных конструкций КА

Механическая система космической техники – система, предназначенная для выполнения определенных механических операций на различных этапах полета КА и обеспечения функциональной работоспособности конструкции.

Трансформируемая (разворачиваемая) конструкция – механическая система, предназначенная для обеспечения конструктивной конфигурации КА путем приведения ее (разворачиваемой конструкции) в рабочее состояние.



Рисунок 1-1 Множество ПМК.

Под многозвенными конструкциями (МК) в дальнейшем будем понимать такой класс механических систем, имеющих в своем составе два и более подвижных звена. Многозвенными конструкциями в том числе могут являться и большинство разворачиваемых конструкций.

Прецизионная конструкция – это такая механическая система, к которой предъявляются особые требования по обеспечению ее геометрических характеристик.

Множество прецизионных многозвенных конструкций можно определить как пересечение трех множеств: трансформируемые конструкции, многозвенные конструкции, прецизионные конструкции (см. рисунок 1-1).

Таким образом ПМК – это такая трансформируемая конструкция, состоящая из более чем из одного подвижного звена, к которой предъявляются требования по обеспечению ее геометрических характеристик в процессе и (или) после осуществления движения, при этом допуск на геометрические характеристики в соответствии с ГОСТ 25348-82 соответствует качеству 10 и ниже, а также содержащая прецизионные элементы (привода, упоры, люфтовывбиратели и т.д.).

1.1.2 Назначение многозвенных конструкций

МК применялись на космических аппаратах практически с самого начала космической эры. МК можно разделить по их назначению на следующие категории:

- МК предназначенные для удаления от корпуса КА различных приборов, например, магнитометров;
- раскрытие радиаторов, экранов, солнечных парусов;
- разворачивание рефлекторов антенн;
- установка в оптимальное положение двигателей системы ориентации КА, а также устройств генерации энергии;
- приведение в рабочее положение планетарных систем КА;
- создание внеземных рабочих помещений.

Для КА ДЗЗ свойственны МК первых четырех категорий.

Наибольшее распространение ПМК получили в составе различных рефлекторов антенн научных, связных и КА ДЗЗ. ПМК можно также применять для обеспечения компоновки под обтекателем бортовой аппаратуры (БА), требующей точной привязки к строительным осям КА.

К ПМК нельзя отнести такие конструкции как солнечные батареи, различные экраны и солнечные паруса т.к. для них не предъявляются сколь-нибудь жесткие требования по обеспечению геометрии.

Исходя из вышеизложенного, а также опираясь на описанную выше классификацию можно разделить МК на следующие типы:

- плоско-разворачиваемые МК;
- поверхностно-разворачиваемые МК;
- объемно-разворачиваемые МК.

ПМК до настоящего времени встречались только первых двух типов.

1.1.3 ПМК для антенн бортовых радиолокаторов

Наиболее широкое применение ПМК получили в качестве антенн бортовых радиолокаторов.

При выборе антенны локатора бокового обзора необходимо учитывать следующие факторы:

- выбор несущей частоты БРЛК исходя из назначения. Для мониторинга ледовой обстановки ввиду физических особенностей используют частотные диапазоны X и C;
- выбор разрешающей способности локатора, ширина полосы обзора и др.;
- подбор типа антенны и размеров ее физической апертуры;
- формирование требований к ПМК (в том числе по точности) для обеспечения заданных характеристик радиолокатора.

Основные требования к антенным устройствам для радиолокаторов с синтезированной апертурой космического базирования – это большая эффективная площадь, обеспечивающая высокий энергетический потенциал и снижение помех неоднозначности принимаемых сигналов, конструктивные требования, связанные с размещением антенн на КА и необходимостью их раскрытия после вывода КА на орбиту [1].

Применяются антенны следующих типов [1]:

- волноводно-щелевые антенны с неуправляемым лучом;
- фазированные антенные решетки (ФАР) с электронным сканированием благодаря использованию управляемых фазовращателей или коммутаторов запитывающих устройств;
- активные фазированные антенные решетки (АФАР) со сканированием по углу места и по курсу, а также применением цифрового формирования ДНА;
- зеркальные антенны зонтичного типа;
- гибридные зеркальные антенны с облучателями в виде антенной решетки;
- гибридные зеркальные антенны с АФАР-облучателями (АФАР-ГЗА).

Согласно [1] перспективными вариантами построения антенных устройств являются активные фазированные антенные решетки (в том числе многочастотные АФАР), гибридные сканирующие зеркальные антенны, а также гибридные зеркальные антенны с АФАР-облучателями (АФАР-ГЗА).

Для космического радиолокационного землеобзора принципиально можно использовать часть электромагнитного спектра – радиоволны, которые с малыми потерями проходят через атмосферу. Их длина волны составляет от единиц сантиметров (частоты 10...18 ГГц) до единиц метров (частоты 200...400 МГц). Практически к началу XXI в. освоен частотный диапазон 1200...9500 МГц

(длина волны соответственно от 23 до 3 см), в ближайшей перспективе ожидается расширение освоенного частотного диапазона до 400...14000 МГц (длина волны соответственно от 70 до 2 см).

Наибольшее распространение в ДЗЗ получили локации с синтезированной апертурой (РСА). Для таких локоций линейная разрешающая способность может достигать:

$$\Delta_x = \frac{d_a}{2} \quad [11] \quad (1)$$

Здесь Δ_x – линейная разрешающая способность, d_a – размер физической апертуры антенны.

Положение зоны обзора по дальности определяется ДН антенны в вертикальной (угломестной) плоскости. Дальность обзора РСА определяет угол положения ДН φ_n , отсчитываемый от горизонтальной плоскости (рисунок 1-2): $D_n = R_n \cos \varphi_n$ (без учета кривизны Земли), а полоса обзора $\Delta D_n = \Delta R_n / \cos \varphi_n$.

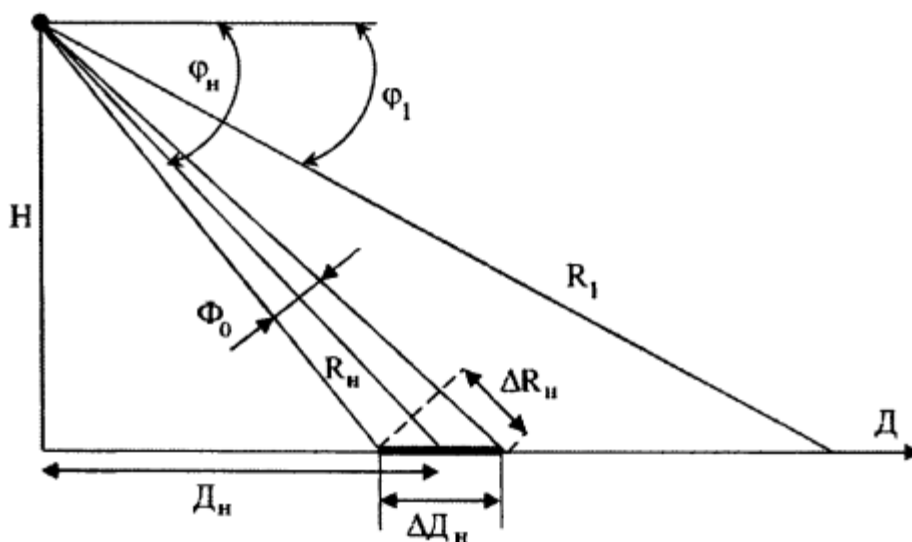


Рисунок 1-2 Ширина полосы обзора по дальности. [12]

Минимальная дальность обзора $D_{\min}$ ограничивается ухудшением разрешения по горизонтальной дальности: $\delta D = \delta r / \cos \varphi_n$ и не бывает меньше высоты полета H . Максимальная ширина зоны обзора по дальности $\Delta D_n = \Phi_0 \Delta R_n / \sin \varphi_n$

определяется шириной ДН в угломестной плоскости Φ_0 . Расширение зоны одновременного обзора ΔL_n возможно за счет использования ДН специальной формы, например типа $G(\varphi) = \operatorname{cosec}^2(\varphi) \cos^{12}(\varphi)$, которая обеспечивает постоянство мощности отраженного сигнала фона при изменении дальности R_n в пределах зоны обзора. [12]

Преодолеть ограничения и добиться разрешения $\Delta_x < d_a/2$ при полосовом обзоре можно с помощью многолучевых антенн, для которых минимальная площадь антенн не зависит от полосы обзора:

$$d_a d_\varphi \geq \frac{4VR_n \sin \theta_n}{f_0 \operatorname{tg} \varphi_n}, [12] \quad (2)$$

где V – скорость движения КА, θ_n – угол максимума ДН в азимутальной плоскости, f_0 – несущая частота зондирующего сигнала. Полоса обзора для многолучевой антенны определяется выражением:

$$\Delta L_n = \frac{cd_a}{4V \cos \varphi_n \sin \varphi_n} [12] \quad (3)$$

Таким образом для увеличения полосы обзора необходимо увеличивать горизонтальный размер антенны.

Для обеспечения синфазного сложения сигналов в процессе синтеза апертуры необходимо, чтобы сигналы были когерентными. Для синфазного сложения требуется точное знание фазы траекторного сигнала.

Обычно в антеннах считается допустимой максимальная ошибка положения точек апертуры относительно заданного порядка $\lambda/8$, что соответствует ошибке фазы $\pi/4$.

Основными источниками ошибок - некогерентности траекторного сигнала - являются фазовые нестабильности приемопередающих модулей, траекторные нестабильности носителя РСА и нестабильности среды распространения элек-

тромагнитной волны. Так, допустимая ошибка в знании траектории перемещения антенны равна нескольким миллиметрам (в сантиметровом диапазоне электромагнитной волны). Это требует специальных мер компенсации этих ошибок с помощью систем микронавигации и алгоритмов автофокусировки. [12]

1.1.4 Анализ требований, предъявляемых к многозвенным конструкциям

Основные требования, предъявляемые к МК можно разделить на следующие категории:

- назначение;
- требования по стойкости к ВВФ;
- требования по обеспечению совместимости с ботовыми системами КА;
- конструктивные требования;
- требования надежности;
- специальные требования;
- прочие требования, в том числе по технологичности, стандартизации, унификации и т.д.

Требования назначения являются наиболее важными, в них задается то, для чего МК вообще создается. К этим требованиям можно также отнести требования по обеспечению заданных геометрических характеристик для ПМК.

В требованиях по стойкости к ВВФ указывается в каких условиях будет производиться эксплуатация МК в составе КА. Данные требования зависят от параметров орбиты КА, его компоновки, типа системы отделения, наличия или отсутствия системы терморегулирования (СТР) КА, а также размещения МК на КА.

Требования по стойкости к ВВФ подразделяются на:

- стойкость к статическим перегрузкам;

- стойкость к динамическим перегрузкам;
- стойкость к акустическому давлению;
- стойкость к ударным воздействиям;
- стойкость к воздействию ионизирующего излучения космического пространства;
- стойкость к воздействию повышенной и пониженной температур;
- стойкость к воздействию пониженного давления;
- стойкость к транспортированию различными видами транспорта;
- стойкость к воздействию резкого изменения давления (при аварийной разгерметизации в случае авиационного транспортирования).

Статические перегрузки определяются типом ракеты-носителя (РН) и разгонного блока (РБ). При учете воздействия статических перегрузок принято использовать коэффициент безопасности.

Динамические перегрузки обусловлены работой системы ориентации РН и характеризуются ускорениями в низкочастотной области до 40 Гц. Акустические воздействия характеризуются большими ускорениями в высокочастотной области до 2 кГц. Ударные воздействия обусловлены работой систем отделения ступеней РН, КА, а также зачековками МК.

Ионизирующее излучение космического пространства связано с воздействием электронного и протонного излучений естественных радиационных поясов Земли, солнечных и галактических космических лучей.

Воздействие повышенной и пониженной температур обусловлено внешней тепловой и солнечной обстановкой, а также работой СТР. Кроме того данные требования связаны с условиями хранения, транспортирования и эксплуатации в наземных условиях. Стойкость к пониженному давлению связана с воздействием вакуума в процессе эксплуатации на орбите.

Требования по транспортированию подтверждаются по специальным методикам при воздействии большого числа ударов в условиях штатного закрепления в упаковке или на КА.

Конструктивные требования в основном определяются типом и компоновкой КА. В этом разделе указывают требования по габаритам, массе, присоединительным размерам и т.д.

Требования по надежности обычно задаются в виде вероятности безотказной работы (ВБР) при условии задания критериев отказа. В данных требованиях также указывают ресурс работы МК, связанный как с количеством циклов раскрытия, так и со сроком активного существования (САС) КА.

В специальных требованиях указывают те требования, которые не подходят ни под одну из указанных категорий, но требующих обязательного выполнения. Например, требования по электропроводности или немагнитности МК.

Для ПМК, применяемых в качестве несущей конструкции антенн бортовых радиолокаторов, предъявляется ряд специфических требований. Одним из самых важных требований является обеспечение точности расположения точек реальной апертуры антенны, а также сохранности в процессе всего срока активного существования КА.

Для антенных решеток требования выливаются в обеспечение плоскостности антенного полотна в пределах $\lambda/8$. Допустимые погрешности для радиолокаторов разного диапазона указаны в таблице 1-1.

Таблица 1-1 Допустимые погрешности физической апертуры

Название диапазона	Диапазон частот согласно классификации IEEE, ГГц	Длина волны λ , мм	Допустимая погрешность реальной апертуры, мм
<i>L</i>	1,0	300	37,5

	2,0	150	18,7
<i>S</i>	2,0	150	18,7
	4,0	74,9	9,4
<i>C</i>	4,0	74,9	9,4
	7,0	42,8	5,3
<i>X</i>	7,0	42,8	5,3
	10,7	28,0	3,5
<i>Ku</i>	10,7	28,0	3,5
	18,0	16,7	2,1

Для обеспечения широкой полосы захвата радиолокаторов их антенны имеют большие размеры – от нескольких метров, до нескольких десятков метров. Например у японского КА Jers-1, запущенного в 1992 году размеры физической апертуры радиолокатора с синтезированной апертурой составляли 11,9x2,5 м, при этом ширина полосы обзора составляла 75 км [13].

На канадском КА RADARSAT-2, запущенном в 2007 году, был установлен радиолокатор с размерами апертуры 15x1,5 м [14], [1].

В 1987 году был осуществлен запуск КА «Космос-1870» в составе которого присутствовал радиолокатор с синтезированной апертурой (РСА) «Меч-К» Разработку РСА вел МНИИП, НПО «Вега», ныне ОАО «Концерн «Вега».

На КА было установлено две антенны по правому и левому бортам. Каждая из антенн размерами 15×1,5 м состояла из трех секций с центральной запиткой для формирования стоячей волны. Перед пуском секции складывались в пакет на малом диаметре. [1]

В 2009 году успешно выведен на орбиту КА «Метеор-М» №1 разработки ФГУП НПО ВНИИЭМ, ныне ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ», в состав которого входил бортовой радиолокационный комплекс «Северянин-М» с РСА размерами 13x0,3 м, состоящий из 7 секций. [15]

В 2014 был запущен КА «Метеор-М» №2 с существенно доработанной и модернизированной антенной.

1.1.5 Факторы, влияющие на точность ПМК

На конечную точность ПМК оказывают влияние как внутренние факторы (особенности конструкции ПМК), так и внешние факторы (возмущающие воздействия), кроме того, оказывают влияние также и факторы, связанные с изготовлением и отработкой ПМК. Основные факторы, влияющие на точность ПМК, этапы создания, на которых принимаются решения по учету факторов, а также способы обеспечения точности приведены в таблице 1-2.

Таблица 1-2 Факторы влияющие на точность ПМК

Наименование фактора	Когда определяется	Чем обеспечивается точность
Динамическая стабилизация КА	Предварительное моделирование	Параметрами системы ориентации, выбором жесткости ПМК
Конструктивные люфты ПМК	Этап синтеза	Конструктивными особенностями составных частей ПМК, наличием люфтовыбирателей
Тепловое воздействие	Разработка составляющих элементов ПМК	Выбором материалов, покрытий и элементов терморегулирования, конструктивной развязкой АУ и ПМК, ПМК и КА
Динамические воздействия в процессе раскрытия ПМК	Моделирование раскрытия, уточненное моделирование	Выбором схемы раскрытия, установкой демпферов
Динамические и статические воздействия на этапе выведения	Этап разработки РД	Конструкцией ПМК и зачекочки

Погрешности изготовления и сборки ПМК	Этап разработки РД, изготовление	Конструкцией, технологией, схемой сборки
Погрешности измерений	Этап разработки РД, изготовление, отработка	Выбором средств и методиками измерений

1.2 Структура и кинематические схемы многозвенных конструкций КА

В представленной работе рассмотрены наиболее часто встречающиеся варианты кинематических схем – открытого и замкнутого типа.

1.2.1 Обобщенная классификация

Конструктивные схемы МК можно классифицировать следующим образом (рисунок 1-3).

Конструктивные схемы ПМК, как правило, бывают либо с открытой кинематической схемой, либо с замкнутой. Теоретически ПМК без кинематической схемы возможны, но на практике не применялись и в данном исследовании рассмотрены не будут.

Каждая многозвенная конструкция состоит из элементов, которые можно разделить на четыре категории:

1. Механизмы раскрытия
2. Конструктивные элементы
3. Информационные устройства (датчики)
4. Система управления

В зависимости от типа приводного механизма и информационных устройств для работы МК может потребоваться система управления. Для удержания МК в транспортном положении необходимо устройства зачеховки, которое обычно не включают в состав МК.

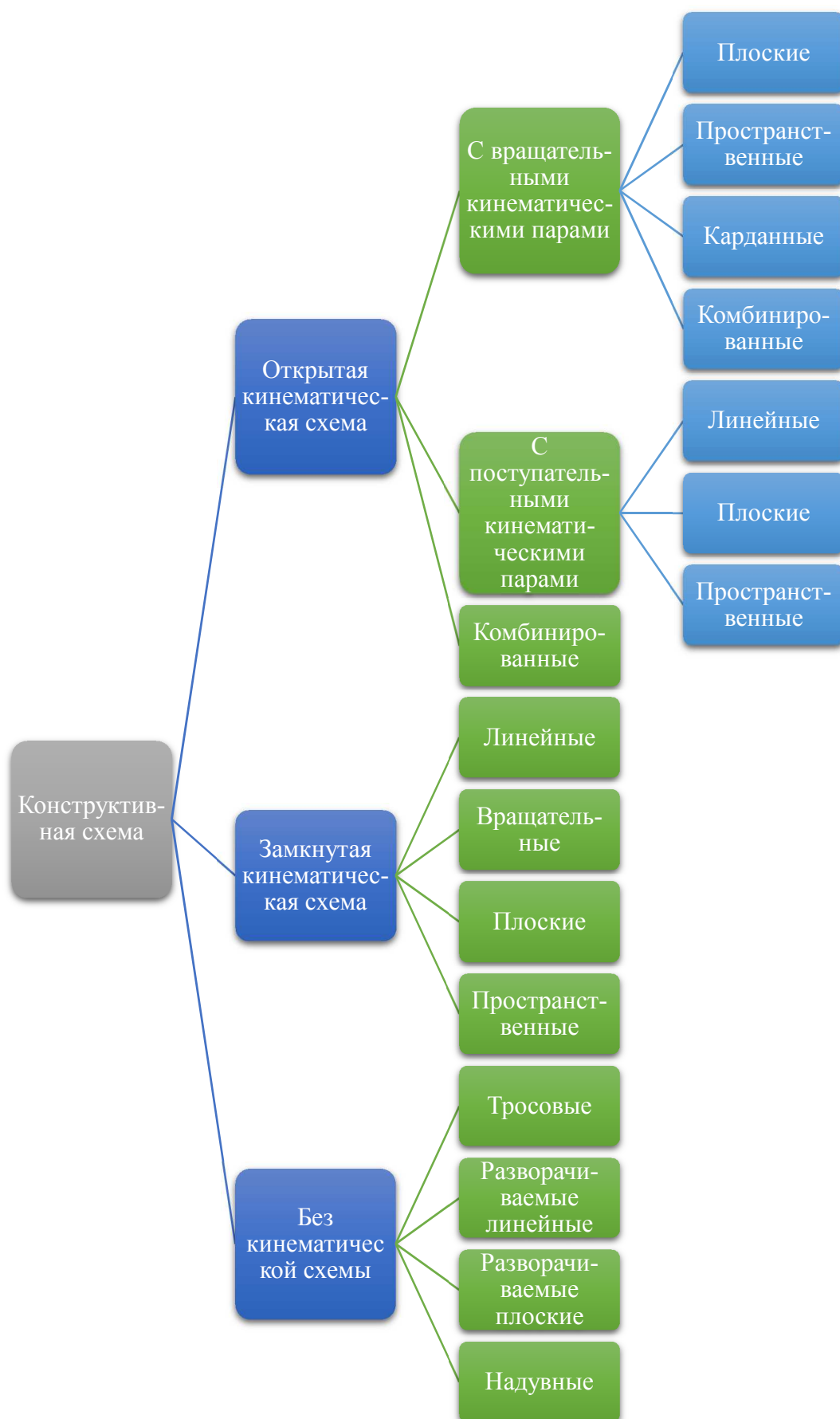


Рисунок 1-3 Классификация конструктивных схем

1.2.2 ПМК открытого типа

ПМК данного типа наиболее часто встречаются в космической технике, например, каркасы солнечных батарей, различные антенны, штанги и т.д. ПМК открытого типа характеризуются открытой (незамкнутой) кинематической схемой, т.е. схемой имеющим звенья, входящие только в одну кинематическую пару и не образующие замкнутых контуров [16].

ПМК открытого типа могут содержать как только вращательные, только поступательные, так и поступательные и вращательные кинематические пары. В качестве ПМК с только вращательными парами наибольшее распространение получили шарнирно складываемые штанги. Данная конструкция состоит из набора жестких стержней, шарнирно связанных друг с другом. ПМК данного типа в процессе разложения осуществляют либо вращательное движение, либо плоско-параллельное, либо пространственное движение.

ПМК открытого типа с вращательными кинематическими парами отличаются простотой конструкции, высокой надежностью, при малом количестве звеньев, небольшими габаритами в транспортном положении, малой трудоемкостью разработки, изготовления и средней трудоёмкостью отработки.

Другой разновидностью ПМК открытого типа являются конструкции, состоящие только из поступательных кинематических пар – телескопические штанги. Подобные конструкции отличаются более сложной реализацией т.к. осуществление вращательного движения всегда является более простой задачей, чем поступательного.

Применение телескопических штанг обосновано в тех случаях, когда необходимо иметь минимальные габариты в транспортном положении и одновременно осуществлять движение по протяженной траектории. Подобные конструкции обладают меньшей точностью, более трудоемки в проектировании чем шарнирно складываемые штанги, но при изготовлении и при наземной отработке более просты.

1.2.3 ПМК замкнутого типа

ПМК замкнутого типа обладают замкнутой кинематической схемой, т.е. звенья которых входят не менее чем в две кинематические пары [16]. ПМК замкнутого типа бывают линейные, вращательные, плоские и пространственные.

Линейные замкнутые ПМК осуществляют перемещение вдоль линии. К таким ПМК относят пантографы. Такие ПМК нашли применение в системах разложения солнечных батарей, рефлекторов различных антенн и других конструкций, состоящих из большого числа элементов, для которых применение шарнирно разворачиваемых штанг нецелесообразно. Пантографа характеризуются высокой динамикой раскрытия и большими нагрузками в шарнирах и приводе раскрытия, позволяют также обеспечить большую, по сравнению с плоской конструкцией жесткость. Однако пантографы предъявляют дополнительные требования для обеспечения собираемости ПМК.

Еще одной разновидностью линейных ПМК замкнутого типа является скручивающиеся и шарнирно разворачиваемые мачты, представляющие собой в разложенном положении ферменную конструкцию. Такие ПМК применяются в качестве поддерживающей конструкции для тяжелых крупногабаритных космических сооружений.

Вращательные замкнутые ПМК осуществляют вращательное движение. Обычно применяются для поворота в рабочее положение крупногабаритных приборов. Подобные конструкции обладают высокой жесткостью и несущей способностью.

1.3 Критерии оценки ПМК КА ДЗЗ

В соответствии с [17], все параметры технического объекта можно поделить на две группы по зависимости их от окружающей среды:

- показателями технического уровня. К ним относят показатели массовые, геометрические, компоновочные. Они не зависят от окружающей среды.
- квалитетические параметры (квалитет – качество) или основные характеристики. К ним относят показатели производительности, долговечности, надежности, эксплуатабельности, управляемости, стоимости и др. Эти показатели зависят от окружающей среды

Критерии развития – это те параметры технического объекта, которые на протяжении длительного времени монотонно изменяются, приближаясь к своему пределу, и выступают мерой совершенства и прогрессивности. Классификация критериев развития по [17] представлена на рисунке 1-4.



Рисунок 1-4 Схема классификации критериев развития [17]

Для ПМК свойственны несколько иные критерии оценки (см. рисунок 1-5).

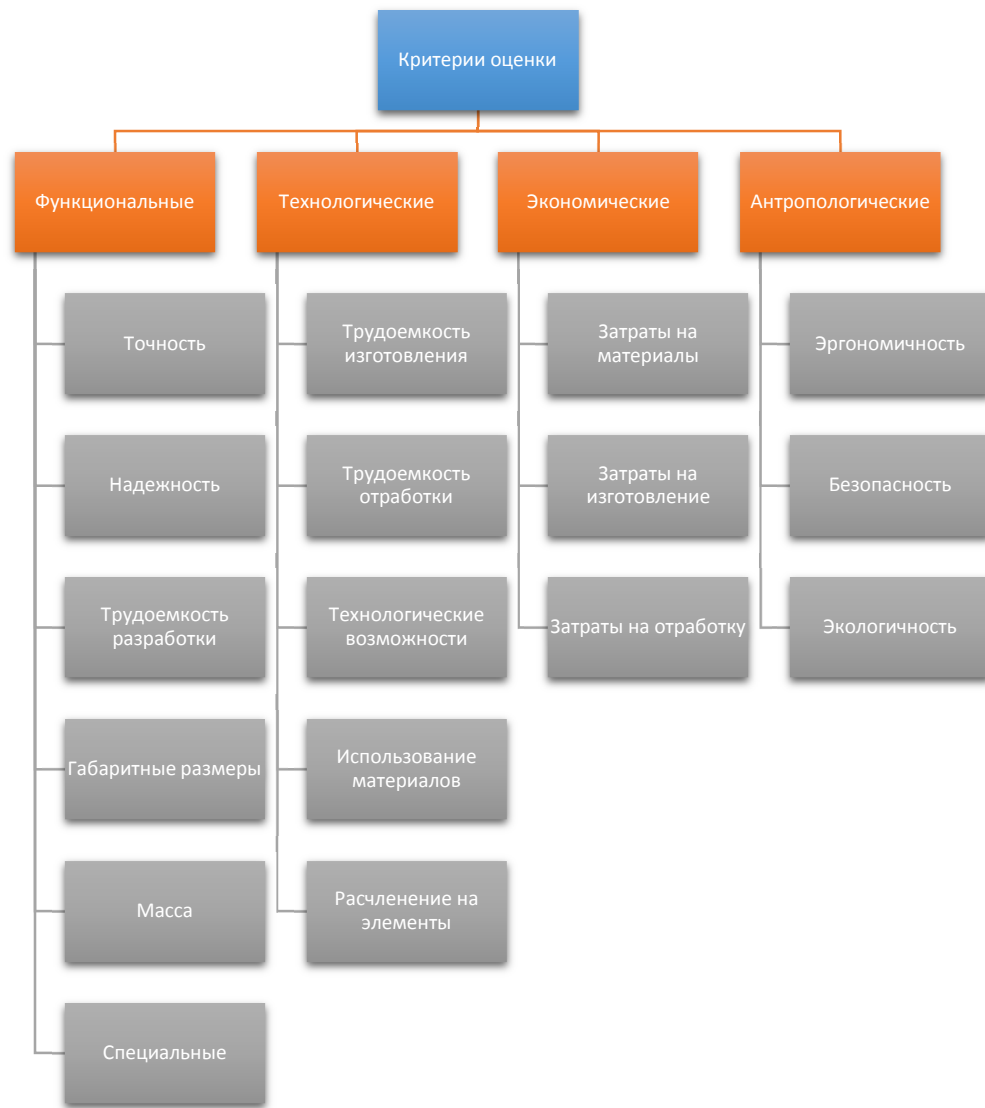


Рисунок 1-5 Критерии оценки ПМК

Перед выбором конструктивной схемы ПМК важно определиться с основными критериями оценки ПМК. В качестве основных, для удобства сравнения, следует выбрать два-три критерия. Все остальные или некоторое количество оставшихся следует записать во второстепенные критерии.

В дальнейшем для каждого варианта ПМК необходимо давать оценку по основным и второстепенным критериям. Для наглядности удобно записать результаты оценки в таблицу, где по вертикали будут расписаны критерии, а по горизонтали представленные варианты.

Более детальную оценку можно проводить путем учета специфики каждого критерия как, например, в [17], [18] и т.д.

1.4 Обзор современных методов проектирования

Практически любой процесс проектирования является итерационной работой [19], где на каждой итерации происходит уточнение или изменение конструктивного облика разрабатываемого изделия.

При проектировании КА и его составных частей, в том числе ПМК, в настоящее время широко используют системы автоматизированного проектирования (САПР). Опыт применения современных САПР при разработке КА серии «Метеор-М» приведен в [20].

При проектировании в соответствии с [21] следует руководствоваться следующими основными принципами:

- 1) проектирование должно осуществляться как поэтапный и итерационный процесс со все возрастающим объемом используемой информации при переходе от этапа к этапу и с возрастающей степенью детализации информации. Логическая цепь проектных работ начинается от предварительного выбора основных проектных параметров с использованием статистических исходных данных по массово-энергетическим и прочим характеристикам прототипов или аналогов. Далее выполняются проектно-конструкторские проработки по уточнению основных проектных параметров с учетом компоновочной и конструктивно-силовой схем в конкретных условиях применения. Следующий этап работ связан с уточнением исходных характеристик и корректировкой совокупности основных характеристик ЛА с большей степенью детализации в части согласования характеристик отдельных бортовых и наземных систем и агрегатов и рационального распределения функций между ними. После корректировки вновь могут понадобиться проектно-конструкторские проработки по уточнению исходных характеристик и распределению функций между бортовыми и наземными системами.

- 2) Проектирование должно базироваться на объективном отражении физических связей отдельных частей и их взаимодействия в процессе эксплуатации.

3) Степень детализации проектно-конструкторских работ должна согласовываться с требованиями к рассматриваемому этапу проектирования.

4) Проектно-конструкторские разработки ЛА должны быть обусловлены основным функциональным назначением. Выполнение побочных функций следует обеспечить усложнением наземных средств, а конструкция ЛА должна быть облегчена до уровня, обеспечивающего функционирование только в летных ситуациях.

5) Выбранные компоновочные и конструктивно-силовые схемные решения должны сводить массу несущих элементов к минимуму.

1.4.1 Краткий обзор методов оптимального проектирования

Проектирование конструктивно-силовых схем представляет собой задачу структурно-параметрического синтеза, включающую синтез схемного решения и определение оптимальных параметров элементов схемы, а также является неотъемлемой частью общего процесса компоновки. Ее решение должно быть получено уже на ранних этапах, до начала крупномасштабной разработки конструкции, поскольку именно на этой стадии принимается большинство конструктивно-технологических решений. [22]

Методы проектирования связаны с задачами оптимизации, т.е. принятия оптимального решения. Для решения задач производства в пространстве или времени применяют методы динамического программирования. В тех случаях, когда необходимо принимать решение в условиях неопределенности, применяются методы теории игр. [18]

Одним из путей предсказания поведения проектируемых систем является путь создания математических моделей и последующего проведения исследования систем на этих моделях. Построение или проектирование систем, удовлетворяющих заранее заданным свойствам, можно осуществить, когда имеются управляющие переменные, при помощи которых можно влиять на поведение проектируемой системы.

Интенсивное развитие техники и в частности ракетно-космической, а также появление быстродействующих ЭВМ послужило мощным толчком для развития новых идей и методов оптимизации – математического программирования

В общем случае задачи математического программирования формулируются следующим образом. Необходимо найти экстремум функции качества

$$G(\vec{a}) \rightarrow \text{extr}, \vec{a} \in A^m, [23] \quad (4)$$

где область $\vec{a} \in A^m$ задается системой из m неравенств произвольного типа:

$$h_i(\vec{a}) \geq 0, i=1...m [23] \quad (5)$$

Регулярных методов решения задач математического программирования не имеется. Все методы являются численными методами решения экстремальных задач.

Одновременно с развитием методов математического программирования успешно развивается теория оптимального управления – теория определения экстремумов функционалов. Главным достоинством этой теории является расширение класса функций, среди которых отыскивается решение оптимизационной задачи (кусочно-непрерывные, ограниченные функции с конечным числом точек разрыва первого рода) и возможность учета различного рода ограничений в виде неравенства на управление и фазовые переменные процесса.

Необходимые условия в форме принципа максимума Л. С. Понтрягина сводят решение задачи оптимизации функционала к решению теоретически известных проблем – максимизации некоторой специальной функции конечного числа переменных – функции H совместно с решением краевой задачи для систем дифференциальных уравнений, описывающих процесс.

Итерационные методы поиска решения более универсальны. Они представляют собой методы последовательного улучшения решения в смысле некоторой меры. Так в задачах приближенного построения оптимального управления

такой мерой служит минимизируемый функционал. Чем меньше его значение, тем лучше управление и тем ближе оно к оптимальному. К итерационным (численным) методам относятся методы регулярного (детерминированного) и случайного поиска.

Первая группа методов рассматривает поиск как вполне регулярный процесс сбора и переработки информации. Наиболее распространенными методами являются метод градиентные методы.

Для второй группы методов поиск имеет случайный характер. Направление шага, а иногда и величина его определяется случайным образом. Метод является прямым развитием известного метода проб и ошибок, когда решение ищется случайно, и при удаче принимается, а при неудаче отвергается с тем, чтобы немедленно обратиться к случайности как источнику возможного. Такое “случайное” поведение разумно опирается на уверенность, что случайность содержит в себе все возможности, в том числе и искомое решение.

Знание предельных возможностей проектируемой системы является очень важным. Но это позволяет проектировать только односторонне хорошие системы, оптимальные с точки зрения выбранного критерия.

На практике при проектировании любой технической системы (в том числе и сложных механических систем) обычно добиваются не одной, а нескольких целей. Характеристики системы определяются многими критериями, причем существенными и несравнимыми. Поэтому проектирование системы, определение её структуры проектных параметров по своей сути является многокритериальной задачей, т. е. задачей, которая решается с учетом всей совокупности критериев системы, характеризующих её с различных сторон. При решении такой задачи неизбежно столкновение с основной трудностью многокритериальных задач – трудностью “векторной оптимизации”. [23]

В соответствии с [18] процесс проектирования можно представить в виде обобщенной схемы (рисунок 1-6).

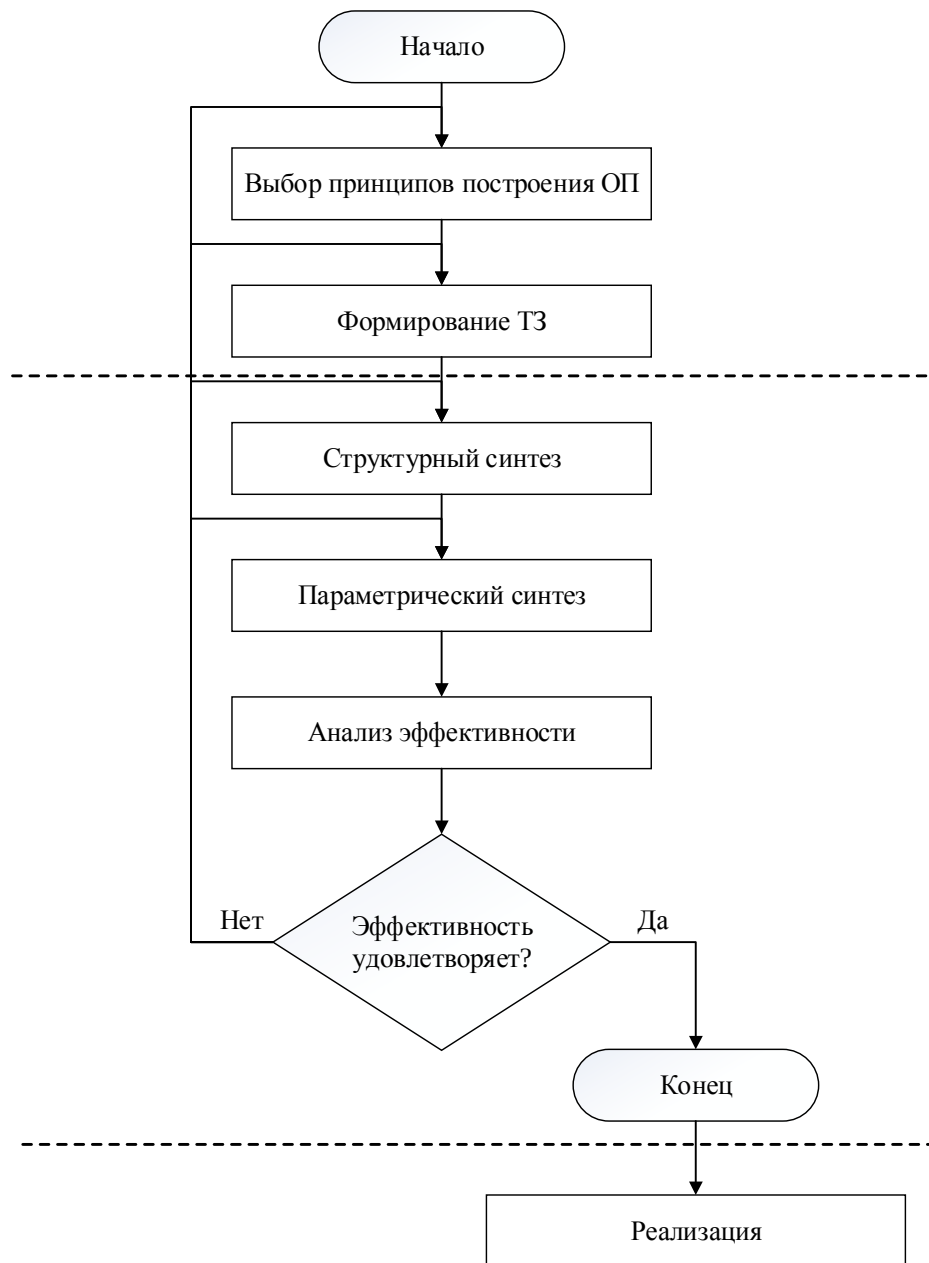


Рисунок 1-6 – Обобщенная блок-схема процесса проектирования [18]

Процесс внутреннего проектирования включает в себя:

- структурный синтез, который состоит в определении перечня типов компонентов объекта проектирования (ОП) и способа их связи между собой; поиск наилучшей структуры, схемы, а затем и соответствующей им математической модели в рамках выбранного принципа действия;
- параметрический синтез, который заключается в определении числовых значений параметров (допусков на параметры) элементов в

рамках заданной структуры, и условий работоспособности на выходные характеристики ОП. Полученные проектные решения оцениваются с использованием проектных процедур анализа, на основе которых принимается решение о выходе из итерационного процесса или перепроектирования (возможно изменение принципов действия и самого ТЗ).

Объект проектирования задается множеством элементов и некоторым множеством операций над элементами. Возникают следующие задачи оптимального выбора.

1. Выбор множества элементов, удовлетворяющих принципу построения ОП и требованиям ТЗ.
2. Выбор типа элементов (исходя из их наилучшего сочетания).
3. Выбор формы взаимодействия элементов в ОП (исходя из наличия связей, различной физической природы между элементами).

Возможные пути решения этих задач:

- полный перебор (учитывая трудоемкость оценки эффективности перебора всех комбинаций сочетания элементов) – неприемлем;
- сокращенный перебор (используются методы случайного поиска, однако, здесь неясно когда остановится, поскольку случайный поиск неуправляем);
- экспертные оценки.

Один из вариантов этого подхода состоит в следующем. Применяют обход древовидных структур вида И-ИЛИ деревьев и обработке морфологических таблиц (таблицы 1-3 и 1-4).

Таблица 1-3 – Морфологическая таблица И-ИЛИ [18]

И	ИЛИ			
	Упругий элемент	Торсион	Пружина	...

	Демпфирующий элемент	Гидравлический	Фрикционный	...
	...	...		

Эксперт назначает коэффициенты предпочтения в табл. 1.2.

Таблица 1-4 – Морфологическая таблица коэффициентов предпочтения [18]

	K_1	K_2	...
K_1	K_{11}	K_{12}	...
K_2	K_{21}	K_{22}	...
...	...	...	...

Далее, производится полный перебор по первым двум строкам таблицы и выбор оптимального сочетания, например $K_{11}K_{23}$. Этот вариант комбинируется с максимальным коэффициентом из следующей строки и т. д.: формальный подход, учитывающий комбинаторный характер структурного синтеза.

Результат достигается на основе использования методов дискретной оптимизации, которые предполагают, что варьируемые компоненты структуры заданы на дискретном множестве.

Применение методов дискретного программирования связано с высокой вычислительной сложностью переборных задач. Получение точного решения неэффективно, так как трудоёмкость поиска экспоненциально растёт с размерностью (поэтому применяют приближенные алгоритмы).

К задачам параметрической оптимизации относятся следующие основные задачи:

- определение оптимальных значений параметров;
- назначение оптимальных допусков на параметры по математической модели и заданным ограничениям на показатели качества;
- параметрическая идентификация (уточнение параметров в модели блока объекта проектирования на основе данных испытания). [18]

Еще одним методом оптимизации является метод на основе анализа реально существующих аналогов, подробно описанный в [24]. По этому методу процесс решения оптимизационной задачи разделяется на три этапа:

1. поиск множества рациональных необходимых значений рассматриваемого перечня характеристик с использованием предварительной статистической информации;
2. оценка располагаемых величин характеристик каждого варианта;
3. сравнительная оценка вариантов исходного множества по степени располагаемых величин характеристик их требуемым значениям.

Типичный алгоритм решения задачи оптимизации описанным методом представлен на рисунке 1-7



Рисунок 1-7 Схема процесса выбора рационального построения изделия [24]

Данный метод подходит для тех случаев, когда имеется достаточно большое количество аналогов и может быть применен на любой стадии создания изделия.

1.4.2 Обзор методов проектирования трансформируемых конструкций

Гутовский И.Е. в своей диссертационной работе рассматривал метод решения основных задач проектирования раскрывающихся конструкций КА. В соответствии с [2] процесс проектирования включает 15 основных этапов:

- 1) Создание конструктивно-компоновочной схемы
- 2) Создание конструкторской модели и модели для расчета общей статической прочности, определения частот, форм колебаний и т.д.
- 3) Проведение расчетов.
- 4) Анализ результатов расчетов.
- 5) Цикл коррекции КД, назначение управляемых переменных в модели и расчеты.
- 6) Ввод граничных условий в модель для расчета для расчета динамических параметров при раскрытии.
- 7) Расчет динамических параметров при раскрытии.
- 8) Анализ результатов расчета.
- 9) Цикл коррекции КД, значений управляемых переменных в модели и расчеты.
- 10) Проектирование испытательной оснастки и изменение структуры модели для имитации условий наземных экспериментов.
- 11) Изготовление опытного образца конструкции и испытательной оснастки.
- 12) Проведение наземных экспериментов.
- 13) Анализ результатов экспериментов.
- 14) Цикл коррекции КД, параметров модели и расчеты.
- 15) Расчет динамики движения КА с РК в рабочем положении под действием внешних и внутренних силовых воздействий на орбите.

Приведенный в [2] подход не учитывает влияние различных внешних и внутренних факторов на конечную точность раскрываемой конструкции. Из работы Гутовского также не следует как будет влиять наземный стенд обезвешивания на точность раскрываемой конструкции. При моделировании поведения трансформируемой конструкции в рабочем положении и в процессе раскрытия используется только одна расчетная модель, что не является рациональным т.к. при этих задачах требуются модели разной степени детализации.

1.5 Постановка научной задачи исследования

С целью повышения эффективности создания ПМК на основе анализа характеристик многозвенных конструкций, используемых в КА ДЗЗ, а также существующих методов их проектирования разработать алгоритм и методический аппарат (математические модели и способы их реализации), обеспечивающие проектирование ПМК КА ДЗЗ в соответствии с заданными техническими требованиями.

Выводы к первой главе

1. Наиболее рациональным применением ПМК в космической технике является использование в качестве силовой конструкции для раскрытия крупногабаритных антенн бортовых радиолокаторов КА ДЗЗ. Дальнейшее рассмотрение ПМК следует вести применительно к крупногабаритным антеннам бортовых радиолокаторов.
2. В результате проведенного анализа требований к ПМК выявлено, что главным требованием к ПМК является требование по точности расположения точек реальной апертуры антенного устройства (АУ), причем это требование зависит от длины волны АУ.
3. Имеющиеся алгоритмы проектирования носят весьма общий характер и не учитывают специфику ПМК. Имеющиеся в настоящее время стандарты регламентируют только саму процедуру разработки изделия.

ГЛАВА 2 РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА СОЗДАНИЯ ПРЕЦИЗИОННЫХ МНОГОЗВЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

В настоящее время отсутствуют конкретные алгоритмы и рекомендации по проектированию и отработке ПМК. Ряд организаций (в том числе ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ», концерн «Вега» и др.) занимались разработкой ПМК для различных КА. ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ» разработало ПМК для бортовых радиолокаторов для КА «Метеор-М» №1 и №2 [25], которые наиболее близко подходят под введенное определение ПМК. Для разработки алгоритма создания ПМК необходимо рассмотреть всю процедуру и особенности создания ПМК для вышеуказанных КА.

2.1 Создание силовой рамы ВЦА БРЛК для КА «Метеор-М» №1.

2.1.1 Описание СР ВЦА БРЛК

Силовая рама ВЦА БРЛК на КА «Метеор-М» №1 конструктивно состоит из семи секций. Каждая длиной около 2-х метров. Четвертая секция (корневая) неподвижно закреплена на шпангоутах гермокорпуса. Остальные шесть секций сложены в два пакета по три секции и зачекованы на корпусе. [26]

Раскрытие силовой рамы производится с помощью тросового механизма. Трос, одним концом неподвижно закрепленный на крайних секциях (первый и седьмой ложементы), проходит через шкивы на ложементах, делая один оборот вокруг каждого шкива. Вторым концом закреплён на шкиве привода. Вращаясь, привод натягивает трос, тем самым осуществляя раскрытие конструкции одного из крыльев. Каждое крыло раскрывается своим собственным приводом. Шкивы в шарнирах могут свободно вращаться вокруг собственной оси и не передают момент на ложементы. Схема конструкции приведена на рисунке 2-1.

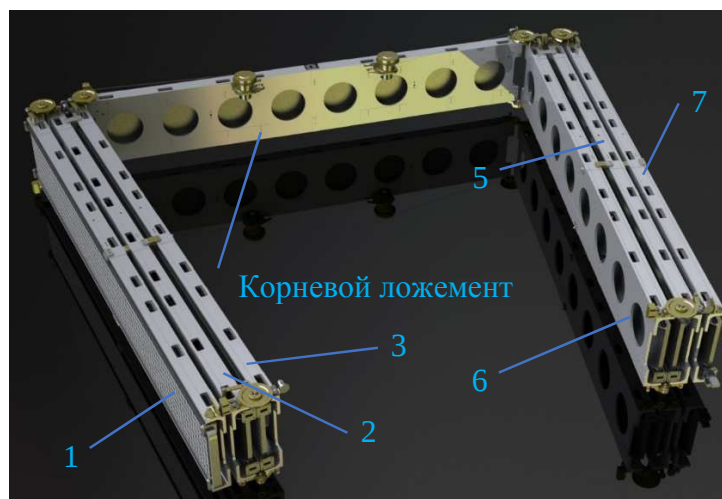


Рисунок 2-1 Схема СР ВЦА БРЛК на КА «Метеор-М» №1

При раскрытии силовой рамы ложементы 1, 2, 6, 7 поворачиваются в шарнирах на угол 180° , ложементы 3 и 5 – на угол 101° . Диаметр шкивов в шарнирах и на приводе одинаковый. Таким образом, при раскрытии шкив привода поворачивается на 1,25 оборота. Чтобы трос не соскакивал со шкивов, трос прижимается механизмом прижима в каждом шарнире. Для исключения провисания троса, а также для выдачи первоначального импульса на раскрытие в приводе предусмотрен механизм доворота на основе спиральной пружины.

Фиксация ложементов в раскрытом положении производится с помощью механических магнитных упоров, которые определяют плоскостность всей силовой рамы.

2.1.2 Проектирование и конструкция

Конструктивно излучающее полотно локатора представляет собой волноводно-щелевую антенну длиной 13,3 метров и шириной 0,25 метра, разделенную на 7 секций по 2 метра. Секции антенного полотна устанавливаются на несущую конструкцию – силовую раму (СР), объединяющие их в единое устройство.

Основными техническими требованиями на силовую раму являются:

- Силовая рама должна складываться, чтобы обеспечить компоновку КА под обтекателем.

- Конструкция силовой рамы должна выдерживать нагрузки, возникающие на этапе выведения (статические, динамические, акустические и т.д.).
- Система раскрытия силовой рамы должна обеспечивать раскрытие в условиях открытого космоса, а также фиксацию в раскрытом положении.
- Отклонение от плоскостности посадочных мест силовой рамы под антенные полотна на всей длине должно быть не более 4 мм при штатной эксплуатации во всех режимах работы.

Исходя из компоновки под обтекателем, целесообразно принять конструктивную схему СР из семи отдельных шарнирно соединенных между собой секций, на каждой из которых размещается секция антенного полотна. При этом центральная секция неподвижно закреплена на корпусе КА.

Наиболее простым способом раскрытия является раскрытие с помощью пружин, размещаемых в каждой из шести осей. Подобная конструкция многократно отработана и применяется для солнечных батарей. Преимуществами подобной схемы является простота исполнения и надежность.

Одним из недостатков данной схемы являются удары, возникающие во время раскрытия, которые могут повлиять на геометрические параметры силовой рамы, а, следовательно, негативно сказаться на работе всей антенны. В этом варианте необходимо значительно усиливать шарниры и ставить демпфирующие устройства. При этом, при всей простоте и надежности конструкция получается достаточно громоздкой.

Другим вариантом является использование электромеханических приводов в каждой из шести осей. Преимуществом данной схемы раскрытия является возможность независимого управления каждым звеном с регулируемой скоростью. При этом звено можно как раскрывать, так и складывать. При установке

датчиков положения в каждом приводе можно с высокой точностью контролировать углы раскрытия всех звеньев СР.

Недостатками подобной схемы являются:

- Необходимость создания системы управления шестью приводами, что снижает надежность.
- Требуется наличие шести цепей питания, что повлечет за собой усложнение электромонтажа.
- Высокая стоимость.
- Отсутствие на момент проектирования доступных компактных электроприводов, разрешенных к применению в условиях открытого космоса.
- Необходимость создания наземного испытательного оборудования для управления приводами при наземной отработке.

Еще один вариант это применение одиночного привода для раскрытия каждого крыла силовой рамы. При этом раскрытие осуществляется при помощи механизма с гибкой связью. Применение механизма раскрытия с жесткой связью будет достаточно громоздким и трудно реализуемым.

В данной схеме всего два привода (по одному на каждое крыло), что уменьшает сложность системы и ее стоимость. Благодаря этому увеличивается надежность.

Недостатками схемы по сравнению со схемой с шестью приводами можно считать невозможность управления отдельными звеньями в процессе раскрытия и отсутствие информации об их точном угле поворота.

По результатам сравнительного анализа вариантов системы раскрытия был выбран последний вариант, как наиболее надежный и легко реализуемый.

Силовая рама ВЦА БРЛК на КА «Метеор-М» №1 конструктивно состоит из семи секций (ложементов), длина каждой около двух метров. Четвертая секция (корневая) неподвижно закреплена на шпангоутах гермокорпуса. Остальные шесть секций сложены в два пакета по три секции и зачекованы на корпусе КА.

Ложемент СР выполнен из стандартного профиля (швеллера) из АМгб и имеет точные поверхности для крепления полотен и контроля отклонения от плоскостности. Для обеспечения стабильности геометрии ложемента при штатной эксплуатации, а также равномерного теплового потока внутри ложемента толщины полок и стенки швеллера выбраны одинаковыми.

Раскрытие силовой рамы производится с помощью тросового механизма. Трос, одним концом неподвижно закрепленный на крайних секциях (первый и седьмой ложементы), проходит через шкивы на ложементах, делая один оборот вокруг каждого шкива (для исключения проскальзывания в шкивах). Второй конец закреплен на шкиве привода. Вращаясь, привод натягивает трос, тем самым осуществляя раскрытие конструкции одного из крыльев. Каждое крыло раскрывается своим собственным приводом. Шкивы в шарнирах могут свободно вращаться вокруг собственной оси и не передают вращающий момент на ложементы. Схема конструкции приведена на рисунке 2-2.

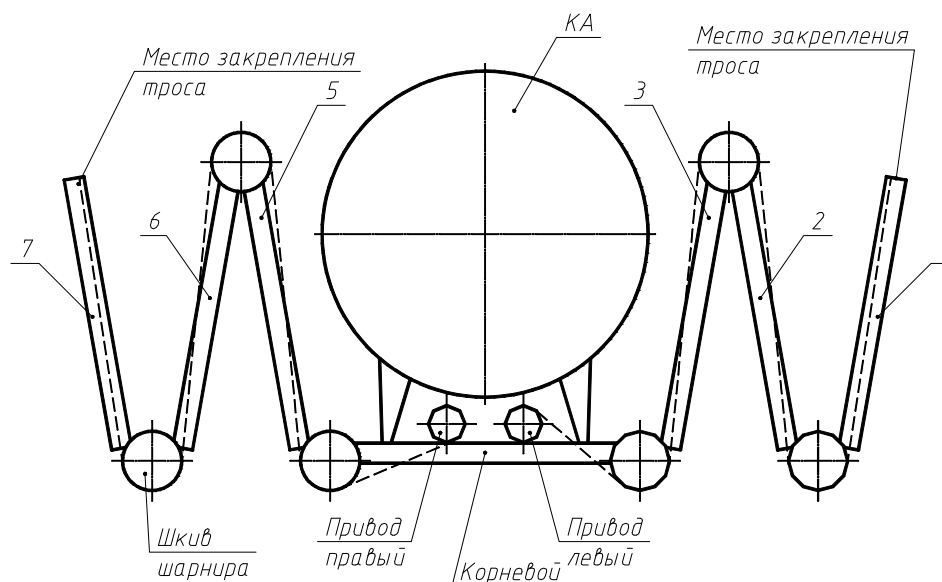


Рисунок 2-2 Схема СР ВЦА БРЛК в процессе раскрытия

При раскрытии силовой рамы ложементы 1, 2, 6, 7 поворачиваются в шарнирах на угол 180° , ложементы 3 и 5 – на угол 101° . Диаметр шкивов в шарнирах и на приводе одинаковый. Таким образом, при раскрытии шкив привода поворачивается на 1,25 оборота. Соскальзывание троса предотвращается пружинными прижимными механизмами, установленными на шкивах в каждом шарнире.

Для исключения провисания троса и возможности его зацепления за элементы конструкции СР трос необходимо постоянно держать в натянутом положении. Для этой цели на выходном валу привода установлен механизм натяжения троса на основе спиральной пружины. Выбор спиральной пружины обусловлен тем, что ее характеристика достаточно пологая, т.е. сила пружины в малой степени зависит от количества оборотов, на которые пружина закручена.

Минимальное количество оборотов, на которое должна быть заведена пружина, равняется 1,25 оборота. Увеличение момента заводки пружины дает дополнительный импульс на раскрытие.

Фиксация ложементов в раскрытом положении производится с помощью механических магнитных упоров. Кроме фиксации, магнитные упоры обеспечивают плоскостность силовой рамы в заданных пределах.

В каждом из шести стыков расположены концевые датчики на основе микропереключателей для получения информации о том, что данный стык полностью раскрыт.

Таким образом, после расчеховки, силовая рама раскрывается от пружины механизма натяжения троса, а электромеханический привод проводит заводку пружины с целью увеличения силы прижатия ложементов на магнитных упорах и увеличения жесткости всей системы по окончании раскрытия.

Ложементы силовой рамы и антенные полотна из различных алюминиевых сплавов, что при изменении температуры в рабочем диапазоне при жестком закреплении может привести к деформации ложементов и полотен ввиду разных коэффициентов теплового расширения. Поэтому антенные полотна жестко закреплены только в двух центральных точках, а в остальных затягиваются регламентированным моментом, обеспечивающим возможность теплового сдвига антенного полотна относительно ложементов.

Корневой ложемент крепится к двум кронштейнам на корпусе КА с помощью двух точных болтов один затягивается «намертво» второй регламентированным моментом. В одном из кронштейнов выполнен паз. Подобная схема крепления позволяет скомпенсировать возможные тепловые деформации. Плоскость, на которую крепится корневой ложемент, расположена под углом 5° к оси Z КА.

Поперечный разрез одной из зачеховок представлен на рисунке 2-3. Три ложементов сложены параллельно друг другу и связаны клиновидными упорами. На третьем и пятом ложементах располагаются компенсирующие погрешности установки сферические упоры, заходящие в пазы на плите, закрепленной на гермокорпусе. Первый и седьмой ложементы имеют упоры с наклонной плоскостью, на которую давит упор рычага зачеховки. Таким образом, стягивая два рычага обеспечивается прижатие ложементов к гермокорпусу. Пироболт устанавливается в карданный подвес для компенсации несоосности тяг и исключения радиальных усилий.

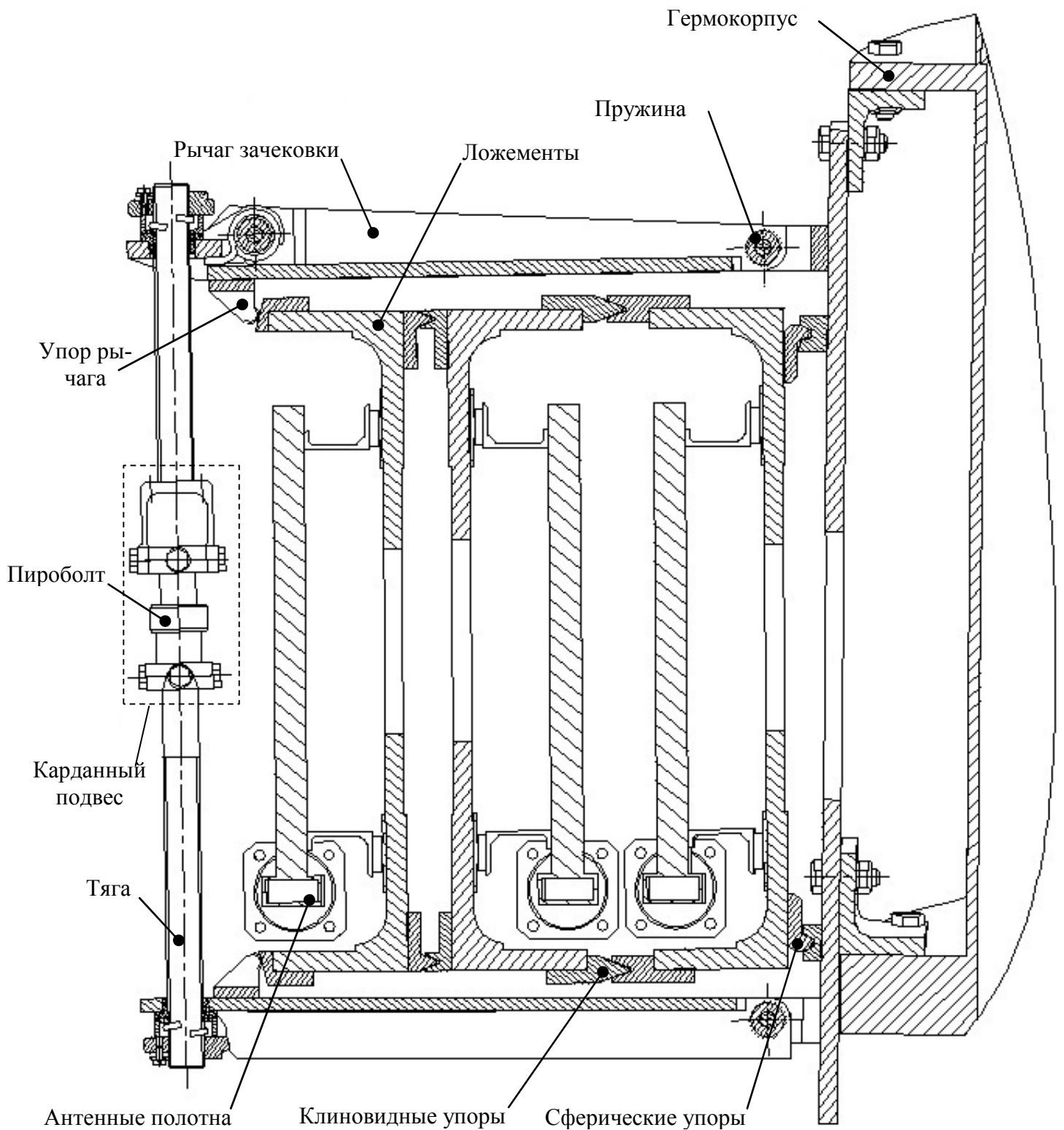


Рисунок 2-3 Зачековка силовой рамы ВЦА БРЛК

Верхний рычаг имеет два колена (см. рисунок 2-4) для того, чтобы обойти расположенный над ним кронштейн зачековки солнечных батарей. После подачи сигнала на расчековку пироболт перегорает, и рычаги откидываются в разные стороны под действием пружин кручения, расположенных в осях рычагов.

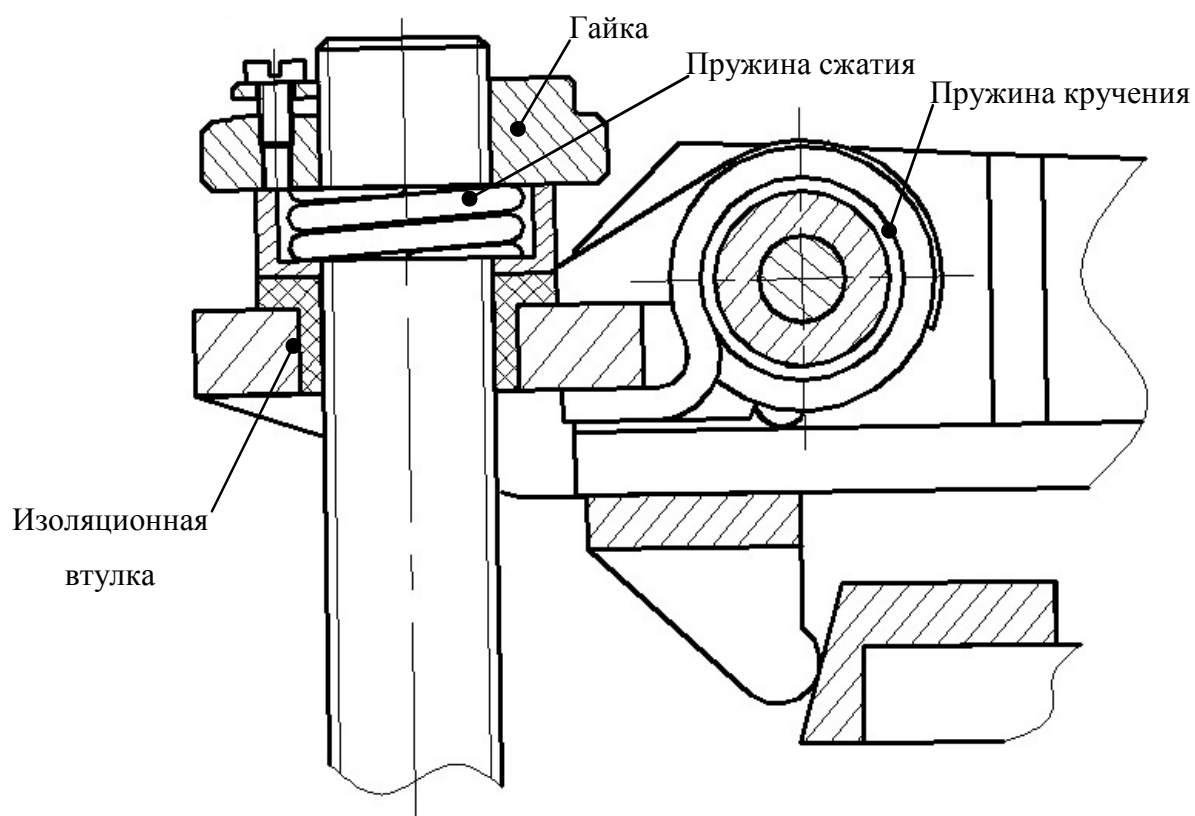


Рисунок 2-4 Верхний рычаг зачековки.

Для того, чтобы исключить приход статического заряда на контакты пироболта ставится изоляционная втулка. Пружина сжатия обеспечивает дополнительное растягивающее усилие на случай, если пироболт не перегорел полностью. Гайки на тягах затягиваются регламентированным моментом.

Силовая рама должна обеспечивать сохранность геометрических параметров на протяжении всего срока службы. На этапе штатной эксплуатации одна сторона ложементов освещена солнцем, а вторая, где расположено антенное полотно, находится в тени. Выравнивание температуры между ложементом и полотном для исключения тепловых деформаций, освещаемую солнцем поверхность закрывают матами экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ), а на антенном полотне располагают электронагреватели. Телеметрирование температуры ложементов и полотен производится с помощью термодатчиков, расположенных центре каждого ложемента и полотна.

Для отработки конструкции силовой рамы были изготовлены макетный, динамический и летный образцы, а также тепловой макет ложемента силовой рамы. Конструкция динамического образца полностью соответствовала летной.

Для первоначальной отработки системы раскрытия и предварительной оценки требуемого момента привода был спроектирован, изготовлен и испытан макет одного крыла силовой рамы в натуральную величину. Макет изготавливался из дерева, а раскрытие проводилось на полу с помощью роликов. В результате макетирования было доказана возможность раскрытия силовой рамы выбранным методом, а также получена информация о характере процесса раскрытия. Раскрытие макета производилось на роликовых опорах.

Сборка силовой рамы осуществляется в два этапа: сборка ложементов по отдельности и сборка силовой рамы из ложементов.

Ввиду того, что конструкция силовой рамы является уникальной и сборка подобных конструкций ранее не проводилась, потребовалось разработать специальный сборочно-юстировочный стенд, позволяющий производить сборку, раскрытие и измерение параметров СР.

На этапе проектирования стенда не было до конца ясно, какую траекторию будут описывать ложементы при раскрытии, поэтому выбрана конструкция стенда, позволяющая перемещать каждый ложемент независимо от других по произвольной траектории.

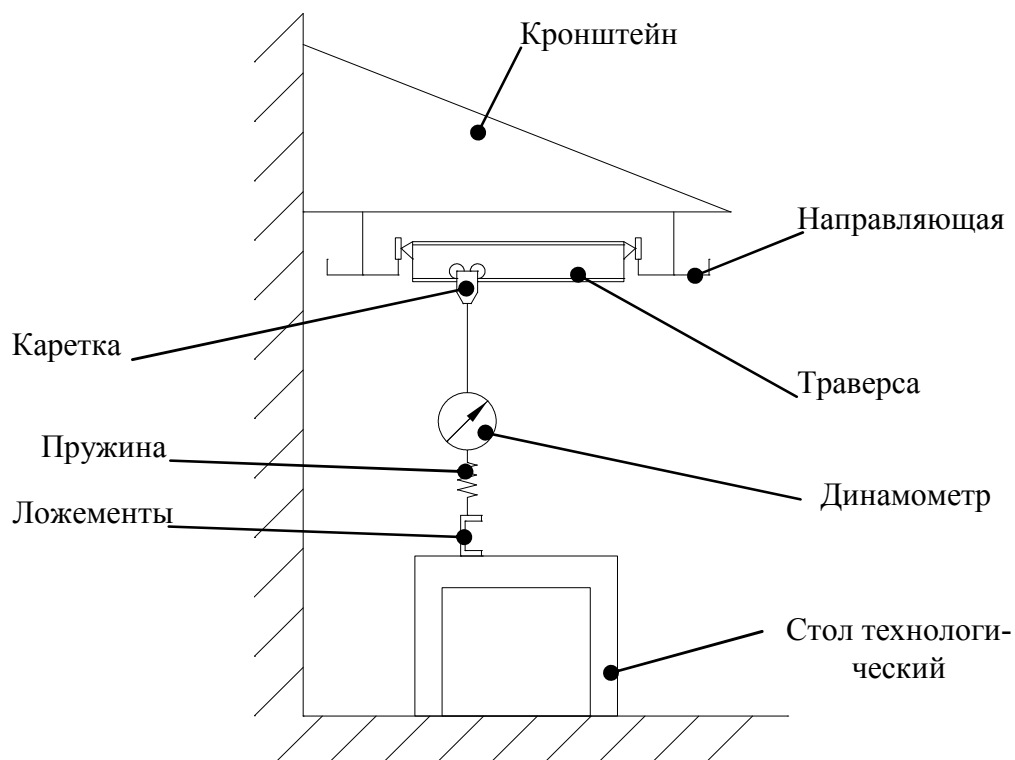


Рисунок 2-5 Общий вид стенда сборки.

Стенд состоит из шести кронштейнов, закрепленных на стене (см. рисунок 2-5). На кронштейнах крепятся две направляющие. По направляющим движутся шесть траверс. На каждой траверсе перпендикулярно направляющим движется каретка. К каждой каретке с помощью троса крепятся ложменты. С целью компенсации нагрузки на шарниры силовой рамы, оказываемой во время сборки и раскрытия, ложменты крепятся к каретке через пружину и динамометр. Динамометр позволяет обезвесить ложмент, а пружина скомпенсирует неточности стенда.

Сборка СР начинается с установки корневого ложмента на технологическом столе. Затем справа и слева к нему подстыковываются ложменты правого и левого крыльев.

При отработке конструкции на стенде сборки, раскрытие СР производилось как вручную, так и при помощи приводов. После окончания сборки динамического и летного образцов на этом стенде в раскрытом положении СР, по специально разработанной методике, проводились измерения отклонения от

плоскостности на всей рабочей длине, а также измерение величины ослабления сигнала на выходе фидерного тракта.

Испытания проводились на динамическом и летном образцах силовой рамы.

Целями испытаний являлись:

- Экспериментальная отработка тепловых воздействий на работоспособность конструкции силовой рамы;
- экспериментальная отработка и проверка вибропрочности конструкции силовой рамы
- проверка на электромагнитную совместимость антенны БРЛК с КА «Метеор-М» № 1.

При этом решались следующие задачи:

- определение тепловых деформаций при расчетном перепаде температур между силовой рамой и антенным полотном;
- определение момента затяжки болтов крепления секций антенного полотна к элементам конструкции СР для обеспечения возможности теплового сдвига антенного полотна относительно ложементов силовой рамы;
- определение момента затяжки болтов крепления корневого ложемента СР к корпусу «К» КА «Метеор-М» № 1 для исключения влияния теплового расширения корпуса КА на плоскостность силовой рамы;
- проверка механической прочности и сохранности юстировочных характеристик после динамических испытаний;
- проверка достаточности момента затяжки винтов крепления секции антенного полотна к элементам конструкции СР после динамических испытаний СР. При данных испытаниях проверялось насколько

изменилось положение антенных полотен после динамических испытаний.

- Проверка влияния условий эксплуатации изделия «Метеор-М» № 1 на зазор между фланцами секций антенных полотен;

Схема лабораторных испытаний приведена на рисунке 2-6. В ходе испытаний ложемент (тепловой макет) с установленным на нем антенным полотном (динамический образец) 1 устанавливались вертикально на полу. На верхнем крае ложемента закреплен лазер 2 направленный на экран 3, находящийся на расстоянии L_1 от ложемента. На экране нанесена вертикальная и горизонтальная шкалы, по которым определялась деформация ложемента.

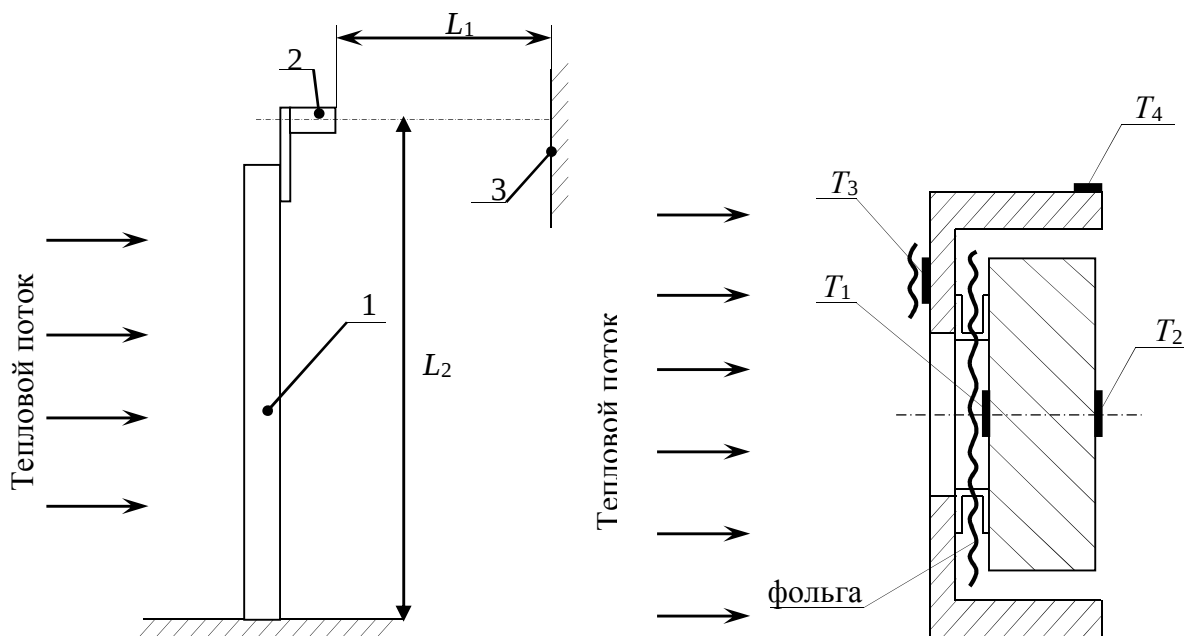


Рисунок 2-6 Схема лабораторных испытаний.

На антенном полотне были установлены температурные датчики T_1 и T_2 (T_1 – на тыльной стороне, T_2 – на излучающей стороне), на силовой раме T_3 и T_4 (T_3 – на ребре, T_4 – на полке). Датчики защищены от теплового потока отражающей фольгой. Показания термодатчиков T_1 ; T_2 ; T_3 ; T_4 переводились в $^{\circ}\text{C}$ с помощью тарировочных таблиц, прилагаемых к каждому датчику.

Тепловой поток формировался пятью лампами по 0,5 кВт каждая, установленными так, чтобы прогревать объект испытаний по всей длине.

Для обеспечения теплового перепада между силовой рамой и антенным полотном полотно со стороны теплового потока было защищено алюминиевой фольгой.

Деформации x антенной секции с ложементом контролировались по смещению лазерного луча от исходного положения " Δ " на экране

Деформация рассчитывалась по формуле:

$$x = \Delta \cdot \frac{L_2}{L_1}. \quad (6)$$

В результате проведенных тепловых лабораторных испытаний определено:

- Крепление антенного полотна к силовой раме должно быть фиксировано только одной парой винтов в средней части силовой конструкции, чтобы исключить деформации из-за температурного перепада между силовой рамой и антенным полотном при эксплуатации.
- Затяжка остальных винтов крепления должна осуществляться с регламентированным моментом для обеспечения температурного сдвига полотна относительно силовой рамы.

Для обеспечения постоянства регламентированного усилия затяжки необходимо:

- антенное полотно изготавливать из одного материала с одинаковым коэффициентом теплового расширения;
- отклонение от плоскостности антенного полотна должно быть не более 0,1мм на длине одной секции.

Динамическим испытаниям подвергались как динамический, так и летный образцы силовой рамы. Целью испытаний динамического образца являлась проверка механической прочности СР и узлов зачековки. Динамический образец СР

испытывался в составе динамического образца КА «Метеор-М» №1, при этом вместо штатных антенных полотен устанавливались массовые имитаторы.

При испытаниях летных образцов антенных полотен четыре летные секции антенного полотна были установлены на СР, а остальные были заменены массовыми имитаторами.

Испытания проводились с целью проверки СР ВЦА БРЛК на механическую и прочность, сохранность геометрических параметров и характеристик волнового тракта антенны, а также достаточность величины момента затяжки винтов крепления антенных полотен на силовой раме.

Предварительно была проведена проверка геометрических параметров СР ВЦА БРЛК. В ходе проверки осуществлялся замер отклонения от плоскости на длине четырех ложементов, включая корневой, а также определение величин зазоров между фланцами волноводов антенных полотен.

После динамических испытаний была проведена повторная проверка геометрических параметров СР ВЦА БРЛК с определением отклонения от плоскости и определением величин зазоров между фланцами волноводов. Также до и после виброиспытаний замерялась величина ослабления сигнала на выходе фидерного тракта.

Испытания динамического и летного образцов показали соответствие СР заданным техническим требованиям.

Тепловые испытания проводились с целью измерения деформации СР при расчетном перепаде температур между СР и антенным полотном, полученном по результатам теплового расчета, а также для определения момента затяжки болтов крепления антенных полотен к ложеаментам силовой рамы и момента затяжки болтов крепления корневого ложеамента к корпусу К.

Испытания проводились в два этапа:

1. Ложемент с установленными на нем антенным полотном и матами ЭВТИ закреплялся вертикально на столе (см. рисунок 2-7). Тепловой

поток формировался с помощью стоек с высокомоощными лампами. Деформация замерялась при помощи высокоточных индикаторов в двух направлениях. На ложементе и антенном полотне установлены термодатчики. Испытания имитировали ситуацию, когда ложементы с одной стороны освещены солнцем, а антенное полотно с другой находится в тени.

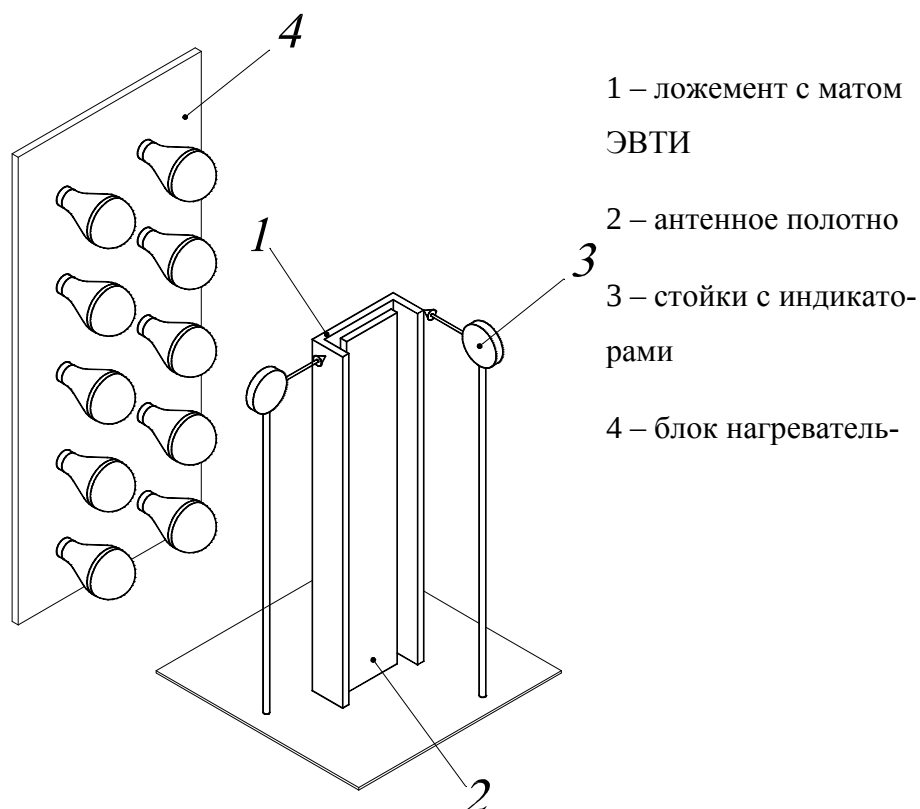


Рисунок 2-7 Схема первого этапа тепловых испытаний.

2. Корневой ложемент с антенным полотном закреплялся на динамическом корпусе К (см. рисунок 2-8). Ложемент охлаждался с помощью сухого льда, при этом корпус К оставался при нормальной температуре. Таким образом имитировалось положение корневого ложемента в тени гермокорпуса. На ложементе, антенном полотне и корпусе установлены термодатчики.

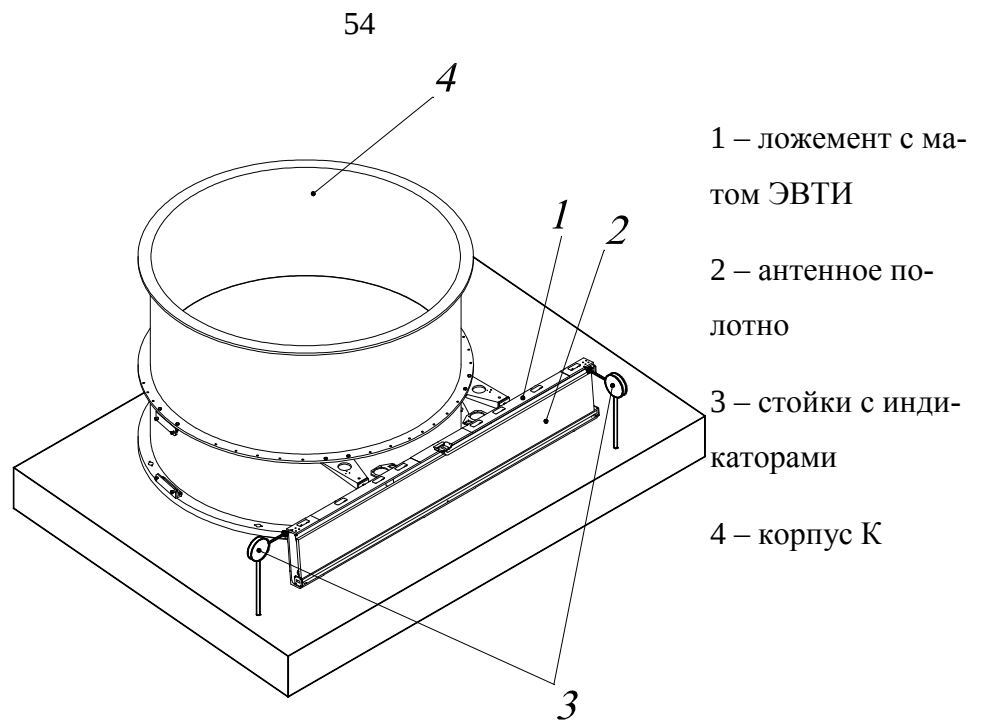


Рисунок 2-8 Схема второго этапа тепловых испытаний.

Проведенные тепловые испытания подтвердили правильность принятых конструктивных решений. Определены величины моментов затяжки винтов крепления антенных полотен к ложементам СР, а также величина момента затяжки болтов крепления корневого ложемента к корпусу К. Результаты испытаний приведены на рисунках 2-9 и 2-10.

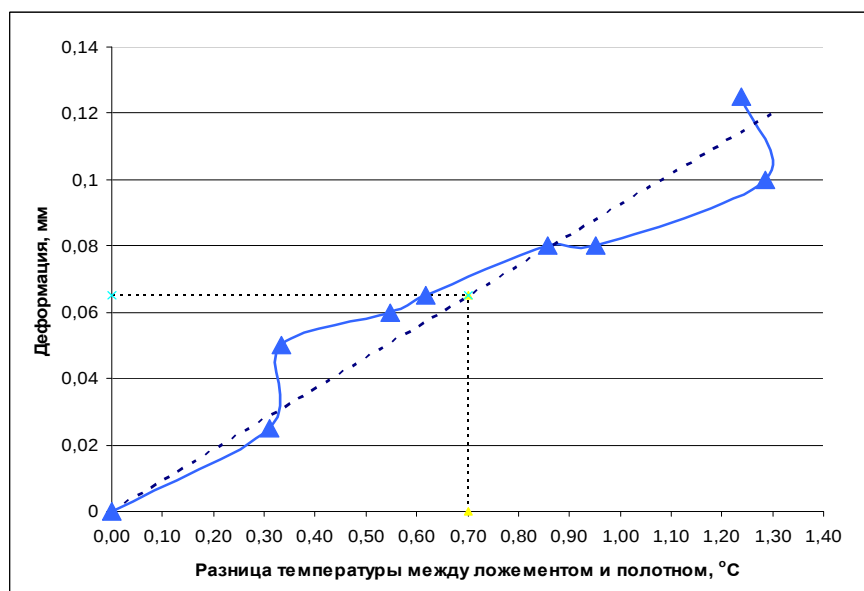


Рисунок 2-9 Деформация ложемента с полотном закрепленного консольно, с моментом затяжки $M_{зам}=0,02\text{Нм}$

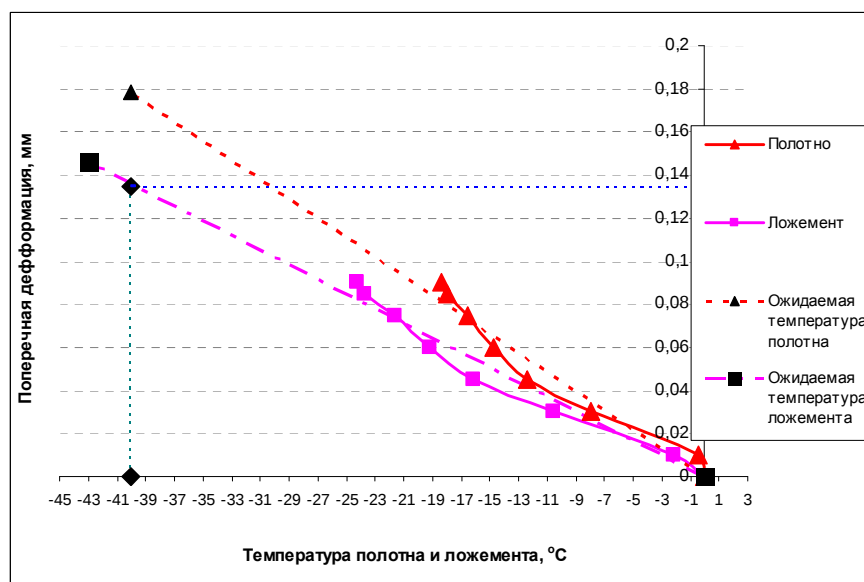


Рисунок 2-10 Деформация корневого ложемента с полотном закрепленного на «Корпусе К» с моментом затяжки $M_{зам}=1,25\text{Нм}$

Из диаграммы на рисунке 2-9 следует, что при расчетном перепаде температур между антенным полотном и ложементом $0,7\text{ }^{\circ}\text{C}$ деформация ложемента не превышает $0,07\text{ мм}$.

Из диаграммы на 2-10 следует, что при расчетной температуре эксплуатации СР в натурных условиях ($-40\text{ }^{\circ}\text{C}$) деформация ложемента ожидается в пределах $0,14\text{ мм}$.

АФУ БРЛК является источником высокочастотного излучения, которое может негативно сказаться на работе других блоков, приборов и антенно-фидерных устройств. Для изучения взаимовлияния АФУ проводились испытания на электромагнитную совместимость. Для этих целей был создан антенный макет КА. Испытания проводились в безэховой камере (БЭК). Схема испытаний приведена на рисунке 2-11.

Из-за невозможности разместить силовую раму в БЭКе целиком, испытания проводились на трех технологических секциях. Антенный макет КА устанавливался в стенд под углом. При испытаниях использовались антенные макеты всех АФУ из состава КА «Метеор-М» №1. Антенна метрового диапазона, а также два антенных полотна БРЛК устанавливались на деревянных подставках.

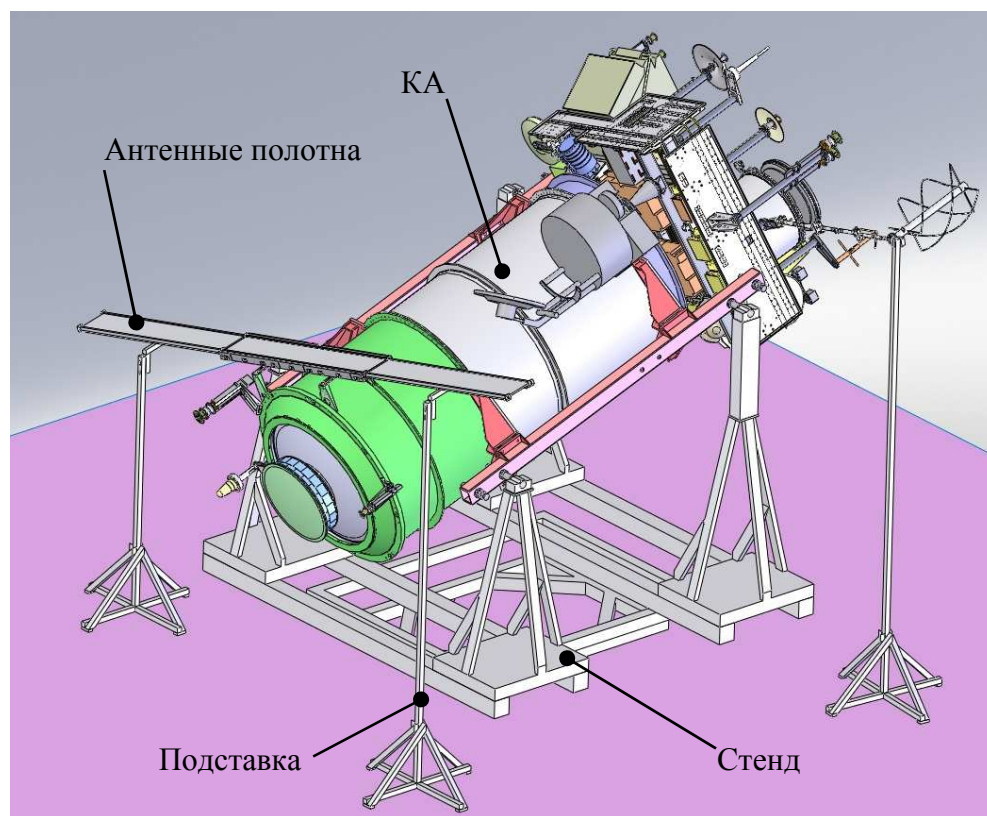


Рисунок 2-11 Схема испытаний на ЭМС.

Для отработки раскрытия силовой рамы в составе КА был спроектирован и изготовлен стенд раскрытия силовой рамы ВЩА БРЛК.

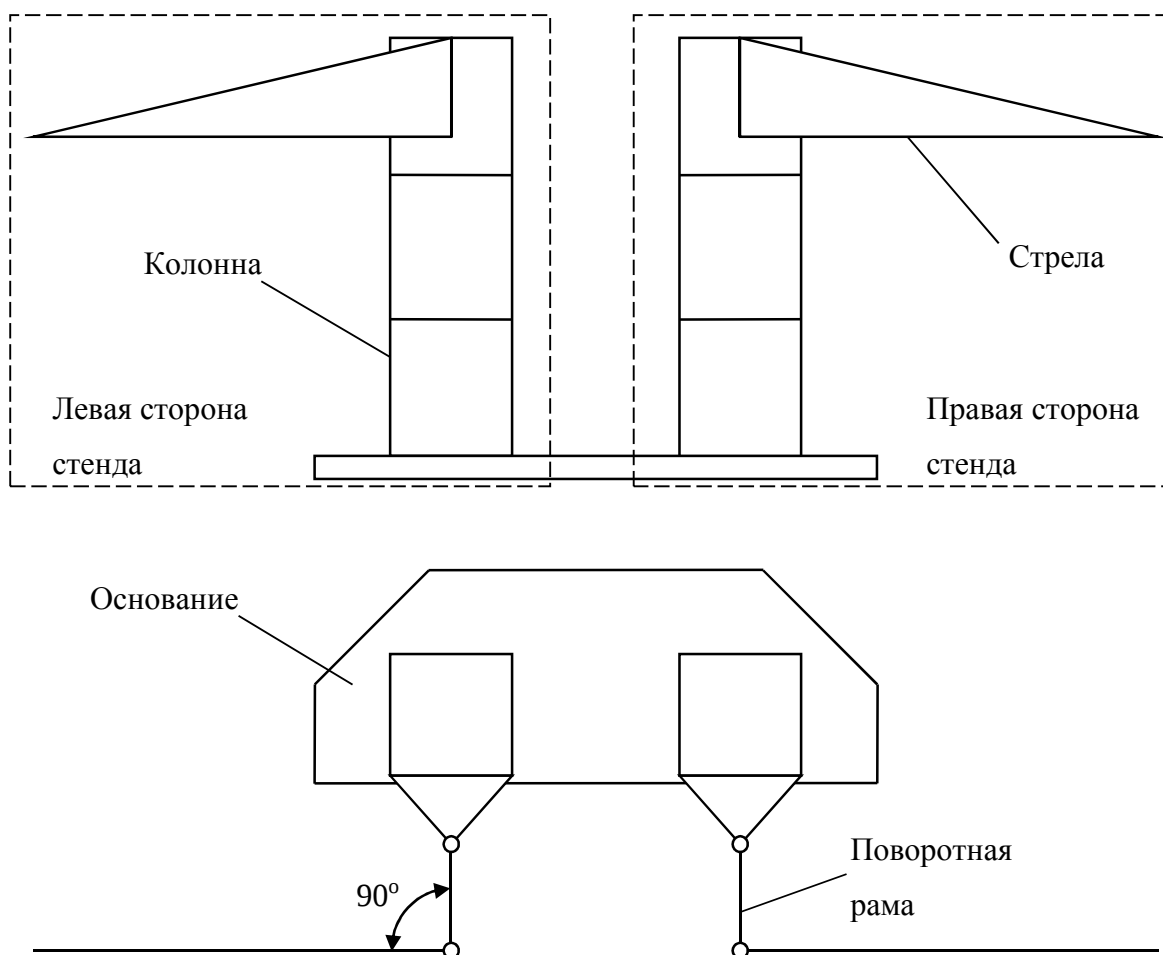


Рисунок 2-12 Принципиальная схема стенда раскрытия.

Стенд разделен на две половины – левую и правую (см. рисунок 2-12). Каждая половина состоит из установленной на основании колонны, на которой располагается поворотная рама 6 и стрела 7. Поворотные рамы служат для раскрытия 3-го и 5-го ложементов силовой рамы. 1, 2, 6 и 7 ложементы закреплены на каретках, катящихся по направляющим на стрелах. С целью компенсации влияния стенда на раскрытие антенны на поворотных рамах установлен торсион.

Подвеска стенда раскрытия аналогична той, которая используется в стенде сборки. Для удобства регулировки показаний динамометров на каретках и на поворотных рамах имеются храповые механизмы.

Стенд имеет два основных положения – исходное и раскрытое (см. рисунок 2-13). В исходном состоянии производится соединение со стендом и обезвешивание ложементов силовой рамы.

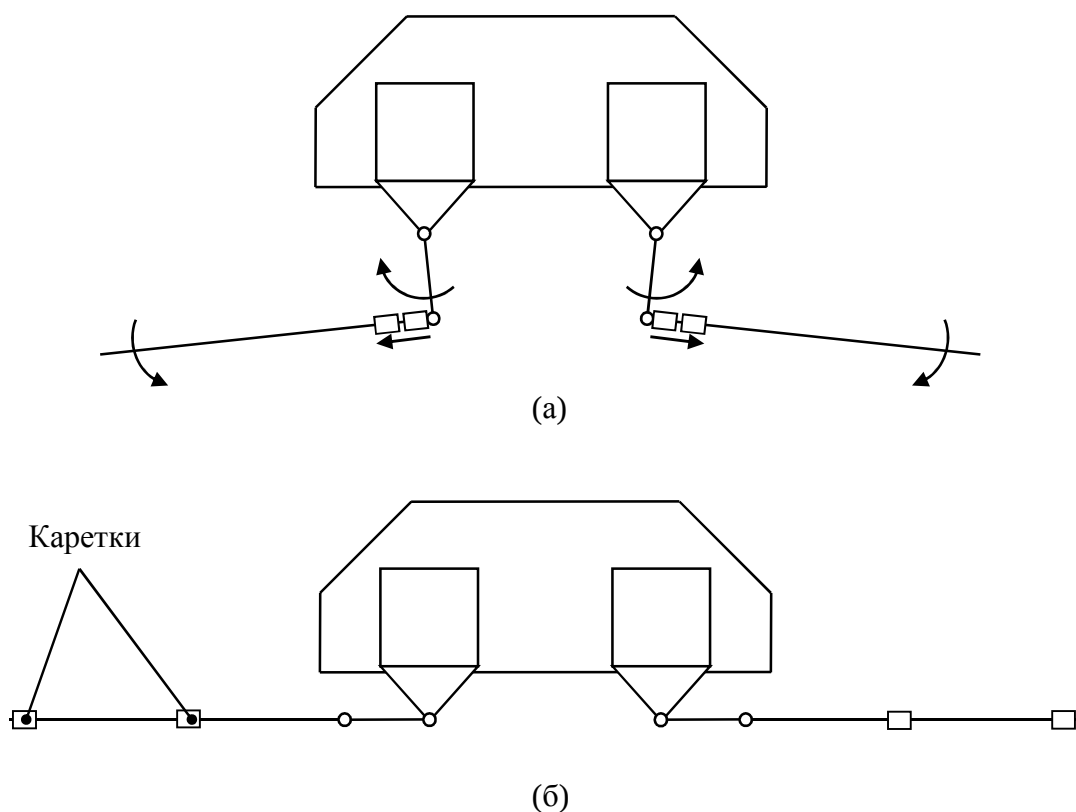


Рисунок 2-13 Основные положения стенда раскрытия. а – исходное, б – раскрытое.

Поворотные рамы 6 предназначены для раскрытия 3-го и 5-го ложементов, совершающих вращательное движение. На стрелах 7 подвешены ложементы 1, 2, 6 и 7, совершающие плоское движение. Стрела 7 совершает вращательное движение. На ней имеются две каретки, которые, перемещаясь по направляющей вдоль всей стрелы, обеспечивают необходимую свободу движения подвешенным на стреле ложемам. Рабочий угол поворотной рамы составляет 101° , рабочий угол стрелы – 90° .

В исходном положении силовая рама зачехлена на корпусе КА. После расчехлки, поворотные рамы 6 поворачиваются, повторяя траекторию движения центров масс 3-го и 5-го ложементов. Стрела 7 разворачивается относительно поворотной рамы 6. Каретки, на которых подвешены ложементы, находившиеся в начале движения около оси вращения стрелы, двигаются вдоль направляющей стрелы 7, повторяя траекторию движения центров масс ложементов 1, 2, 6 и 7.

В раскрытом положении поворотная рама 6 и стрела 7 составляют прямую линию. Каретки, к которым подвешены 2-й и 5-й ложементы, стоят на середине стрел 7, каретки, на которых подвешены 1-й и 7-й ложементы, стоят на концах стрел 7.

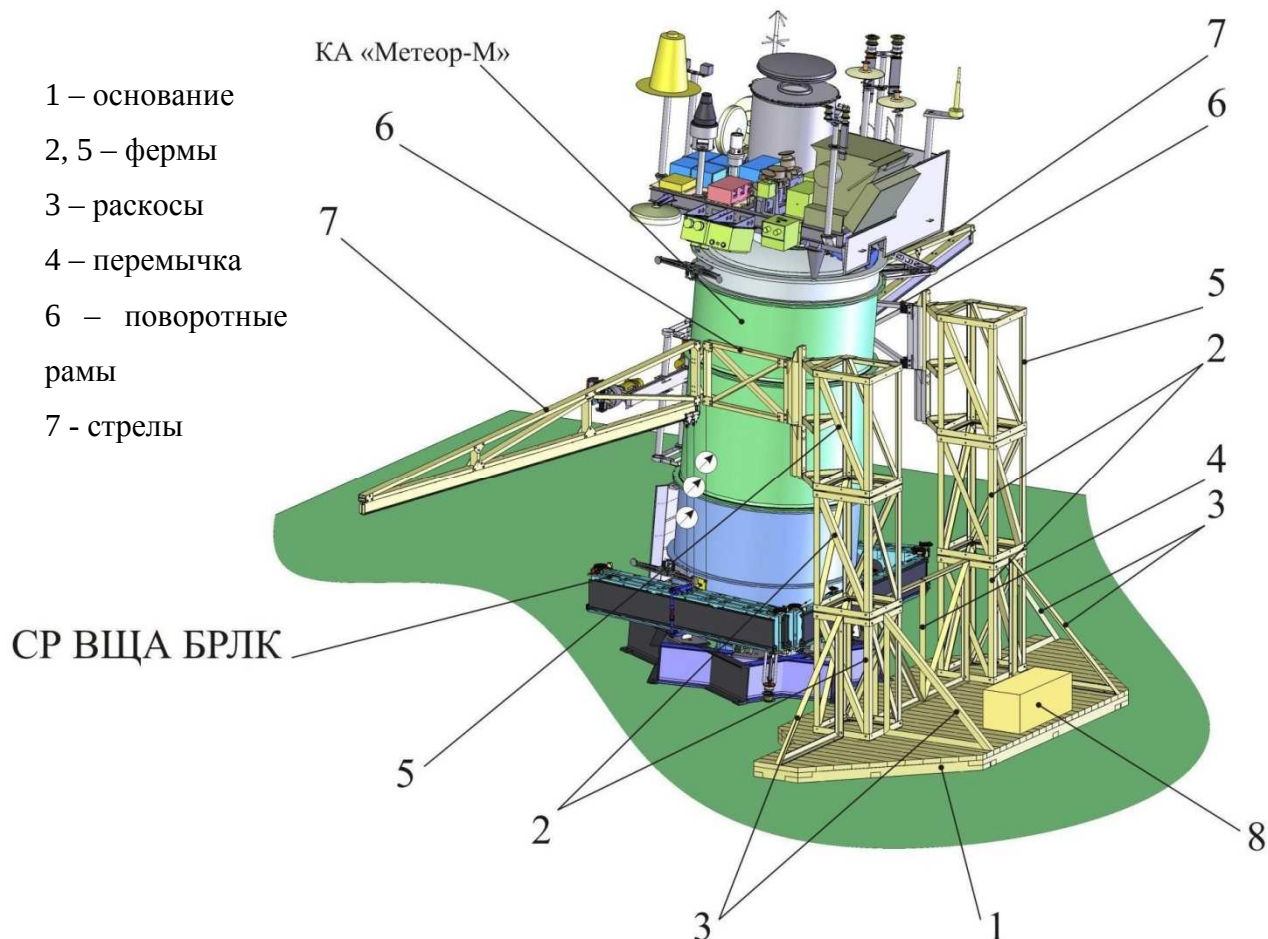


Рисунок 2-14 КА на стенде раскрытия.

Общий вид стенда раскрытия с установленным на нем КА представлен на рисунке 2-14. Для обеспечения транспортировки на полигон стенд выполнен разборным.

2.2 Разработка и анализ общей структурной схемы создания ПМК

2.2.1 Этапы создания ПМК

Процесс создания ПМК, как и любой другой космической техники в соответствии с ГОСТ РВ 15.203, включает следующие этапы (см. рисунок 2-15):

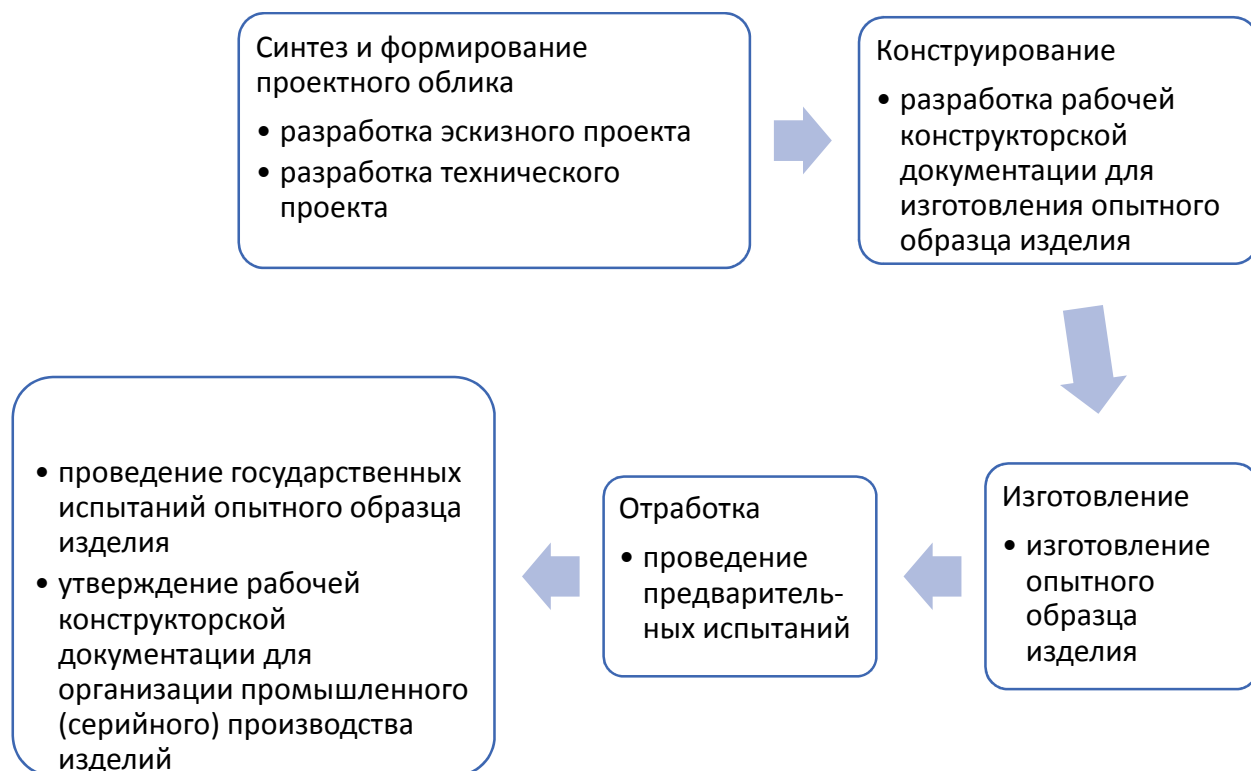


Рисунок 2-15 Этапы создания

Здесь этапы, отмеченные точкой, соответствуют этапам ГОСТ РВ 15.203. Эти этапы собраны по группам (последняя пятая группа в работе не рассмотрена т.к. не представляет научной ценности и вытекает из работы по предыдущим этапам):

1. Синтез и формирование проектного облика ПМК.
2. Конструирование и выпуск рабочей документации.
3. Изготовление. Включает изготовление составных частей и общую сборку ПМК.
4. Отработка. Включает как наземную экспериментальную отработку, так и отработку в натурных условиях.

2.2.2 Синтез и формирование проектного облика ПМК.

Начальный этап является наиболее важным и требует комплексного подхода к процессу проектирования ПМК. Задачами данного этапа являются формирование общего проектного облика ПМК, а также формулировка требований

к антенному устройству, непосредственно к ПМК, а также для системы ориентации КА, которые заносятся в ТЗ на ПМК [27].

На данном этапе предполагается, что основные требования к антенному устройству БРЛК сформулированы и определены предварительные размеры АУ, несущая частота, а также требования по размещению АУ на КА.

Необходимо рассмотреть две конфигурации ПМК: раскрытую, т.е. рабочую и сложенную – транспортную. Начинать следует с рабочей конфигурации и сформулировать для нее основные требования.

Требование по жесткости (собственным частотам) для крупногабаритных конструкций, коими являются ПМК, накладывается системой ориентации. С одной стороны система ориентации должна обеспечивать заданные требования по стабилизации, угловым скоростям и точности ориентации. С другой она не должна быть избыточной или работать на пределе. Разработчик ПМК совместно с разработчиком системы ориентации КА должны провести математическое моделирование упрощенной модели ПМК с системой ориентации и определить требуемые жесткости и допустимые люфты в механизмах ПМК.

С точки зрения АУ ПМК должна обеспечивать точность расположения точек физической апертуры антенны, что для антенных решеток трансформируется в отклонения от прямолинейности и/или плоскостности. При этом допустимую погрешность Δ определяет несущая частота радиолокатора f_0 :

$$\Delta = \frac{\lambda}{8} = \frac{c}{8f_0} \quad [12] \quad (7)$$

Здесь λ – длина волны, c – скорость света. Для удобства можно воспользоваться таблицей 1-1.

Когда сформулированы требования к рабочей конфигурации, необходимо предъявить требования к транспортной, а именно:

- определить количество звеньев, на которые необходимо разделить ПМК для того, чтобы разместить ее под обтекателем;

- выбрать способ раскрытия ПМК и определить механизм раскрытия (пружины, электродвигатель, сплавы с памятью формы и т.д);
- определить способ зачековки и количество пиросредств.

Данный этап носит итеративный характер, где на каждой итерации требуется корректировать разработанную математическую модель и уточнять требования.

Результатом данного этапа должны служить следующие параметры ПМК:

- габариты в транспортной и рабочей конфигурациях;
- число звеньев ПМК, способ раскрытия;
- тип механизма раскрытия;
- жесткости звеньев и сочленений;
- допустимые погрешности и люфты;
- тип и способ зачековки, количество пиросредств.

2.2.3 Разработка. Уточнение конструкции и разработка рабочей документации.

Задачей следующего этапа является выпуск рабочей документации на макеты и отработочные образцы.

На этом этапе разработки для удовлетворения требований, выявленных на предыдущем этапе производится выбор основных составляющих элементов ПМК и уточнение общей конструкции. Для решения этой задачи воспользуемся методом декомпозиции.

Любой объект-систему можно рассматривать как сложный, состоящий из отдельных взаимосвязанных подсистем, которые, в свою очередь, также могут быть расчленены на части. Такой процесс расчленения системы называется де-

композицией. В качестве систем могут выступать не только материальные объекты, но и процессы, явления и понятия. Декомпозиция позволяет разложить сложную задачу на ряд простых, пусть и взаимосвязанных задач. [28]

При декомпозиции руководствуются определенными правилами [28]:

1. Каждое расчленение образует свой уровень. Исходная система раскладывается на нулевом уровне. После ее расчленения получаются подсистемы первого уровня. Расчленение этих подсистем или некоторых из них, приводит к появлению подсистем второго уровня и т.д.
2. Объект-система расчленяется только по одному, постоянному для всех уровней, признаку. В качестве такого признака может быть:
 - функциональное назначение частей,
 - конструктивное устройство (вид материалов, формы поверхностей и др.),
 - структурные признаки (вид схемы, способы и др.).
3. Вычленяемые подсистемы в сумме должны полностью характеризовать систему, но при этом взаимно исключать друг друга (особенно это касается ИЛИ-деревьев).
4. Глубина декомпозиции (степень подробности описания) и количество уровней определяются требованиями обозримости и удобства восприятия получаемой иерархической структуры, ее соответствия уровням знаний работающему с ней специалисту.

В процессе проектирования декомпозиция неразрывно связана с последующей композицией, т.е. сборкой и увязкой отдельных частей (подсистем) в единый объект (систему) с проверкой на реализуемость в целом, совместимость (особенно подсистем, принадлежащих разным ветвям) и согласованность параметров (восходящее проектирование). В процессе согласования может возникать потребность в новой, корректирующей декомпозиции. [28]

Каждый элемент ПМК выполняет какую-либо функцию. При проектировании ПМК следует стремиться к тому, чтобы различные элементы не выполняли одни и те же функции.

Как уже было сказано выше, используя метод декомпозиции, конструкцию ПМК можно разделить на следующие группы:

1. Механизмы раскрытия
2. Конструктивные элементы
3. Информационные устройства (датчики)
4. Система управления

К конструктивным элементам можно отнести:

- секции – конструктивно законченные элементы, на конечное число которых можно разделить ПМК. Секции бывают неподвижные, закрепленные на КА, и подвижные.
- Шарниры;
- демпферы, предназначенные для минимизации динамических нагрузок в процессе раскрытия;
- фиксаторы, для фиксации конфигурации ПМК.

Стоит отметить, что существуют различия в разработке ПМК для фазированных антенных решеток (ФАР) и для активных ФАР (АФАР). Для ФАР приемопередающий модуль (ППМ) обычно отделен от АУ и устанавливается непосредственно на корпусе КА. ППМ соединен с АУ фидерным трактом, а возбуждение производится одним ППМ (иногда ставят несколько ППМ для независимого возбуждения различных секций). Таким образом АУ является пассивным устройством, не выделяющим тепла.

Особенностью АФАР является то, что АУ представляет собой набор из большого числа небольших излучателей, соединенных каждый со своим ППМ

закрепленным вблизи или непосредственно на излучателе. В этом случае необходимо обеспечивать тепловой режим ППМ, что требует дополнительных мер как по отводу тепла при включении локатора, так и по подогреву ППМ и излучателей в промежутках между сеансами работы локатора.

Выбор материалов секций ПМК следует уделить особое внимание. Для ФАР достаточно выбрать материалы ПМК так, чтобы коэффициенты линейного теплового расширения соответствовали таковым в АУ, а также предусмотреть меры по обеспечению минимального теплового перепада между АУ и ПМК. Для минимизации тепловых деформаций, из-за разницы коэффициентов линейного расширения, следует предусмотреть развязку АУ и ПМК.

При проектировании ПМК для АФАР одного лишь подбора материалов недостаточно. Современные АФАР имеют достаточно большие мощности, порядка нескольких киловатт. В процессе сеанса включения АФАР выделяется большое количество тепла. Для отвода тепла от ППМ за сеанс потребуется большой радиатор, размеры которого могут существенно превышать размеры физической апертуры АФАР, при этом в промежутках между сеансами для того, чтобы не переохладить ППМ потребуются нагреватели и их мощность будет соизмерима с потребляемой мощностью АФАР.

Более рациональным будет накапливать выделяемое тепло в массе ПМК или ППМ, чтобы в промежутках между сеансами рассеивать его в окружающее пространство. Отвод тепла можно осуществлять, как на тыльную сторону ПМК, так и использовать излучающую поверхность АФАР.

Еще одной особенностью АФАР является обязательное наличие высокочастотных кабелей, имеющих большие радиусы сгиба, для которых нужно предусматривать кабельные барабаны.

Данный этап требует проведения двух типов математического моделирования:

- предварительное моделирование ПМК для определения основных требований к составляющим ПМК, выбора схемы раскрытия, наличия демпферов, жесткость пружин, длины звеньев и т.д.;
- уточненное моделирование с учетом конкретных конструктивных особенностей составляющих ПМК.

В каждой математической модели присутствуют такие неизвестные, которые можно определить только эмпирически, например, коэффициент демпфирования при ударе. На данном этапе важно составить полный перечень таких неизвестных, которые следует определить на этапе макетирования, а также составить перечень макетов.

Важнейшим результатом моделирования является определение нагрузок в процессе раскрытия ПМК. На основании этих результатов можно провести предварительный прочностной расчет конструкции ПМК.

2.2.4 Изготовление. Сборка и юстировка.

Процесс изготовления ПМК следует планировать еще на этапе проектирования и учитывать технологические особенности предприятия-изготовителя. Например, для обеспечения высоких требований по плоскостности элементов ПМК необходима совместная обработка крупногабаритных деталей, на что способно далеко не каждое предприятие.

В идеале нужно обработать всю посадочную плоскость ПМК под установку АУ за один установ. На практике более целесообразным является разбиение всей ПМК на узлы, меньших размеров, для возможности механообработки, а сборку ПМК с последующей юстировкой проводить на специализированном стенде.

При сборке СР ВЩА БРЛК применялся следующий метод:

1. на юстировочной плите размерами 4х2 м попарно собирались ложементы, проводилось штифтование, потом пара ложементов разбирались и собиралась следующая;
2. на настенном стенде вывешивались собранные ранее ложементы, проводилась их сборка между собой с последующей юстировкой.

Особенностью описанного метода является то, что для сборки крупногабаритной ПМК не требуется большой стол, а используется стенд обезвешивания, который в любом случае необходимо изготавливать для ПМК. Но для стенда обезвешивания предъявляются дополнительные требования, для исключения его влияния на результаты измерений плоскостности. Кроме того, необходимо разрабатывать специальную методику измерения плоскостности т.к. измеряемая плоскость не находится в горизонте или в вертикальной плоскости и применить стандартизированную методику по ГОСТ 26433.1-89 невозможно.

Другим способом сборки является использование специализированного стола, размеры которого соответствуют размерам ПМК в рабочем положении. Стол должен состоять из нескольких юстируемых площадок, на которые устанавливается ПМК. Точность юстировки площадок должна быть выше чем требования по плоскостности, предъявляемые к ПМК. Это обусловлено возможными упругими деформациями, как стола, так и ПМК.

Плоскостность ПМК обеспечивается столом при сборке и исключается влияние стенда обезвешивания на результаты измерений. При таком подходе можно снизить требования к обезвешивающему стенду или воспользоваться универсальным стендом.

Описанный выше метод применялся при сборке СР ВЦА БРЛК для испытаний в безэховой камере и хорошо себя зарекомендовал, что подтверждено успешными испытаниями.

2.2.5 Наземная экспериментальная отработка.

Задачами наземной экспериментальной отработки являются:

- отработка конструкции ПМК на макетах и отработочных образцах;
- наемные испытания опытного образца ПМК.

Большая часть наземной отработки ПМК носит тривиальный характер и в данной работе рассмотрено не будет. Особенностью наземной отработки ПМК, как и других трансформируемых конструкций является испытания на раскрытие. Подобные испытания требуют специализированных стендов и оборудования.

Существует множество различных способов обезвешивания ПМК [6] в наземных условиях, но наибольшее распространение получил способ подвески на специальном стенде. Существует еще способ, при котором конструкция на роликовых опорах раскрывается на полу, но из-за сильного влияния на процесс раскрытия за счет трения в роликовых опорах для ПМК не применим.

При разработке стенда раскрытия ПМК следует руководствоваться правилом – количество степеней свободы подвижной части стенда, на которой закреплен элемент ПМК должно быть не менее числа степеней свободы самого прикрепленного элемента ПМК. То есть нельзя крепить элемент ПМК, совершающий плоское движение к каретке, движущейся поступательно или вращательно. Исключение составляют ПМК, имеющие большое число степеней свободы, но ввиду особенностей кинематической схемы совершающих только одно движение, например пантографы.

Перед разработкой стенда раскрытия необходимо провести моделирование раскрытия ПМК с целью определения максимальных зон раскрытия и приближительной траектории, скоростей и ускорений.

Для ПМК с малым числом степеней свободы (не более 3-х) и совершающих при раскрытии плоское движение обычно применяют стенды с подвеской на подвижных стрелах. При большем числе степеней свободы необходимо соответствующее число сочленений стрелы стенда, что значительно усложняет конструкцию и нецелесообразно. Примером такого стенда может являться стенд

раскрытия СР ВЩА БРЛК для КА «Метеор-М» №1, приведенный на рисунке 2-12.

При подвеске ПМК на таком стенде обязательно необходимо предусматривать наличие компенсационных пружин в подвеске для исключения влияния прогиба стрел на процесс раскрытия и нагружения подшипников ПМК.

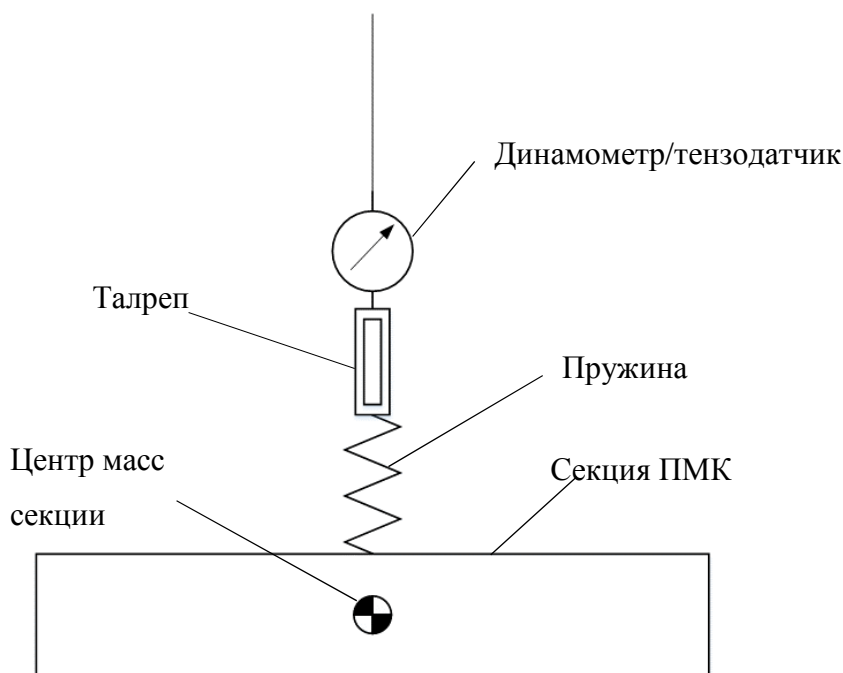


Рисунок 2-16 Схема подвески стреловидного стенда раскрытия ПМК

Схема подвески приведена на рисунке 2-16. Талреп в данной схеме нужен для точной подстройки показаний динамометра или тензодатчика. Жесткость пружины определяется из следующего соотношения:

$$k = \frac{\Delta P}{h_{\max}} \quad (8)$$

Здесь ΔP — допустимая погрешность обезвешивания, определяется исходя из допустимых нагрузок на подшипниковые узлы ПМК, $h_{\max}$ — максимальный прогиб стрел стенда.

Высота подвески стенда должна быть минимальной, чтобы минимизировать влияние подвеса на точность раскрытия ПМК. Масса и момент инерции стрел должен быть минимальным для того чтобы не оказывать существенного

влияния на динамику раскрытия. При высоких скоростях раскрытия ПМК следует применять стенды другого типа.

Подобная схема применима в тех случаях, когда масса секций ПМК невелика, что характерно для ФАР. При больших массах секций ПМК возрастает длина компенсационных пружин из-за прогиба стрел и нагрузки на пружины.

Немного измененную схему имеет стенд раскрытия АФАР для КА Santinel-1 (см. рисунок), запущенного в 2014 году. КА имеет в своем составе локатор с РСА С-диапазона на базе АФАР. ПМК АФАР состоит из 5 секций, общая масса АФАР составляет 880 кг. [29]

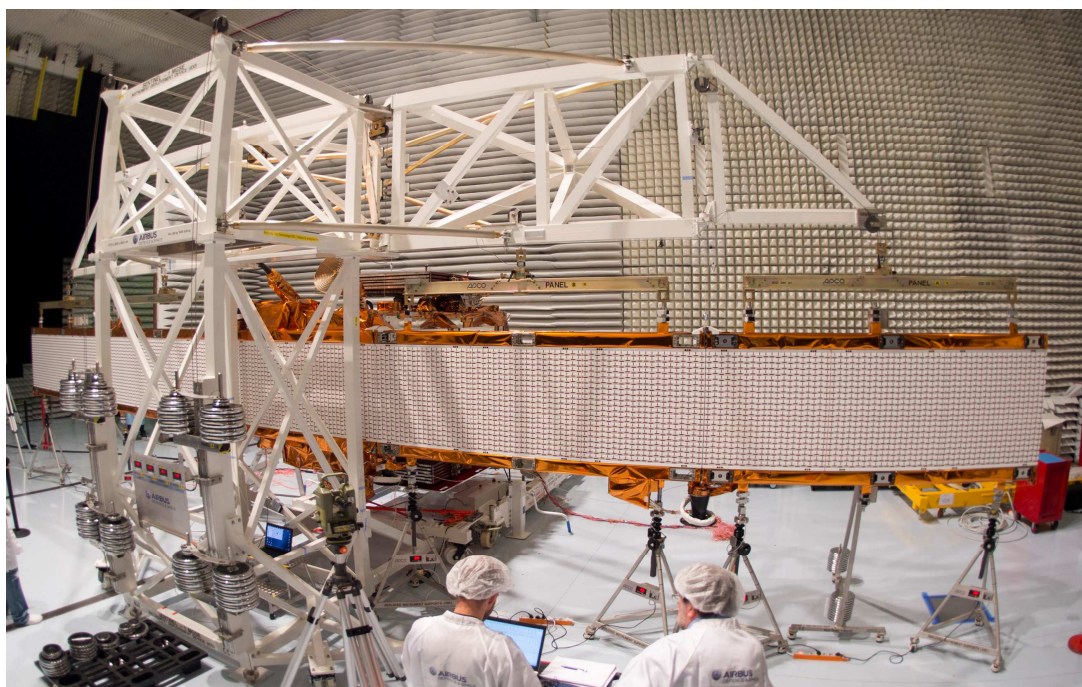


Рисунок 2-17 Стенд раскрытия антенны АФАР КА Santinel-1 [30]

Особенностью данного стенда является то, что секции ПМК крепятся к стенду через систему роликов, на другом конце троса закреплен противовес, таким образом прогиб стрел не влияет на качество обезвешивания.

Раскрытие данной ПМК производится при помощи 4-х приводов, размещенных в каждом сочленении. Как можно судить из материала [29] и [30] наземное раскрытие ведется поэтапно: сначала раскрывается одна секция, после чего стрела стенда фиксируется растяжками, затем следует раскрытие второй секции.

Антенные испытания АФАР производились без стенда раскрытия, при этом секции АФАР крепились к напольным подставкам (рисунок 2-18).

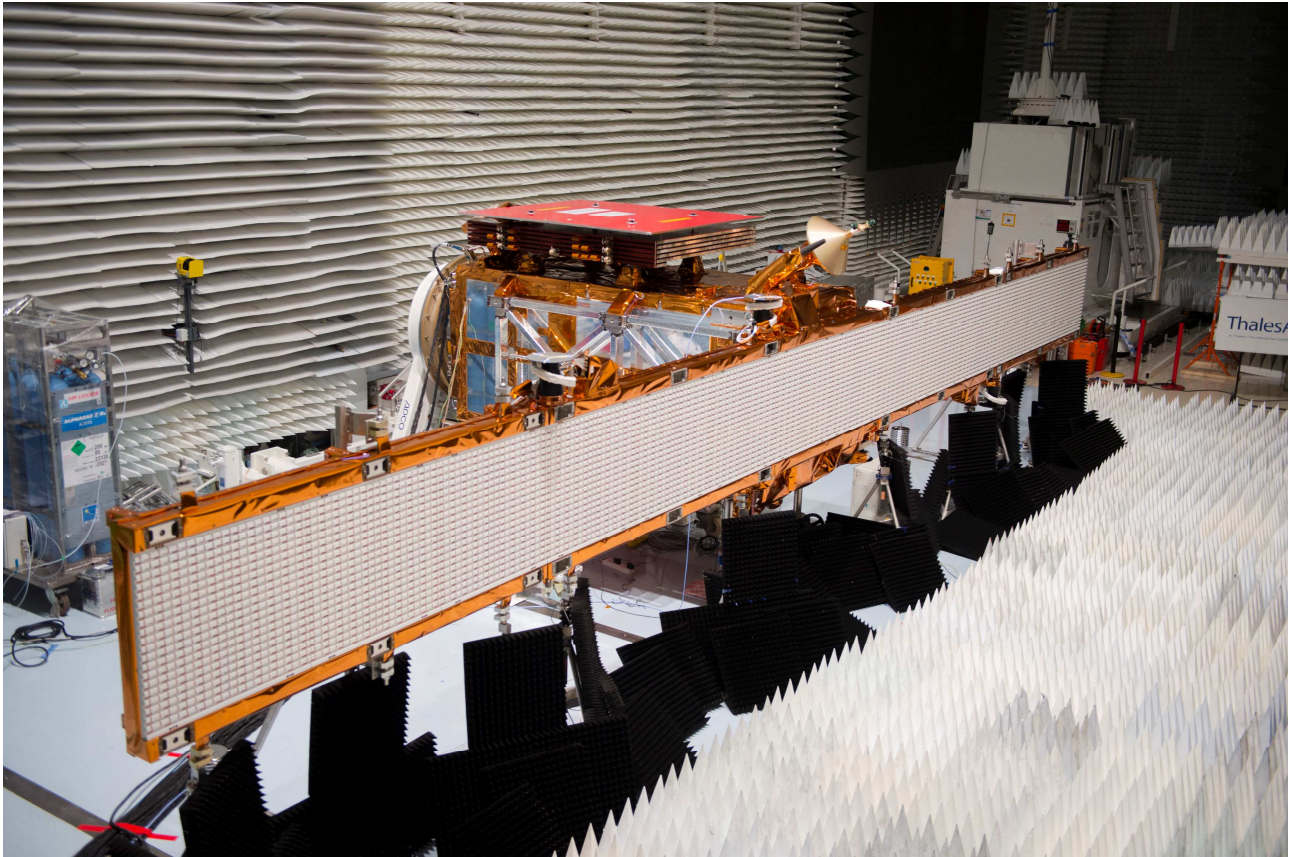


Рисунок 2-18 Антенные испытания АФАР КА Santinel-1 [30]

Недостатком стреловидных стендов является низкая жесткость на кручение подвижных стрел, что сказывается на точности положения ПМК в конечном положении после раскрытия.

Представим стрелу стенда в качестве произвольной балки постоянного сечения (см. рисунок 2-19), тогда выражение для угла поворота конечного сечения стрелы, где закреплена секция ПМК выглядит следующим образом:

$$\varphi = \frac{M_{\kappa} l}{GJ_{\kappa}} \quad [31], \quad (9)$$

здесь $M_{\kappa} = mgb$ – крутящий момент от веса секции ПМК на плече b , GJ_{κ} – жесткость балки на кручение. После несложных вычислений с учетом малости угла φ получаем выражение для ошибки x :

$$x \approx \frac{lmg b H}{2GJ_{\kappa} - lmg H} \quad (10)$$

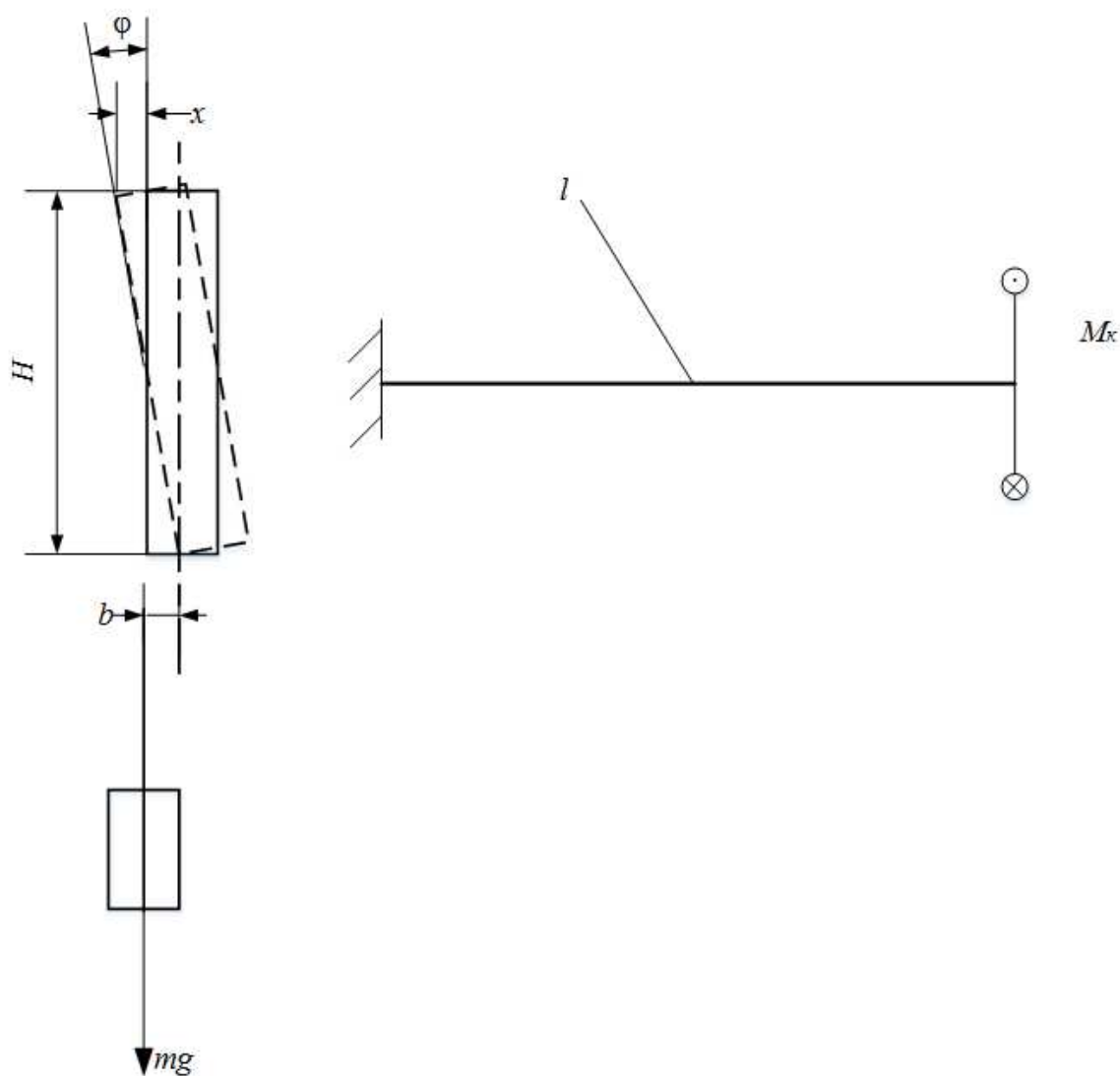


Рисунок 2-19 Расчетная схема стрелы стенда раскрытия

Коэффициенты H и GJ_k нужно подбирать исходя из выполнения условия:

$$x \leq \Delta \quad (11)$$

где Δ – допустимое отклонение точек реальной апертуры от расчетной.

Универсальными можно назвать стенды раскрытия портального типа, схема которого приведена на рисунке 2-20. На неподвижных опорах закреплены продольные направляющие, вдоль которых ходят траверсы. На каждой траверсе установлена каретка, имеющая возможность движения вдоль траверсы. Таким образом каждая каретка может совершать плоское движение вдоль двух взаимно перпендикулярных направляющих. Подобные стенды позволяют устанавливать

большое количество траверс, что необходимо для раскрытия ПМК состоящих из большого количества секций.

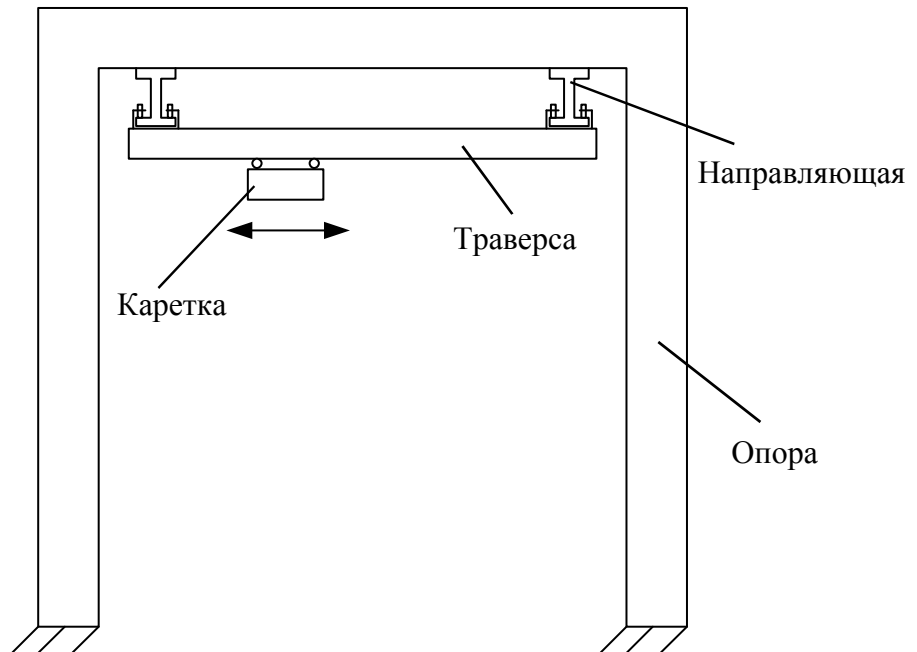


Рисунок 2-20 Схема стенда раскрытия portalного типа

Особенностью этого стенда является малые моменты инерции и масса каретки, оказывающих малое влияние на динамику раскрытия ПМК. Это делает возможным использование подобных универсальных стендов для раскрытия легких конструкций, например, штанг магнитометров.

На точность положения ПМК на portalном стенде влияет усилие страгивания F_T кареток и траверс, а также высота подвеса. Из расчетной схемы на рисунке 2-21 следует, что максимальная погрешность положения секции составляет:

$$x_{\max} = \pm \frac{F_T h}{mg} \quad (12)$$

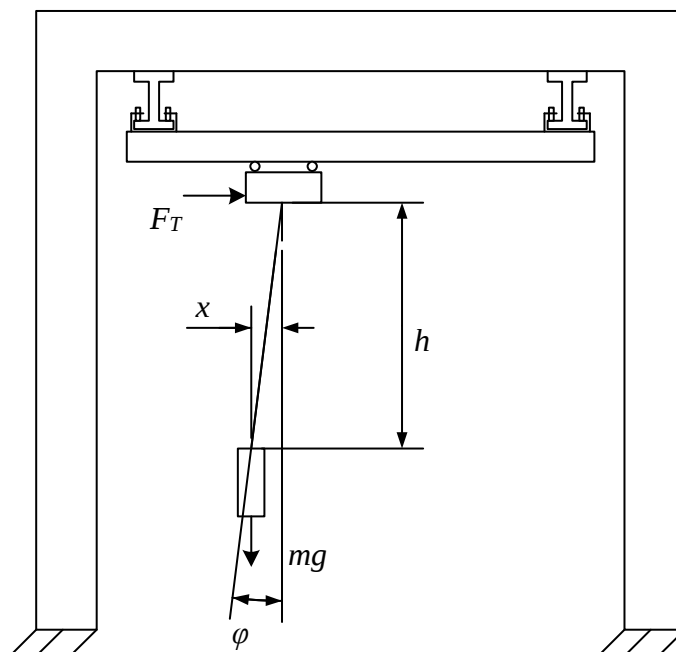


Рисунок 2-21 Расчетная схема портального стенда

Из (12) следует, что для уменьшения погрешности следует уменьшать высоту подвеса, либо делать подвес жестким. С другой стороны погрешность всей ПМК определяет ее жесткость. Рассмотрим ПМК состоящую из n секций в наиболее худшем с точки зрения точности варианте, когда все каретки отклонены в одну сторону (см. рисунок 2-22). Размер v и угол θ определяются из следующих выражений:

$$v = \frac{n^4 F_T l^3}{24 E J_x}, \quad \theta = \frac{n^3 F_T l^2}{8 E J_x} \quad [32] \quad (13)$$

Выражение для отклонения x с учетом малости θ имеет вид:

$$x \approx \frac{5n^4 F_T l^3}{48 E J_x}. \quad (14)$$

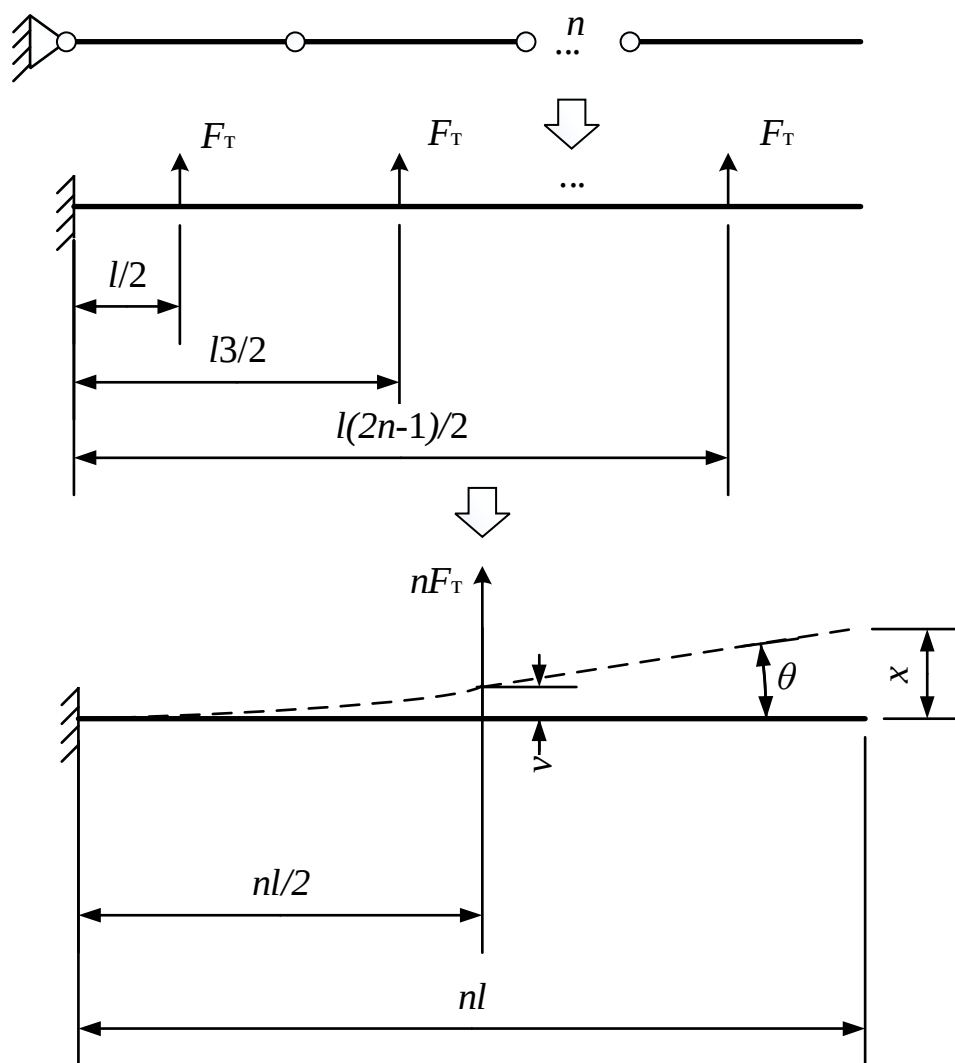


Рисунок 2-22 Расчетная схема для ПМК из n секций

На усилие страгивания влияет горизонтальность направляющих, а также их прямолинейность, поэтому в стендах раскрытия ПМК рекомендуется применять специализированные высокоточные направляющие без предварительного натяга.

Столь жесткие требования по точности справедливы только в том случае, когда требуется измерять плоскостность ПМК непосредственно после раскрытия. Если таких требований нет, то имеет смысл разделить операции юстировки и измерения плоскостности от испытаний на раскрытие. Это позволит снизить требования к стенду раскрытия и удешевить его.

2.3 Разработка математических моделей ПМК

2.3.1 Методика моделирования ПМК

На сегодняшний день математическое моделирование ПМК, как и любых других конструкций, является наиболее дешевым способом проверить работоспособность конструктивных решений. Наибольшее распространение получили следующие программные продукты:

- MSC Adams - составляющая часть семейства программных продуктов MD (MSC Nastran, MSC Adams), предназначенных для комплексного моделирования сложных механических систем, создания виртуальных прототипов изделий проведения виртуальных испытаний.
- Euler. Программный комплекс EULER может использоваться для моделирования кинематики и динамического поведения самых различных механических систем. Это могут быть как простейшие механизмы, так и сложные системы, например, автомобиль или составной автопоезд, самолет, ракета или раскрывающаяся космическая антенна. Моделируемые системы могут включать жесткие и деформируемые элементы конструкции, гидравлические, пневматические и электрические системы, системы управления и другие компоненты.
- Программный комплекс «Универсальный механизм» – это специализированное многофункциональное расчетное приложение, предназначенное для решения задач кинематики и динамики механических систем.
- Matlab Simulink SimMechanics предоставляет среду для трёхмерной симуляции многотельных механических систем.

Кроме вышеперечисленных специализированных пакетов существуют также модули расширения для известных САПР таких как SolidWorks или NX.

Каждый из перечисленных пакетов подходит для решения поставленной задачи на определенной стадии проектирования ПМК. Методика моделирования ПМК приведена в таблице 2-1.

Таблица 2-1 Методика моделирования ПМК

Этап моделирования	Результат моделирования	Среда моделирования
Предварительное моделирование	Жесткость ПМК в рабочем положении, величина люфтов, необходимые усилия удержания элементов в раскрытом положении, нагрузки в сочленениях при нештатных ситуациях	Matlab Simulink или Easy
Моделирование раскрытия ПМК	Конструктивные параметры составляющих ПМК, нагрузки в процессе раскрытия, схема раскрытия	SolidWorks Motion или NX или Adams
Уточненное моделирование	Проверка конструктивных решений, уточненные нагрузки в процессе раскрытия с учетом влияния системы ориентации и податливостей и нелинейностей ПМК	Matlab Simulink + Adams или Matlab Simulink + NX или Easy + Adams

На первоначальном этапе, когда необходимо определить принципиальный облик ПМК без учета конструктивных особенностей лучше всего использовать пакет Matlab т.к. в нем можно учесть множество факторов внешней среды и КА, например, определить какую жесткость должна иметь ПМК в раскрытом положении, чтобы система ориентации КА справлялась со стабилизацией КА в заданные ТЗ временные рамки.

При втором моделировании следует сконцентрироваться на определении основных конструктивных параметрах ПМК таких как длины звеньев, матери-

алы и форма механических упоров. Для этих целей подходят программные комплексы встроенные в САПР, где можно на лету изменять конструктив и проводить моделирование. На этом этапе необходимо сформулировать требования к составным частям ПМК (жесткости несущих элементов и пружин, материалы конструкции, пары трения и т.д.).

Уточненное математическое моделирование следует проводить когда основная конструкция уже спроектирована и необходимо проверить ПМК с учетом жесткостей несущей конструкции, а также учесть влияние внешних факторов и системы ориентации КА. Для этих целей необходимо использовать связку двух пакетов, например, Matlab и Adams или NX и Matlab. В Matlab моделируется общая модель внешних факторов, системы ориентации, а данные из Adams в режиме реального времени передаются в модель Matlab для учета работы механической системы ПМК.

По окончании моделирования имеем подробную модель ПМК, заранее отработав штатные и нештатные ситуации. Данная методика применима, если в состав ПМК входит электромеханический привод. При этом на втором этапе необходимо вести параллельное моделирование как механической, так и электромеханической систем.

2.3.2 Предварительная математическая модель ПМК.

Задачей предварительного моделирования является формулировка требований к ПМК в целом, а также к системе ориентации КА. Как следует из названия предварительное моделирование не учитывает конструктивные нюансы ПМК. ПМК сводится к некой эталонной модели, которой могут пользоваться разработчики других систем КА в том числе системы ориентации.

Ввиду того, что модель ПМК будут использовать при разработке не только механических, но и также электромеханических и электронных систем, имеет смысл вести разработку предварительной модели в пакете, позволяющем моделировать все вышеуказанные системы.

В качестве расчетной схемы ПМК в рабочем положении представляется в виде балки, удовлетворяющей гипотезе плоских сечений без учета сдвигов, поперечное перемещение оси которой характеризуется функцией $v(x, t)$. При распределенной массе балки $m(x)$ поперечные колебания описываются дифференциальными уравнениями в частных производных. Таким образом можно построить простую модель с конечным числом степеней свободы путем разбиения балки поперечными сечениями на конечное число элементов, а в качестве неизвестных рассматриваются перемещения $v_k(t)$ и углы поворота в сечениях $\theta_k(t)$. В конечном счете балка заменяется системой упругосвязанных сосредоточенных масс μ_k [33] (см. рисунок 2-23).

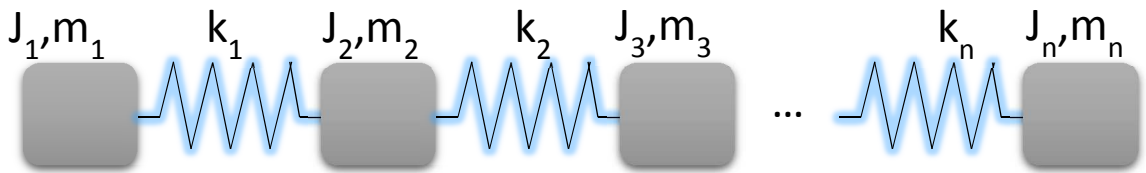


Рисунок 2-23 Упрощенное представление ПМК

Вышеописанная система описывается с помощью системы линейных дифференциальных уравнений, которая в матричном виде выглядит следующим образом:

$$M\ddot{q} + Kq = Q \quad [33], \quad (15)$$

здесь M и K являются матрицами коэффициентов обобщенных масс и обобщенных жесткостей, q и Q являются векторами-столбцами обобщенных координат и обобщенных сил.

Пусть для закрепленного стержня построена функция $G(x, \xi)$, называемая функцией влияния и представляющая собой поперечное перемещение в точке x от единичной силы, приложенной в точке ξ . Для дискретной системы на рисунке 2-23 функцию влияния можно заменить матрицей коэффициентов влияния $G = [g_{ij}]$, где g_{ij} представляет i -е перемещение от действия единичной силы по j -му направлению. Уравнение (15) можно привести к виду:

Моделирование можно вести в любой системе, но при использовании пакета Matlab можно вести моделирование как электронных, так и механических систем.

Общее число степеней свободы системы при последовательной кинематической схеме (см. рисунок 2-22) равно:

где k – число секций, n – число тел, из которых состоит секция, m – число шарниров, s_c и $s_{ш}$ – число направлений, в которых могут двигаться тела секций и шарниры.

Проведем исследование влияния количества элементов разбиения на точность модели. В качестве модели для исследования возьмем балку прямоугольного сечения 40x100 мм и длиной 2 м. За эталонные значения возьмем величину прогиба такой балки закрепленной консольно и первую собственную частоту, рассчитанные методом конечных элементов.

На рисунке 2-25 показан график зависимости относительной погрешности от количества элементов разбиения балки. Очевидно, что погрешность асимптотически стремиться к нулю при увеличении числа элементов до бесконечности. На практике допустимые погрешности составляют от 10 до 5 процентов, следовательно, наиболее оптимальным числами разбиения балки будут являться от 12 до 18 элементов.

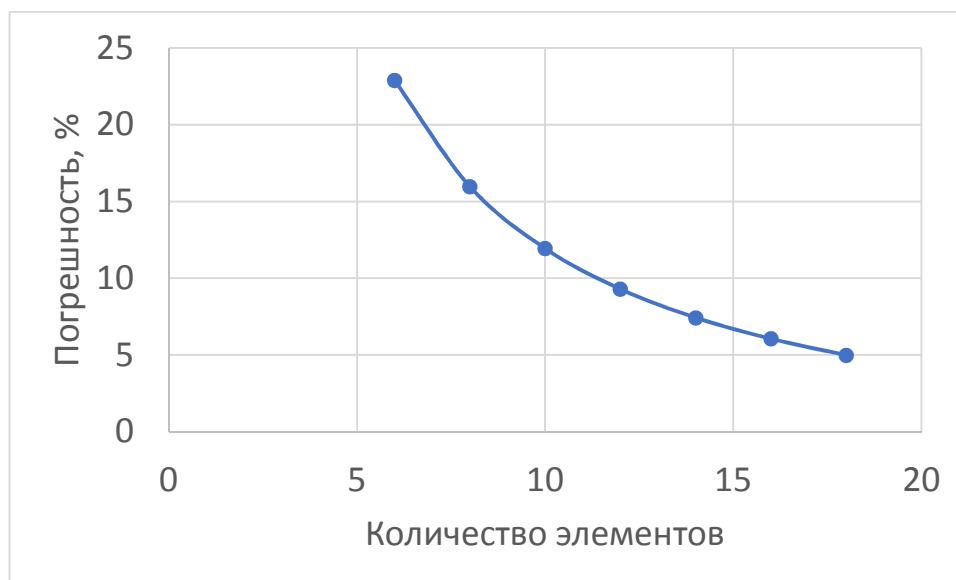


Рисунок 2-25 Зависимость относительной погрешности моделирования от количества элементов разбиения

При n более 18 получаем малый прирост в точности, но увеличиваем сложность модели, а при n менее 12 получаем большую погрешность моделирования.

В общем виде упругая связь состоит из шести степеней свободы (3 вращательных и 3 поступательных). В большинстве случаев можно уменьшить число степеней свободы, например для протяженных ПМК состоящих из конечного числа секций малого поперечного сечения число степеней свободы можно свести

к двум изгибам, а закручиванием, растяжением и поперечными сдвигами пренебречь (см. рисунок 2-26).

В системе из n_Σ масс число собственных частот равно n_Σ , поэтому число n не имеет смысла делать большим. Так в системе из трех секций, каждая из которых представлена двумя массами, которые допускают изгибы по двум направлениям будет 12 собственных частот. В большинстве случаев для крупных ПМК наиболее критичными являются низшие собственные частоты первой и второй форм.

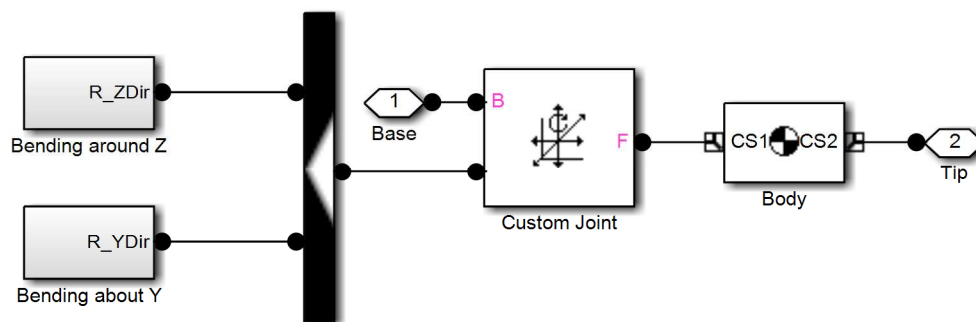


Рисунок 2-26 Модель одного гибкого элемента с двумя степенями свободы

На рисунке 2-26 блок *Body* представляет собой твердое тело с заданными массой и матрицей инерции. Блок *Custom Joint* – это универсальное соединение, которое в данном случае имеет две вращательные степени подвижности. Блоки *Bending around Z* и *Bending around Y* – блоки учитывающие жесткость соединения по разным степеням подвижности (см. рисунок 2-27).

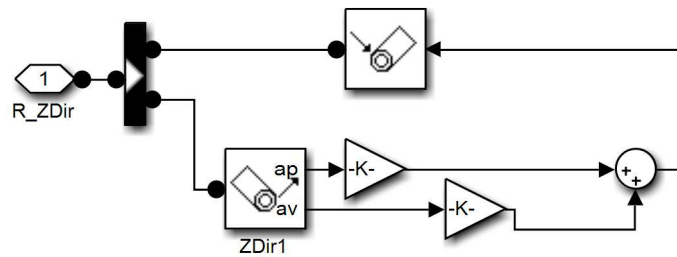


Рисунок 2-27 Модель воздействия, возникающего в гибком соединении по одной оси.

Приведенная модель описывается следующим уравнением:

$$M_z = k_z \theta_z + k_{vz} \dot{\theta}_z \quad (18)$$

здесь M_z – момент сопротивления вокруг оси Z , k_z – жесткость по оси Z , k_{vz} – коэффициент демпфирования по оси Z , θ_z и $\dot{\theta}_z$ угол и угловая скорость поворота сечения.

2.4 Формулировка алгоритма создания ПМК

Обобщая приведенную выше информацию систематизируем основные данные об этапах создания ПМК в таблице 2-2.

Таблица 2-2 Основная информация об этапах создания ПМК

Этап создания	Задачи этапа	Исходные данные	Подэтапы	Результаты
Синтез и формирование проектного облика ПМК	Формирование общего проектного облика ПМК Формулировка требований к АУ	Предварительные размеры АУ Характеристики АУ Требования по размещению АУ на КА	Рассмотрение рабочей конфигурации ПМК Рассмотрение транспортной конфигурации ПМК Предварительное моделирование	Габариты в транспортной и рабочей конфигурациях Число звеньев ПМК, способ раскрытия Тип механизма раскрытия

	Формулировка требований к ПМК Формулировка требований к СО КА			Жесткости звеньев и сочленений Допустимые погрешности и люфты Тип и способ зачекочки, количество пиросредств ТЗ на ПМК
Конструирование ПМК	Декомпозиция конструкции ПМК Разработка составляющих ПМК Выпуск рабочей документации на ПМК	Параметры транспортной и рабочей конфигураций ПМК Тип механизма раскрытия Жесткости звеньев и сочленений Требования по точности	Декомпозиция Выбор основных элементов ПМК Моделирование раскрытия ПМК Композиция Выпуск рабочей документации	Конструкция составляющих элементов ПМК Нагрузки в ПМК в процессе раскрытия Способы обеспечения точности ПМК Состав макетов для отработки Комплект рабочей документации
Изготовление ПМК	Выбор схемы сборки ПМК Проектирование и изготовление технологической оснастки, приспособлений и стендов	Рабочая документация на ПМК	Технологическая подготовка производства Изготовление технологической оснастки, приспособлений и стендов	Комплект технологической документации Рабочая документация на оснастку, приспособления и стенды Технологическая оснастка и стенды

	Сборка и сдача ПМК		Изготовление со- ставных частей и макетов ПМК Сборка ПМК Приемо-сдаточные испытания	Макеты и обрабо- точные образцы ПМК
Наземная эксперимен- тальная отра- ботка ПМК	Отработка кон- струкции с це- лью подтвер- ждения требова- ниям ТЗ	Рабочая доку- ментация на ПМК Макеты и отра- боточные об- разцы ПМК	Отработка на воз- действие ВВФ Отработка точно- сти ПМК Отработка раскры- тия	Отработанная кон- структорская до- кументация на ПМК Отчет по НЭО

Уточненный алгоритм приведен в приложении А.

Выводы ко второй главе

1. Проанализирован процесс разработки силовой рамы ВЦА БРЛК для КА «Метеор-М» №1. Выявлены основные закономерности и техни-
ческие нюансы свойственные ПМК.
2. На основе результатов анализа процесса создания силовой рамы
ВЦА БРЛК для КА «Метеор-М» №1 разработан подробный алго-
ритм создания ПМК, разобраны основные этапы создания и сформу-
лированы задачи для каждого этапа.

ГЛАВА 3 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ПРОВЕРКА РАЗРАБОТАННОГО АЛГОРИТМА НА ПРИМЕРЕ СИЛОВОЙ РАМЫ ДЛЯ КА «МЕТЕОР-М» №1 И №2

Разработанный в предыдущей главе алгоритм необходимо проверить и уточнить применительно к разработке силовой рамы ВЩА БРЛК для КА «Метеор-М» №1 и №2.

3.1 Основные данные о БРЛК «Северянин-М»

Основные данные о БРЛК «Северянин –М» по информации, изложенной в [15] и [1] приведены в таблице 3-3.

Таблица 3-3 Основные характеристики БРЛК «Северянин-М»

Наименование параметра	Значение
Тип локатора	РСА
Рабочий диапазон по IEEE	X
Длина волны λ , см	3,12
Тип антенны	Волноводно-щелевая ФАР
Размер антенны, м	13,4x0,25
Масса АУ, кг	не более 35
Число секций АУ	7

3.2 Выбор конструктивной схемы силовой рамы

Исходя из заданной длины волны можно определить допустимую погрешность реальной апертуры антенны по формуле $\lambda/8$, что соответствует 4 мм отклонения от плоскостности с учетом всех воздействующих факторов. Исходя из конструктивных соображений с учетом запаса на незнание было принято, что при наземной отработке отклонение от плоскостности посадочных мест под АУ должно быть не более 2 мм.

Число секций АУ равно семи, что означает, что центральная (корневая) секция неподвижно крепится к КА, а в каждую из сторон раскрываются по 3 секции. Однако возможно разделение АУ на 5 частей по 2,6 м, что как представленный ранее вариант тоже размещается под головным обтекателем ракеты-носителя Союз-2. Увеличение длины секции позволяет уменьшить число подвижных элементов. Недостатком данной схемы является необходимость наличия оборудования, способного производить обработку деталей секции длиной 2,6 м.

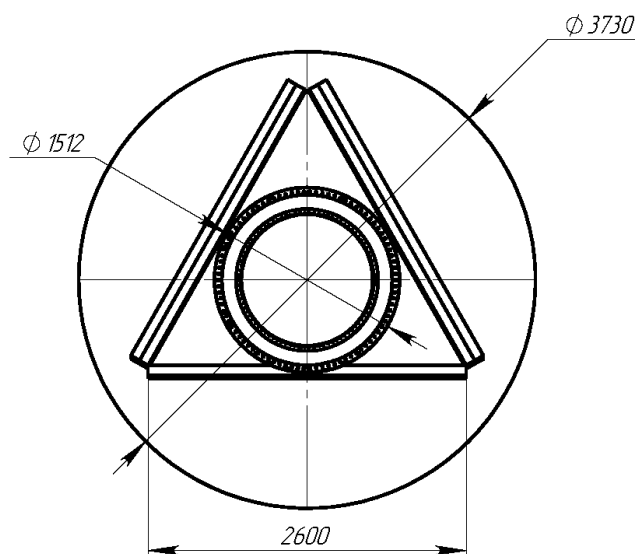


Рисунок 3-1 Альтернативная схема размещения СР под обтекателем
В качестве механизма раскрытия можно выбрать:

- Пружины. Наиболее простой вариант, но из-за большой массы и момента инерции секции возникают большие ударные нагрузки в процессе раскрытия.
- Электромеханический привод в каждом шарнире. Наиболее дорогостоящий и сложный вариант, но позволяющий осуществлять подстройку в полете.
- Тросовый механизм. Вариант средней сложности и обеспечивающий умеренные ударные нагрузки.

В данном случае, с учетом имеющегося задела, выбранная ранее на КА «Метеор-М» №1 схема и механизм раскрытия являются наиболее оправданными, т.к. является наиболее простой и число подвижных секций ПМК равно количеству подвижных секций АУ, а количество электромеханических приводов является минимальным.

При разработке новой ПМК для АУ аналогичных размеров при невозможности использования задела, имеет смысл выбрать вариант из 5 секций с четырьмя приводами, т.к. данная схема позволяет осуществлять контроль плоскостности, при установке датчика положения в приводах, а также проводить подстройку геометрии в полете.

3.3 Разработка предварительной модели силовой рамы

В соответствии с изложенным выше, предварительная модель состоит из следующих элементов (см. рисунок 3-2):

- КА в качестве жесткого тела с заданными массой, матрицей инерции и положением центра масс;
- система ориентации КА, как блок внешних моментов, прикладываемых к точке закрепления КА;
- ПМК состоящая из жесткой корневой секции, закрепленной жестко на КА, и последовательно закрепленных на ней гибких трех левых секций и трех правых секций. Между собой секции соединены гибкими связями.

КА закреплен при помощи трехстепенного шарнира за центр масс. Каждая секция ПМК состоит из десяти жестких тел, соединенных гибкими связями (см. рисунок 2-26).

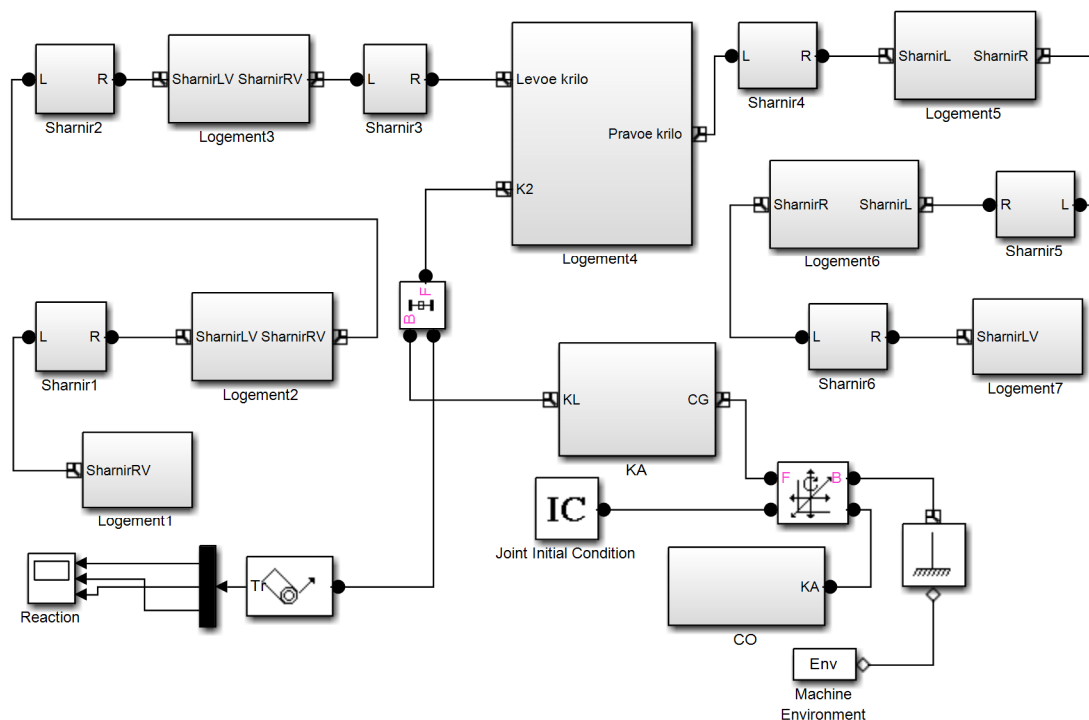


Рисунок 3-2 Предварительная модель СР ВЦА БРЛК

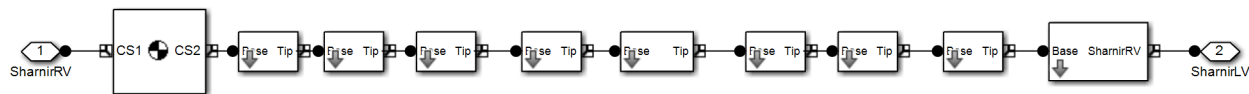


Рисунок 3-3 Гибкая модель одной секции

В качестве параметров модели возьмем жесткости и демпфирование уже разработанной СР и проверим как ведет себя система при внешней нагрузке. В результате определим достаточность жесткости СР для обеспечения заданных требований по ориентации и стабилизации КА, а также сохранности плоскостности. Внешнее воздействие представим в виде синусоидальной нагрузки вокруг оси Z КА с амплитудой 0,001 Нм и частотой 2 Гц. Частота внешнего соответствует частоте вращения прибора МТВЗА-ГЯ. По осям X и Y зададим случайное воздействие с амплитудой 10^{-4} Нм и частотой 100 Гц.

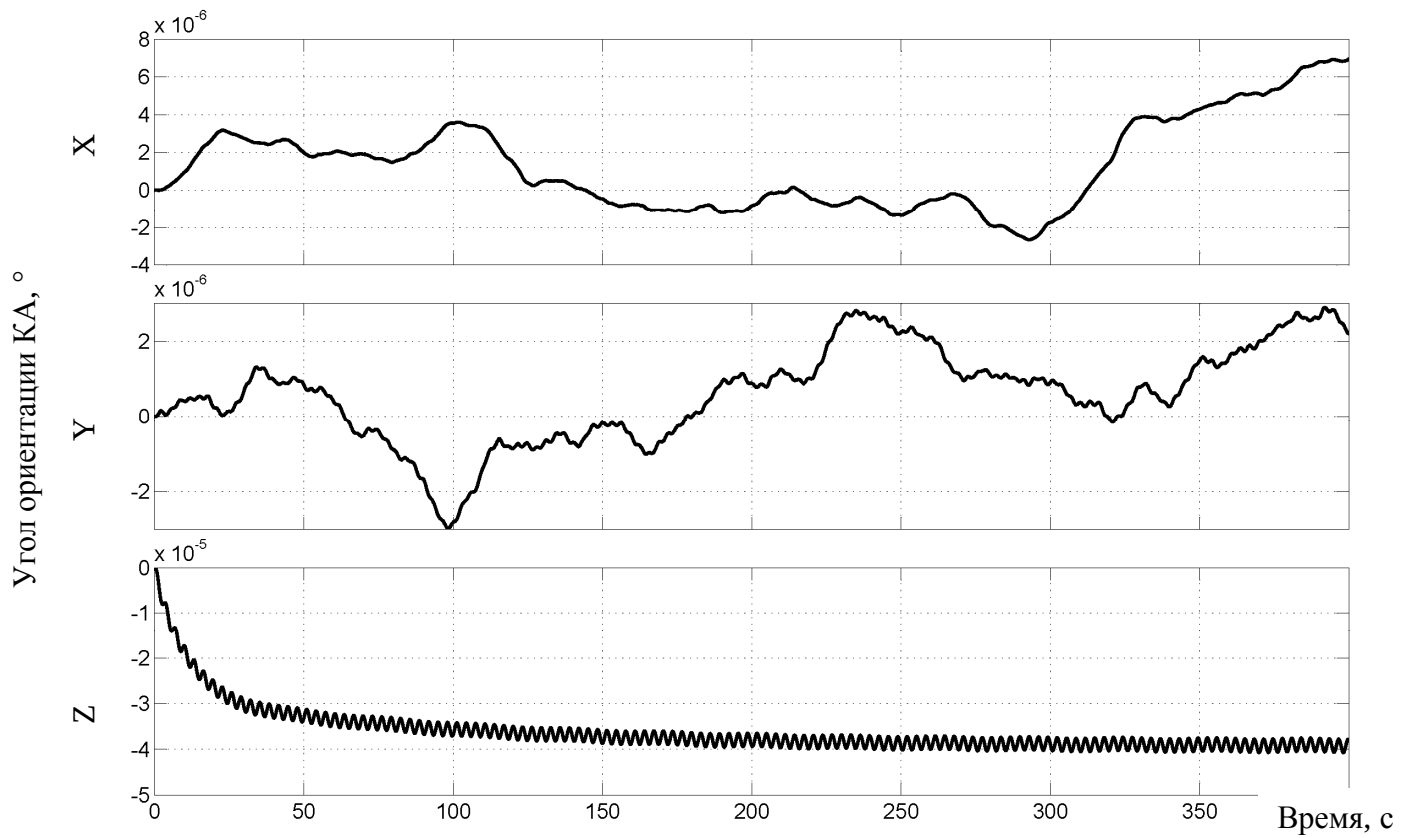


Рисунок 3-4 График изменения углов ориентации КА по осям X, Y и Z соответственно в градусах

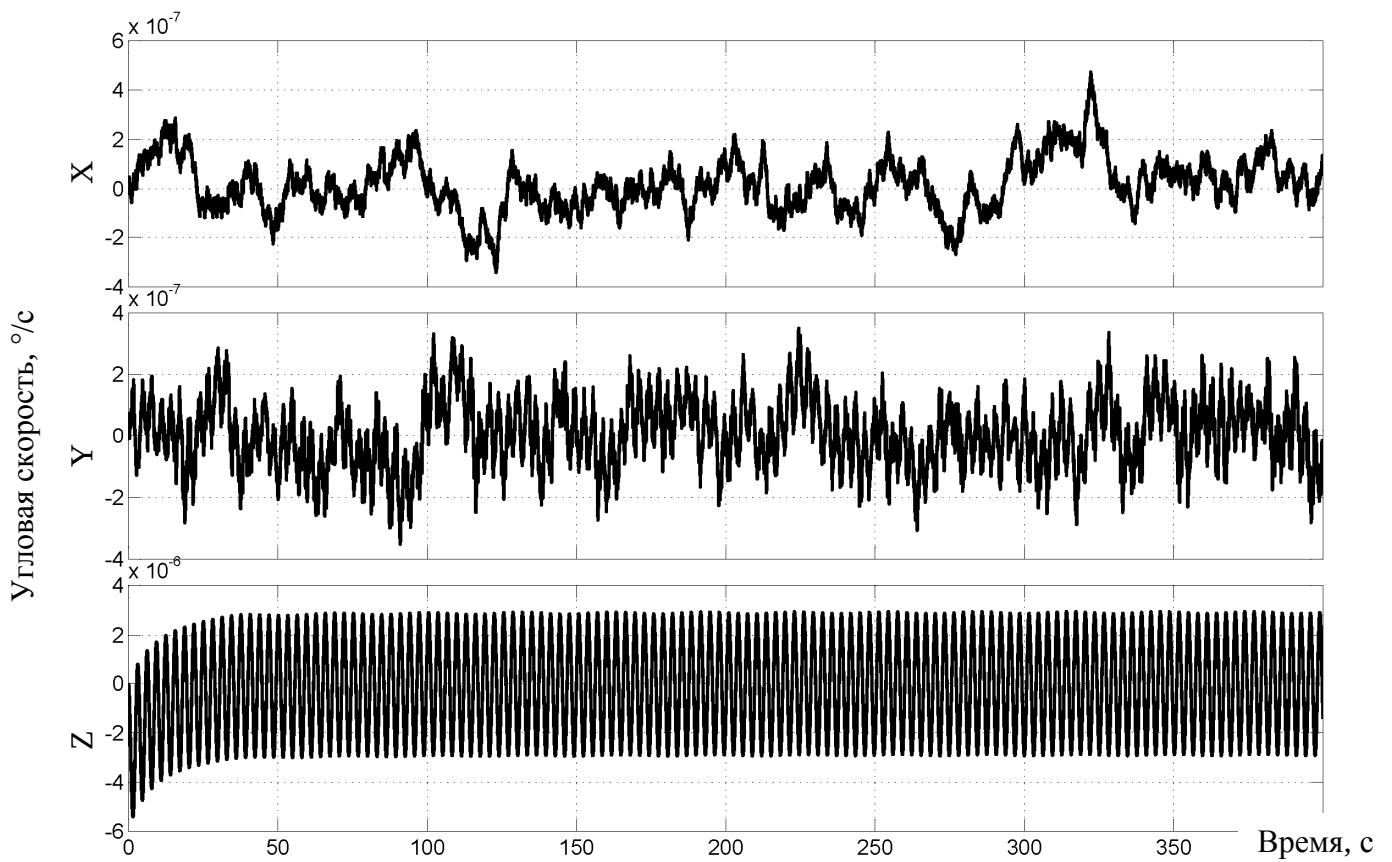


Рисунок 3-5 График изменения скоростей по осям X, Y и Z соответственно в градусах в секунду

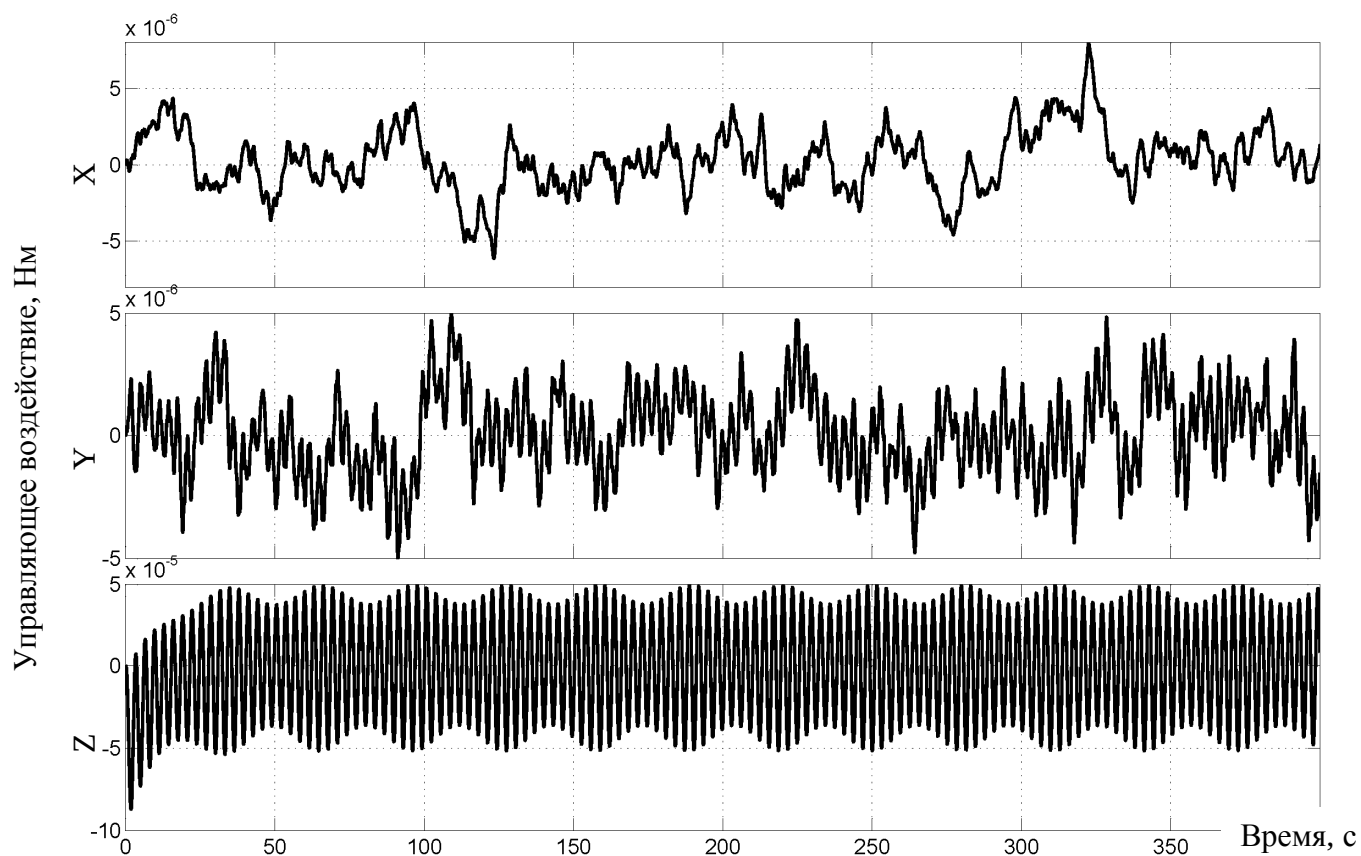


Рисунок 3-6 Управляющее воздействие системы ориентации по осям X, Y и Z соответственно в Нм

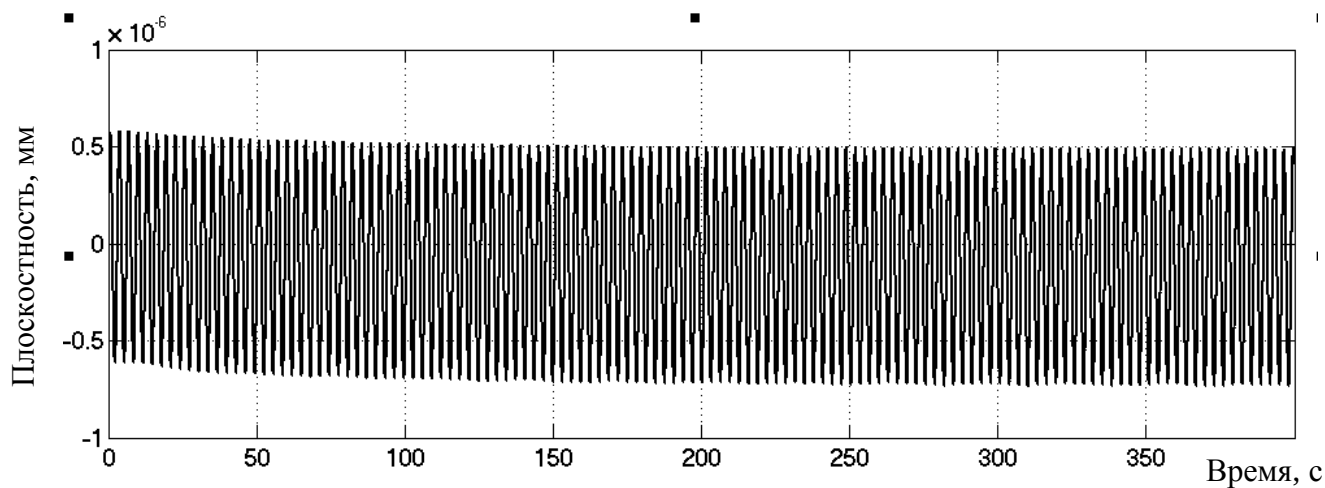


Рисунок 3-7 График изменения плоскостности

Из приведенных графиков (см. рисунки 3-4 – 3-7) видно, что плоскостность СР практически не изменяется при заданной внешней нагрузке, а угловые ошибки ориентации и скорости менее допустимых, следовательно выбранная жесткость СР достаточна для обеспечения точности и влиянием возмущающих моментов на плоскостность СР можно пренебречь. Моменты в корневых шарнирах тоже малы (см. рисунок 3-8)

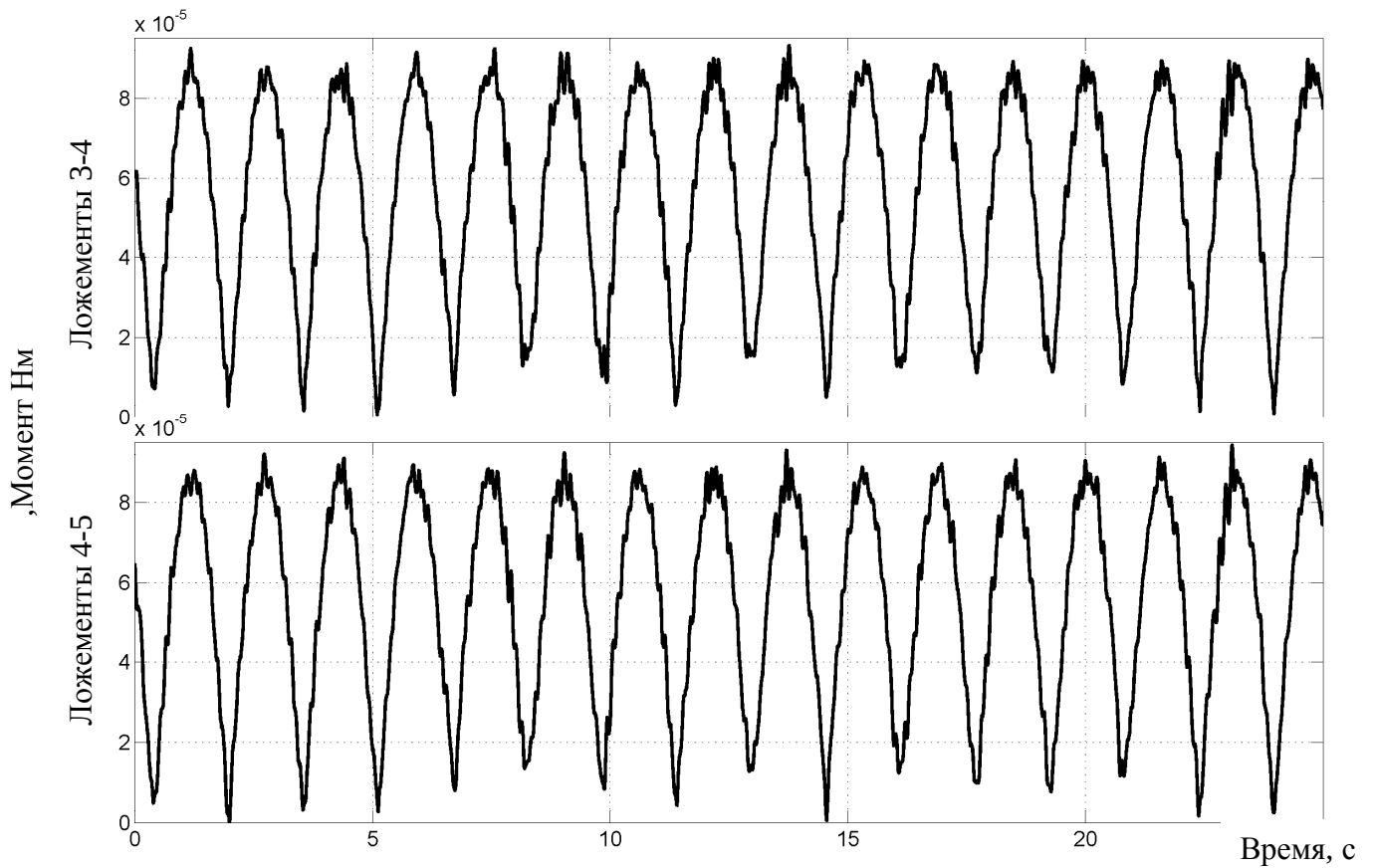


Рисунок 3-8 Графики моментов (амплитуда) в корневых шарнирах соответственно слева и справа

В другом случае симитируем случай потерю ориентации КА и проверим какие моменты возникают в самом нагруженном корневом шарнире. Для этого отклоним КА на 5° вокруг оси Z.

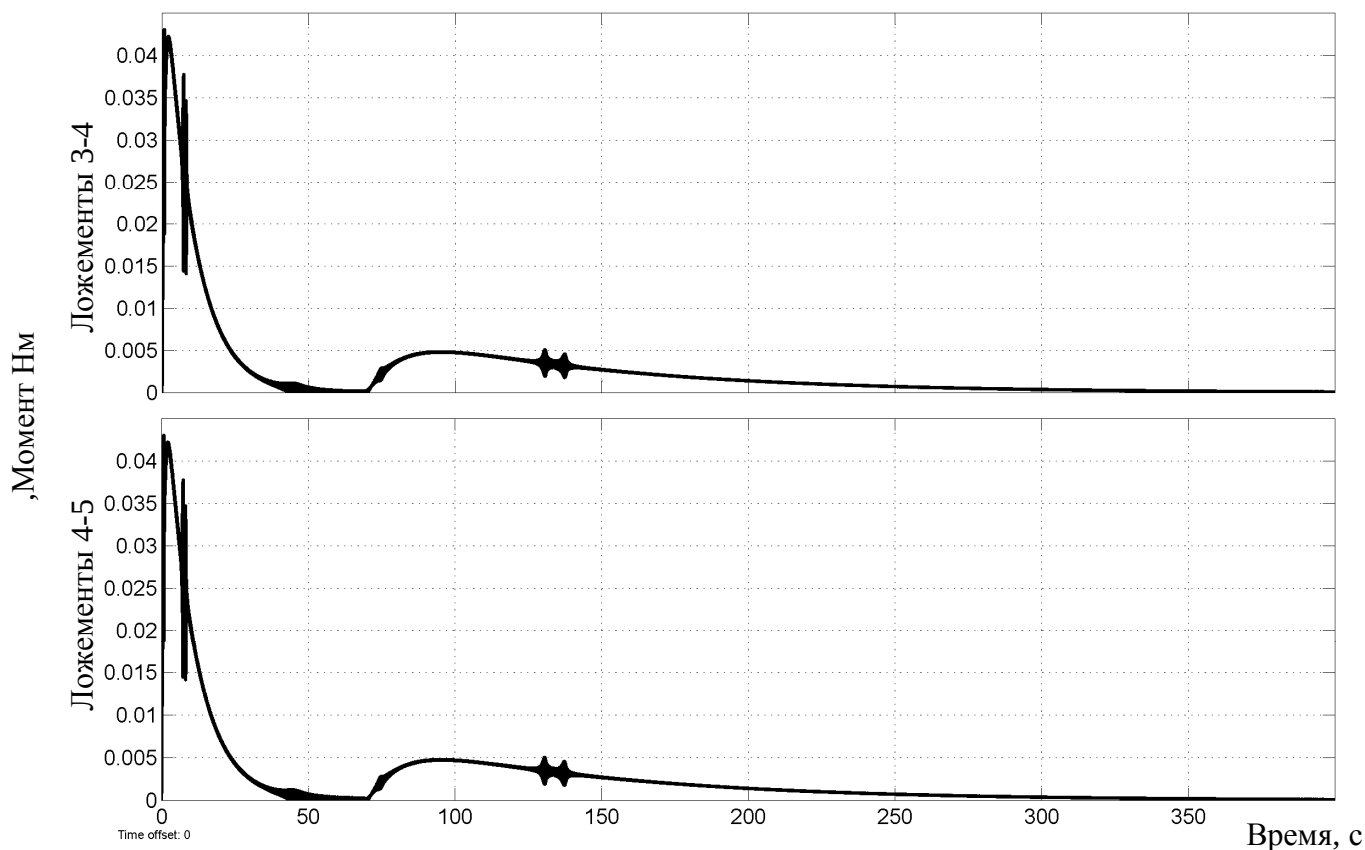


Рисунок 3-9 Графики моментов (амплитуда) в корневых шарнирах соответственно слева и справа при потере ориентации

Из проведенного моделирования следует, что выбранная конструкция СР позволяет исключить из рассмотрения влияние внешних возмущающих моментов на плоскостность. Для обеспечения гарантированного раскрытия СР необходимо, чтобы ложементы СР удерживались моментом более 0,045 Нм в каждом шарнире.

Исходя из вышесказанного можно сделать вывод, что разработанная ранее конструкция СР удовлетворяет заданным требованиям по результатам предварительного моделирования.

3.4 Предварительное моделирование раскрытия силовой рамы

Для более детальной оценки конструкции СР проведем моделирование процесса раскрытия СР. В качестве критерия оценки адекватности модели использовались данные телеметрии космического аппарата (КА) «Метеор-М» №1,

а именно диаграмма раскрытия ложементов СР. В модели время раскрытия каждого звена, а также суммарное время раскрытия крыла максимально приближено к данным телеметрии. [34]

Исходя из конструкции СР, модель логично разбить на несколько основных подсистем рисунок 3-10.

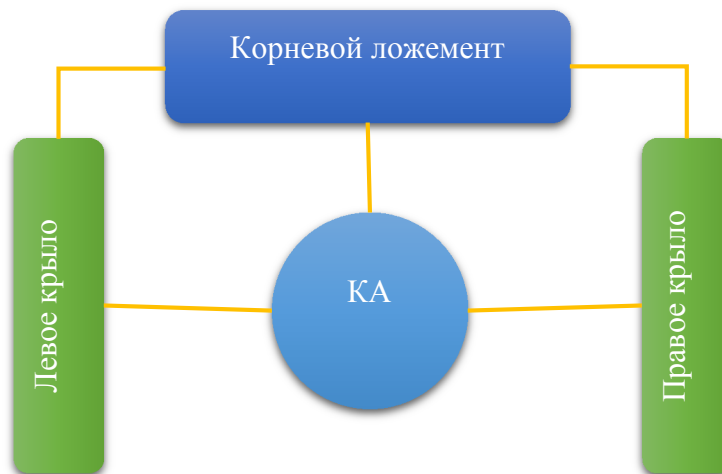


Рисунок 3-10 Основные подсистемы модели

Корневой ложемент закреплен неподвижно на КА. Центр масс КА закреплен через сферический шарнир в начале координат. Три ложемента шарнирно крепятся к корневому. При этом ограничивать движения ложемента будут с одной стороны механический магнитный упор, с другой стороны упор зачековки, т.е. учитывается удары ложемента друг о друга и о КА.

Модель СР в SIMULINK представлена на рисунке 3-11.

В модели КА закреплен на шаровом подшипниковом узле, а система ориентации КА заменена пружиной и демпфером по каждой из трех осей вращения. Таким образом, корпус КА допускает отклонения от исходного положения из-за действия возмущения при раскрытии СР.

Модель крыла

Модели левого и правого крыльев по структуре одинаковы и отличаются лишь порядковыми номерами ложементов. Структура левого крыла представлена на рисунке 3-12.

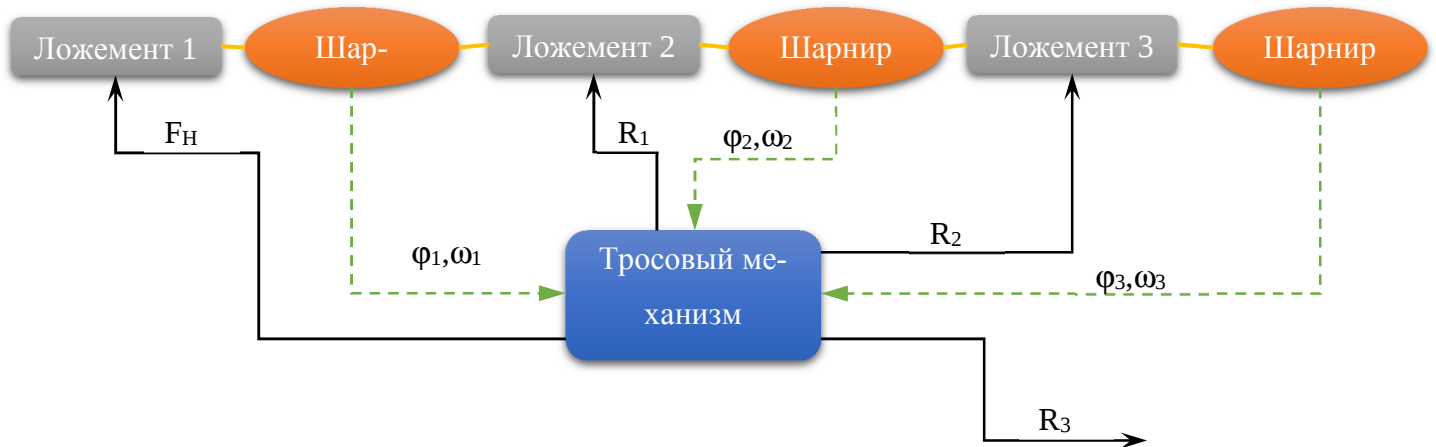


Рисунок 3-12 Структура левого крыла

Из рисунка видно, что крыло состоит из 3-х ложементов, соединенных между собой шарнирами. Блок тросового механизма получает информацию о текущей конфигурации системы и угловых скоростях раскрытия ложементов и на основании этих данных выдает реакции от тросового механизма на ложементы. Реакция R_3 действует на корневой ложемент.

Модель ложемента

Сначала проведен анализ конструкции без учета жесткости ложементов и при неподвижном закреплении КА. При этом получается, что силы, возникающие в упорах СР, оказывают большое влияние на процесс раскрытия, который становится неустойчивым. В таком случае суммарное время раскрытия на несколько порядков превосходит данные телеметрии. Из этого можно сделать вывод, что в модели обязательно необходимо учитывать упругость конструкции.

Одним из путей учета упругости конструкции является снижение жесткости магнитного упора таким образом, чтобы его жесткость соответствовала жесткости ложемента в целом. При этом суммарное время раскрытия крыла около 66 секунд, а максимальное усилие возникает в магнитном упоре при первом соударении крайнего и промежуточного ложементов.

Второй путь это разбиение ложемента на n равных частей (абсолютно жестких тел), соединенных между собой упругими связями (см. рисунок 2-23).

Параметры k_i этих связей определяются характеристиками материала и поперечного сечения ложементов.

В случае, когда геометрия всех точек ложементов в процессе раскрытия не важна, а имеет значение положение только крайних точек, то наиболее оптимальным является представление ложементов в виде жесткого тела, жесткость которого учтена в механическом упоре. Однако в этом случае контактные воздействия будут не соответствовать действительности.

Модель шарнирного узла

Каждый шарнирный узел СР состоит из следующих конструктивных элементов (рисунок 3-13):

- два подшипника,
- магнитный упор и ответная часть – механический упор,
- концевой датчик на основе микропереключателя и нажимной механизм,
- элементы тросового механизма.

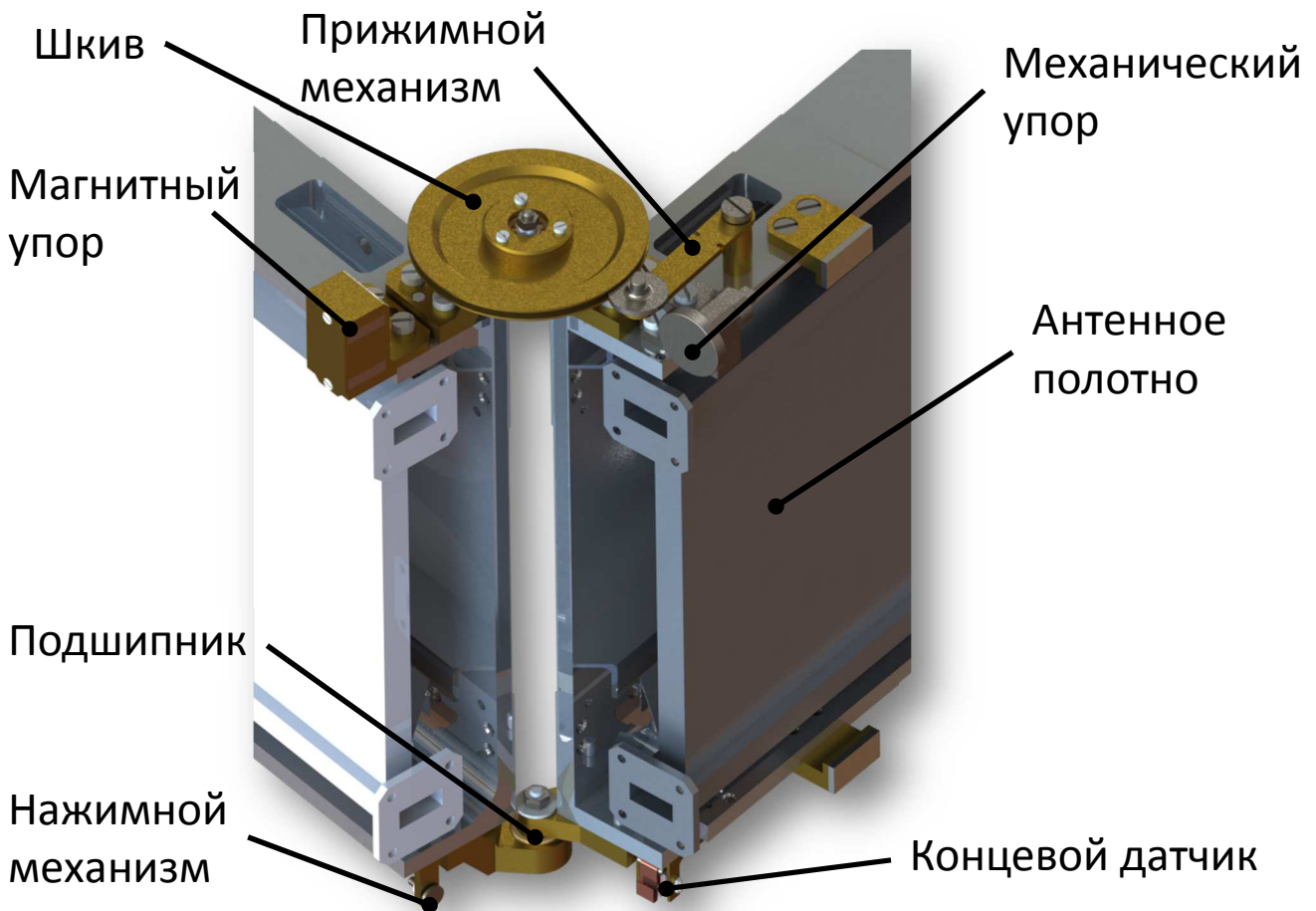


Рисунок 3-13 Общий вид шарнирного узла

На рисунке 3-14 приведено содержимое подсистемы шарнирного узла между третьим и четвертым ложементами. Подсистема имеет два шарнирных соединения и три блока *Kontakt*, реализующих контактное взаимодействие в магнитных упорах между третьим и четвертым ложементами и третьим ложементом и КА по двум упорам зачековки.

Блок *H* вычисляет относительное расстояние между магнитным и механическим упорами. Зеленый блок *Magnetic force* реализует влияние магнитного удерживающего усилия в упоре.

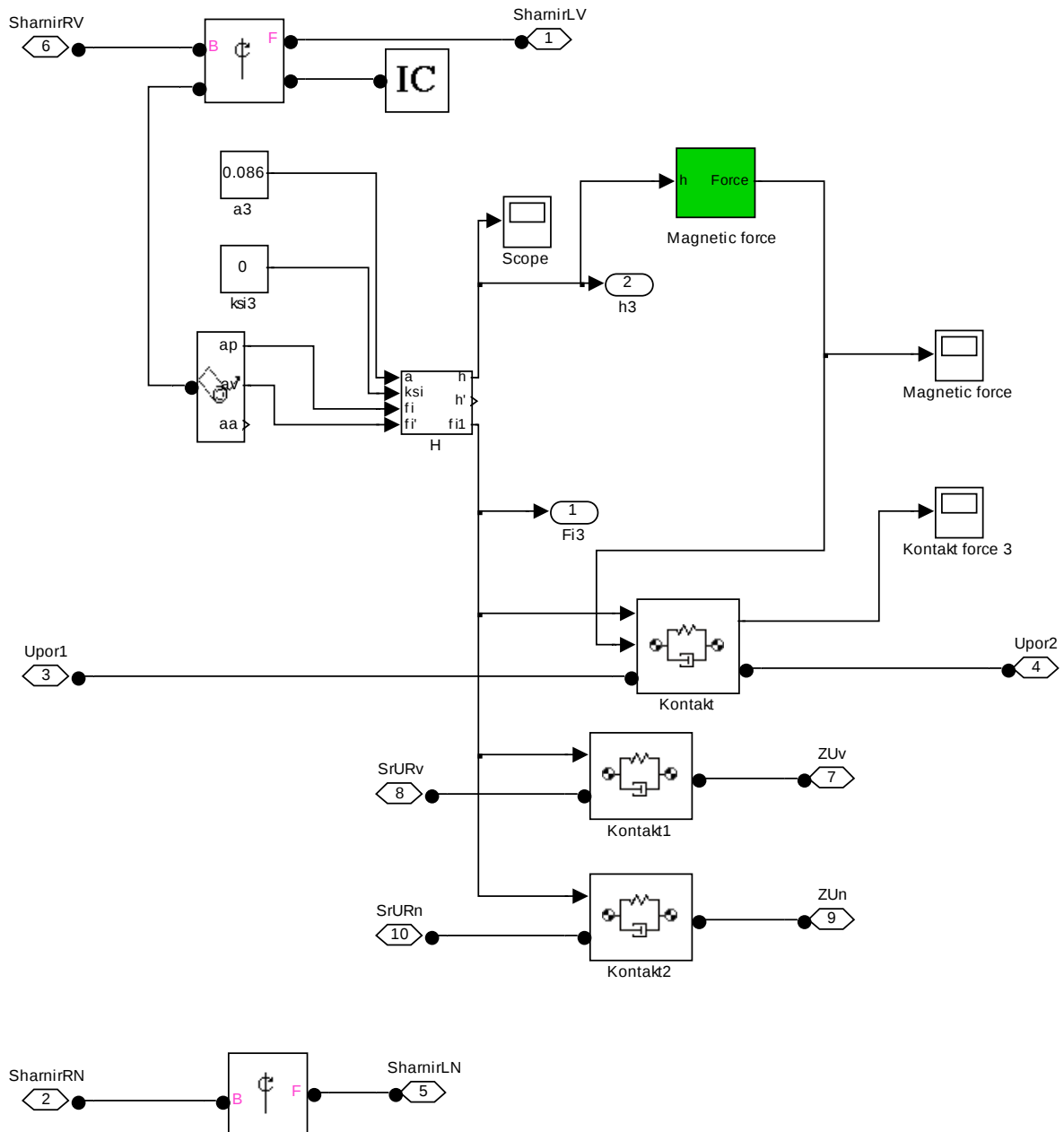


Рисунок 3-14 Модель подсистемы шарнирного узла №3

Тросовый механизм раскрытия состоит из привода, шкивов, прижимных механизмов и собственно троса. Трос, одним концом неподвижно закрепленный на крайних секциях (первый и седьмой ложементы), проходит через шкивы на ложементках, делая один оборот вокруг каждого шкива. Второй конец закреплен на шкиве привода. Вращаясь, привод натягивает трос, тем самым осуществляя раскрытие конструкции одного из крыльев. [1]

Привод имеет пружинный механизм, обеспечивающий необходимое натяжение троса и отсутствие его провисания. Пружинный механизм взведен на

начальное усилие F_H . Сила натяжения троса зависит от жесткости пружинного механизма и текущей конфигурации крыла (углов φ_1 , φ_2 и φ_3 раскрытия ложементов) и определяется по следующей формуле:

$$F_H = k_T \frac{d_{ш}}{2} (\varphi_1 + \varphi_2 + \varphi_3) + F_{H0}, \quad (19)$$

где F_{H0} – натяжение троса после раскрытия, $d_{ш}$ – диаметр шкива, k_T – жесткость спиральной пружины привода определялась экспериментально.

Величина магнитного воздействия уменьшается в зависимости от квадрата расстояния от упора до магнита. Данное предположение справедливо только при малых отклонениях ложементов от раскрытого состояния, когда угол между контактирующими поверхностями мал. Максимальное значение силы магнитного удержания определялось экспериментально на реальном магнитном упоре и равно 20 Н.

Результаты моделирования

Далее (на рисунках 3-15-3-17) приводятся графики, отражающие величину реакций, возникающих в магнитных упорах СР. По вертикальной оси отмеряются значения реакций в Ньютонах, по горизонтальной оси – время в секундах.

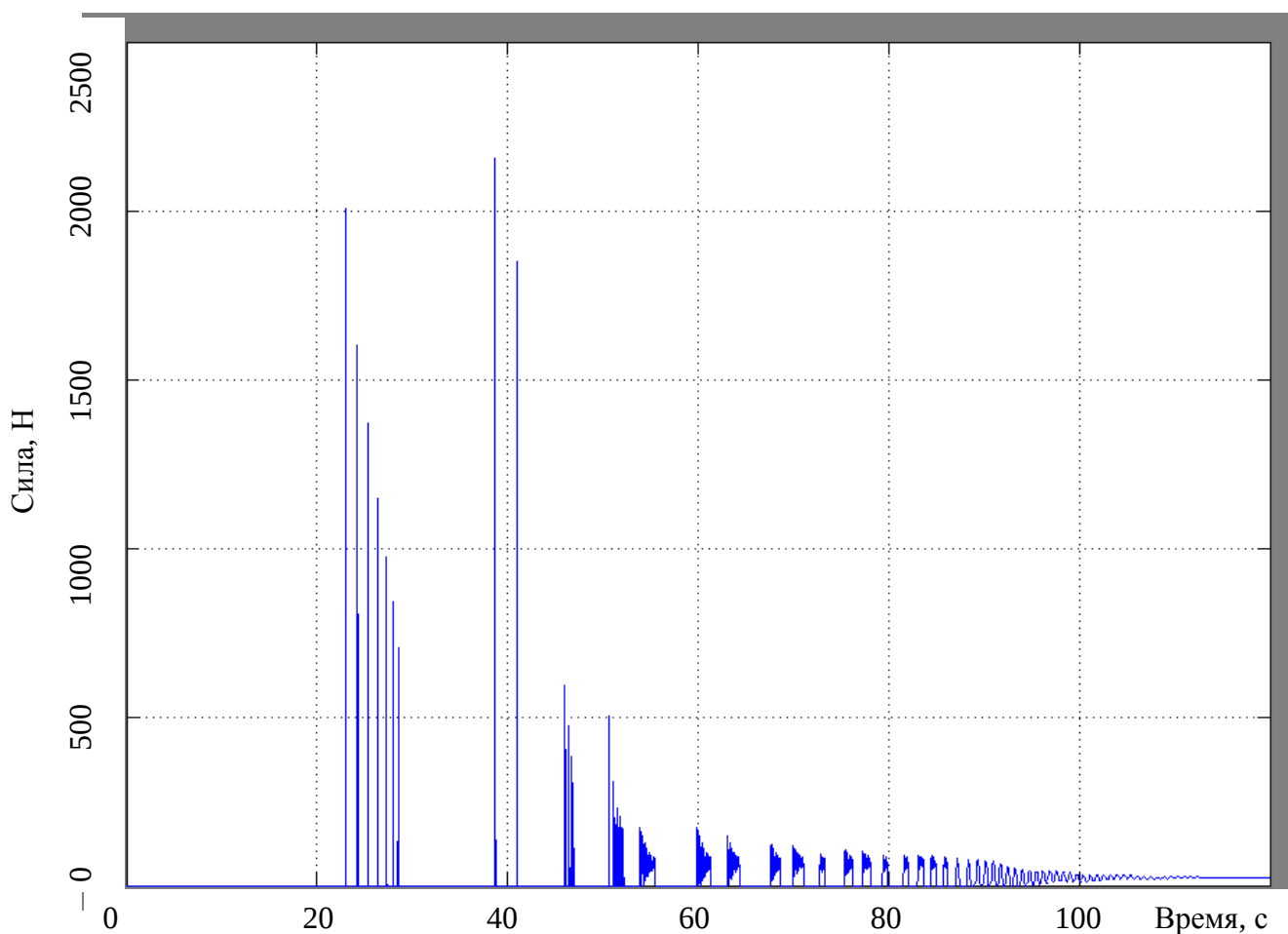


Рисунок 3-15 Усилие в магнитном упоре в третьем шарнире

Из рисунка 3-15 видно наличие затухающих колебаний без скачкообразных изменений после 96 секунд, что говорит об отсутствии соударения между ложементами, т.е. система ведет себя как единое тело и частота колебаний соответствует 1,4 Гц – собственной частоте колебаний крыла. Здесь нулевые значения реакции говорят об отсутствии контакта между ложементами. Отсутствие контакта на отрезке времени от 66 до 96 секунд, что противоречит рисунку 4-6, объясняется зоной нечувствительности концевого датчика раскрытия.

Максимальное контактное усилие в третьем шарнире составляет 2156 Н, время соударения составляет 0,11 с.

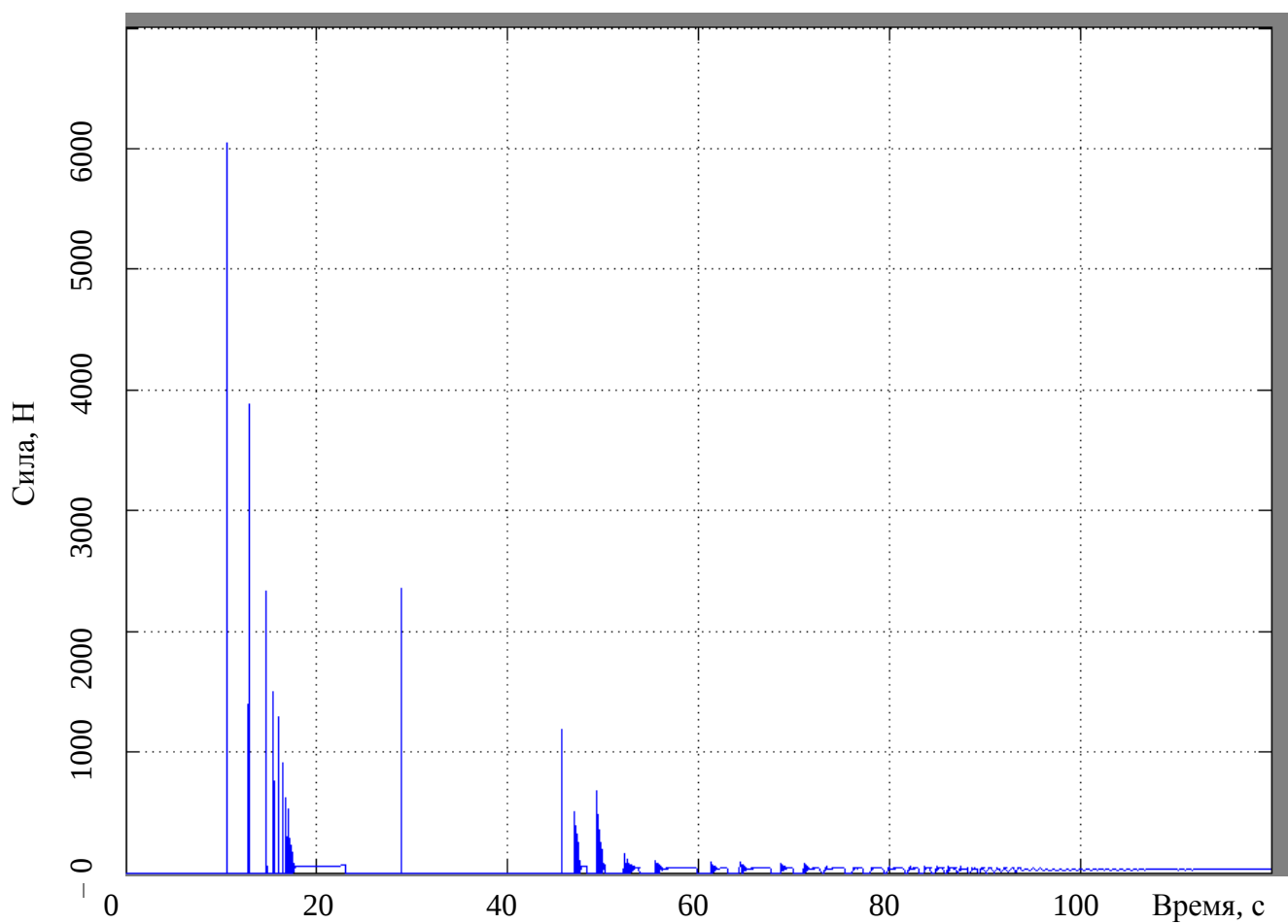


Рисунок 3-16 Усилие в магнитном упоре во втором шарнире

Максимальное контактное усилие во втором шарнире составляет 6043 Н, время соударения составляет 0,05 с.

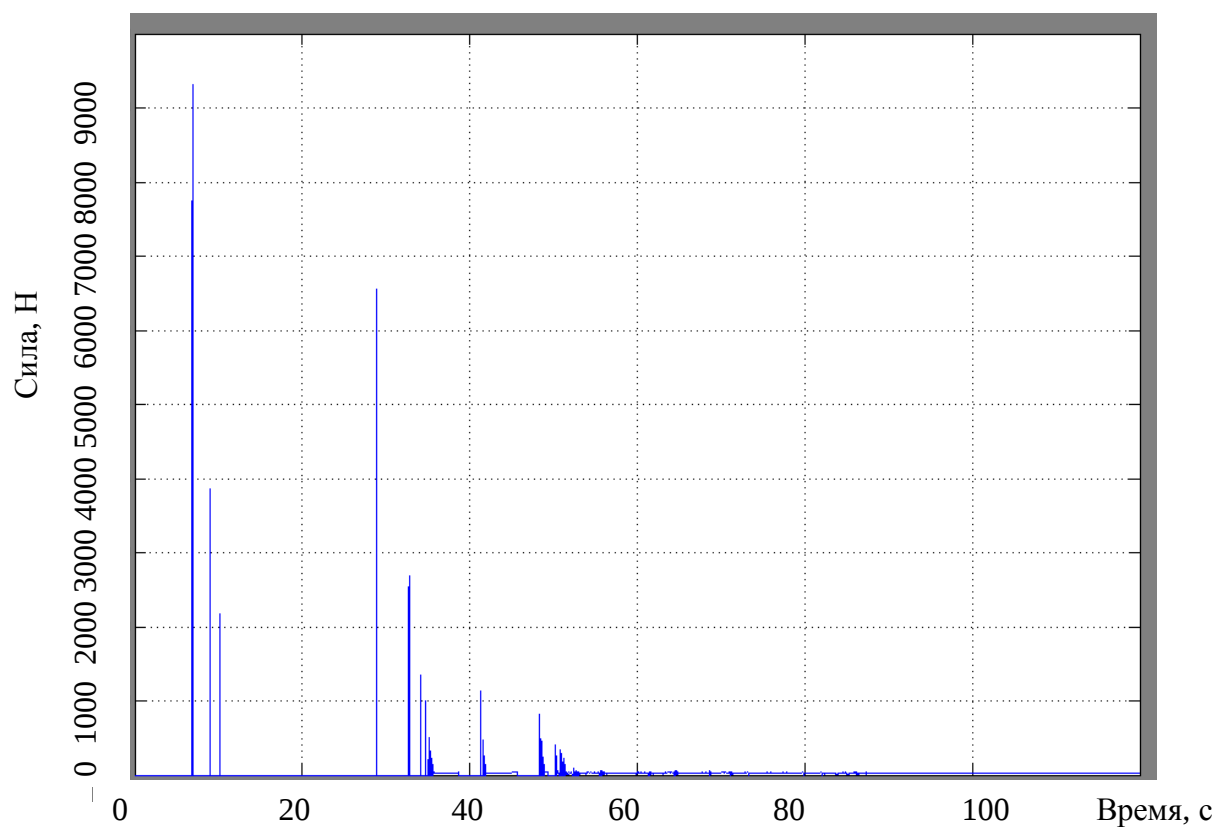


Рисунок 3-17 Усилие в магнитном упоре в первом шарнире

Наибольший удар происходит на первом ложементе в момент первого касания упора. Максимальное контактное усилие в первом шарнире составляет 9311 Н, время соударения составляет 0,05 с.

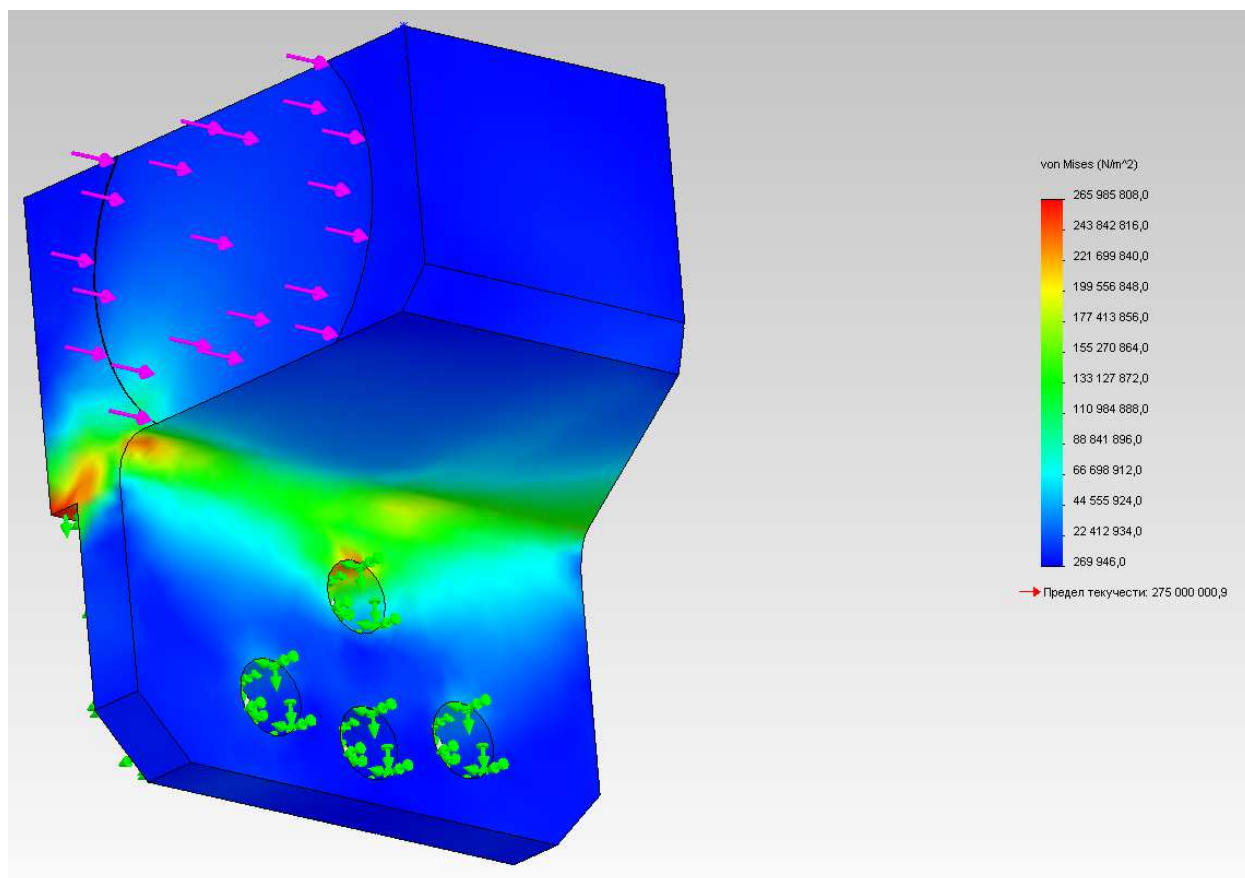


Рисунок 3-18 Эпюра напряжений при ударе магнитного упора

Рассмотрим наиболее нагруженный случай, когда удар приходится на магнитный упор крайнего ложемент. Закрепим магнитный упор на неподвижном основании и приложим к поверхности контакта с механическим упором нелинейную нагрузку в соответствии с рисунком 3-17.

На рисунке 3-18 представлена эпюра напряжений в пиковый момент удара (при максимальной нагрузке) магнитного упора. Из представленного рисунка видно, что возникающие напряжения в магнитном упоре не превышают предела текучести для АМг6, что говорит об отсутствии пластических деформаций. В данном расчете не учитывалась жесткость ложемент, которая может снизить динамическую нагрузку на упор.

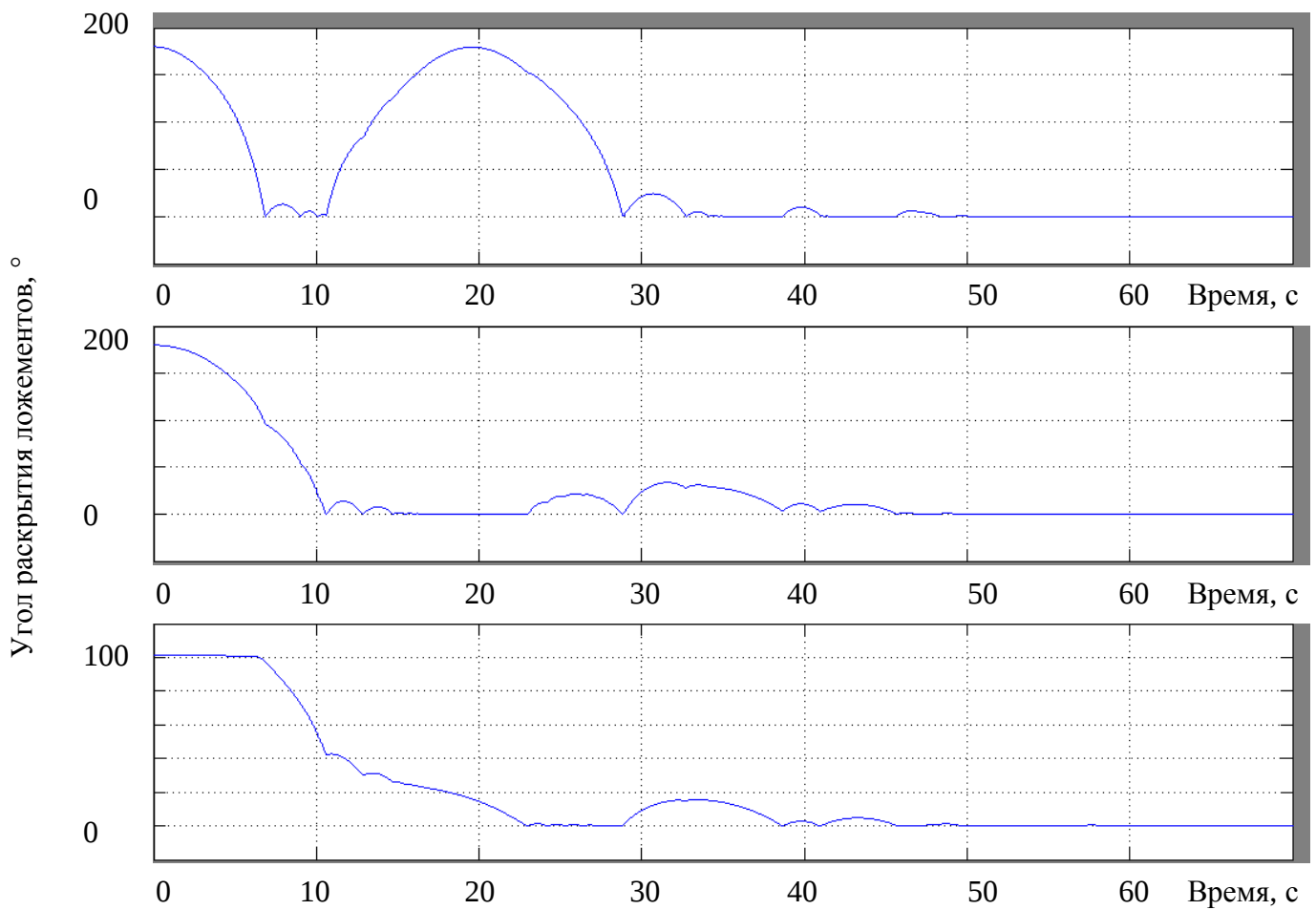


Рисунок 3-19 Изменение угла раскрытия ложемента (сверху первый ложемент, снизу – третий)

Из графика на рисунке 3-19 видно, что до первого соударения ложемента 1 и 2 третий ложемент был прижат к корпусу КА за счет инерции двух ложемента. После удара третий ложемент начинает свое движение.

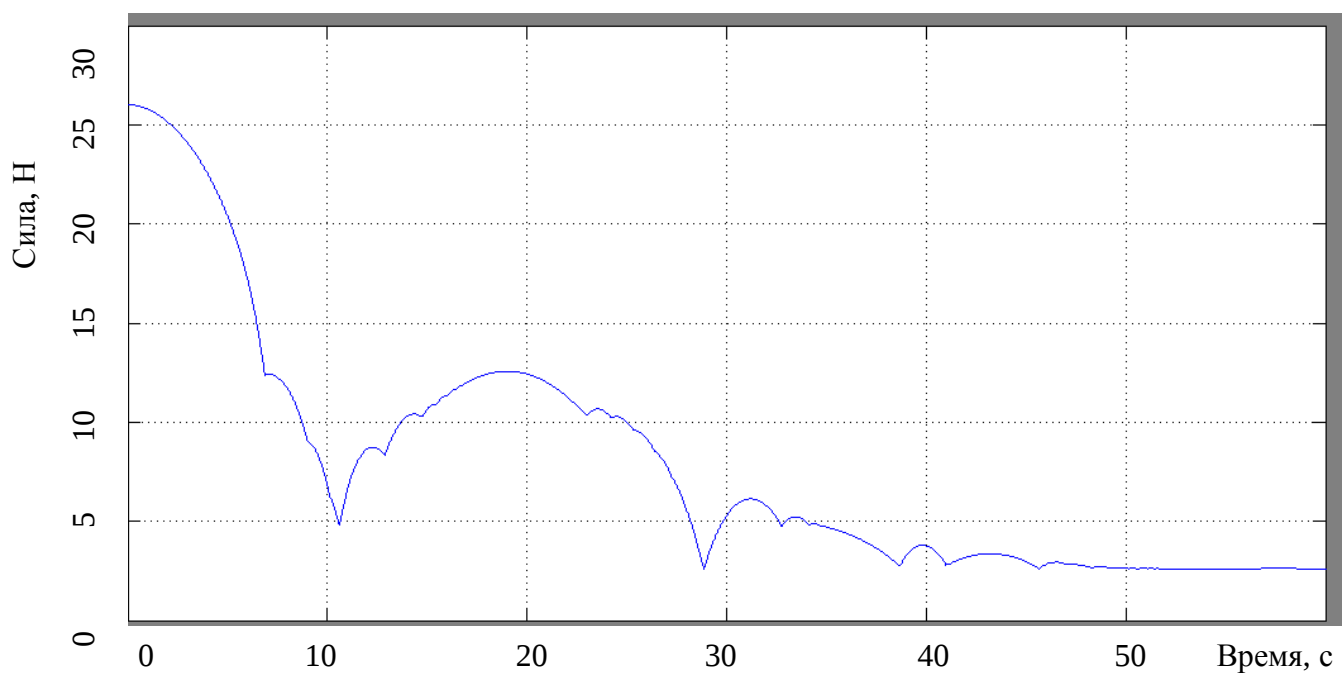


Рисунок 3-20 Сила натяжения троса

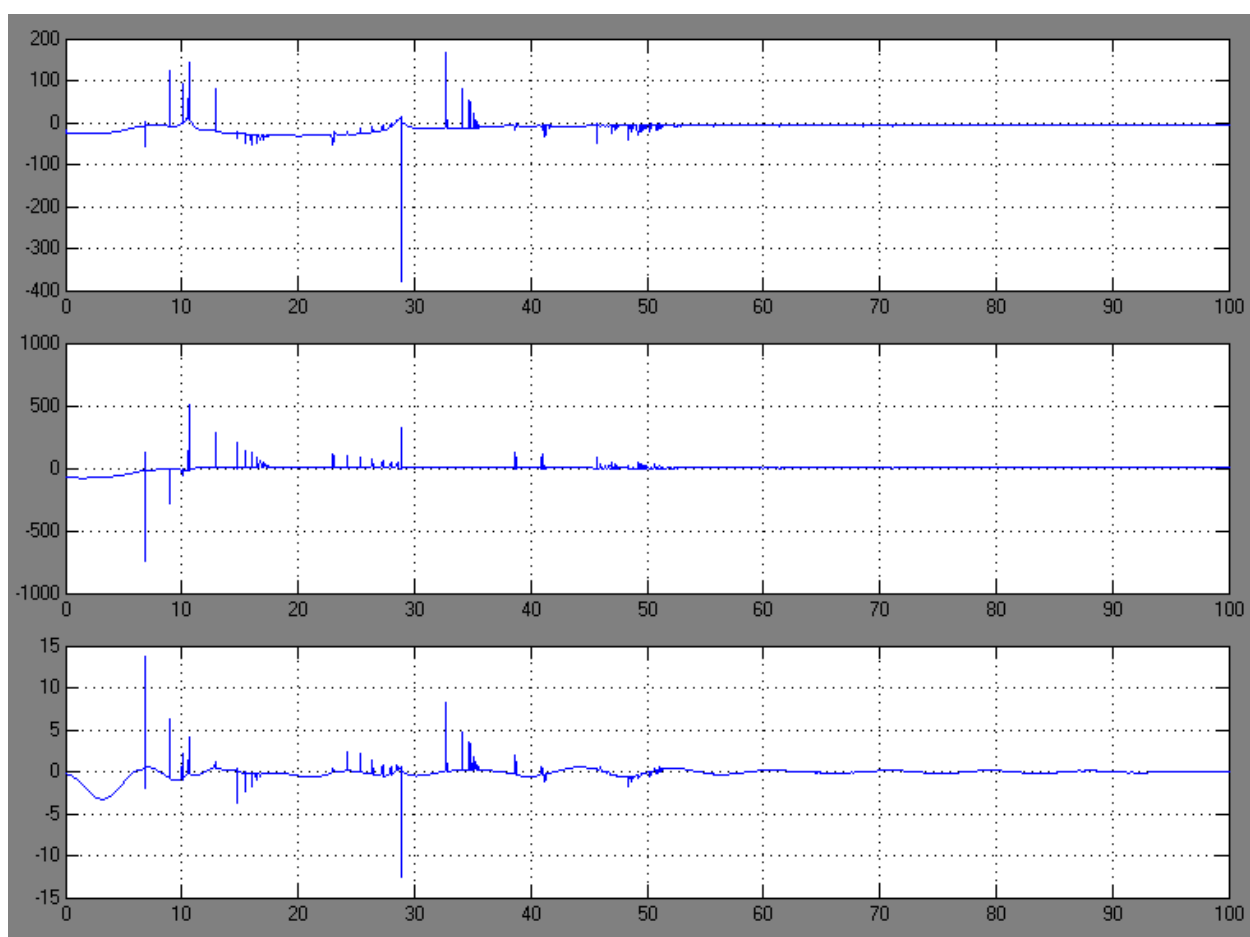


Рисунок 3-21 Возмущение от раскрытия крыла на КА в проекциях на оси X, Y, Z КА.

На рисунке 3-20 изображен график силы натяжения троса в механизме раскрытия.

На рисунке 3-21 показаны возмущающие воздействия на КА в проекциях на оси X , Y , Z КА. На графике ярко выражены ударные воздействия от раскрытия СР. Максимальные воздействия возникают по оси Y .

3.5 Уточненное моделирование раскрытия СР

Целью уточненного моделирования является проверка конструкции СР, механизма раскрытия с учетом реальной конструкции и свойственных ей особенностей (податливости, люфты и т.д.). Модель КА и системы ориентации соответствует таковым в предыдущих моделях.

Силовая рама представлена в виде набора семи ложементов, соединенных шарнирно, средний (корневой) ложемент жестко закреплен на КА. Каждый ложемент, кроме корневого, представлен в виде десяти жестких тел, соединенных гибкими связями в соответствии с рисунком 2-23. Корневой ложемент состоит из одного жесткого тела, зафиксированного на КА, к которому слева и справа крепятся набор из трех тел с гибкими связями, таким образом, чтобы первая гибкая связь соответствовала кронштейну крепления к корпусу КА.

В каждом из шести шарниров действует суммарный момент, состоящий из момента создаваемого тросовой системой раскрытия, момент от магнитного упора и момент, создаваемый приводом раскрытия. Модель механизма раскрытия приведена на рисунке 3-22. Модель всей системы показана на рисунке 3-23.

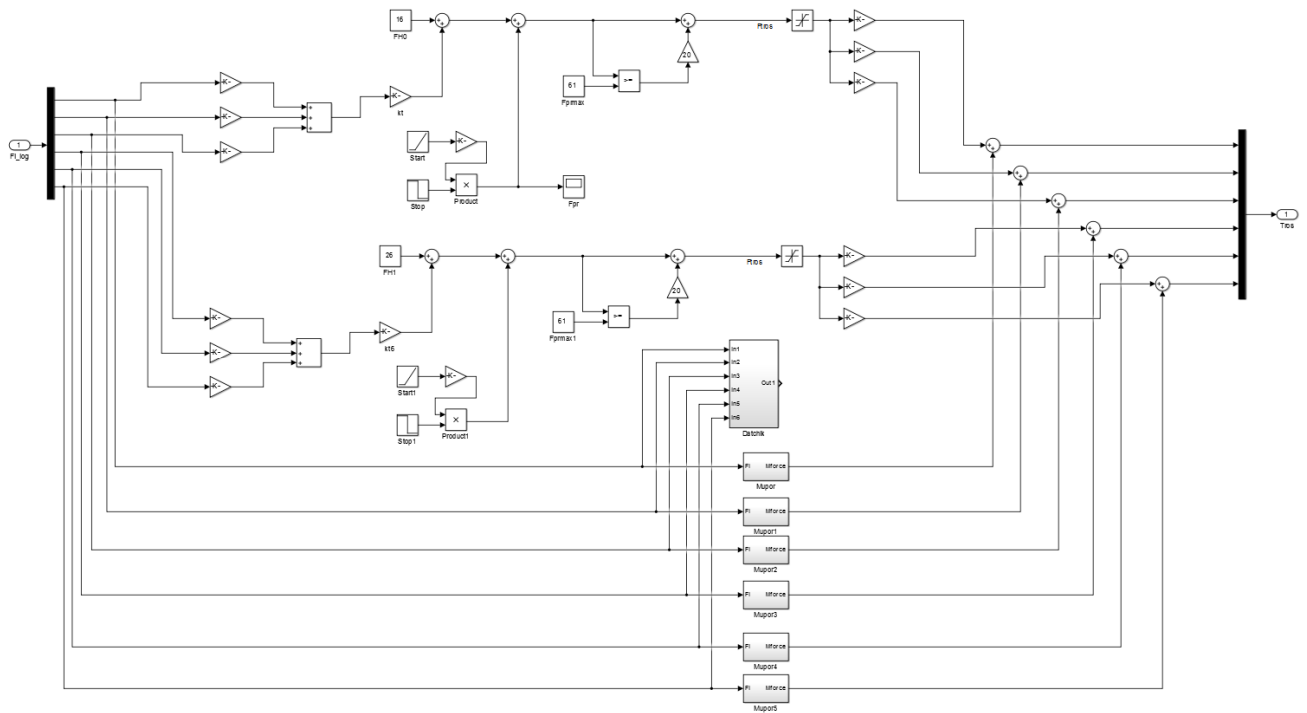


Рисунок 3-22 Модель механизма раскрытия

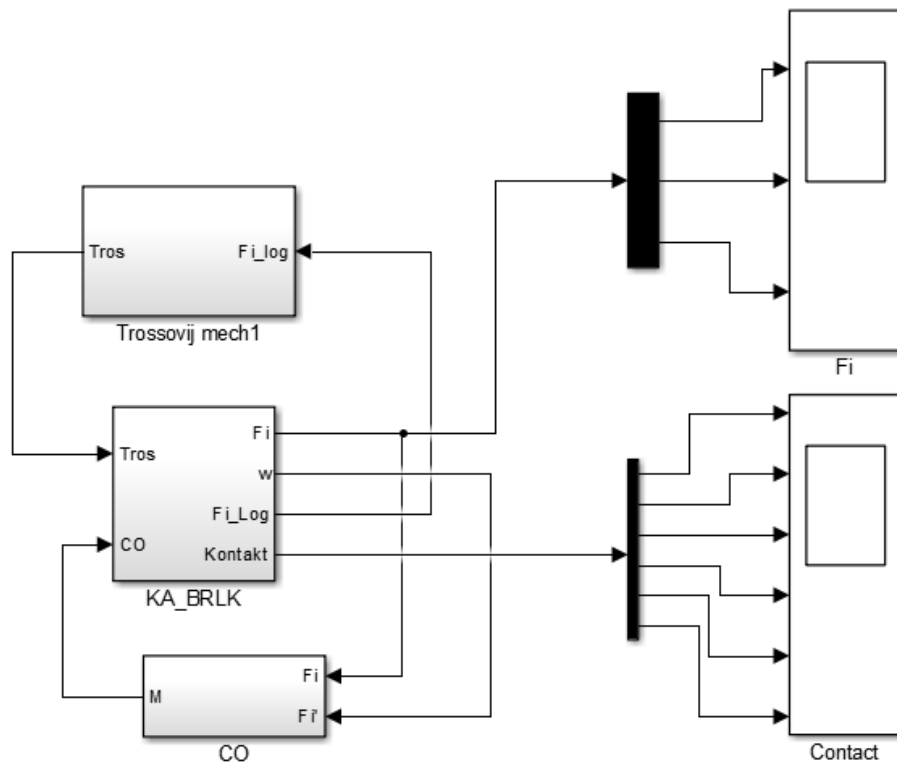


Рисунок 3-23 Уточненная модель

В модели жесткость СР в раскрытом положении должна обеспечивать частоту колебаний близкую к 0,8 Гц, что соответствует расчету методом конечно-элементного анализа. Коэффициент демпфирования выбирался таким образом, чтобы диаграмма раскрытия СР (см. рисунок 3-24) соответствовала полученной

при ЛКИ. В качестве критерия соответствия бралось время первого раскрытия каждого ложементов, а также время успокоения каждого крыла.

Время раскрытия первого и седьмого определяется массой, моментами инерции ложементов, а также взведением пружины привода раскрытия. Пружина натяжения троса для левого и правого приводов была взведена разным усилием. Кроме всего вышесказанного в модели учитывается, что сигнал на расчеховку правого крыла (ложементы 5-7) был подан на 3 секунды позже, чем на раскрытие левого крыла (ложементы 1-3).

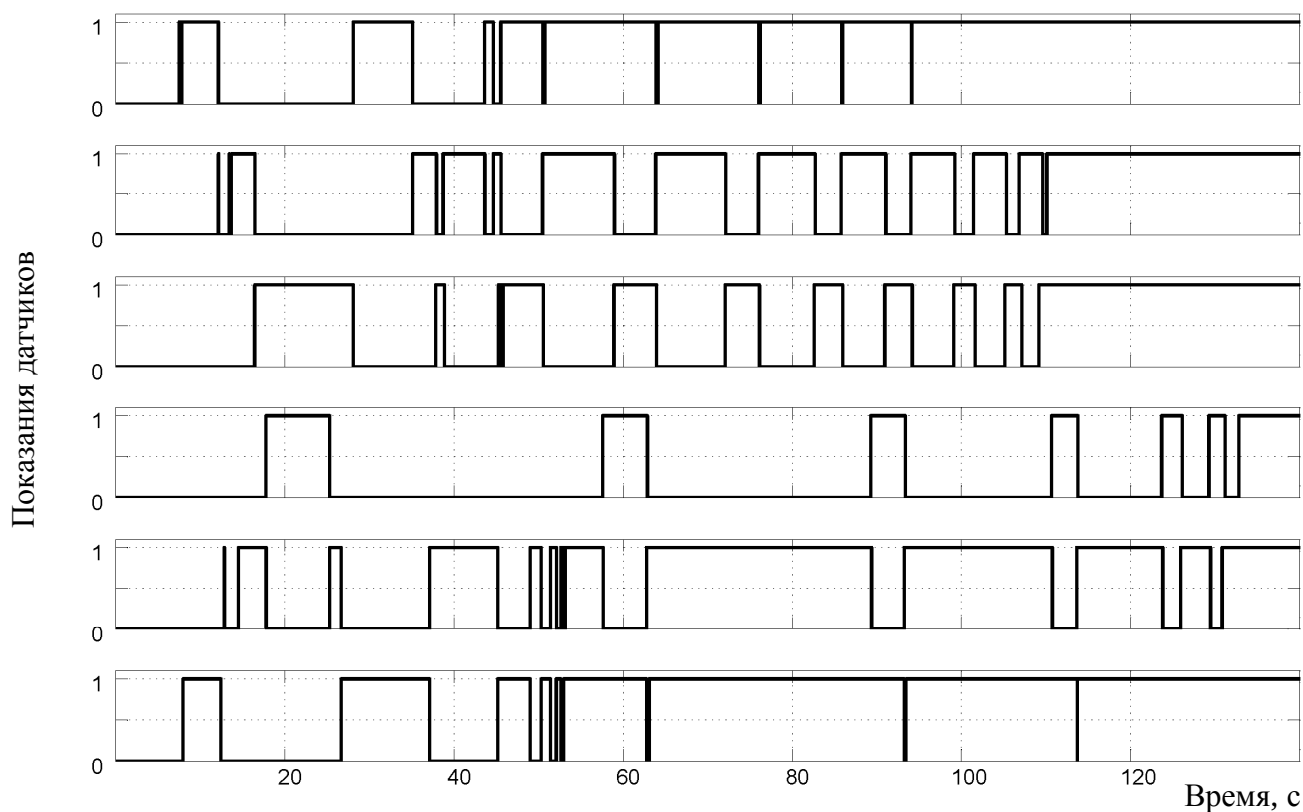


Рисунок 3-24 Сигналы концевых датчиков при уточненном моделировании (первый ложемент сверху, седьмой ложемент снизу)

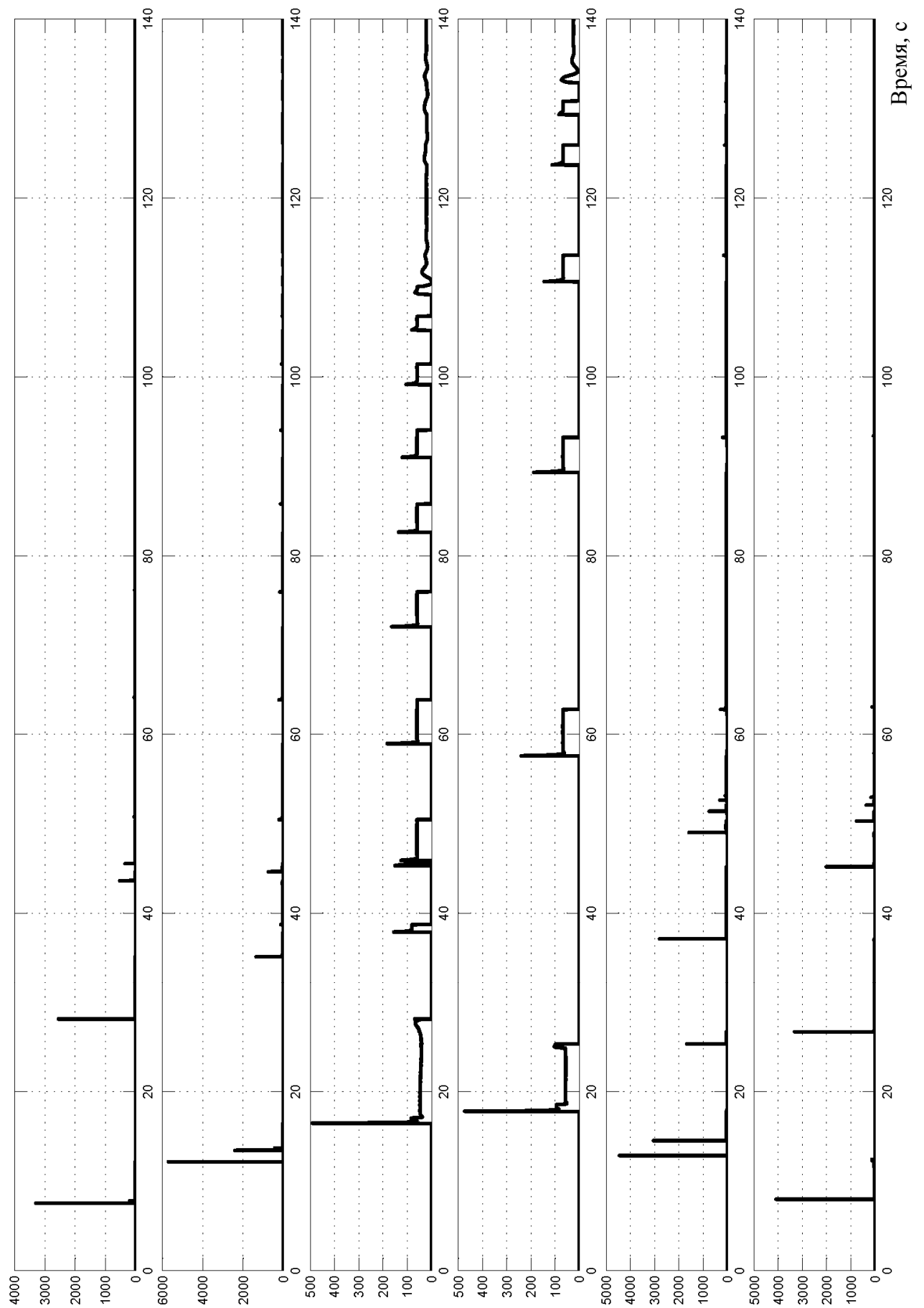


Рисунок 3-25 Ударное воздействие в процессе раскрытия (первый ложемент слева, седьмой – справа)

Из моделирования следует, что максимальные усилия возникают на стыках между вторым и третьим, а также между пятым и шестым ложементами. Максимальное ударное воздействие при уточненном моделировании ниже, чем при предварительном за счет учета жесткости ложементов, а также потерь на упругие деформации и волновые явления в конструкции. Несмотря на это, величина ударов при раскрытии остается достаточно большой (до 4,5 кН), кроме того время успокоения СР составляет около 150 секунд.

Введение демпферов позволит уменьшить величину ударного воздействия, а наличие фиксаторов может уменьшить время раскрытия до 20 секунд.

3.6 Учет замечаний к конструкции СР по результатам летных испытаний КА «Метеор-М» №1

В процессе раскрытия СР в натурных условиях на этапе ЛКИ выявлено, что концевой датчик между вторым и третьим ложементами не сработал, а между пятым и шестым ложементами сработал только один раз. После раскрытия была подана команда на приводы раскрытия, но на показания микропереключателей влияние это не оказало. Спустя несколько недель была подана команда на включение приводов по резервному каналу, после чего практически сразу сработал концевой датчик между вторым и третьим ложементами.

Ввиду того, что приводы раскрытия необратимы и снабжены храповым механизмом был сделан вывод, что команда на включение приводов, поданная по основному каналу не прошла. В приводах раскрытия отсутствовала телеметрия работы электродвигателей.

Для выяснения причин отказа микропереключателей было проведено раскрытие динамического образца СР на наземном стенде. В процессе раскрытия контролировалось срабатывание микропереключателей. Скорости раскрытия ложементов соответствовали скоростям в натурных условиях.

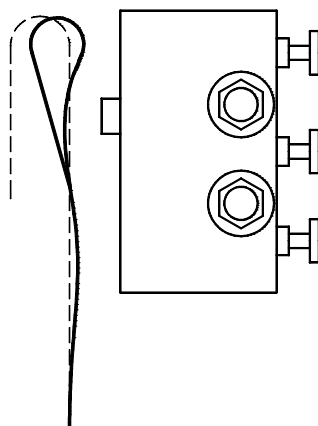


Рисунок 3-26 Деформация нажимной пружины микропереключателя

В результате раскрытия выявлена деформация нажимных пружин микропереключателей (см. рисунок 3-26, пунктиром показана исходная геометрия пружины, толстой сплошной линией – деформированная), причем наибольшая деформация наблюдалась на стыке между вторым и третьим ложементами, чуть менее была сдеформирована пружина между первым и вторым ложементами.

Деформированная плоская пружина огибала кнопку микропереключателя, из-за чего датчик срабатывал только первый раз, когда происходила деформация, при последующих нажатиях пружина не нажимала на кнопку микропереключателя. Пластическая деформация пружины датчика происходила за счет упругих деформаций и податливостей деталей шарнирного узла и механического упора.

До и после раскрытия была проведена проверка плоскостности СР, которая показала незначительные отклонения после раскрытия.

Для исключения пластических деформаций плоской пружины микропереключателя необходимо либо увеличить жесткость механических упоров, что неминуемо приведет к увеличению силы ударного воздействия в процессе раскрытия, либо увеличить ход пружины.

Была предложена новая конструкция нажимного механизма с пружиной сжатия, имеющая гарантированный запас хода, а также исключающая чрезмерное усилие нажатия на кнопку микропереключателя.

Фиксацию и демпфирование при раскрытии было предложено совместить в одном узле (см. рисунок 3-27).

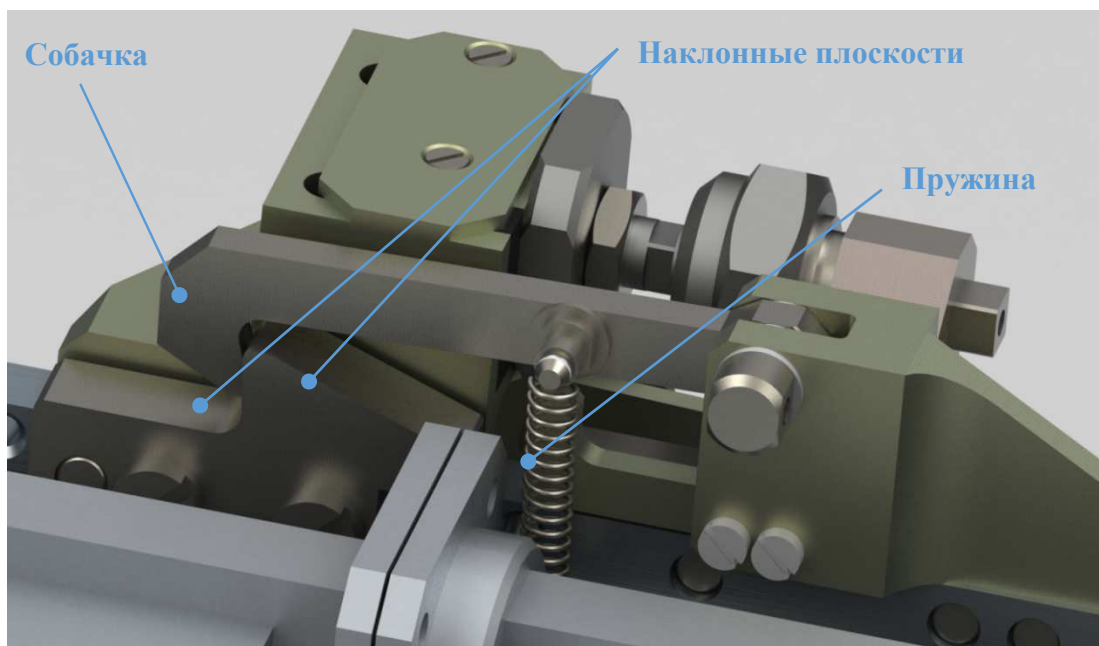


Рисунок 3-27 Конструкция механического фиксатора

При приближении к механическому упору собачка фиксатора начинает касаться наклонной плоскости и нагружает пружину, что обеспечивает торможение непосредственно перед упором. В момент, когда происходит касание магнитных упоров, собачка проваливается на вторую наклонную плоскость, которая обеспечивает постоянный натяг в магнитном упоре. За счет этого обеспечивается безззорность фиксации.

Привод раскрытия также подвергся доработке. Чтобы иметь точную информацию о том, что привод действительно работает на одной из шестерен редуктора был установлен качающийся механизм, нажимающий на кнопку микропереключателя. Преимуществом подобного датчика является его простота и отсутствие требований по питанию, как в случае с оптронной парой.

В процессе юстировки СР ВЦА БРЛК выявлено, что механический упор иногда не плотно прилегает к ответной магнитной части, что существенно снижает величину удерживающей магнитной силы. Для исключения описанного явления конструкция механического упора подверглась доработке.

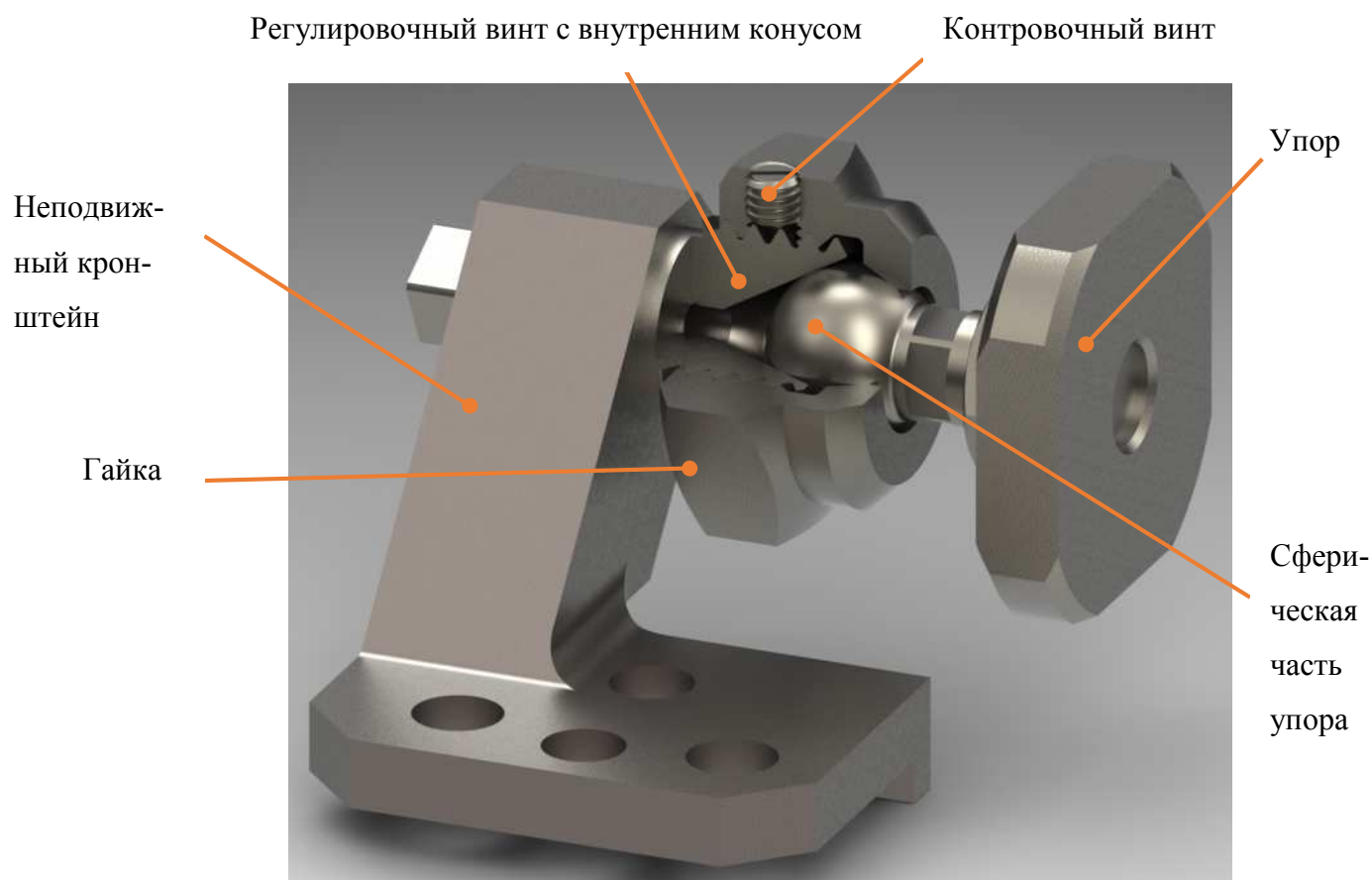


Рисунок 3-28 Конструкция регулируемого упора

Регулируемые упоры позволяют обеспечить заданные точностные характеристики конструкции в раскрытом положении. Конструкция упора, приведенная на рисунке 3-28, обеспечивает высокую точность настройки и отсутствие люфтов в соединении. Настройка фактического положения упора, закрепленного на одной подвижной части конструкции, относительно другой производится путем вращения регулировочного винта. Компенсация углового отклонения упора происходит за счет применения шаровой опоры, когда упор со сферической частью вращается во внутреннем конусе регулировочного винта. Фиксация углового положения происходит затяжкой гайки и установкой на шпатлевку или клей контровочного винта.

3.7 Уточненное математическое моделирование силовой рамы для КА «Метеор-М» №2

Моделирование производится в среде MSC.Adams. Считается, что КА неподвижен и внешние воздействия на СР равны нулю. Силы в магнитных упорах исключены ввиду их малости. Трос нерастяжим и трение в подшипниках отсутствует.

Тросовый механизм раскрытия обеспечивает момент в каждом шарнире, причем момент зависит от силы натяжения троса:

$$F_n = (\varphi_1 R_1 + \varphi_2 R_2 + \varphi_3 R_3 + \varphi_{\partial\partial} R_{\partial\partial}) k + F_0, \quad (20)$$

здесь φ_i – угол раскрытия i -го ложементa, R_i – радиус шкива в i -м колене, $k = 0,0333 \text{ Н/м}^\circ$ – жесткость пружины привода, F_0 – первоначальное усилие взведения пружины. Момент в i -м колене определяется по следующей формуле:

$$M_i = F_n R_i. \quad (21)$$

В нашем случае радиусы шкивов в шарнирах и на приводе равны, следовательно равны и моменты в шарнирах.

Привод АФУ БРЛК состоит из двигателя ДШГ-1,8-0,5, редуктора с передаточным отношением $i = 154,04$ и тросонатяжитель на основе спиральной пружины.

Частота коммутации фаз двигателя составляет $f_{\partial\partial} = 250 \text{ Гц}$, угловой шаг двигателя – $a = 1,8^\circ$, что в пересчете на выходной вал двигателя дает:

$$\omega_{\partial\partial} = \frac{f_{\partial\partial} a}{i} = 2,92^\circ/\text{с}. \quad (22)$$

Предполагается следующий алгоритм работы системы раскрытия:

1. СР зачехована, пружина привода взведена;
2. производится подрыв пирочек, происходит раскрытие СР;
3. в момент подрыва пирочек происходит включение привода;

4. по прошествии 5 минут после подрыва пирочек питание с привода снимается.

В СР для КА «Метеор-М» №2 присутствует механический фиксатор-демпфер, который обеспечивает беззачерную фиксаця СР в раскрытом положении и демпфирование удара при раскрытии СР.

Пружина механического фиксатора имеет жесткость $k_{\phi} = 6,8 \text{ Н/мм}$

Контакт элементов СР производится с помощью элемента Contact со следующими характеристиками:

Таблица 3-1 Параметры контакта собачки и кронштейна с наклонными поверхностями и механических упоров в средней части ложементов

Наименование параметра	Значение
Материалы контактируемых тел	сталь/сталь без смазки
Жесткость	10^8 Н/м
Степень изменения силы контакта	1,5
Максимальный коэффициент демпфирования	$4,991566 \cdot 10^4 \text{ Н} \cdot \text{с/м}$
Глубина проникновения при максимальном демпфировании	0,1 мм
Тип контактного трения	Кулоново
Коэффициент статического трения	0,3
Коэффициент динамического трения	0,25
Скорость статического трения	$1 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}$
Скорость динамического трения	$1,016 \cdot 10^{-2} \text{ м/с}$

Таблица 3-2 Параметры контакта механических упоров в шарнирах

Наименование параметра	Значение
Материалы контактируемых тел	сталь/алюминий без смазки
Жесткость	$3,32999^7 \text{ Н/м}$
Степень изменения силы контакта	1,5

Максимальный коэффициент демпфирования	$2,79488 \cdot 10^{-4} \text{ Н} \cdot \text{с/м}$
Глубина проникновения при максимальном демпфировании	0,1 мм
Тип контактного трения	Кулоново
Коэффициент статического трения	0,25
Коэффициент динамического трения	0,2
Скорость статического трения	$1 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}$
Скорость динамического трения	$1,016 \cdot 10^{-2} \text{ м/с}$

В качестве первоначального момента взведения пружины привода взята минимально возможная величина – 1,5 оборота. В процессе моделирования получены следующие результаты:

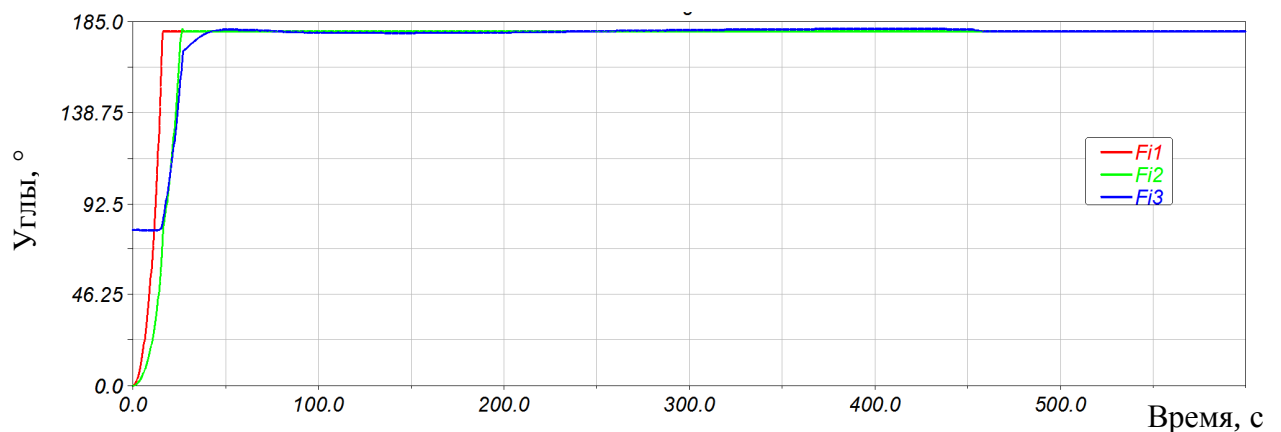


Рисунок 3-29 Изменение углов раскрытия колен

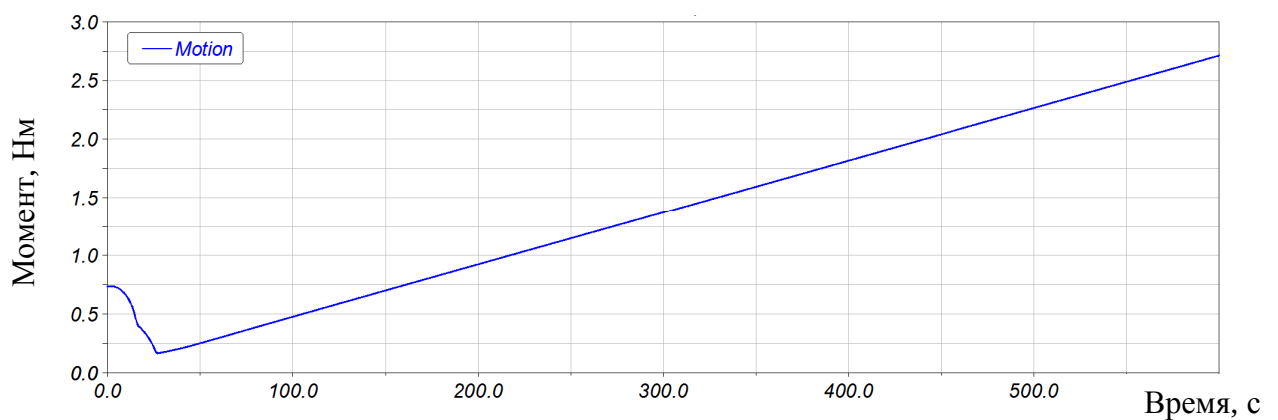


Рисунок 3-30 Момент в каждом колене

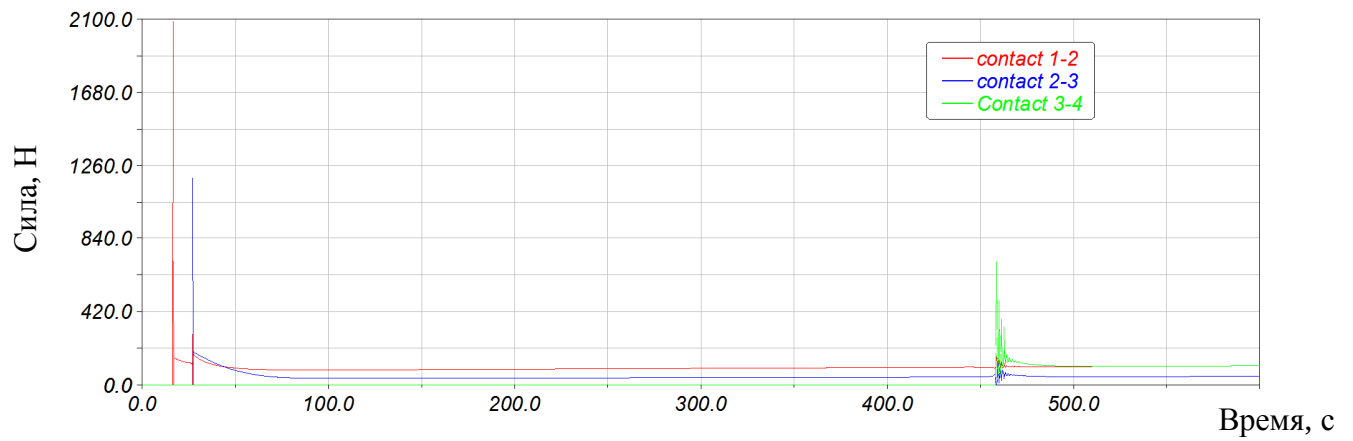
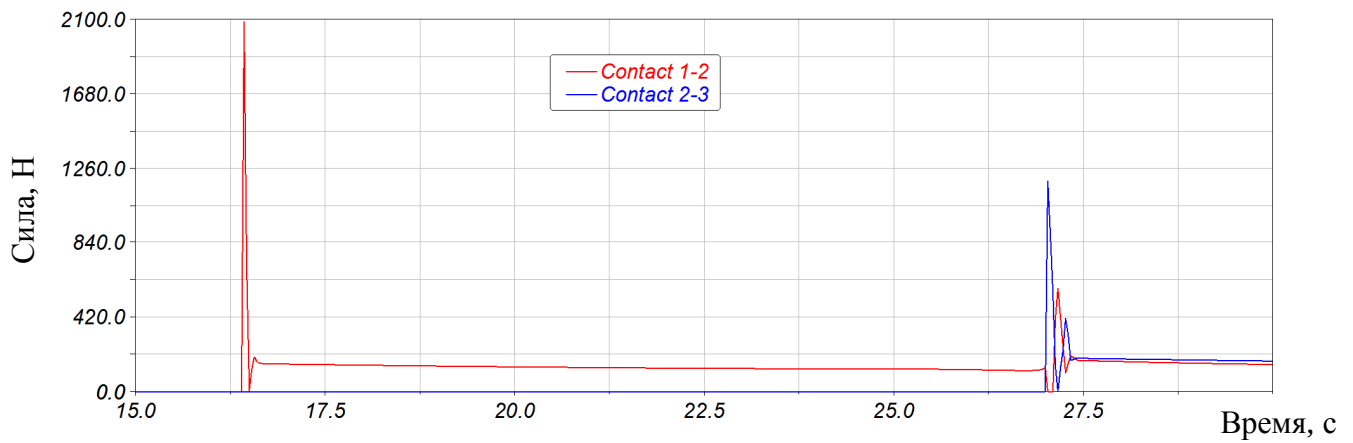
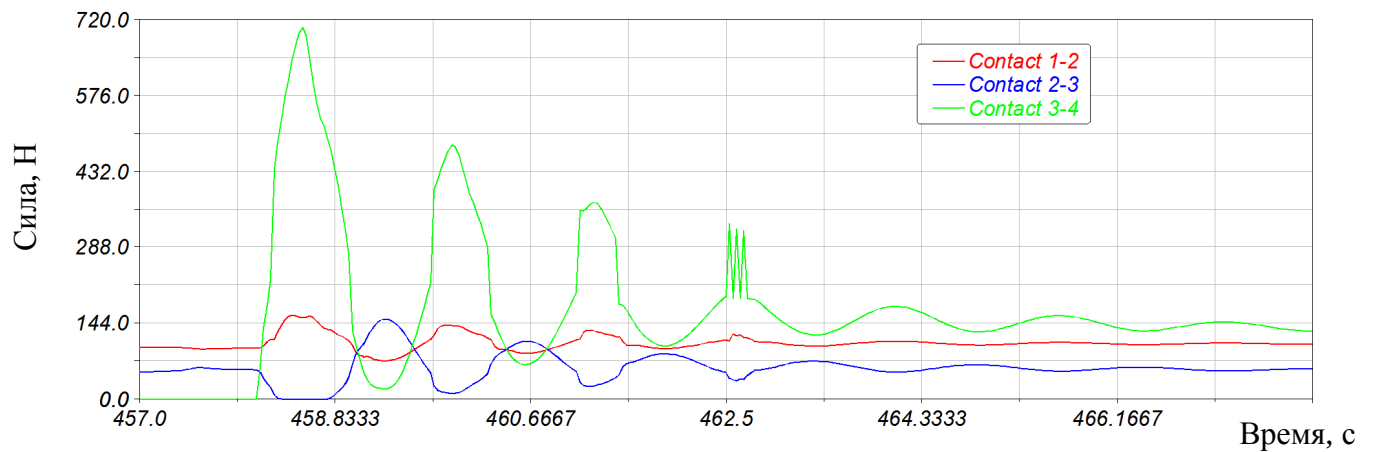


Рисунок 3-31 Величина ударного воздействия на упоры

Рисунок 3-32 Величина ударного воздействия на упоры при раскрытии 1 и 2 ло-
жементовРисунок 3-33 Величина ударного воздействия на упоры при раскрытии 3-го ло-
жемента

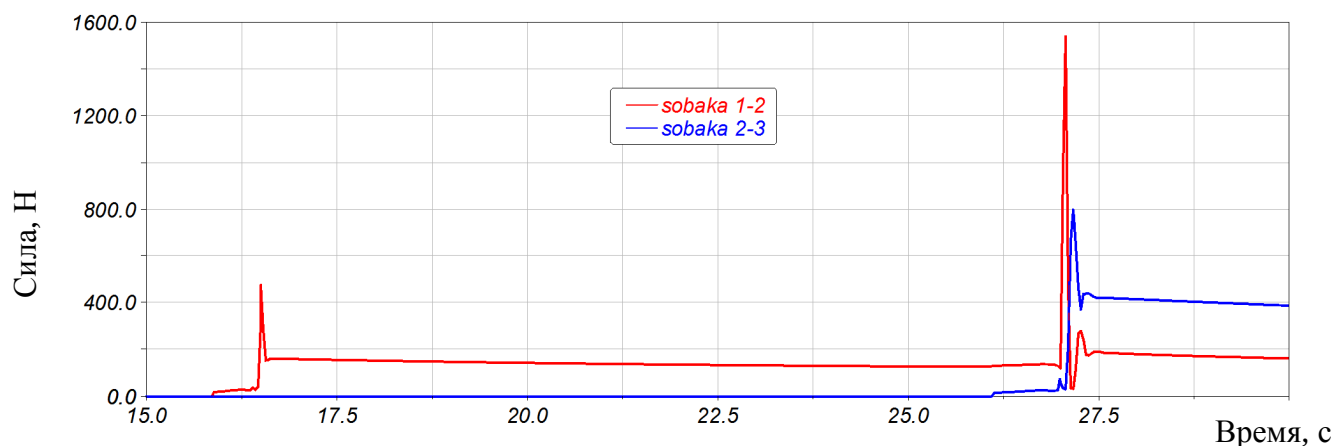


Рисунок 3-34 Усилие, действующее на собачки 1 и 2 ложементов при их раскрытии

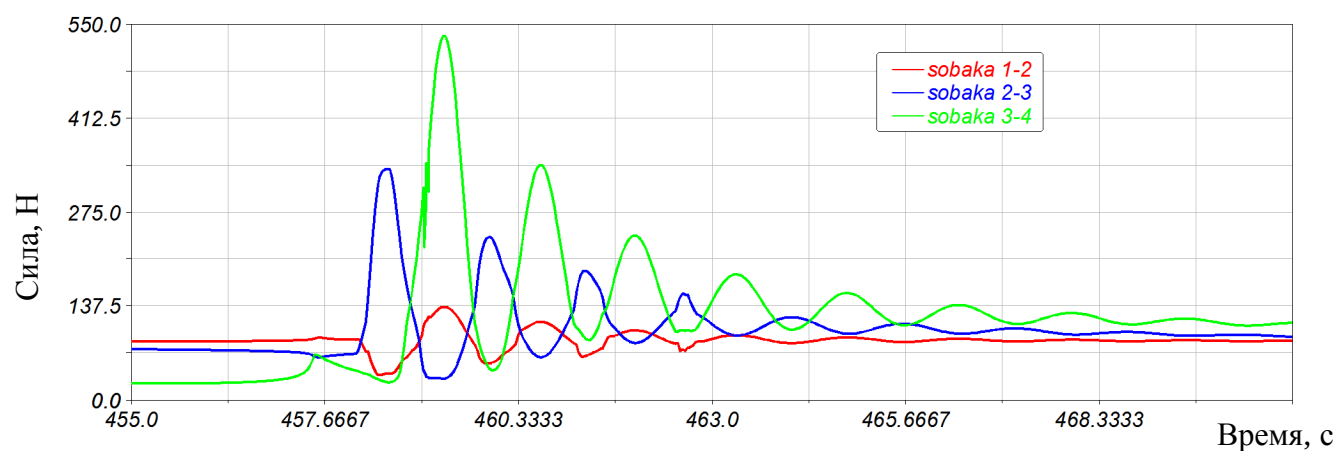


Рисунок 3-35 Усилие, действующее на собачки 3-го ложемент при его раскрытии

Как можно видеть из представленных графиков процесс раскрытия крыла СР занимает около 8 минут при условии работы привода АФУ БРЛК в штатном режиме.

Первым раскрывается 1-й ложемент (16,2 с), затем раскрывается 2-й ложемент (27 с). После этого все крыло с малой скоростью начинает раскрываться, происходит касание собачки механического фиксатора на стыке корневого и 3-го ложементов с кронштейном с наклонными поверхностями, что останавливает раскрытие крыла. Далее привод АФУ БРЛК производит натяжку пружины. На 457 секунде после раскрытия происходит фиксация 3-го ложемент на корневом, после чего происходят упругие колебания с частотой около 0,7 Гц – собственной частотой колебания крыла.

При увеличении предварительного момента взведения пружины привода до 2,5 оборотов получаются следующие результаты:

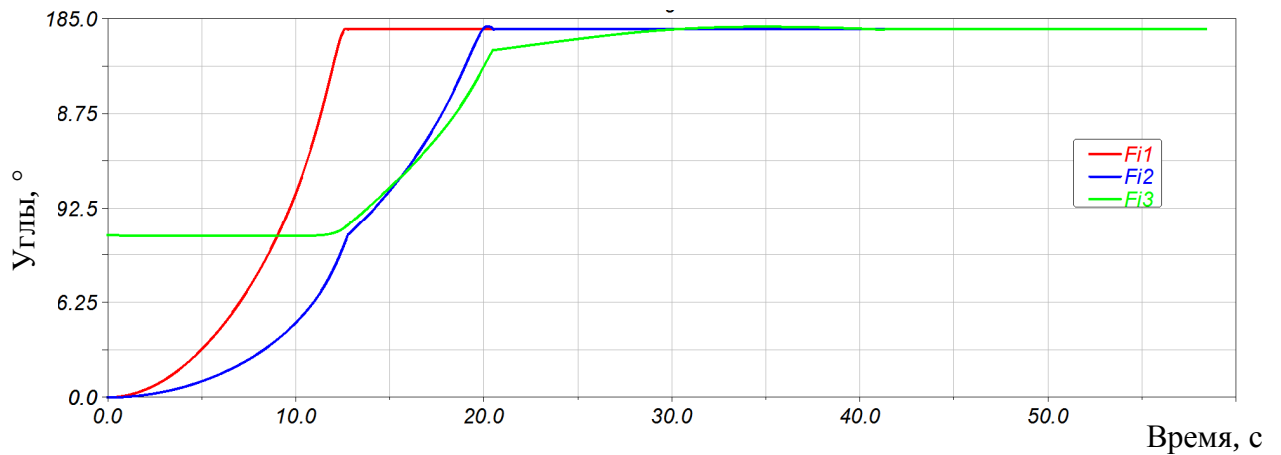


Рисунок 3-36 Изменение углов раскрытия колен

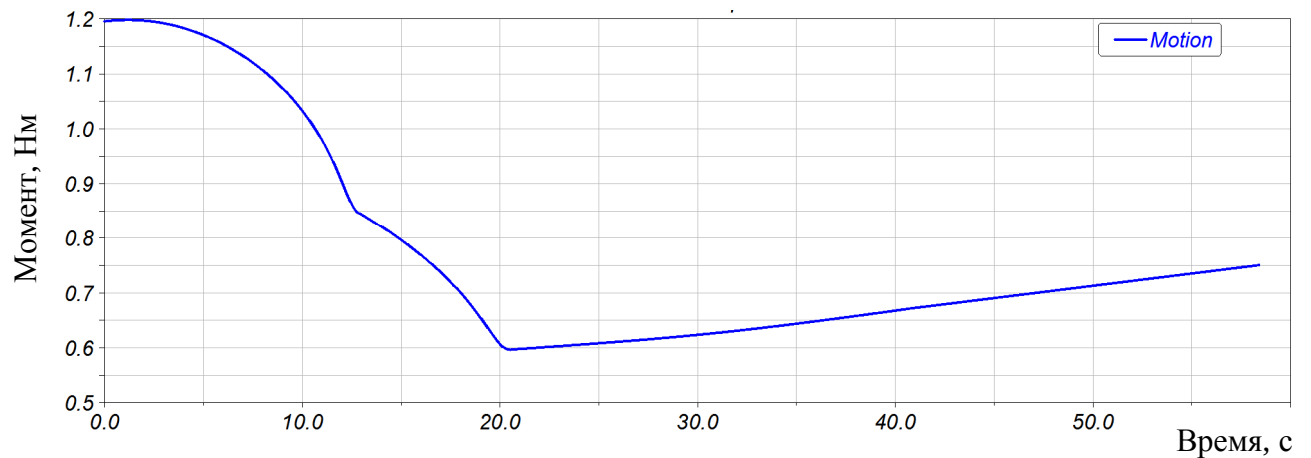


Рисунок 3-37 Момент в каждом колене

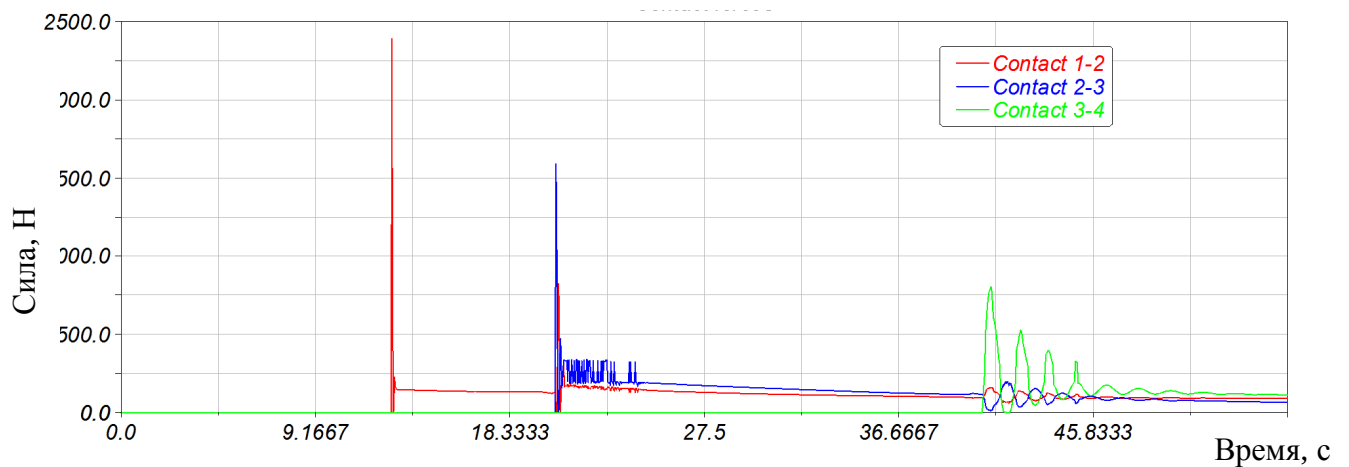


Рисунок 3-38 Величина ударного воздействия на упоры

С увеличенным моментом взведения пружины привода раскрытие происходит более динамично, что приводит к увеличению ударных воздействий в СР.

Последовательность раскрытия ложементов не меняется. Первоначального импульса пружины привода достаточно для преодоления крылом СР воздействия защелки-демпфера за счет инерции, что позволяет раскрыть крыло за 42 секунды.

3.8 Изготовление составных частей силовой рамы и ее сборка с учетом обеспечения заданных точностных требований и экспериментальная отработка

Для сборки СР и обеспечения плоскостности менее 4 мм можно пойти одним из двух путей:

- 1) сборка СР на специальном стапеле, имеющем длину семи ложементов, при этом стапель обеспечивает заданную плоскостность, на стенде раскрытия плоскостность не контролировать;
- 2) сборку вести по два ложементов на технологических столах, имеющих длину двух ложементов, дальнейшую сборку вести на стенде раскрытия, где проводить юстировку.

При выборе способа сборки СР для КА «Метеор-М» №2 решающую роль сыграло требование проверки плоскостности после раскрытия приводом. Специально для осуществления высокоточного раскрытия СР на стенде обезвешивания, он был доработан в части замены направляющих.

Направляющие стенда раскрытия были заменены на высокоточные с малым усилием страгивания, подобные направляющие применяются для прецизионных металлообрабатывающих станков.

Сборка СР по первому варианту производилась при измерении диаграммы направленности АУ в ОАО «Радиофизика». В этом случае ложементы закреплялись на жестком ферменном каркасе из алюминиевых труб. На каркасе были закреплены регулируемые платформы.

Каждый ложемент крепился на двух платформах, при этом сопрягаемые концы ложементов крепились на одной и той же платформе. Каждая платформа

на трех регулируемых шарнирных опорах устанавливалась на каркасе. Каждая платформа имела поверхности-свидетели, на которые устанавливались высокоточные измерительные вешки (конусы) для измерения плоскостности. При длине стенда 13,5 м величина отклонения от плоскостности составляла не более 1 мм. Качество плоскостности СР косвенно подтверждено результатами измерения диаграммы направленности АУ, которые оказались в пределах паспортных значений.

Выводы к третьей главе

1. Решена обратная задача по применению разработанного алгоритма к процессу создания СР ВЩА БРЛК. Разработанный алгоритм позволяет осуществить выбор основных параметров СР ВЩА БРЛК, и требуемого для изготовления и испытаний оборудования.
2. В процессе решения обратной задачи выявлены недостатки конструкции СР для КА «Метеор-М» №1, а также проведен анализ результатов ЛКИ СР для КА «Метеор-М» №1 и определен перечень необходимых доработок конструкции СР и наземного оборудования.
3. По результатам математического моделирования процесса раскрытия СР ВЩА БРЛК для КА «Метеор-М» №2 выявлено, что введение механических демпферов позволило снизить величину ударных воздействий на механические упоры СР даже при максимальной заводке пружин приводов раскрытия более чем в 3,5 раза.
4. Доработанная конструкция СР ВЩА БРЛК позволяет осуществлять свое раскрытие за меньшее время, а также обеспечивает беззастывшую фиксацию секций в раскрытом положении, что подтверждено наземными испытаниями на макетах СР и на летном образце СР для КА «Метеор-М» №2.

ГЛАВА 4 АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ И ПРИМЕНЕНИЕ ДОРАБОТАННОГО АЛГОРИТМА

Для более полного учета всех возможных факторов, влияющих на процесс раскрытия ПМК, необходимо уточнить методику моделирования ПМК с учетом особенностей, свойственных реальным механическим конструкциям.

Для верификации разработанных математических моделей ПМК необходимо провести сравнение результатов математического моделирования и данных телеметрии реального раскрытия.

Необходимо проверить возможность применения разработанного алгоритма к процессу создания других трансформируемых конструкций.

4.1 Доработка математической модели для учета нелинейностей реальной механической системы

4.1.1 Люфт и мертвый ход механических систем

Мёртвый ход — разность положений ведомого звена для одинаковых положений ведущего звена при прямом и обратном ходах кинематической цепи [36].

Мертвый ход (люфт) свойственен для большинства механизмов. Наличие люфта вносит элемент нелинейности в механическую систему, что не позволяет описать ее линейными дифференциальными уравнениями и решить задачу аналитически в замкнутом виде. Люфты опасны для протяженных конструкций КА, т.к. они играют главную роль в процессе возникновения автоколебаний [37].

При моделировании люфтов допустим, что величина люфта достаточно мала и не вызывает внутренних ударов в моделируемой системе. Тогда учет люфта можно внесением нелинейного элемента «зона нечувствительности» в модель на рисунке 2-27, при этом ширина зоны нечувствительности равна величине люфта Δ (см. рисунок 4-1).



В реальной механической системе всегда присутствуют диссипативные силы, вызывающие демпфирование колебаний. Без учета демпфирования невозможно произвести математическое моделирование ПМК т.к. в процессе будут возникать незатухающие колебания конструкции, что приведет к неадекватным результатам.

- вязкое демпфирование;
- фрикционное демпфирование;
- гистерезисное демпфирование.

Вязкое демпфирование свойственно для систем с вязким трением, в этом случае сила сопротивления среды пропорциональна скорости тела [6]:

$$R = c\dot{x}$$

здесь c – коэффициент пропорциональности (коэффициент вязкого трения). Коэффициент вязкого трения учитывает потери от внешней среды и внутренние потери за счет внутреннего трения. В условиях открытого космоса внешними потерями среды можно пренебречь. Мерой внутреннего трения являются коэффициенты поглощения ψ и коэффициент неупругого сопротивления γ .

Таблица 4-1 Значения коэффициентов поглощения и неупругого сопротивления для различных материалов [39]

Материал	ψ	γ
Алюминий	0,02-0,04	0,003-0,006
Латунь	0,01	0,002
Медь	0,33	0,053
Резина	0,20-1,20	0,032-0,190
Сталь	0,01-0,03	0,002-0,005
Стеклопластик	0,20-0,40	0,032-0,064
Серый чугун	0,23	0,036

Зная значение коэффициентов ψ и γ можно с учетом [38] и [40] оценить c :

$$c = \sqrt{\frac{4mk\gamma^2}{4 + \gamma^2}}, \quad (23)$$

$$c = \sqrt{\frac{4mk\psi^2}{16\pi^2 + \psi^2}}, \quad (24)$$

здесь k – жесткость тела, m – масса тела.

Фрикционное демпфирование является частным случаем демпфирования, пропорционального n -й степени скорости при $n=0$. Сила сопротивления в этом случае определяется по формуле:

$$R = c\dot{x}|\dot{x}|^{n-1} = c_T\dot{x}|\dot{x}|^{-1} \quad [38], \quad (25)$$

здесь $c_T = fN$ сила трения, пропорциональная коэффициенту трения f и силе реакции опоры N . При этом коэффициент трения не является постоянным и изменяется от коэффициента трения покоя f_{cm} , до динамического коэффициента трения f_∂ в зависимости от скорости $\dot{x}$. Наиболее простая модель коэффициента трения приведена на рисунке 4-2.

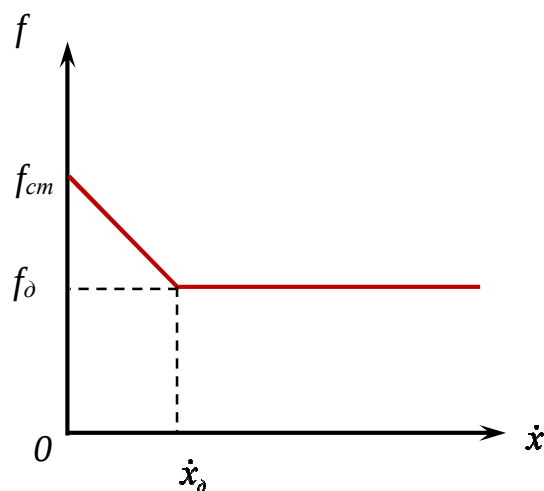


Рисунок 4-2 Простейшая модель трения

Более сложные модели трения приведены в [41].

Ориентировочные коэффициенты для пар трения приведены в таблице 4-2:

Таблица 4-2 Коэффициенты трения покоя и скольжения для наиболее распространенных материалов [42]

Комбинация материалов		Коэффициенты трения	
		Сухие и чистые поверхности	Смазанные или жирные поверхности
Алюминий	Алюминий	1,05-1,35	0,3
Алюминиевая бронза	Сталь	0,45	-

Фосфористая бронза	Сталь	0,35	-
Алюминий	Низкоуглеродистая сталь	0,61 0,47*	-
Бронза	Сталь	-	0,16
Латунь	Сталь	0,35	0,19
Сталь	Сталь	0,8	0,16

* обозначены коэффициенты трения скольжения.

Гистерезисное или конструкционное демпфирование характерно для контактного ударного взаимодействия, а также для специальных материалов (синтетические резины). Когда конструкция с гистерезисным демпфированием подвергается колебаниям, на диаграмме «напряжения-деформации» наблюдается петля гистерезиса [6] [43].

В реальных механических системах причиной гистерезисных явлений служит не только внутреннее трение в материале, но и конструкционное трение в опорах и формально неподвижных соединениях (прессовых, болтовых, резьбовых и др.); в последнем случае трение возникает вследствие малых проскальзываний по контактными поверхностям.

Для многих материалов экспериментально установлено, характеристики петли гистерезиса практически не зависят от скорости деформирования. Потери при гистерезисном демпфировании равны площади петли гистерезиса, определяемой по формуле

$$\Psi = ka^{n+1} \quad [38], \quad (26)$$

здесь a – амплитуда перемещения, k и n – постоянные, зависящие от материала и типа конструкции.

Характеристики гистерезисного демпфирования тяжело предсказуемы, за счет наличия множества факторов, которые влияют на него. Часто параметры

гистерезисного демпфирования определяют экспериментально для каждой конструкции отдельно.

4.1.3 Эффект гистерезиса в работе концевых датчиков

При работе с реальными концевыми датчиками приходится сталкиваться с эффектом гистерезиса их срабатывания. Этот эффект заключается в том, что срабатывание датчика происходит на расстоянии, превышающем расстояние его отключения.

Для микропереключателей ширина гистерезиса определяется дифференциальным ходом кнопки. Обычно дифференциальный ход не превышает 0,15 мм. При срабатывании герконов также характерен эффект гистерезиса. Диаграммы срабатывания герконов в различных вариантах применения приведен на рисунке 4-4.

Математическую модель концевого датчика можно представить как с использованием элемента нелинейности «гистерезис», так и при помощи логической схемы (см. рисунок 4-3).

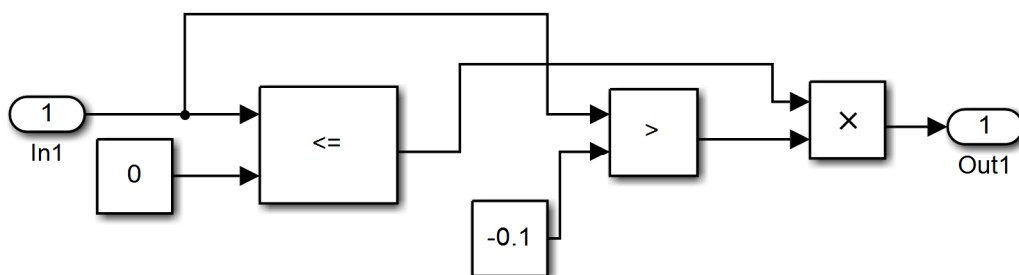


Рисунок 4-3 Модель концевой датчик с гистерезисом

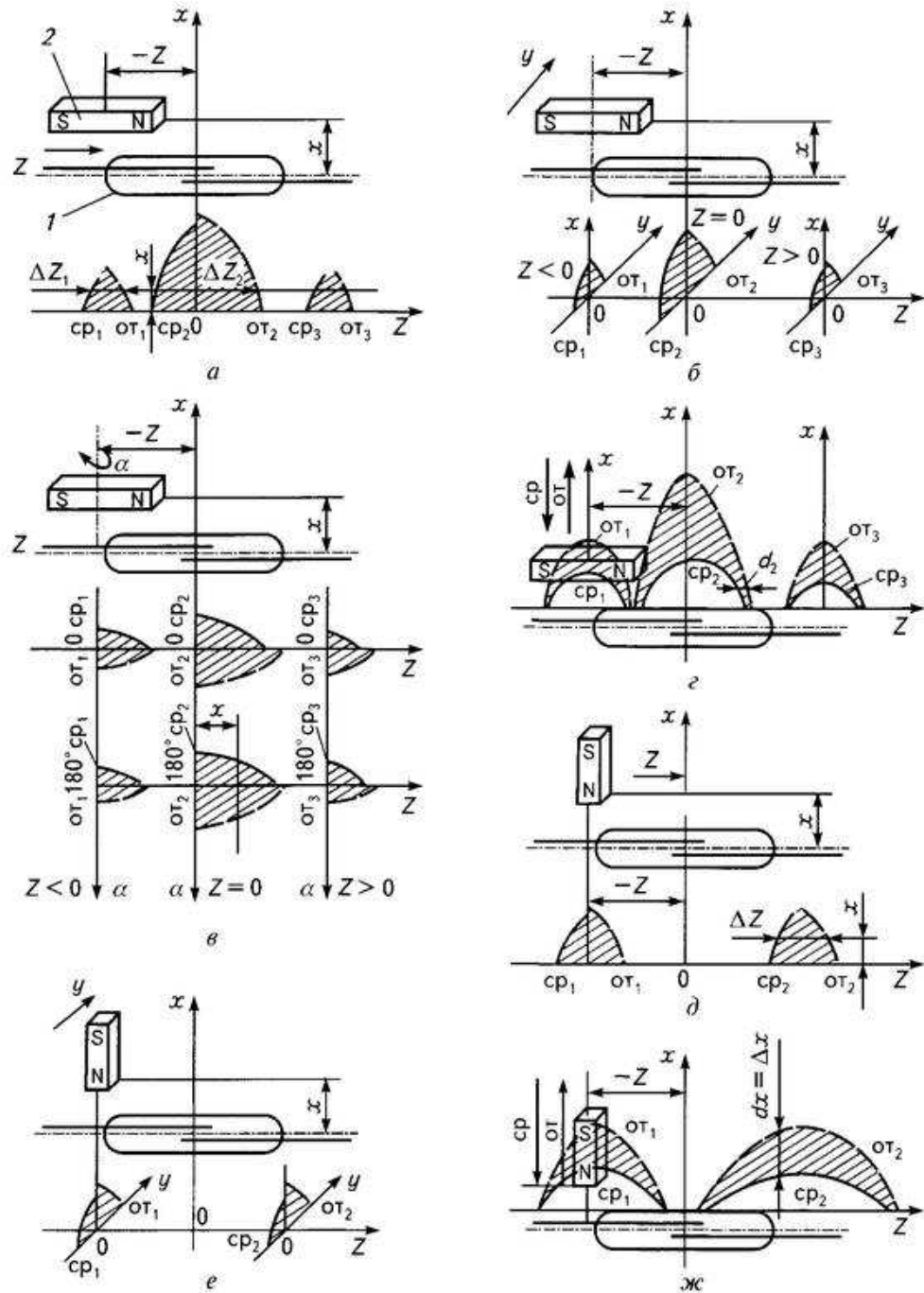


Рисунок 4-4 Диаграммы включения-отключения герконов при различных конструктивных схемах использования [44]

На рисунке 4-4 представлены следующие варианты:

- а, б, в - параллельное расположение осей геркона и магнита;
- г, е, ж - перпендикулярное расположение осей;
- в - вращение магнита вокруг поперечной оси в плоскости параллельной продольной оси.

4.1.4 Односторонние связи, механический контакт

При раскрытии трансформируемых конструкций в сочленениях возникают удары, которые могут вызвать пластические деформации в упорах, что недопустимо для ПМК.

Представление о мгновенности акта соударения, принимаемое в предложенной Ньютоном упрощенной схеме удара, не позволяет определить силы взаимодействия между соударяющимися твердыми телами. При определении контактной силы принимают, что контактирующие тела имеют выступы и деформации при ударе возникают только в зоне этих выступов, а так как соответствующие объемы материала относительно малы, то можно пренебречь массой деформируемых объемов.

Контактная сила по Герцу является нелинейной функцией величины контактной деформации α :

$$F = -K_p \alpha^n, [38] \quad (27)$$

где K_p – контактная жесткость. Герц рассматривал удар двух сферических тел из изотропного материала, для которых $n = 3/2$,

$$K_p = \frac{4}{3\pi(k_1 + k_2)} \sqrt{\frac{R_1 R_2}{R_1 + R_2}}, [7] \quad (28)$$

где R_i – радиус i -го тела,

$$k_i = \frac{1 - \nu_i^2}{\pi E_i}, [7] \quad (29)$$

здесь ν_i – коэффициент Пуассона, E_i – модуль Юнга. Максимальное сжатие тел в момент контакта вычисляется с помощью следующего выражения:

$$\alpha_1 = \left(\frac{5}{4} \frac{\dot{\alpha}^2}{K_p \cdot m} \right)^{2/5}, \quad (30)$$

$$m = \frac{m_1 + m_2}{m_1 \cdot m_2}, \quad (31)$$

где $\dot{\alpha}$ – скорость сближения двух тел, m_i – масса i -го тела. Продолжительность соударения находим по следующей формуле:

$$t = 2,94 \frac{\alpha_1}{v_0}, [45] \quad (32)$$

где v_0 – начальная относительная скорость.

Пусть контактная область представляет собой квадрат с половиной стороны равной a . Для контакта двух плоских тел, когда $R_i = \infty$ контактная жесткость представляет собой неопределенность. Чтобы ее найти запишем, согласно [46], среднюю деформацию тела:

$$\Delta_i = 1,90 \frac{pa(1 - \nu_i^2)}{E_i}, \quad (33)$$

где p – контактное давление. Суммарная деформация будет определяться по следующему выражению:

$$\alpha = 1,90 pa \left(\frac{1 - \nu_1^2}{E_1} + \frac{1 - \nu_2^2}{E_2} \right). \quad (34)$$

Контактная сила на поверхности контакта будет пропорциональна контактному давлению и площади поверхности контакта $F = p(2a)^2$, откуда:

$$F = \left(\frac{a}{0,475 \left(\frac{1 - \nu_1^2}{E_1} + \frac{1 - \nu_2^2}{E_2} \right)} \right) \alpha. \quad (35)$$

Выражение выше говорит о том, что сила при контакте двух плоских тел прямо пропорциональна деформации. Для случая прямоугольной области контакта выражение примет вид:

$$F = \left(\frac{2\sqrt{ab}}{c \left(\frac{1-\nu_1^2}{E_1} + \frac{1-\nu_2^2}{E_2} \right)} \right) \alpha, \quad (36)$$

где c – параметр, зависящий от соотношения сторон a и b прямоугольника контакта.

Таблица 4-3 Зависимость параметра c от соотношения сторон a и b . [8]

a/b	1,0	1,5	2,0	3,0	5,0	10,0	100,0
c	0,95	0,94	0,92	0,88	0,82	0,71	0,37

Приведенные выше формулы не учитывают диссипацию энергии во время контакта. Согласно обобщенной модели удара Ханта и Кроссли контактная сила взаимодействия двух тел равна:

$$F = -K_p \alpha^n - D \dot{\alpha} \quad [8] \quad (37)$$

D – коэффициент демпфирования:

$$D = \mu_D \alpha^n \quad [8] \quad (38)$$

Коэффициент гистерезисного демпфирования μ_D можно вычислить следующим образом:

$$\mu_D = \frac{3K_p(1-\lambda)}{4\dot{\alpha}^{(-)}} \quad [8], \quad (39)$$

здесь λ – коэффициент восстановления, $\dot{\alpha}^{(-)}$ – скорость сближения тел в момент контакта. Коэффициент восстановления зависит от $\dot{\alpha}^{(-)}$:

$$\lambda = 1 - \rho \dot{\alpha}^{(-)}, \quad (40)$$

где ρ – коэффициент, зависящий от формы и материала тел, для стали и бронзы коэффициент равен 0,08...0,32 с/м.

Величину контактной жесткости при моделировании ПМК нельзя определять только как зависимость только формы и материала контактных тел. Если

провести моделирование с расчетной контактной жесткостью, то можно получить контактное усилие, превышающее реальное на несколько порядков. Выражение (28) справедливо только в случае, если два шара либо не закреплены вообще, либо один из них закреплен за центр. В случае раскрытия ПМК удар происходит по линии, не проходящей через шарнир, поэтому необходимо учитывать жесткость секций относительно шарнира $k_{ш}$. При этом жесткость относительно шарнира как правило на порядок, а то и два меньше контактной. Общая жесткость относительно шарнира определяется из выражения:

$$\frac{1}{k_{\Sigma}} = \frac{1}{K_P} + \frac{1}{k_{ш}}, \quad (41)$$

Откуда следует, что при $K_P \gg k_{ш}$ контактной жесткостью можно пренебречь.

Обобщенная модель контакта, учитывающая потери на гистерезисное, вязкое и фрикционное демпфирование выглядит следующим образом:

$$F = -k_{\Sigma}x^n - \mu_D x^n \dot{x} - c_T \dot{x} \left| \dot{x} \right|^{-1} - c \dot{x} \quad (42)$$

4.2 Сравнение результатов математического моделирования силовой рамы с данными телеметрии при ЛКИ

Ниже приведены результаты моделирования модели. Коэффициенты демпфирования выбирались таким образом, чтобы процесс раскрытия был наиболее похож на раскрытие в штатных условиях.

На рисунке 4-5 приведена диаграмма раскрытия левого крыла математической модели. Здесь 1 по вертикальной оси соответствует наличию механического контакта по магнитным упорам.

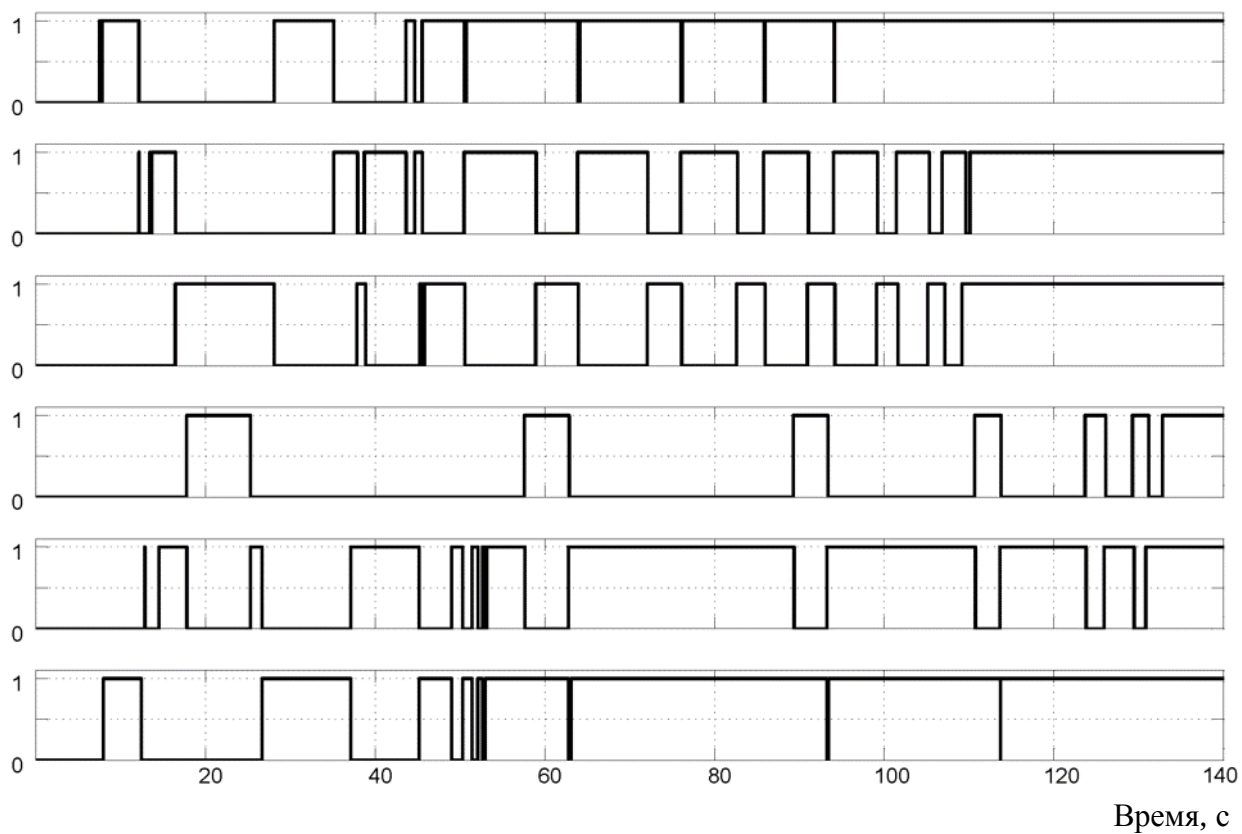


Рисунок 4-5 Диаграмма раскрытия ложементов

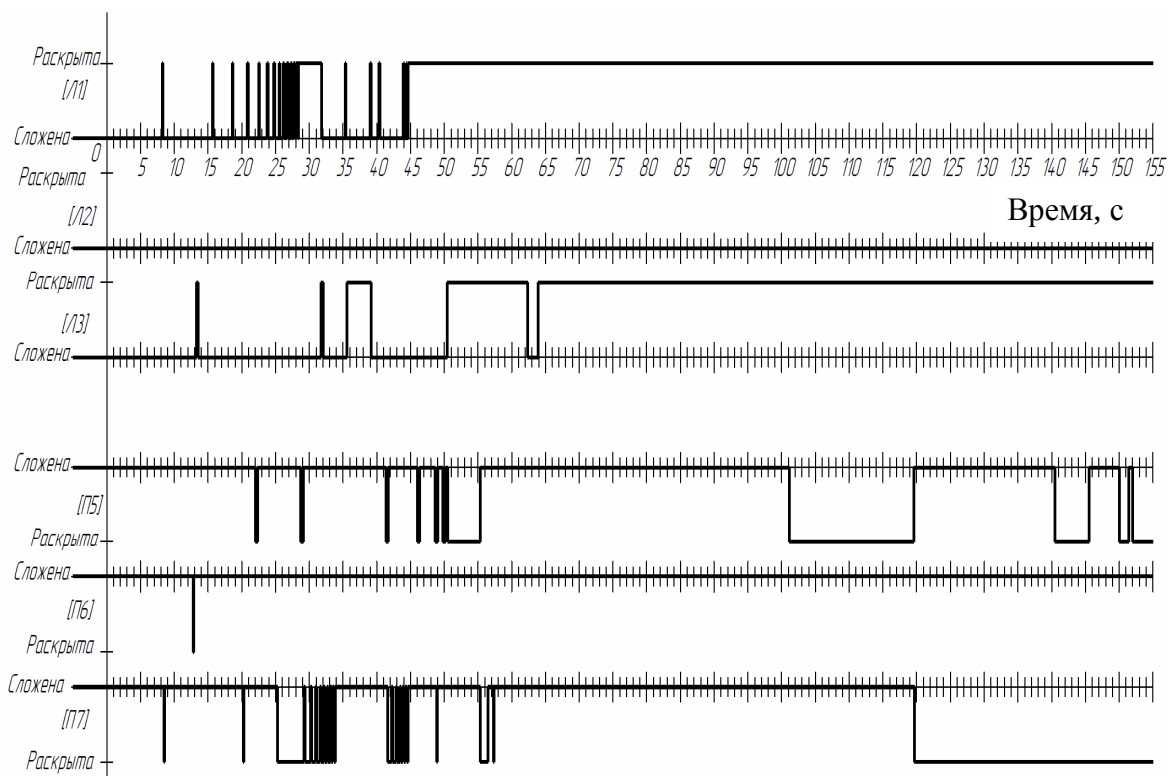


Рисунок 4-6 Диаграмма раскрытия левого крыла по телеметрии с КА «Метеор-М» №1

Из рисунков 4-5 и 4-6 видно, что процесс раскрытия модели схож с реальным раскрытием при штатной эксплуатации. За критерии оценки брались времена первого раскрытия ложементов 1 и 3 (ввиду отсутствия данных о телеметрии раскрытия второго ложемента) а также суммарное время раскрытия крыла.

Под суммарным временем раскрытия крыла подразумевается время, после которого не происходит изменения показаний концевых датчиков.

В диаграмме учтена величина зоны нечувствительности концевых датчиков раскрытия. Общее время успокоения по результатам моделирования составляет 135 с, по данным телеметрии время успокоения 150 с. Таким образом погрешность моделирования при определении времени успокоения составляет 10%.

4.3 Разработка откидной платформы для КА «Метеор-М» №3

Еще одним примером реализации разработанного алгоритма является выбор конструктивной схемы и определение основных характеристик откидной платформы для КА «Метеор-М» №3.

Предварительная компоновка КА проводилась исходя из условия геометрического размещения БА под обтекателем, а также обеспечения незатенения полей обзора БА. На основании компоновки была определена предварительная конструкция и состав БА откидной платформы. [47]

Наиболее простым вариантом раскрытия платформы является применение электромеханического привода. Однако применение электродвигателя сопряжено с необходимостью обеспечения его питания, разработки системы управления, сопряжения с бортовыми системами КА.

Отказ от электродвигателя в пользу пружин позволяет упростить конструкцию, но возникает ряд дополнительных проблем. Одной из главных проблем является уменьшение ударного воздействия в конечном положении откидной платформы при нахождении на механический упор. Для минимизации ударного воздействия на упор необходимо уменьшать жесткость пружины. С другой стороны

в наземных условиях при раскрытии откидной платформы слабой пружиной сопротивление обезвешивающего стенда может не позволить осуществить движение.

На рисунке 4-7 общий вид КА «Метеор-М» №3. Его компоновка проводилась исходя из условия геометрического размещения БА под обтекателем, а также обеспечения незатенения полей обзора БА. На основании компоновки была определена предварительная конструкция и состав БА откидной платформы. На откидной платформе размещены:

- скаттерометр;
- корректирующая двигательная установка;
- антенна комплекса радиопросвечивания атмосферы.

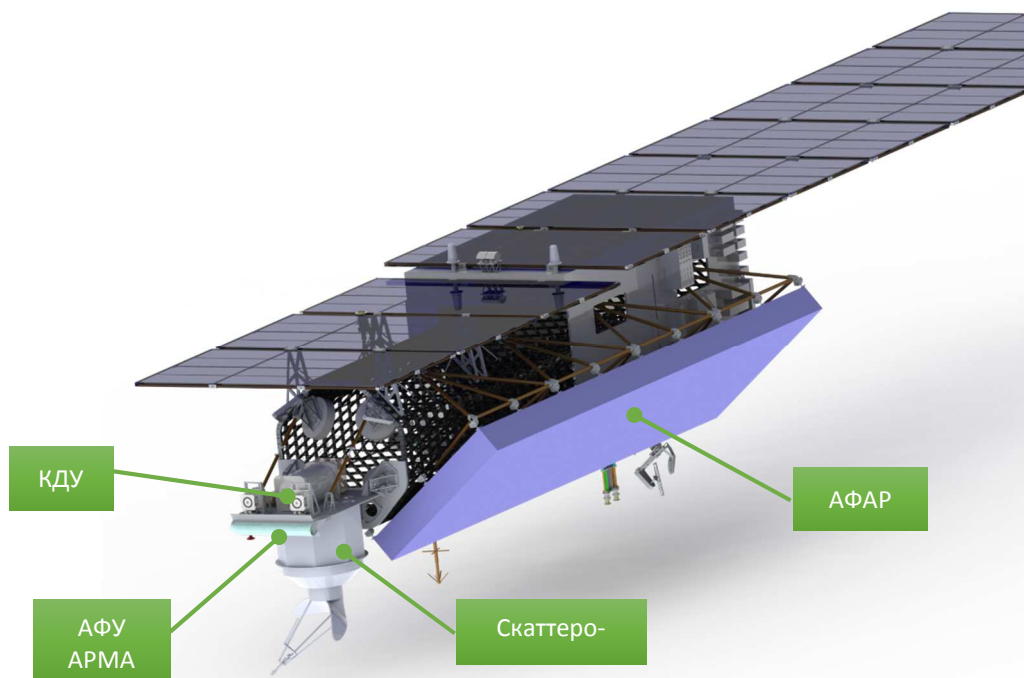


Рисунок 4-7 Общий вид КА «Метеор-М» №3

Масса БА, размещенной на откидной платформе, составляет около 270 кг, поэтому суммарный момент инерции подвижной части достаточно велик. Откидная платформа должна осуществлять однократный поворот из транспортного

положения (см. рисунок 4-8) на 90° после выведения КА на орбиту. Ось вращения рефлектора скаттерометра должна быть точно сориентирована по направлению на Землю.

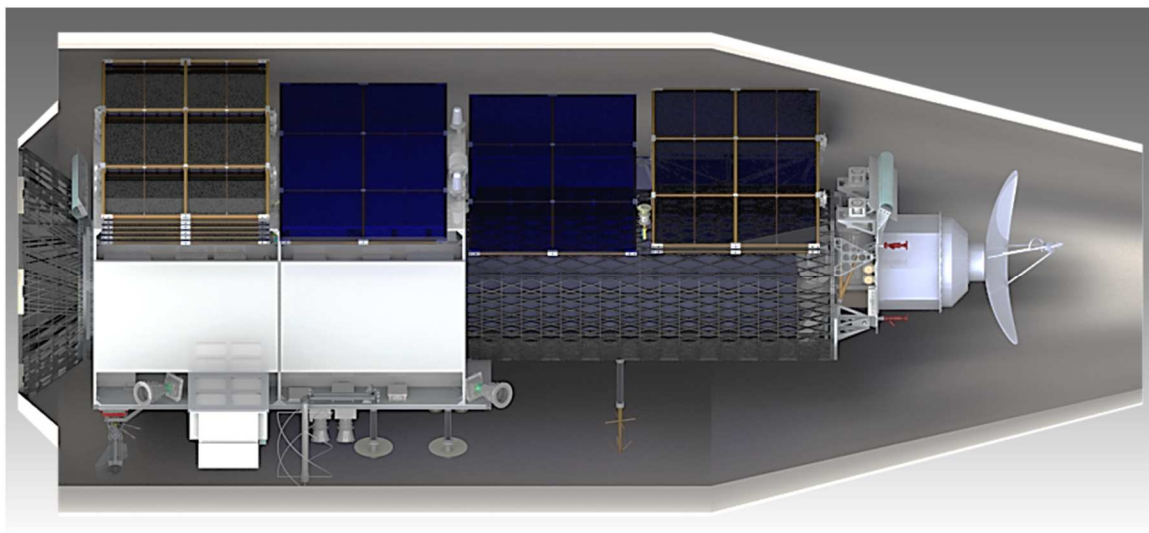


Рисунок 4-8 КА «Метеор-М» №3 под обтекателем

Основные характеристики откидной платформы приведены в таблице 4-4.

Таблица 4-4 Основные характеристики откидной платформы

Наименование параметра	Значение
Масса подвижной части, кг	270
Момент инерции подвижной части, $\text{кг} \cdot \text{м}^2$	74
Угол поворота, $^\circ$	90
Точность ориентации на Землю, угл. мин., не более	± 1

На начальном этапе проектирования необходимо определиться с конструктивной схемой. В качестве основного критерия в данном случае можно выбрать простоту реализации, т.к. большинство других критериев так или иначе связаны

с ним. Исходя из характера движения наиболее простым вариантом является открытая кинематическая схема с одной вращательной кинематической парой, а в качестве механизма раскрытия – электромеханический привод.

Изменение конструктивной схемы откидной платформы показаны на рисунке 4-9.

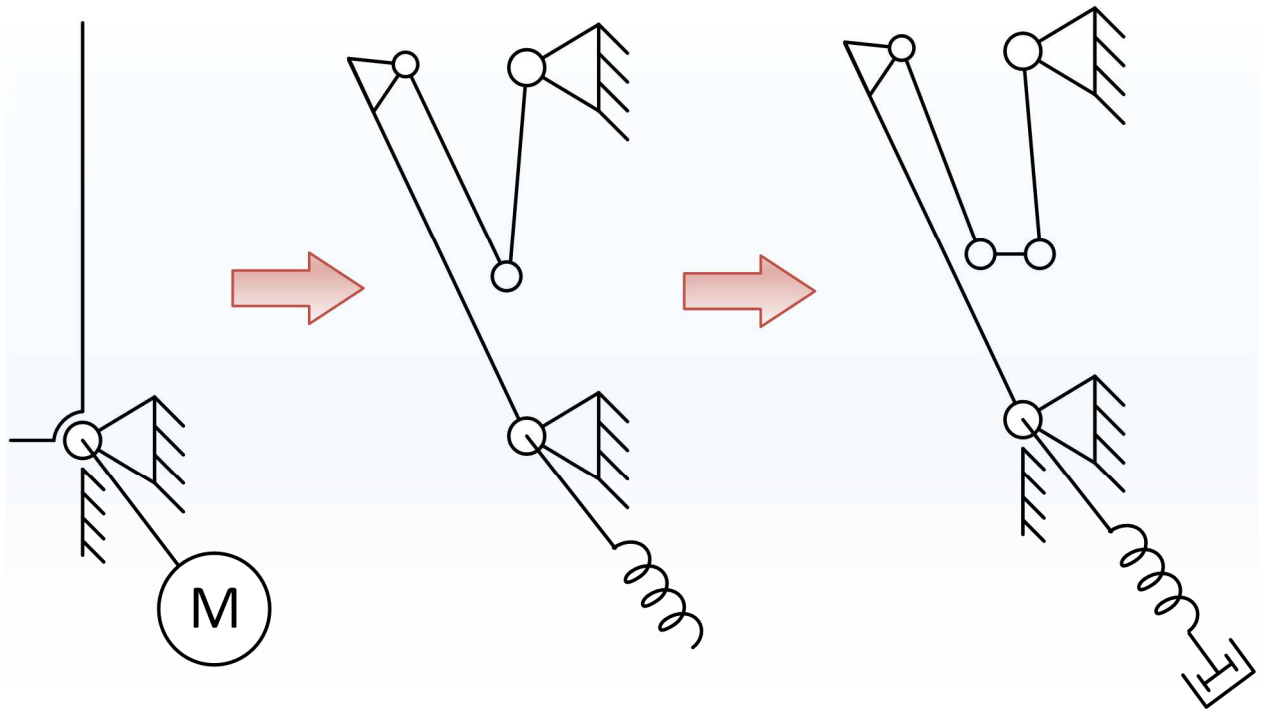


Рисунок 4-9 Эволюция конструктивной схемы

Для определения жесткости пружины, при которой достигается минимальные нагрузки в шарнирах разработана математическая модель в пакетах Adams в связке с Matlab Simulink. Модель всей системы представлена на рисунке 4-10, узла раскрытия – на рисунке 4-11.

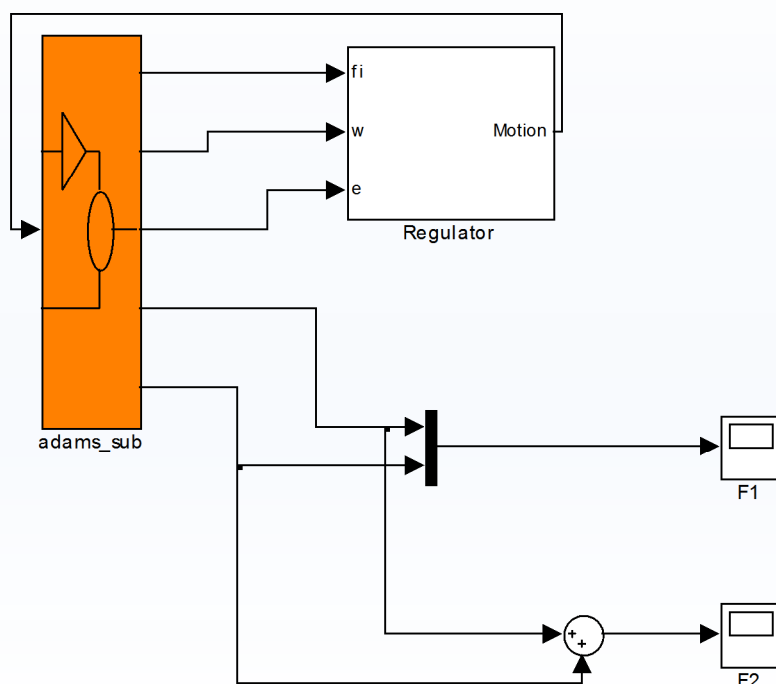


Рисунок 4-10 Математическая модель откидной платформы

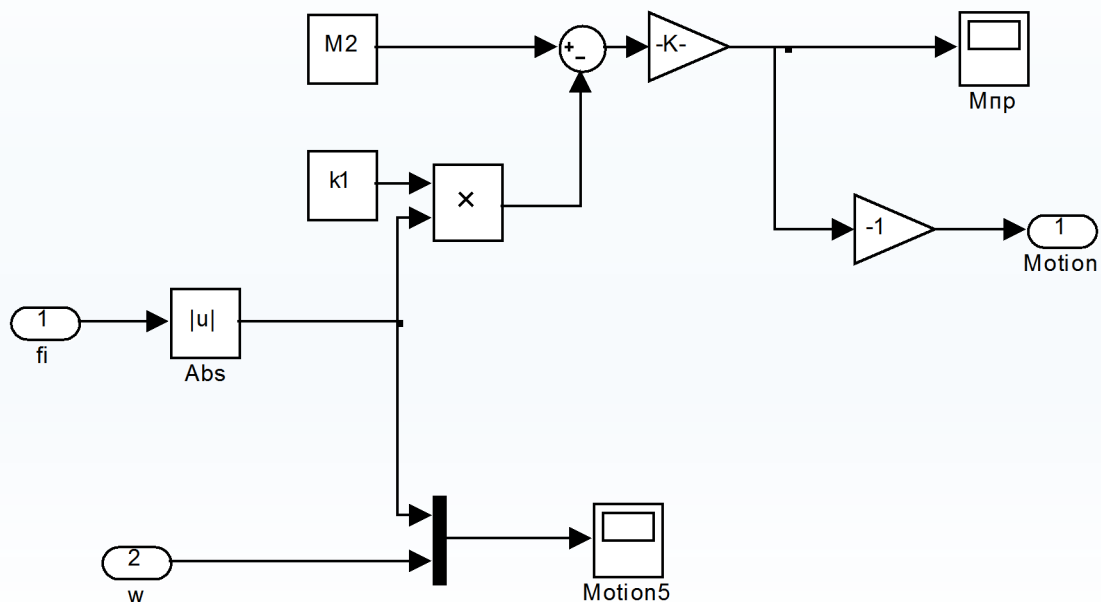


Рисунок 4-11 Математическая модель узла раскрытия

В результате моделирования определены необходимая жесткость пружины в узле раскрытия. На рисунке 4-12 представлены графики изменения угла раскрытия и угловой скорости откидной платформы.

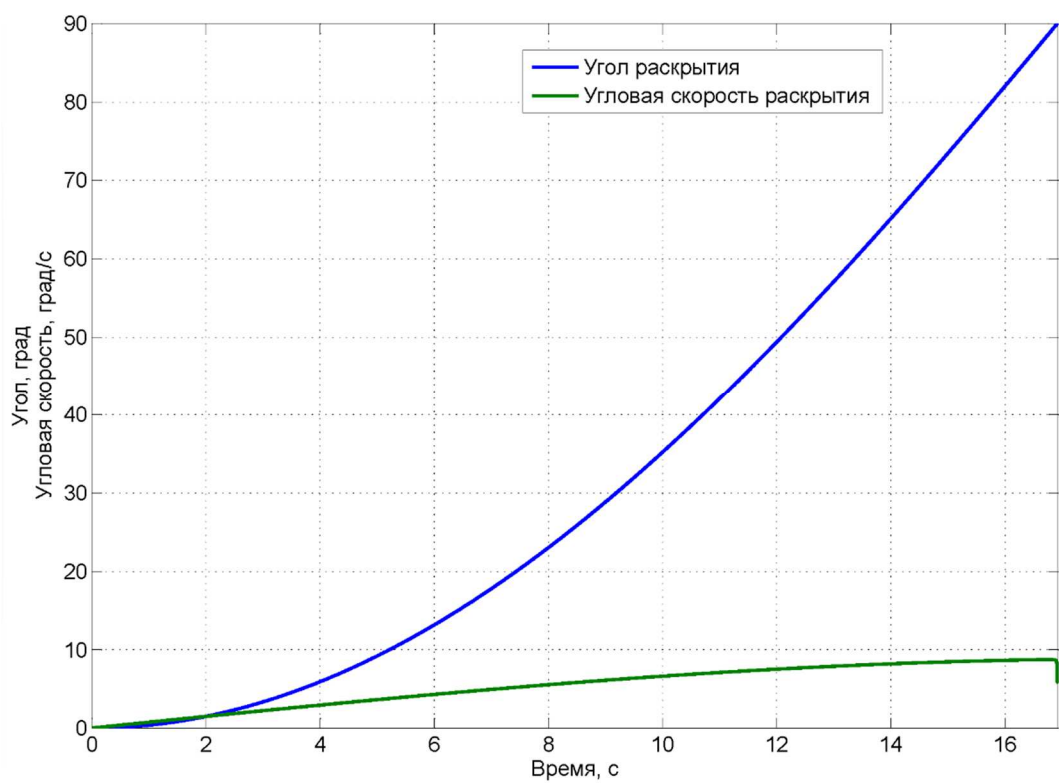


Рисунок 4-12 График изменения угловой скорости и угла в процессе раскрытия откидной платформы

На рисунке 4-13 показана нагрузка в шарнирном узле в момент полного раскрытия.

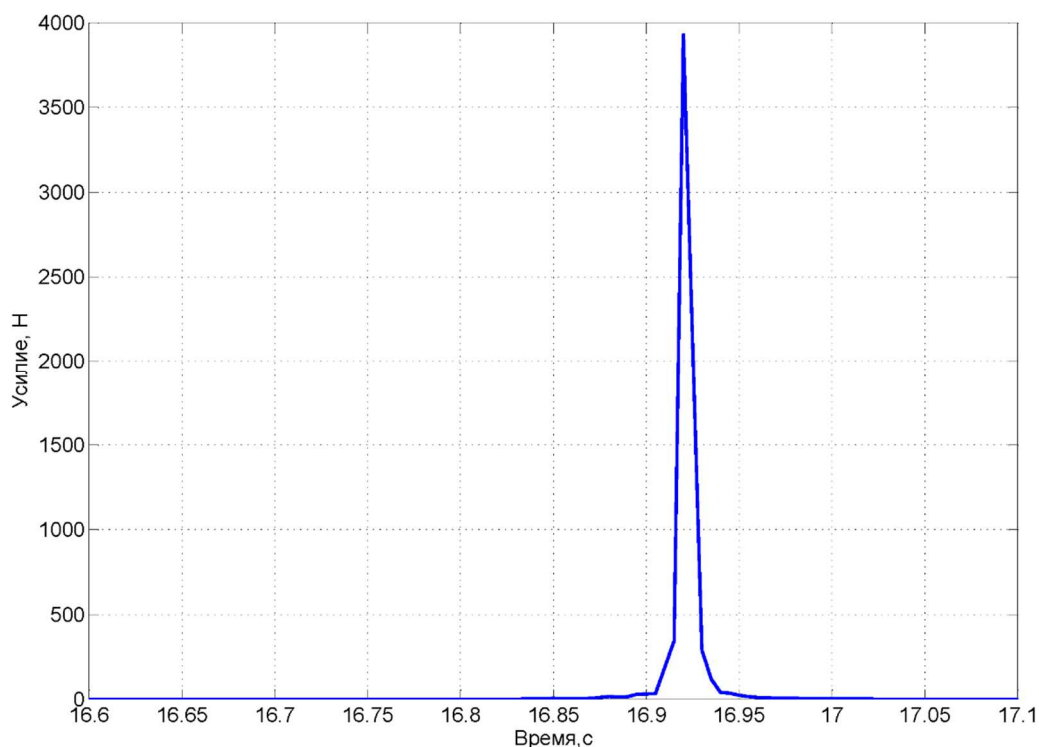


Рисунок 4-13 График нагрузки в шарнире в момент удара

В процессе моделирования определены основные характеристики пружины. Момент на пружине в начале раскрытия составляет 1 Нм, в конце раскрытия 0,15 Нм, ход пружины составляет 90 °. Как можно видеть конечный момент пружины достаточно мал. В наземных условиях при раскрытии откидной платформы слабой пружиной сопротивление обезвешивающего стенда может не позволить осуществить движение.

Величина ударного воздействия зависит от скорости в конечном моменте времени, поэтому для минимизации удара необходимо ограничить скорость раскрытия. В качестве скоростного ограничителя выбран центробежный регулятор (конструкция регулятора приведена на рисунке 4-14).

Математически центробежный регулятор можно описать через функцию тормозящего момента от угловой скорости вращения вала регулятора. Ввиду того, что требуемая скорость раскрытия достаточно мала (менее 10 градусов в секунду) на входном валу регулятора необходимо ставить мультипликатор. С учетом вышесказанного выражение для тормозящего момента регулятора имеет вид:

$$M_T = i^3 k_1 \omega^2 - i k_2, \quad (43)$$

где

$$k_1 = \frac{z f R m_{zp} r c}{a + f b}, \quad (44)$$

$$k_2 = \frac{z f r K k}{a + f b}. \quad (45)$$

Здесь i – передаточное отношение мультипликатора, ω – угловая скорость вращения вала регулятора, z – число грузов, f – коэффициент трения, m_{zp} – масса грузов, r – расстояние от центра вращения до центра масс грузов, k – жесткость пружины, удерживающей грузы, R, c, a, b, K – размеры по рисунку 4-14.

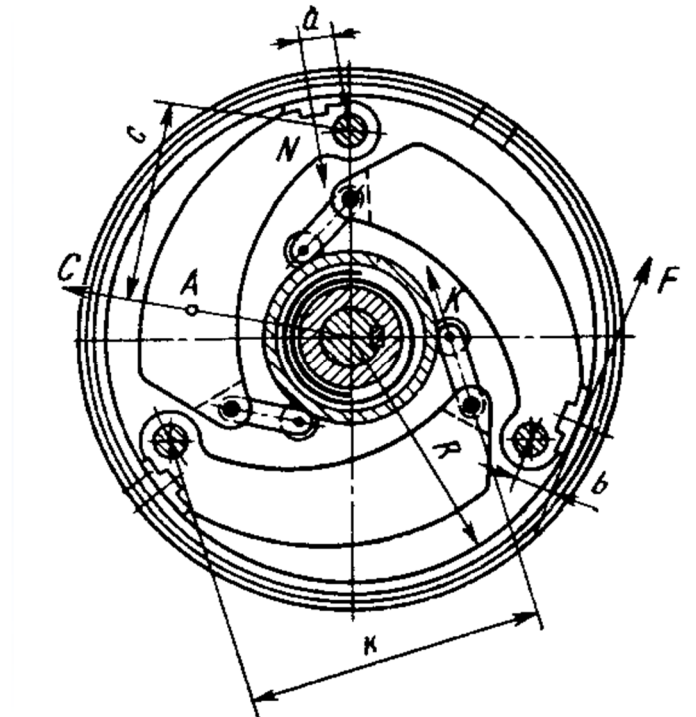


Рисунок 4-14 Конструкция простейшего центробежного регулятора. [48]

Математическая модель, описывающая данный регулятор приведена на рисунке 4-15.

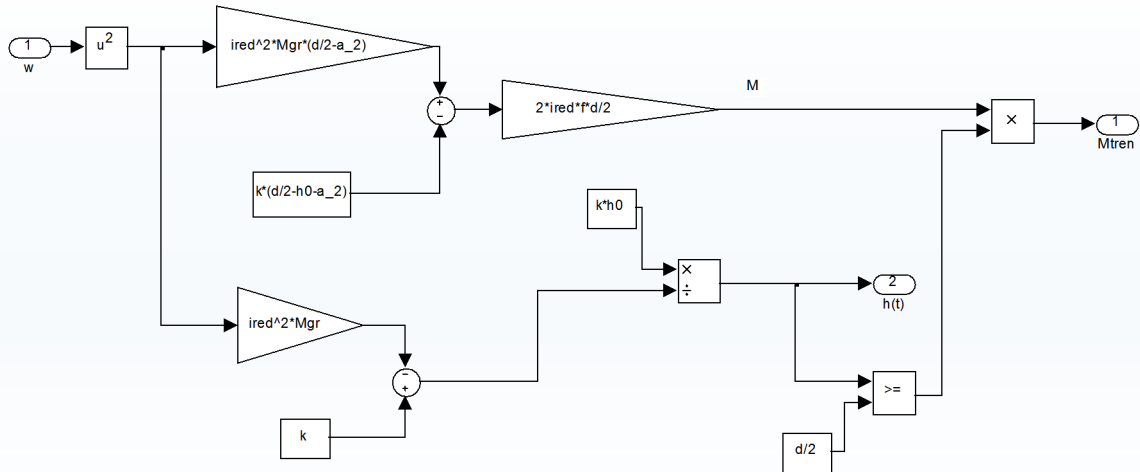


Рисунок 4-15 Математическая модель центробежного регулятора

Результаты моделирования с учетом центробежного регулятора представлены на рисунках 4-16 и 4-17. Угловая скорость близка к полученной ранее, а величина удара – ниже.

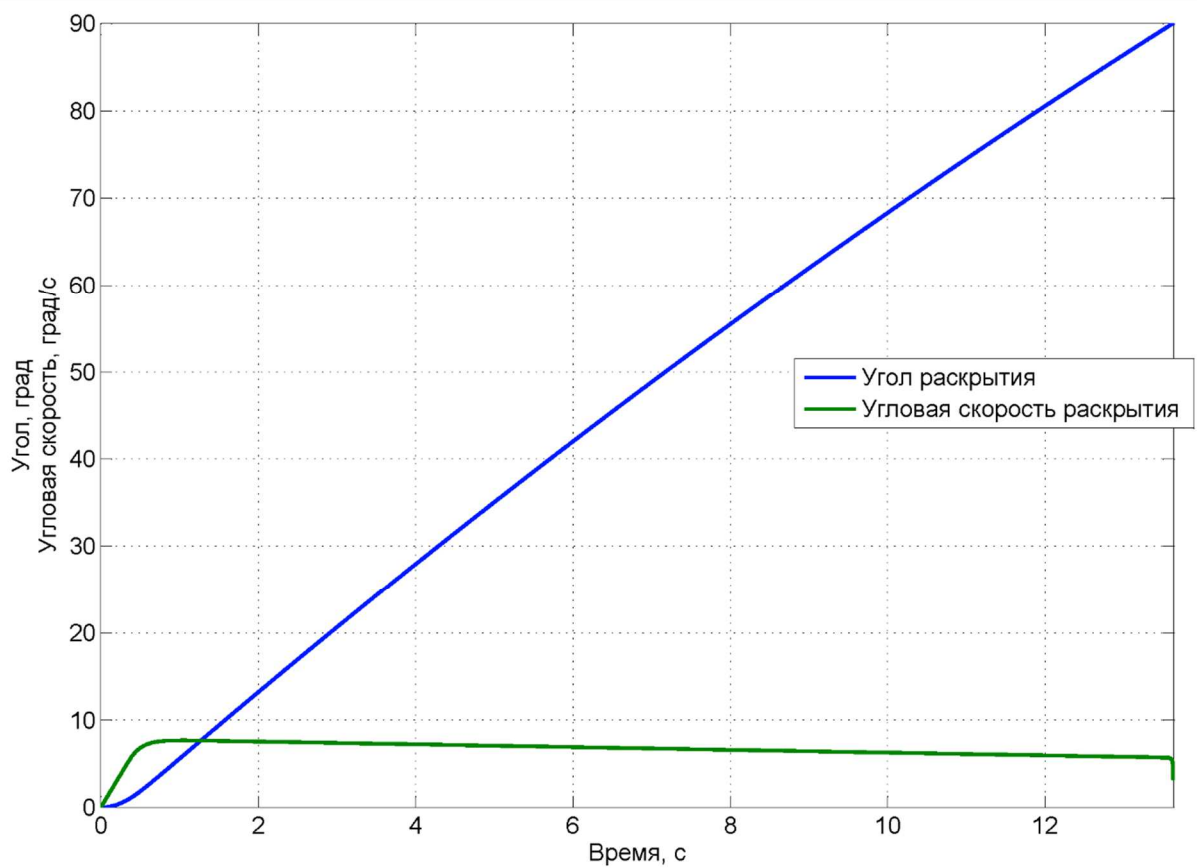


Рисунок 4-16 График угловой скорости и угла раскрытия откидной платформы с учетом центробежного регулятора

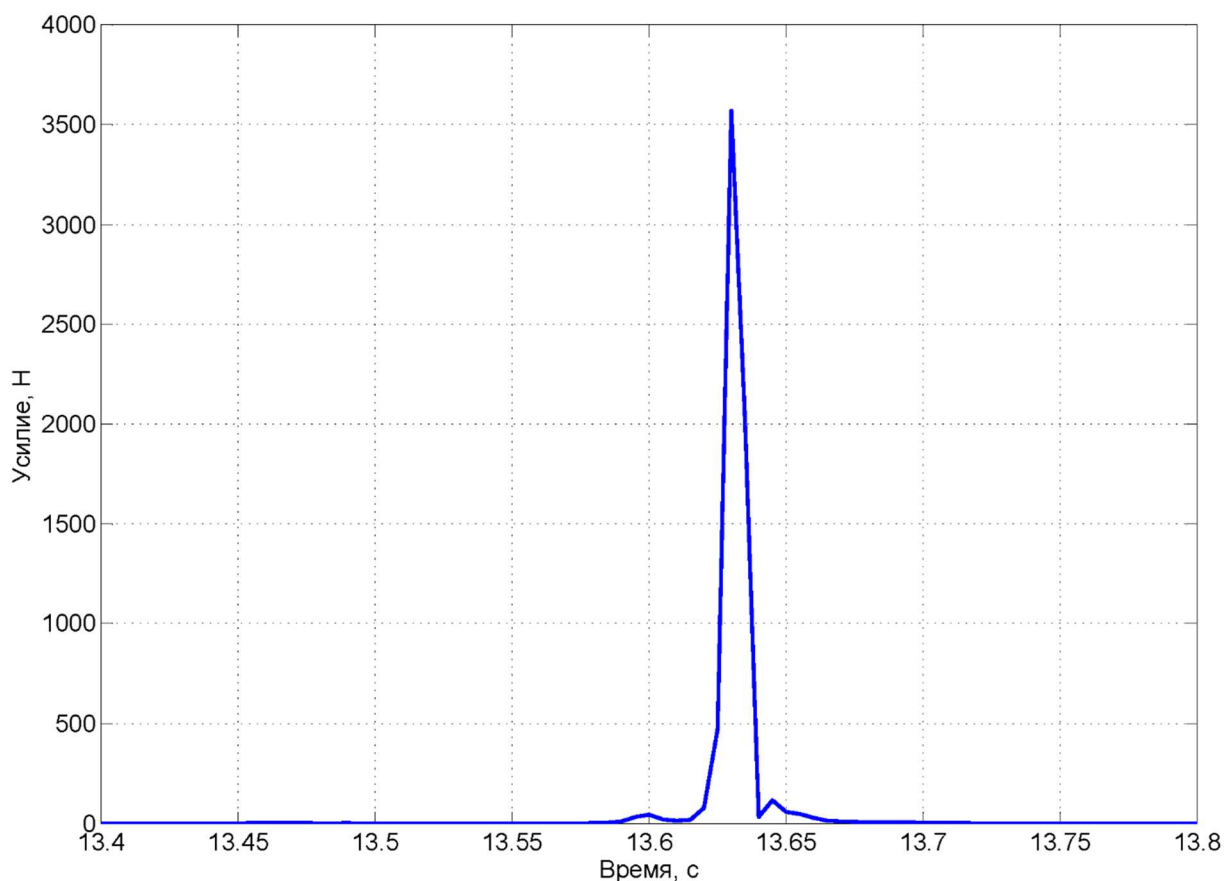


Рисунок 4-17 Величина ударного воздействия в конечный момент раскрытия откидной платформы с учетом центробежного регулятора

В процессе математического моделирования определены основные характеристики центробежного регулятора, мультипликатора и пружин. Пружины выбраны в 10 раз более жесткие, что позволит гарантированно провести наземные испытания. Однако передаточное число мультипликатора оказалось достаточно большим, что затрудняет его разработку, а также увеличивает его массу, габариты, уменьшает КПД и т.д. Габариты регулятора тоже оказались больше запланированных. В связи с этим было принято решение изменить конструкцию регулятора.

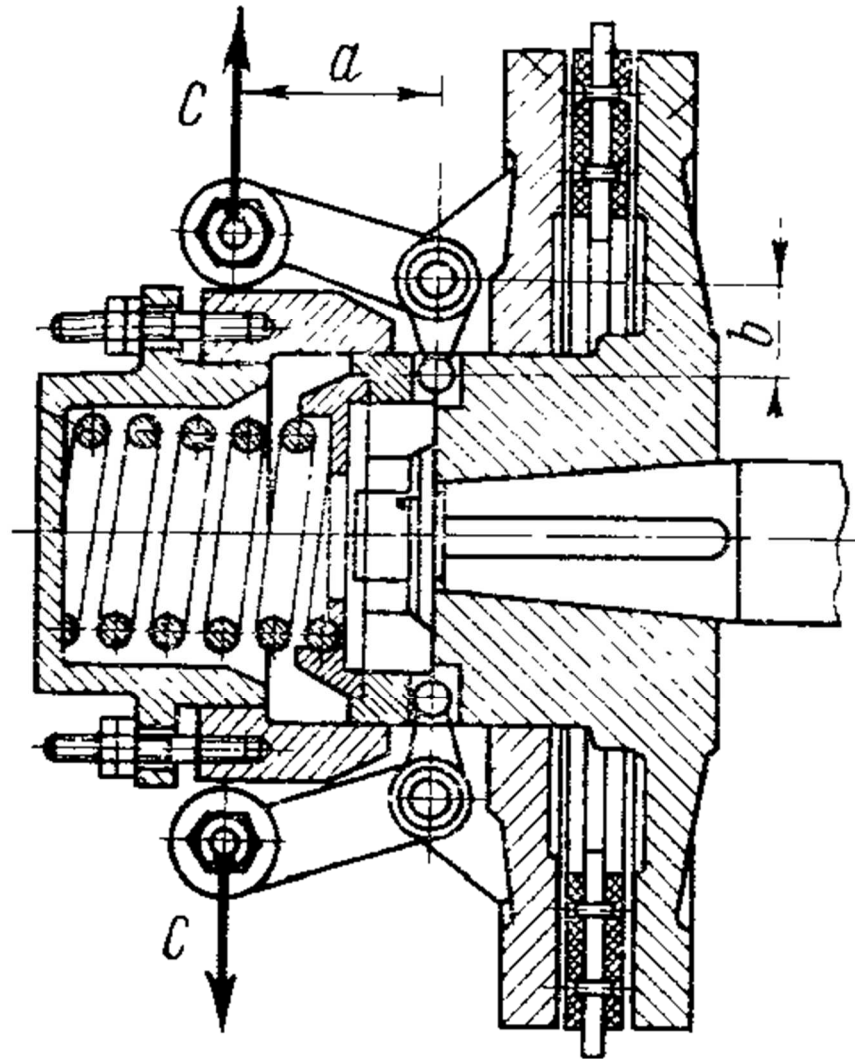


Рисунок 4-18 Конструкция центробежного тормоза [48]

Альтернативная конструкция регулятора с тормозными дисками представлена на рисунке 4-18. Математическое описание данной конструкции близко к предыдущему варианту (43), отличия заключаются только в коэффициентах k_1 и k_2 :

$$k_1 = \frac{a}{b} f(R_1 + R_2) k m_{ep} r, \quad (46)$$

$$k_2 = fP(R_1 + R_2). \quad (47)$$

Здесь R_1 – радиус внутреннего отверстия в тормозном диске, R_2 – наружный радиус тормозного диска, P – усилие пружины, удерживающей грузы.

Результаты моделирования (см. рисунки 4-19 и 4-20) показали, что несмотря на большую среднюю скорость раскрытия конечная скорость остается той же, а тормозное ускорение больше, что привело к уменьшению динамических нагрузок в шарнирах.

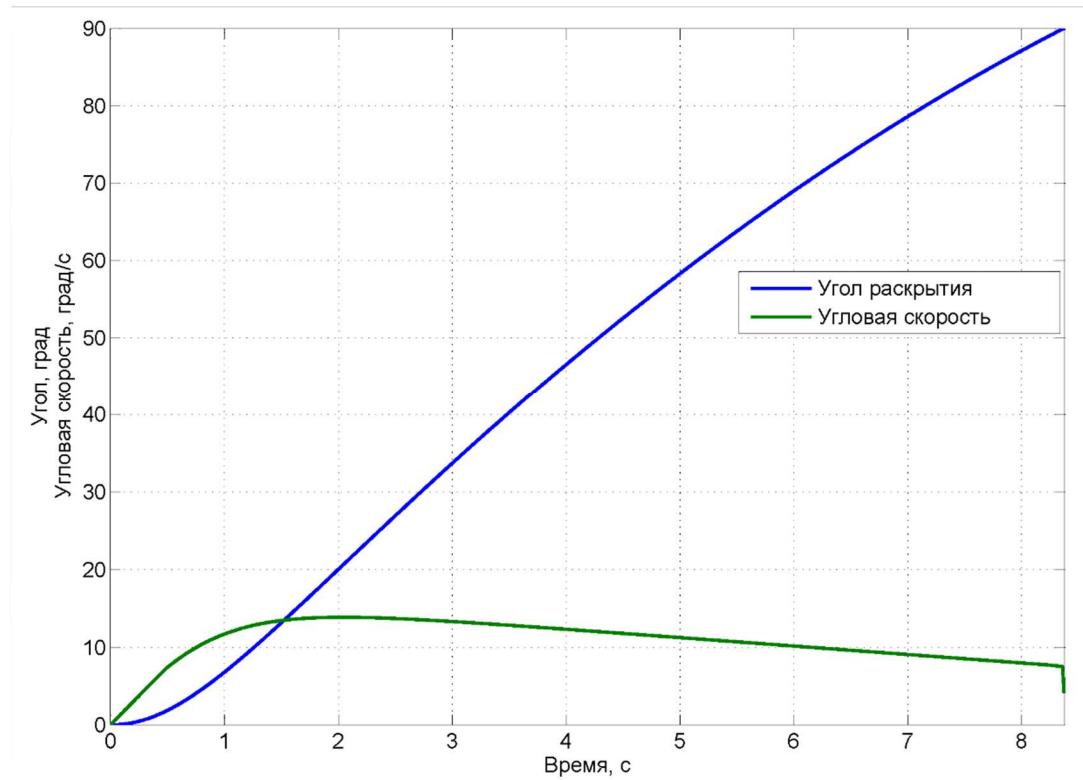


Рисунок 4-19 График угловой скорости и угла раскрытия откидной платформы с учетом центробежного тормоза

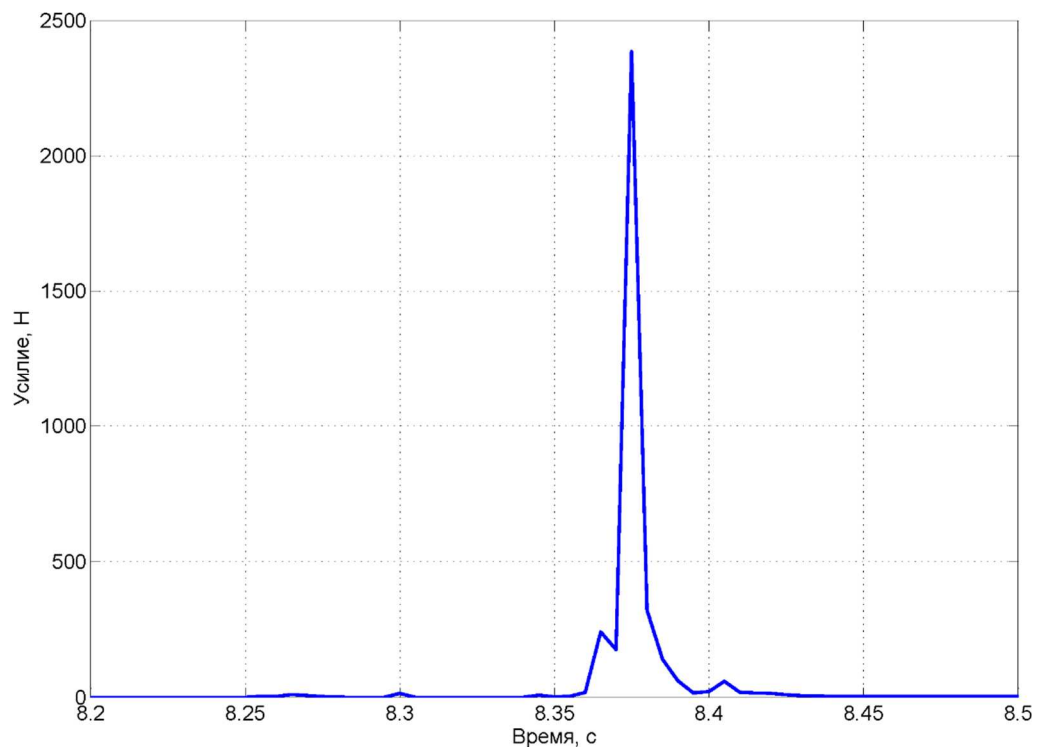


Рисунок 4-20 Величина ударного воздействия в конечный момент раскрытия откидной платформы с учетом центробежного тормоза

Основные характеристики механизма раскрытия приведены в таблице 4-5.

Таблица 4-5 Основные характеристики механизма раскрытия

Наименование параметра	Значение
Масса грузов регулятора, кг	0,06
Число грузов регулятора	2
Наружный диаметр регулятора, мм	100
Передаточное число мультипликатора	154
Момент пружины на начало раскрытия, Нм	10
Момент пружины в конце раскрытия, Нм	1,5
Число пружин в механизме раскрытия	2

Конструктивная реализация откидной платформы показана на рисунке 4-21 в транспортном положении и на рисунке 4-22 в раскрытом. Проведенное моделирование и определение основных параметров центробежного тормоза и откидной платформы позволило выпустить полный комплект рабочей конструкторской документации на откидную платформу и входящие в нее составные части.

Примененный алгоритм и методика моделирования позволили отказаться в конструкции откидной платформы от дорогостоящего электродвигателя.

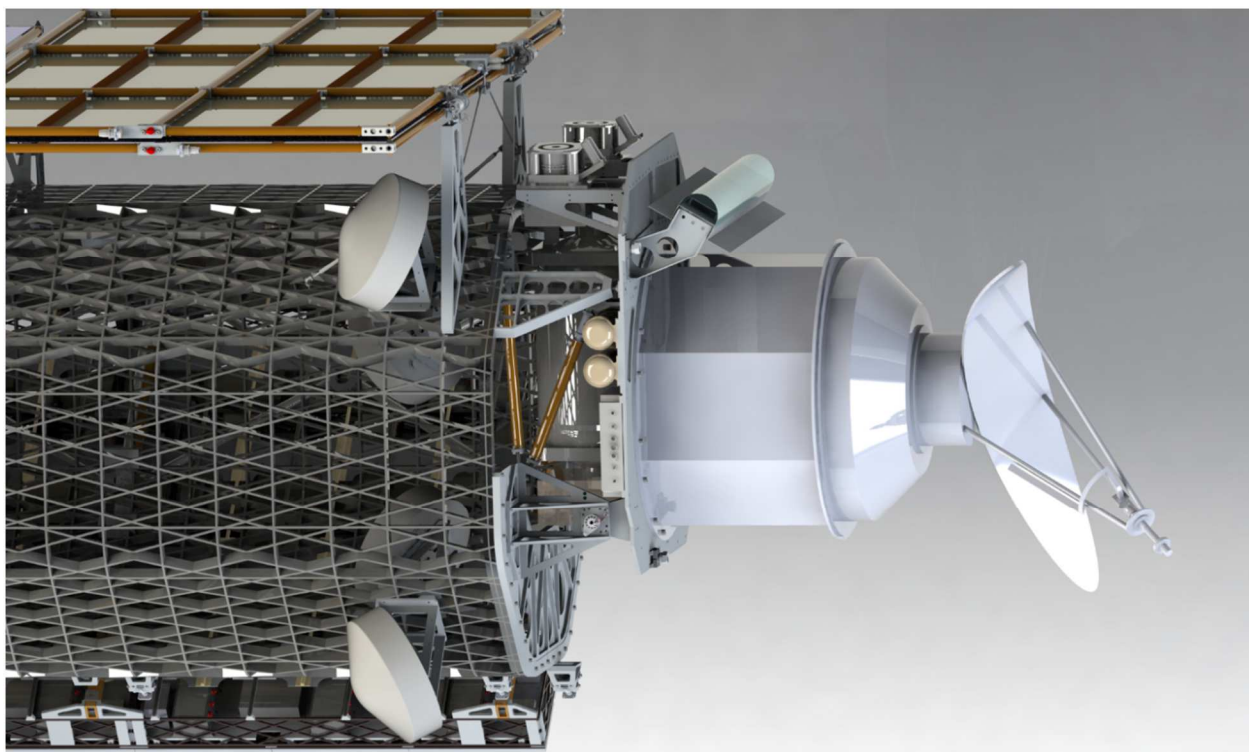


Рисунок 4-21 Откидная платформа КА «Метеор-М» №3 в транспортном (зачехованном) положении

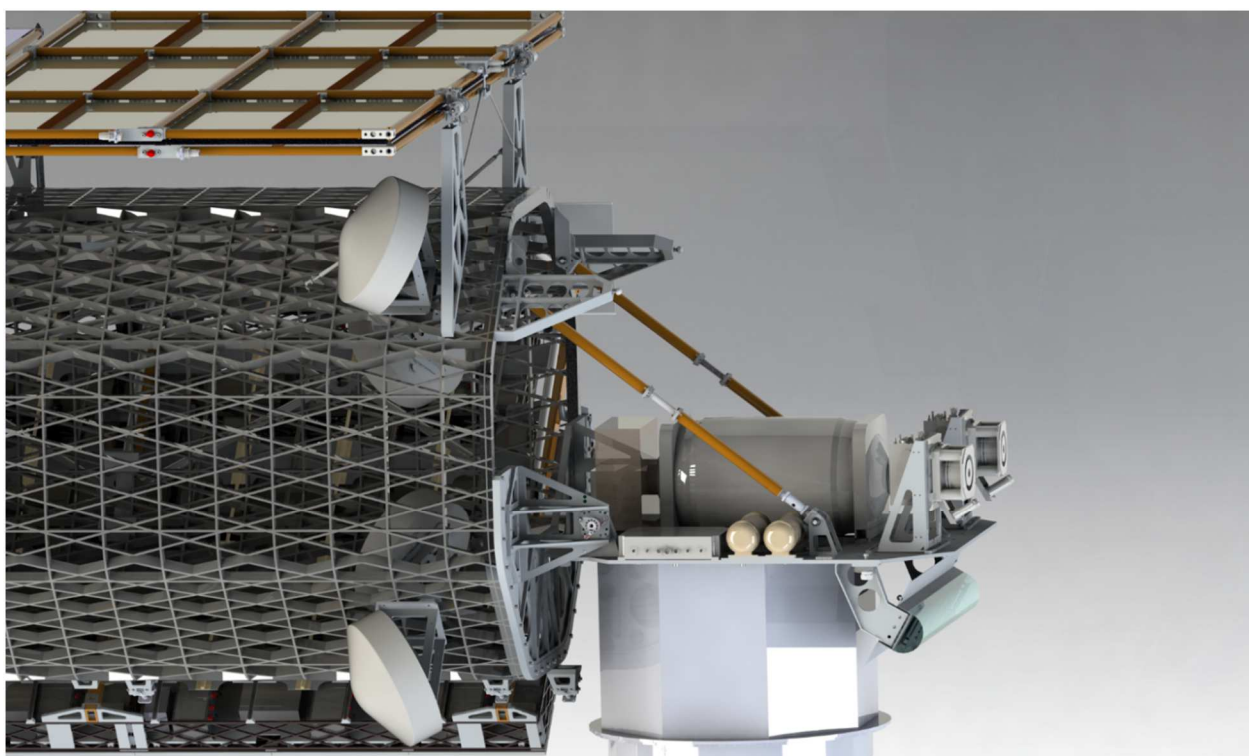


Рисунок 4-22 Откидная платформа КА «Метеор-М» №3 в раскрытом положении

Выводы к четвертой главе

1. Проведено уточнение методики моделирования ПМК, приведены математические модели, учитывающие нелинейности реальных механических конструкций и границы применения этих моделей.
2. Проведена верификация разработанных математических моделей и показана хорошая сходимость результатов математического моделирования и данных летных испытаний СР на КА «Метеор-М» №1 и №2.
3. Разработанный алгоритм в части выбора рациональных параметров и методики моделирования применим к процессу проектирования трансформируемых конструкций не относящихся к ПМК, что подтверждено на примере разработки откидной платформы КА «Метеор-М» №3.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе получены следующие основные научные результаты:

1. Проведен анализ областей применения прецизионных многозвенных конструкций применительно к КА ДЗЗ и показано, что наиболее рациональным является применение их в качестве силовой конструкции для раскрытия крупногабаритных антенн бортовых радиолокаторов.

2. На основе анализа результатов процесса создания силовой рамы ВЦА БРЛК для КА «Метеор-М» №1 разработан подробный алгоритм создания ПМК, намечены основные этапы и сформулированы задачи для каждого этапа.

Разработанный алгоритм позволил осуществить выбор основных параметров СР ВЦА БРЛК и соответствующего оборудования для ее изготовления и испытаний.

3. Решена обратная задача по применению разработанного алгоритма к процессу создания СР ВЦА БРЛК, по результатам решения которой, а также проведения летно-космических испытаний СР в составе КА «Метеор-М» №1 выявлена необходимость введения механических демпферов в конструкцию СР и доработок наземного оборудования.

4. По результатам математического моделирования процесса раскрытия СР ВЦА БРЛК применительно к КА «Метеор-М» №2 получено, что введение механических демпферов позволило снизить величину ударных воздействий на механические упоры СР не менее чем в 3,5 раза.

Кроме того, доработанная конструкция СР ВЦА БРЛК позволила сократить время раскрытия со 150 секунд до 40, а также обеспечить беззачерную фиксацию секций в раскрытом положении, что подтверждено наземными испытаниями на макетах СР и на летном образце для КА «Метеор-М» №2.

5. Проведено уточнение математических моделей ПМК с учетом нелинейностей реальных механических конструкций и определены границы их применения.

Верификация разработанных математических моделей показала хорошую сходимость результатов математического моделирования и результатов летных испытаний СР на КА «Метеор-М» №1и №2.

6. Показано, что разработанный алгоритм применим к процессу проектирования трансформируемых конструкций, не относящихся к ПМК, что подтверждено на примере разработки оригинальной откидной платформы КА «Метеор-М» №3.

Таким образом, в диссертационной работе содержится решение задачи разработки алгоритма создания прецизионных многозвенных конструкций КА ДЗЗ, имеющей существенное значение для Российской Федерации в области создания и эксплуатации космической техники.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования / Под ред. В.С. Вербы. М: Радиотехника, 2010. 680 с.
2. Гутовский И.Е. Метод решения основных задач проектирования раскрывающихся конструкций космических аппаратов на базе математического моделирования. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. С-Пб. 2006. 156 с.
3. Зимин В.Н. Разработка методов анализа динамики и оценки работоспособности раскрывающихся крупногабаритных космических конструкций ферменного типа. Диссертационная работа на соискание ученой степени доктора технических наук. Москва. 2008. 309 с.
4. Belytschko. Contact-Impact // In: Contact-Impact / Ed. by Belytschko T. Chicago: Northwestern University, 1996. pp. 10-1.10-63.
5. Blandon C.A. Equivalent viscous damping equations for direct displacement based design/ A dissertation submitted in partial fulfillment of the requirements for the master degree in earthquake engineering. Rose School, 2004. 68 pp.
6. Cai C., Zheng H., Khan M.S., Hung K.C. Modeling of Material Damping Properties in ANSYS // www.ansys.com. URL: <http://www.ansys.com/staticassets/ANSYS/staticassets/resourcelibrary/confpaper/2002-Int-ANSYS-Conf-197.PDF> (дата обращения: 19.1.2015).
7. Gonthier. Contact Dynamics Modelling for Robotic Task Simulation. A thesis presented to the University of Waterloo in fulfillment of the thesis requirement for the degree of Doctor of Philosophy in Systems Design Engineering. Waterloo. 2007. 241 pp.
8. Movahedi-Lankarani H. Canonical equations of motion and estimation of parameters in the analysis of impact problems. 1988. 258 pp.
9. Richardson M., Potter R. Viscous vs. Structural Damping in Modal Analysis // Shock and Vibration Symposium. October 1975. P. 7.
10. Kelly T.E. In-structure damping and energy dissipation. Wellington: Holmes Consulting Group Ltd, 2001. 144 pp.
11. Сосулин Ю.Г. Теоретические основы радиолокации и радионавигации. Учебное пособие для вузов. М.: Радио и связь, 1992. 304 с.

12. Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю. Радиовидение. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли. Учебное пособие для вузов / Под ред. Г. С. Кондратенкова. М.: "Радиотехника", 2005. 368 с.
13. Гарбук С.В., Гершензон В.Е. Космические системы дистанционного зондирования Земли. М.: Издательство А и Б, 1997. 296 с.
14. // ru.wikipedia.org: [сайт]. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/RADARSAT-2> (дата обращения: 09.январь.2015).
15. Макриденко Л.А., Волков С.Н., Трифонов Ю.В., Горбунов А.В. Космический комплекс гидрометеорологического и океанографического обеспечения «Метеор-3М» с космическим аппаратом «Метеор-М» №1. Справочные материалы. М.: ФГУП НПП ВНИИЭМ, 2008. 143 с.
16. Белоконев И.М. Учебник по ТММ. Москва. 1965. 365 с.
17. Глебов И.Т., Глухих В.В., Назаров И.В. Научно-техническое творчество. Учеб. пособие. Екатеринбург: Урал. гос. лесотехн. ун-т., 2002. 264 с.
18. Андронов С.А. Методы оптимального проектирования: Текст лекций. Санкт-Петербург: СПбГУАП, 2001. 169 с.
19. С.М. Л. Конструирование точных (оптических) приборов. Учебное пособие для вузов. М.: Политехника, 2007. 579 с.
20. Гусев А.А., Лоторевич Е.А., Шевелев В.Е. // Особенности разработки космических аппаратов дистанционного зондирования Земли с применением современных средств автоматизированного проектирования. Железногорск. 2011. С. 389-390.
21. Мишин В.П., Безвербый В.К., Панкратов Б.М. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). Учебник для технических вузов. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.
22. Братухин А.Г. Братухин А.Г. CALS (Continuous Acquisition and Life cycle Support - непрерывная информационная поддержка жизненного цикла продукции) в авиастроении. М.: МАИ, 2002. 676 с.
23. Круглов Г.Е. Аналитическое проектирование механических систем. Учебное пособие. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2001. 132 с.
24. Гришин С.Д., Кокорин В.В., Харламов Н.П. Теоретические основы создания двигательных установок для управления космическими аппаратами. Москва: "Машиностроение", 1985. 192 с.

25. Гусев А.А., Ильина И.Ю., Саульский В.К., Чуркин А.Л. Опыт разработки космической платформы для космических аппаратов серии «Метеор» // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ, Т. 135, № 4, 2013. С. 3-12.
26. Гусев А.А., Чаев С.А., Кривобоков Е.В., Волков С.Н. Силовая рама волноводно-щелевой антенны бортового радиолокационного комплекса // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ, Т. 116, № 3, 2010. С. 27-38.
27. Шехонин А.А., Домненко В.М., Гаврилина О.А. Методология проектирования оптических приборов. Учебное пособие. СПб: СПбГУ ИТМО, 2006. 91 с.
28. Хорошев А.Н. Основы системного проектирования // www.cfin.ru. 2011. URL: http://www.cfin.ru/management/controlling/sys_project.shtml (дата обращения: 30.06.2014).
29. // spaceflight101.com: [сайт]. URL: <http://www.spaceflight101.com/sentinel-1-spacecraft-overview.html> (дата обращения: 14.январь.2014).
30. // Европейское космическое агентство ESA. Официальный сайт.: [сайт]. URL: <http://www.esa.int/> (дата обращения: 14.Январь.2014).
31. Беляев Н.М. Сопротивление материалов. 14-е-е изд. М.: "Наука", 1965. 856 с.
32. Анурьев В.И. Справочник конструктора-машиностроителя. 8-е изд. Т. 1. М.: "Машиностроение", 2001. 920 с.
33. Образцов И.Ф., Булычев Л.А., Васильев В.В., Елпатьевский А.Н. Строительная механика летательных аппаратов: Учебник для авиационных специальностей вузов. М.: Машиностроение, 1986. 536 с.
34. Гусев А.А. Математическая модель силовой рамы волноводно-щелевой антенны бортового радиолокационного комплекса // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ, Т. 125, № 6, 2011. С. 25-34.
35. Кривобоков Е.В., Гусев А.А., Карбасников Б.В., Ходненко В.П. Механизм раскрытия силовой рамы волноводно-щелевой антенны бортового радиолокационного комплекса КА "Метеор-М" №1 // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ., Т. 112, № 5, 2009. С. 23-28.
36. ГОСТ 21098-82 Цепи кинематические. Методы расчета точности.
37. Тхонг Д.К. Нелинейная коррекция системы управления движением беспилотного летательного аппарата для экологического мониторинга. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. С-Пб. 2004.
38. Пановко Я.Г. Основы прикладной теории колебаний и удара. 3-е изд. Л.: "Машиностроение" (Ленингр. отд-ние), 1976. 320 с.

39. Тарануха Н.А., Журбин О.В., Журбина И.Н. Третья Сахалинская региональная морская научно-техническая конференция // Исследование колебаний судовых стержневых конструкций с учетом сопротивления внешней среды различной плотности. Южно-Сахалинск. февраль 2011. С. 82-94.
40. Постников В.С. Внутреннее трение в металлах. 2-е изд. М.: "Металлургия", 1974. 352 с.
41. Чичинадзе А.В., Браун Э.Д., Буше Н.А. Основы трибологии (трение, износ, смазка): Учебник для технических вузов. 2-е изд. М.: Машиностроение, 2001. 664 с.
42. // Инженерный справочник. Таблицы DPVA.info: [сайт]. [2015]. URL: <http://www.dpva.info/Guide/GuidePhysics/Frication/FrictionToVariousPairs/> (дата обращения: 25.январь.2015).
43. Б.Г. Л. Физические свойства металлов и сплавов. М.: Metallurgy, 1980. 295 с.
44. // Рязанский завод металлокерамических изделий. Официальный сайт: [сайт]. [2015]. URL: <http://www.rmci.ru/reeds/product/id/66> (дата обращения: 25.январь.2015).
45. Вернер Г. Удар. Теория и физические свойства соударяемых тел. Пер. с англ. М.С. Лужиной, О.В. Лузина. М.: Издательство литературы по строительству, 1965. 448 с.
46. Тимошенко С.П., Гудьер Д. Теория упругости. 2-е изд. М.: Машиностроение, 1979. 560 с.
47. Гусев А.А. Тезисы докладов второй международной научно-технической конференции "Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли" // Итерационный подход к проектированию механической системы с замкнутой кинематической схемой для КА ДЗЗ. М. 2014. С. 56-58.
48. Александров М.П. ГРУЗОПОДЪЕМНЫЕ МАШИНЫ. Москва: ВЫСШАЯ ШКОЛА, 1973.
49. Баничук Н.В., Карпов И.И., Климов Д.М., Маркеев А.П., Соколов Б.Н., Шаранюк А.В. Механика больших космических конструкций. Москва: "Факториал", 1997. 302 с.
50. Кривобоков Е.В., Гусев А.А., Карбасников Б.В., Ходненко В.П. Механизм раскрытия силовой рамы волноводно-щелевой антенны бортового радиолокационного комплекса КА "Метеор-М" №1 // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ, Т. 112, № 5, 2009. С. 23-28.
51. ГОСТ 27.002-89 Надежность в технике. Основные понятия. Термины и определения.

ПРИЛОЖЕНИЕ А. УТОЧНЕННЫЙ АЛГОРИТМ СОЗДАНИЯ ПМК

