

Казахский национальный университет имени аль-Фараби

УДК 621.396.67

На правах рукописи

МЕЙРАМБЕКҰЛЫ НҰРСҰЛТАН

**Многодиапазонная антенна для малых космических
аппаратов дистанционного зондирования Земли**

6D071900 – Радиотехника, электроника и телекоммуникации

Диссертация на соискание степени
доктора философии (PhD)

Научный консультант:
Темирбаев Амирхан Адилханович
PhD, генеральный директор КИИТ
КазНУ им. аль-Фараби,
Алматы, Казахстан

Зарубежный научный консультант:
Камеда Тошихиро
PhD, ассоциированный профессор
университета Цукубы,
Цукуба, Япония

Республика Казахстан
Алматы, 2023

СОДЕРЖАНИЕ

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ	3
ВВЕДЕНИЕ	4
1 СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ РАЗВИТИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	9
1.1 Современные тенденции малых космических аппаратов	9
1.2 Частотные диапазоны, используемые в космической связи	19
1.3 Система ориентации МКА	21
1.4 Выводы по разделу	22
2 СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ РАЗВИТИЯ АНТЕННЫХ СИСТЕМ	24
2.1 Широкополосные антенны	24
2.2 Многодиапазонные антенны	30
2.3 Обзор патентов антенных систем	34
2.4 Антенные системы для МКА интегрированные с другими подсистемами.	38
2.5 Антенные системы, имеющиеся на рынке МКА	40
2.6 Выводы по разделу	42
3 МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ	43
3.1 Многодиапазонная патч антенны на базе ZhF, интегрированная с оптической системой путем апертурного совмещения	43
3.2 Многодиапазонная спиральная антенна, интегрированная с оптической системой путем апертурного совмещения	49
3.3 Методы исследования антенных систем	53
3.3.1 Параметр S_{11} и КСВН	53
3.3.2 Диаграмма направленности и КУ	55
3.3.3 Поляризация	59
3.3.4 Оценка реакций быстродействия управления вращением космического аппарата с интегрированной антенной	60
4 РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЯ	62
4.1 Результаты исследования патч антенн на базе ZhF.	62
4.1.1 Резонансные частоты и КСВН	62
4.1.2 Диаграмма направленности, поляризация и коэффициент усиления	66
4.2 Результаты исследования спиральной антенны	70
4.2.1 Резонансные частоты и КСВН	71
4.2.2 Диаграмма направленности, поляризация и коэффициент усиления	72
4.3 Влияние системы интеграции на быстроту реагирования системы ориентации МКА	74
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	90
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	92
ПРИЛОЖЕНИЕ А	101
ПРИЛОЖЕНИЕ Б	103
ПРИЛОЖЕНИЕ В	107

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ

В данной диссертационной работе применены следующие термины с соответствующими определениями.

ZhF – Анизотропный фрактал Жанабаева;

КА – космический аппарат;

МКА – малый космический аппарат;

ДЗЗ – Дистанционное зондирование Земли;

СШП – Сверхширокополосные;

S₁₁ – Параметр характеризующий коэффициент отражения волны от входа СВЧ устройства и равен отношению комплексной величины отраженной волны к комплексной величине падающей;

КСВН – коэффициент стоячей волны по напряжению;

КУ – коэффициент отражения;

ДН – диаграмма направленности;

КП – круговая поляризация;

УВЧ – ультравысокие частоты;

ОВЧ – очень высокие частоты;

КЩА – компактная щелевая антенна;

U (unit) – мера МКА стандарта CubeSat, 1U – куб с размерами 100 мм × 100 мм × 100 мм и с весом до 1,33 кг;

LHCP (Left Hand Circular Polarization) – левосторонняя круговая поляризация;

RHCP (Right Hand Circular Polarization) – Правосторонняя круговая поляризация;

GFSK - вид частотной манипуляции, при которой используется фильтр Гаусса для сглаживания частотных перестроек при изменении значения информационного символа;

AFSK - это форма цифровой частотной модуляции;

FSK- вид манипуляции, при которой скачкообразно изменяется частота несущего сигнала в зависимости от значений символов информационной последовательности;

BPSK - двоичной фазовой манипуляцией;

TT&C - слежение, телеметрия и управление;

PCM - Импульсно-кодовая модуляция;

ВВЕДЕНИЕ

Общая характеристика работы

Работа посвящена разработке и исследованию новых антенных систем для малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с использованием методов теоретических расчетов, моделирования, создания опытных моделей и лабораторного исследования. В процессе разработки использована, в том числе анизотропный фрактал Жанабаева (ZhF), метод интегрирования антенн с другими подсистемами, путем апертурного совмещения. Результаты проведенных лабораторных экспериментов, компьютерного моделирования описаны и сопоставлены теоретической моделью. Разработаны два типа антенн, патч антенна на базе ZhF и конусообразная спиральная антенна, имеющие функцию интегрирования с камерой наноспутника ДЗЗ, проведена оценка влияния данной технологии интегрирования на быстроту реагирования и энергетическую безопасность КА.

Актуальность темы

CubeSat это стандарт малого космического аппарата, предложенный в конце прошлого столетия. Из-за малых размеров запуск подобных космических аппаратов на орбиту Земли намного снижает расходы получения функционирующего космического аппарата.

В наноспутниках фиксированные габариты, меняющиеся кратно, то есть CubeSat 1U – это космический кубик с размерами $10 \times 10 \times 10$ см, 2U – два кубика ($10 \times 10 \times 20$ см) и т.д. 1U, 3U и 6U – самые распространенные и актуальные модификации. На сегодняшний день область применения наноспутников очень широка – от образовательных миссий до космических наблюдений и связи. Среди них особое место занимает ДЗЗ.

Несмотря на эффективность, маленькие размеры наноспутников заставляют искать новые пути решения данных недостатков. Расположить полноценное научное оборудование задача не из простых. Поэтому, разработка новых схемотехнических решений и миниатюризация бортовых систем, модулей и их оптимальные расположения, в том числе антенных устройств позволяют эффективно использовать ограниченное место на борту КА.

Во многих действующих или находящихся на стадии проектирования наноспутниках для передачи данных (телеметрия, изображение и т.д.) используются различные виды антенн в зависимости от миссии, возможности КА и диапазона связи. Проволочные и ленточные монополь, диполь антенны из-за простоты изготовления широко применяются для телеметрии с низкой скоростью передачи данных в диапазонах ОВЧ и УВЧ. Обычные размеры монополя или диполя для этих диапазонов превышают поверхность CubeSat.

Патч-антенны, в основном работающие в L и S диапазонах, являются вторым по популярности из-за низкого профиля, малого веса и отсутствия дополнительного механизма развертывания.

Также нередко встречается использование фрактальных геометрий для миниатюризации и достижения желаемых характеристик антенн. Это широкополосность, многодиапазонность, уменьшение габаритов антенн и др.

На сегодняшний день на практике в наноспутниках ДЗЗ для антенн и основания объектива оптических инструментов, в основном, используются отдельные места на поверхности МКА. Данный факт означает что антенные системы в упомянутых МКА занимает отдельное место на его поверхности, которая могла бы использоваться для выработки солнечной энергии для системы. Для решения данных задач предложены антенные системы, интегрированные с другими подсистемами МКА, такие, как солнечные панели, оптическая система съемки и др., хотя и наблюдается недооценка данной технологии и на практике редко используется. При этом интегрирование антенной системы с солнечными панелями нередко приводит к затенению второго, что приводит к уменьшению эффективности солнечных панелей.

Анализ имеющиеся литературы показывает, что разработка и внедрение новых видов антенн, миниатюризация и повышение их эффективности является актуальной задачей, а применение технологии интегрирования антенных систем и использование фракталов для решения данной проблемы является перспективной и в данном направлении проводятся немало исследований.

Работа, сделанное в данном исследовании связана с перспективным направлением современной радиоэлектроники и связи, где используются новые идеи разработки антенных систем для МКА.

Целью работы является разработка, моделирование и экспериментальное исследование новых антенных систем с функцией интегрирования с оптической системой предназначенных для МКА, используемых в ДЗЗ.

Задачи исследования

1. Провести расчеты и компьютерную симуляцию теоретических моделей, описывающих частотные характеристики новых антенных систем;
2. Изготовить опытные модели антенных систем на базе расчетов и симуляции;
3. Провести исследование электродинамических характеристик антенн и сопоставить с результатами компьютерной симуляции;
4. Провести расчеты влияния системы интеграции на работу КА.

Объекты исследования: патч антенна на базе ZhF и конусообразная спиральная антенны, интегрированные с камерой наноспутника.

Предмет исследования:

Электродинамические характеристики антенн, такие как S_{11} , $KCBH$, $ДН$, $KУ$ и поляризация.

Метод исследования

1. Теоретические и численные методы разработки антенных систем для МКА ДЗЗ;
2. Компьютерные и имитационные моделирования в программной среде CST Microwave Studio;

3. Экспериментальное исследование электродинамических характеристик антенн с использованием лабораторного комплекса состоящей из высокочастотного облучения и устройств;

4. Анализирование и сопоставление полученных результатов теоретических расчетов, компьютерной симуляции и экспериментальных измерений.

5. Расчеты влияния системы интегрирования, путем апертурного совмещения, на систему МКА.

Основные положения, выносимые на защиту

1. Интегрированная с камерой и соответствующая размерам стороны наноспутника стандарта CubeSat патч антенна, с толщиной диэлектрической подложки 1,6 мм, излучатель которого основана на базе геометрии первой иерархии фрактала Жанабаева (ZhF) имеет две резонансные частоты в диапазоне S с центральными частотами 2.04 ГГц и 2.45 ГГц.

2. Двухдиапазонная конусообразная спиральная антенна с функцией интегрирования с камерой наноспутника, где в качестве излучателя использована пружинистая латунная проволока с диаметром 1 мм работает в диапазонах L- и S, на частотах 1,7 ГГц и 2,45 ГГц, показывая на соответствующих частотах коэффициенты усиления 6,8 дБи и 7,4 дБи.

3. Антенная система, интегрированная с камерой наноспутника путем использования одной плоскости за счет совмещения режимов съемки и передачи данных, позволяет избежать расхода энергии КА при ориентации для перехода из режима съемки в режим передачи данных и повышает быстроту ориентации наноспутника в 2.11 раз по углу нутации по сравнению со случаем перпендикулярного расположения и в 2.14 раз по углу собственного вращения по сравнению с взаимно противоположным расположением антенны и камеры.

Научная новизна работы заключается в что впервые

1. Разработана и исследована двухдиапазонная патч антенна на базе фрактала Жанабаева (ZhF), интегрированная с камерой наноспутника ДЗЗ, путем апертурного совмещения;

1. Разработана и исследована конусообразная спиральная антенна, интегрированная с камерой наноспутника ДЗЗ, имеющая рабочие частоты в диапазонах L- и S;

2. Исследовано влияние системы интеграции антенны с камерой наноспутника на энергетический бюджет КА.

Теоретическая и практическая значимость работы

Результаты полученные в диссертационной работе вносит значимый вклад развитию сферы космической техники и технологии, разработке эффективных антенных систем на базе фрактала ZhF, повышению эффективности КА.

Личный вклад автора заключается в том что все основные результаты теоретических расчетов, компьютерной симуляции и физического эксперимента получены лично соискателем. Постановка задач и обсуждение результатов проводились совместно с научными консультантами.

Достоверность результатов

Достоверность научных результатов подтверждается согласованностью теоретических расчетов с результатами компьютерной симуляции и экспериментальных измерений.

Апробация работы

По теме диссертационной работы опубликовано 9 печатных работ.

Статьи с высоким импакт-фактором на базе данных Web of science или в изданиях, входящих в международную базу данных Scopus:

1. **Meirambekuly, N.**, Temirbayev, A. A., Zhanabaev, Z. Z., Karibayev, B. A., Namazbayev, T. A., Khaniyev, B. A., Khaniyeva, A. K. Dual-band optical imaging system-integrated patch antenna based on anisotropic fractal for earth-observation CubeSats // Ain Shams Engineering Journal. -2022. -v. 13(2), doi:10.1016/j.asej.2021.07.010.

2. **Meirambekuly N.**, Karibayev, B.A., Namazbayev, T., Ibrayev G.E., Orynassar S.O., Samsonenko A.I., Temirbayev A.A. A High Gain Deployable L/S Band Conical Helix Antenna Integrated with Optical System for Earth Observation CubeSats // IEEE Access. -2023. -v. 11. -p. 23097-23106, doi: 10.1109/ACCESS.2023.3253556.

Статьи в изданиях, рекомендуемых КОКШО РК:

1. **Мейрамбекұлы Н.**, Темирбаев А.А., Карибаев Б.А., Намазбаев Т.А. Анизотропты фрактал негізінде жасалған кіші ғарыш аппараттарына арналған S-диапазонды патч антенна //ҚазҰТЗУ хабаршысы. –2020. –№ 3 (139). –С. 325-330.

2. **Мейрамбекұлы Н.**, Карибаев Б.А., Темирбаев А.А., Иманбаев А.К. S и X диапазонная патч антенна для наноспутников CubeSat. // Вестник. Серия Физическая (ВКФ). –2021. –№3 (78). p. 90-96.

3. **Мейрамбекұлы Н.**, Карибаев Б.А., Темирбаев А.А. Многодиапазонная антенна на базе второго поколения анизотропного фрактала для малых космических аппаратов дистанционного зондирования и наблюдения Земли. // Известия НАН РК. Серия физико-математическая. –2021. –№5. –С. 42-50.

Публикации в сборниках тезисов докладов:

1. **Мейрамбекұлы Н.** Кіші ғарыш аппараттарына арналған S-диапазонды антенна // Материалы международной конференции студентов и молодых ученых «Фараби Әлемі». –Алматы. –2020, -с. 293.

2. **Мейрамбекұлы Н.**, Ханиева А.К. UniSat наноспутнигінің антенна жүйесі // Материалы международной конференции студентов и молодых ученых «Фараби Әлемі». –Алматы, –2021. –С. 208.

3. **Мейрамбекұлы Н.** Опыт моделирования антенн для малых космических аппаратов. Анизотропный фрактал Жанабаева // Труды Международного научно-технического форума СТНО. –Рязань, 2022. –С. 5-8.

1. Karibayev B., **Meirambekuly N.**, Namazbayev, T., Temirbayev A.A., Kadylbekkyzy E., Yessentaeva A. S band TT&C antennas integrated with optical camera system for nanosatellites. // International Conference on Electrical, Computer, and Energy Technologies, ICESSET 2022. –2022, 20-22 July 2022.

Связь темы диссертации с планами научных работ

Диссертационная работа выполнена в рамках НИР в соответствии с планами прикладных научно-исследовательских работ КН МОН РК по теме «Разработка и создание антенн S и X диапазонов для наноспутников CubeSat дистанционного зондирования Земли», №АР09057984 по приоритету: «Информационные, коммуникационные и космические технологии».

Структура и объём диссертации

Диссертация состоит из введения, четырех разделов, заключения, списка использованных источников и содержит три приложения. Работа изложена на 107 страницах машинописного текста, иллюстрируется 87 рисунками, приведено 56 формул, 11 таблиц, список использованных источников содержит 117 наименований.

1 СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

1.1 Современные тенденции малых космических аппаратов

В настоящее время одним из тенденций развития науки и технологии является использование малых космических аппаратов для выполнения разных миссий, в числе которых научные исследования, образование, дистанционное зондирование и съемка поверхности Земли и др.

На рисунке 1 показана классификация КА по весу, стоимости и срока создания. Согласно классификации, стоимость и время разработки КА растут с ростом ее массы. Кроме этого с ростом массы увеличивается стоимость запуска КА. В результате с увеличением массы КА растёт стоимость реализации проекта с его участием, причём этот рост заметно превышает линейный.

Кроме того, относительно малая стоимость МКА позволяет привлекать для их создания предприятия малого бизнеса и высшие технические учебные заведения, то есть способствует созданию «пограничной зоны» разработка/образование [1].

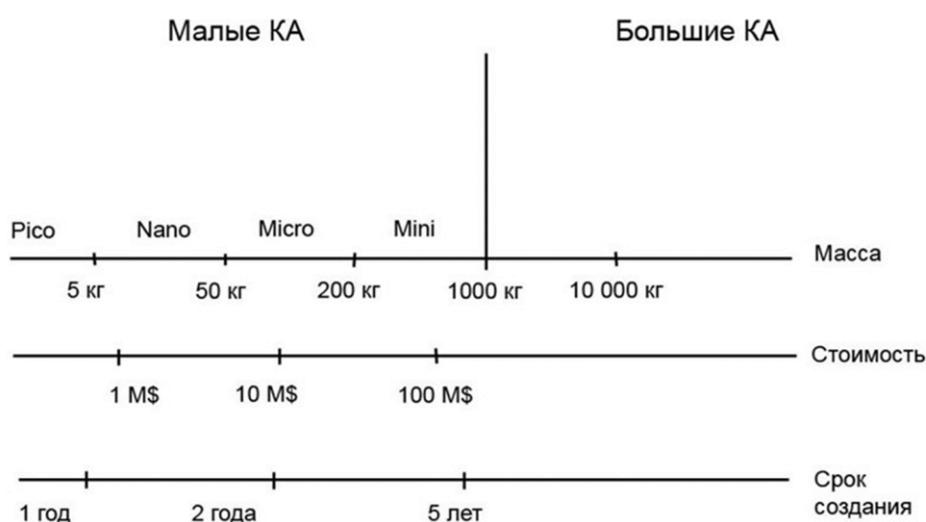


Рисунок 1 – Классификация КА [1]

Аргентинские спутники наблюдения Земли NuSat образуют группировку Alerph-1, разработанную и эксплуатируемую Satellogic SA. Спутники в группировке идентичны космическим кораблям 51 см × 57 см × 82 см массой 37,5 кг. Установлен транспондер с выходной мощностью 2 Вт для нисходящей линии связи 8 ГГц и восходящей линии связи 2 ГГц имеет полосу пропускания 100 кГц. Для резервной телеметрии используется диапазон ультравысоких частот, работающий на 9600 GFSK [2].

PRISMA (PRecursores IperSpettrale della Missione Applicativa) – спутник ДЗЗ итальянского космического агентства ASI (Agenzia Spaziale Italiana) для создания гиперспектральных изображений среднего разрешения для мониторинга природных ресурсов и характеристик атмосферы. В данном КА

диапазон S используется для передачи телеметрии, отслеживание и управление, а X-диапазон используется для нисходящей линии связи данных полезной нагрузки [3].

SMAP – это миссия НАСА, целью которой является – контролирование глобального картирование влажности почвы с беспрецедентным разрешением, чувствительностью, охватом территории и временем пересмотра (рисунок 2).

Концепция миссии SMAP включает в себя радиометр и радар высокого разрешения L-диапазона. Радиометр работает с поляризациями V, H и U (третий параметр Стокса) на частоте 1,41 ГГц. Диаметр отражателя составляет примерно 6 м, что обеспечивает зону покрытия радиометра примерно 40 км, определяемую односторонней шириной луча 3 дБ [4].



Рисунок 2 – Обсерватория SMAP - специализированный космический аппарат с вращающимся 6-метровым легким разворачивающимся сетчатым отражателем [4, с. 709]

Tsubame – микроспутник с почти кубической платформой размером 45 см × 45 см × 56 см (H) и общей массой ~ 49 кг. В шине S / C используется решетчатая структура. Каждая из четырех шинных панелей называется переборкой.

Научно-техническая миссия – наблюдение за источниками поляризованного рентгеновского и гамма-излучения.

Радиосвязь микроспутника включает следующие каналы [5]:

- Диапазон 144 МГц Rx, AFSK, 1200 бит/с, штыревая антенна;
- Диапазон 430 МГц Tx, CW, 0,1 Вт, штыревая антенна;
- Диапазон 430 МГц Tx, AFSK, 1200 бит/с, 0,6 Вт, штыревая антенна;
- S-диапазон Rx, BPSK, 1200 бит/с, патч-антенна;
- Tx S-диапазона, BPSK, 5 ~ 100 кбит/с, 0,07 Вт, патч-антенна;

UNIFORM-1 – микроспутник миссии мониторинга лесных пожаров.

Микроспутник построен на основе кубической конструкции с длиной стороны 50 см, двумя разворачиваемыми солнечными батареями и стартовой массой ~ 50 кг.

В микроспутнике используются системы связи S-диапазона и X-диапазона. S-диапазон используется для данных TT&C со скоростью передачи данных 64

кбит/с (макс.). X-диапазон для передачи научных данных со скоростью 10 Мбит/с (макс.) [6].

Миссия VRSS-1 – наблюдение Земли и растительности в высоком разрешении – для оценки почвенных и водных ресурсов Венесуэлы, сбора изображений для планировки городов, мониторинга незаконной добычи полезных ископаемых и наркобизнеса, а также укрепления национальной обороны, мониторинг стихийных бедствий. Спутниковая шина может поддерживать различные системы связи, включая S-диапазон для TT&C, C-диапазон и X-диапазон или их комбинацию для системы передачи данных (DTS). VRSS-1 имеет расчетный срок службы на орбите 3 года [7].

ResourceSat-2 – это миссия для обеспечения непрерывности данных с улучшенными спектральными полосами IRS-P6 / ResourceSat-1. Радиочастотная связь: связь TT&C в S-диапазоне со скоростью передачи данных по нисходящей линии 1-16 кбит/с; модуляция: PCM / PSK / PM. Частота восходящего канала: 2071,875 МГц, частота нисходящего канала: 2250 МГц.

Данные полезной нагрузки передаются в X-диапазоне со скоростью 105 Мбит/с. Система BDH (обработка базовых данных) состоит из двух отдельных цепочек: одна для данных LISS-3 и AWiFS, а вторая – для данных LISS-4. Данные LISS-4 передаются на частоте 8125 МГц, а данные LISS-3 + AWiFS передаются на частоте 8300 МГц [8].

KOMPSAT-3A – инфракрасный спутник наблюдения Земли с двумя системами формирования изображений на борту (рисунок 3). В качестве радиочастотной связи используются системы: S-диапазона для TT&C, высокоскоростная система X-диапазона (1 Гбит/с) для передачи полученных изображений из большого модуля твердотельной памяти [9].



Рисунок 3 – Иллюстрация космического корабля KOMPSAT-3A [9]

AlSat-2 – спутниковая система наблюдения Земли из семейства AstroSat-100. Конструкция космического корабля представляет собой алюминиевый ящик размером: 60 см × 60 см × 100 см. Имеется трехосная стабилизация.

Связь осуществляется в X-диапазоне со скоростью нисходящего канала 60 Мбит/с. Для поддержки TT&C используются 2 трансивера S-диапазона (CCSDS,

20 кбит/с ТС, 25-384 кбит/с ТМ). Управление данными полезной нагрузки происходит с помощью нисходящего канала в диапазоне X со скоростью 60 Мбит/с [10].

Спутники наблюдения Земли серии CartoSat – серия микроспутников Индийской организации космических исследований (ISRO), цель которых состоит в том, чтобы собрать крупномасштабные изображения с высоким разрешением для использования в городском планировании, развитии инфраструктуры, планировании коммунальных услуг и управлении дорожным движением.

Для передачи высокоскоростных данных на наземные станции используется двухсторонняя фазированная антенная решетка диапазона X (8125 МГц) с подвесом. Телеметрия и командование восходящей / нисходящей линии связи используют S-диапазон (2067 МГц) со скоростью передачи данных 4 кбит/с [11].

Созвездие GNOMES PlanetiQ – коммерческие метеорологические спутники GNSS-RO. Каждый микроспутник GNOMES содержит передатчик X-диапазона для передачи данных по нисходящей линии связи и выполнения телеметрии, отслеживания и управления (космос-Земля).

Антенны X-диапазона и S-диапазона разработаны и поставляются Naigh-Farr. Обе антенны имеют почти полусферическую форму диаграммы усиления и направлены на надир. Для обеих антенн коэффициент усиления обычно постоянный и изменяется от 0 до 5 дБи по углам покрытия Земли [12].

BIRD – это демонстрационная миссия микроспутников DLR (Немецкий аэрокосмический центр), общая цель которой – наблюдение за пожарами / горячими точками на Земле (вызванными молнией, вулканизмом, нефтяными скважинами, дискриминацией дыма / водяных облаков и человеком) для обеспечения воздействия на окружающую среду исследования.

Радиочастотная связь находится в S-диапазоне. Частота передатчика нисходящего канала составляет 2201,7 МГц, скорость передачи данных по нисходящему каналу составляет 2,2 Мбит/с для дампов записывающего устройства во время прохождения станции. Частота восходящего канала – 2032,5 МГц, скорость передачи данных – 19,2 кбит/с, модуляция – PCM / GMSK / PM [13].

Микроспутник KazSTSAT является компактным наноспутником, высокоинтегрированной конструкции с диапазоном масс от 50 до 100 кг.

Радиочастотная связь: диапазон S используется для передач TT&C. Нисходящий канал X-диапазона для передачи данных полезной нагрузки со скоростью 80 Мбит/с, емкость встроенного хранилища данных 256 Гб. Степень сжатия данных: без потерь до 2,5:1, с потерями 4:1 или выше [14].

Миссия KazEOSat – система микроспутников используемые для ДЗЗ, состоящая из микроспутников KazEOSat-1 и KazEOSat-2 наблюдения Земли среднего разрешения (рисунок 4).

Радиочастотная связь KazEOSat-1 для нисходящей линии передачи данных полезной нагрузки является 2-канальный X-диапазон с холодным

резервированием 270 Мбит/с. Система передачи данных использует модуляцию QPSK. Данные ТТ&С передаются в S-диапазоне [15].



Рисунок 4 – Фотография космического корабля KazEOSat-1 в чистой комнате Astrium [15]

Миссия KazEOSat-2 использует для нисходящего канала X-диапазон со скоростью передачи данных 160 Мбит/с (рисунок 5) [16].

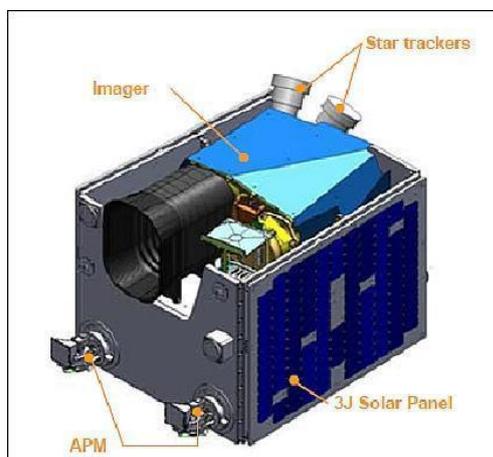


Рисунок 5 – Иллюстративный рисунок казахстанского спутника KazEOSat-2 [16]

Наноспутник – это малый космический аппарат, который обычно имеет форму куба с размерами 10 см×10 см× 10 см и массу до 1,33 кг. Распространённое название данного КА – CubeSat, является относительно недорогим и быстрым способом запуска малых космических аппаратов для различных научных и коммерческих целей. Недорогое производство, быстрое время создания и запуска, а также относительно небольшие размеры сделали CubeSat популярным выбором для миссий дистанционного зондирования Земли.

Существует несколько типов CubeSat, которые могут быть использованы для различных миссий дистанционного зондирования Земли, таких как наблюдения за изменениями климата, мониторинг лесов и сельского хозяйства, а также для обеспечения связи и навигации.

Один из главных вызовов, связанных с использованием CubeSat для дистанционного зондирования Земли, заключается в разработке каналов связи, которые позволяют передавать данные от космического аппарата на землю.

Одним из наиболее популярных способов связи для CubeSat является радиочастотная связь. Для этого используются различные диапазоны частот, такие как UHF, S и X-диапазоны.

Наноспутники Dove-1 (3U CubeSat, ~ 5,5 кг) и Dove-2 (3U CubeSat, ~ 5,8 кг) – миссии по демонстрации технологии наноспутника (рисунок 6). Данные спутники содержат оптический телескоп (апертура 90 мм) и камеру высокого разрешения. Подсистема связи состоит из радиомаяка ОВЧ для передачи телеметрии и модема с расширенным спектром со скачкообразной перестройкой частоты S-диапазона для двусторонней связи и в качестве основного радиомаяка для загрузки данных, работающая в полудуплексном диапазоне 2,4 ГГц ISM (промышленный, научный и медицинский) со скоростью беспроводной связи 115 кбит/с, с использованием патч-антенны [17].

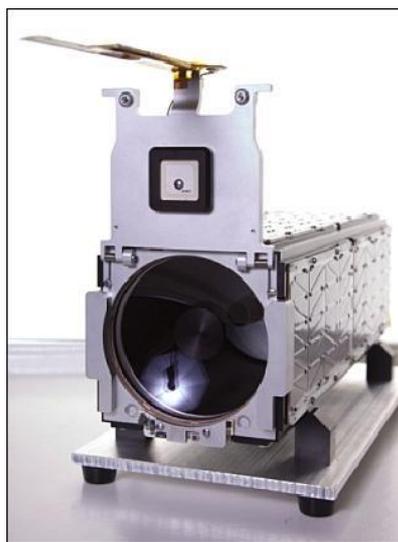


Рисунок 6 – Фотография наноспутника Dove 2 [17]

Aalto-1 – наноспутник 3U стандарта CubeSat с размерами 34 см × 10 см × 10 см и массой ~ 4 кг (рисунок 7). Данные ТТ&С передаются в диапазонах УКВ / УВЧ. Система связи состоит из приемо-передающего устройства ОВЧ / УВЧ, обеспечивающего командную связь между спутником и наземной станцией. Данные полезной нагрузки передаются по нисходящей линии связи в S-диапазоне в частотном диапазоне 2,402 ГГц [18].

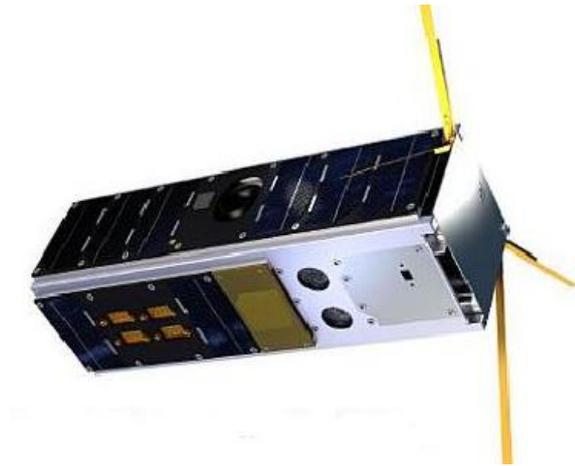


Рисунок 7 – Иллюстрация изображения, развернутого наноспутника Aalto-1 [1818]

CICERO – это группировка микроспутников и наноспутников низкой-Земной-орбиты (LEO – Low-Earth Orbiting), общая цель которых – предоставлять важные данные о состоянии Земли ученым и лицам, принимающим решения, во всем мире (рисунок 8). Для связи используются нисходящий канал X-диапазона для данных полезной нагрузки, восходящий / нисходящий канал УВЧ для данных ТТ&С [19].



Рисунок 8 – Художественное оформление развернутого CICERO 6U CubeSat [19]

Arkyd-6 – это демонстрационная миссия 6U наноспутника стандарта cubesat компании Planetary Resources Inc., целью которой является исследование потенциально полезных ресурсов на астероидах, и разработка технологий добычи астероидов. Наноспутник имеет размеры $30 \times 20 \times 10$ см при массе ~ 10 кг.

Arkyd-6 имеет низкоскоростную систему УВЧ, работающую на 40 кбит/с для передачи команд восходящего и телеметрического нисходящего канала, восходящую линию S-диапазона со скоростью 500 кбит/с и нисходящую линию X-диапазона со скоростью 6 Мбит/с для обработки данных полезной нагрузки, генерируемых прибор для визуализации MWIR. В Arkyd-6 размещены

монтируемые на корпусе и две разворачиваемые солнечные батареи, обеспечивающие среднюю орбитальную мощность 35 Вт [20].

Cat-3 – мультиспектральный наноспутник 6U направленный на анализ осуществимости небольших спутниковой миссии с мультиспектральной полезной нагрузкой изображения. Общая масса ~ 10 кг.

Связь наноспутника состоит из восходящего и нисходящего полудуплексного УКВ канала со скоростью 9600 бит/с и высокоскоростного нисходящего канала S-диапазона со скоростью более 4 Мбит/с [21].

DTUSat-2 – проект пикоспутника для решения загадки миграции птиц: слежение за маленькими птицами из космоса, целью которого является внедрение космической радиосистемы слежения за мелкими птицами на межконтинентальных миграционных маршрутах. Предполагаемая система предоставляет данные о местоположении GPS для отдельных передатчиков птиц.

Коммуникационная система разработана как полнодуплексный автономный модуль, работающий с восходящей линией L-диапазона (1268,900 МГц) и нисходящей линией S-диапазона (2401,835 МГц) при выходной мощности 220 мВт [22].

ITASat-1 – первый университетский и технологический микроспутник Бразилии, разработанный как CubeSat 6U, чтобы служить платформой для будущих миссий. Имеет два нисходящих канала, использующих скоординированный любительский радиодиапазон, один с использованием ОБЧ передатчика COTS на спутнике, скорость передачи от 1200 до 9600 бит/с, схема модуляции BPSK и выходная мощность RF 22 дБм, а второй передатчик COTS – S-диапазон передачи до 144 кбит/с, схема модуляции BPSK и регулируемая выходная мощность RF от 27 до 33 дБм. Радиостанции ОБЧ и УВЧ интегрированы только в одну плату и предназначены для управления, контроля и приема данных со спутника. Данные полезной нагрузки также передаются в диапазоне ОБЧ. Радиостанция S-диапазона отвечает за потоковую передачу больших научных данных [23].

РАИКО – это спутник CubeSat высотой 2U, разработанный студентами и преподавателями Университета Вакаяма в Японии. Цель состоит в том, чтобы провести демонстрацию технологий на МКС (Международной космической станции), которые могут быть использованы для будущих микроспутников (~ 50 кг), в том числе для фотографирования поверхности Земли с помощью камеры «рыбий глаз».

В качестве радиочастотной связи использованы передатчиков Ku- и S-диапазонов, разработанных Addnics Corporation (Япония), а также приемников S-диапазонов и УВЧ-диапазонов. Скорость передачи командных данных составляет 1,2 кбит/с для диапазона УВЧ (с модуляцией FSK) или 1 кбит/с с модуляцией FSK в диапазоне S. Скорость передачи данных телеметрии составляет от 9,6 до 100 кбит/с в S-диапазоне или от 9,6 до 500 кбит/с в Ku-диапазоне с модуляцией BPSK [24].

При Казахском Национальном университете имени аль-Фараби действует лаборатория космической техники и технологии, где разработаны и запущены университетские наноспутники al-Farabi 1 и al-Farabi 2. Данные МКА исполняют миссии научно-образовательного характера.

Al-Farabi 1 – наноспутник формата 2U, содержащий в себе подсистемы энергообеспечения, бортового компьютера, приемо-передающего устройства (ППУ) и антенны УКВ-диапазона (рисунок 9). Радиосвязь осуществляется с помощью полудуплексного ППУ на любительском диапазоне 433 МГц [25].



Рисунок 9 – Фотография инженерной модели наноспутника al-Farabi 1

Al-Farabi 2 – наноспутник 1U содержащий датчики состояния КА и имеющий несколько интересных миссии (рисунок 10).

Передача команд и данных осуществляется в УКВ-диапазоне [26].

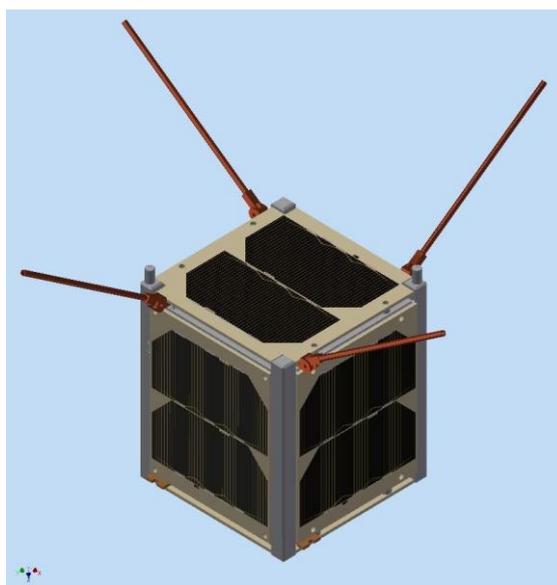


Рисунок 10 – Иллюстративная фотография наноспутника al-Farabi 2

В таблице 1 показаны частотные диапазоны КА рассмотренные в подразделе 1.1.

Таблица 1 – Частотные диапазоны космических аппаратов

Литература	Космический аппарат	Восходящая линия		Нисходящая линия	
		частота	скорость	частота	скорость
[1]	NuSat	2 ГГц	-	8 ГГц	-
[2]	PRISMA	S-диапазон	-	9,6 ГГц	155 Мбит/с
[3]	Arkyd-6	S-диапазон	500 кбит/с	X-диапазон	6 Мбит/с
[4]	Cat-3	УВЧ-диапазон	9600 бит/с	S-диапазон	4 Мбит/с
[5]	SMAP	-	-	L-диапазон	-
[6]	Tsubame	400 МГц	9600 бит/с	2 ГГц	200 кбит / с
[7]	UNIFORM-1	S-диапазон	64 кбит / с	X-диапазон	до 10 Мбит / с
[8]	VRSS-1	S-диапазон	-	S- и X-диапазоны	190 Мбит/с
[9]	ResourceSat-2	2071,875 МГц	100 бит/с	X-диапазон	105 Мбит / с
[10]	KOMPSAT-3A	S-диапазон	-	X-диапазон	1 Гбит / с
[11]	AlSat-2	S-диапазон	20 кбит/с	X-диапазон	60 Мбит/с
[12]	Dove-1	ОВЧ	-	2,4 ГГц	115 кбит/с
[13]	Aalto-1	ОВЧ/УВЧ	700-1200 бит/с	2,4 ГГц	29-49 Мбит/с
[14]	BIRD	2032,5 МГц	19,2 кбит / с	2201,7	2,2 Мбит / с
[15]	CartoSat	2067 МГц	4 кбит / с	8125 МГц	-
[16]	CICERO	УВЧ	-	X-диапазон	-
[17]	DTUSat-2	1268,900 МГц	9,6 кбит / с	2401,835 МГц	1,2 кбит / с
[18]	GNOMES PlanetiQ	S-диапазон	-	8.260 ГГц	-
[19]	ITASat-1	УВЧ	-	S-диапазон	144 кбит / с
[20]	RAIKO	УВЧ	1,2 кбит/с	S/Ku	100/500 кбит/с
[21]	KazSTSAT	S-диапазон	-	X-диапазон	80 Мбит / с
[22]	KazEOSat-1	S-диапазон	-	X-диапазон	270 Мбит / с
[23]	KazEOSat-2	S-диапазон	-	X-диапазон	160 Мбит / с
[24]	Al-Farabi 1	436.5	-	436.5	-

[25]	Al-Farabi 2	436.5	0.1-112 кбит/с	436.5	0.1-112 кбит/с
------	-------------	-------	-------------------	-------	-------------------

Из рассмотренных данных следует что, в основном, для передачи данных по направлениям Земля-Космос и Космос-Земля используются разные диапазоны частот.

1.2 Частотные диапазоны, используемые в космической связи

В этой главе перечислены распределения радиочастотного спектра как для пассивных, так и для активных научных служб [27]. Распределение частот и примечания, относящиеся к научным службам в области радиоастрономии, исследования Земли, космических исследований и эксплуатации, а также вспомогательных метеорологических средств и спутников, до 12 ГГц, перечислены в таблице 2.

Таблица 2 – Распределения радиочастотного спектра, используемые в космической связи

№	Диапазон	Полоса	Применение
1	ОВЧ	143.65-144 МГц	ФИКСИРОВАННАЯ МОБИЛЬНАЯ РАДИОЛОКАЦИЯ Космические исследования (космос-Земля)
2	УВЧ	432-438 МГц	ЛЮБИТЕЛЬСКАЯ РАДИОЛОКАЦИЯ Спутник исследования Земли (активный)
3	L-диапазон	1525-1559 МГц	МОБИЛЬНЫЙ СПУТНИК (космос-Земля)
		1559-1610 МГц	АЭРОНАВИГАЦИОННАЯ РАДИОНАВИГАЦИЯ (космос-Земля) (космос-космос)
		1610-1660.5 МГц	МОБИЛЬНЫЙ СПУТНИК (Земля-космос)
		1668.4-1710 МГц	ФИКСИРОВАННЫЕ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЕ СПУТНИКИ (космос-Земля)
4	S-диапазон	2025-2110 МГц	КОСМИЧЕСКИЕ ОПЕРАЦИИ (Земля-космос) (космос-космос) ИССЛЕДОВАНИЕ ЗЕМЛИ - СПУТНИК (Земля-космос) (космос-космос)
		2110-2120 МГц	КОСМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ (дальний космос) (Земля-космос)
		2200-2290 МГц	КОСМИЧЕСКИЕ ОПЕРАЦИИ (космос-Земля) (космос-космос)

			ИССЛЕДОВАНИЕ ЗЕМЛИ - СПУТНИК (космос-Земля) (космос-космос)
		2290-2300 МГц	ФИКСИРОВАННАЯ МОБИЛЬНАЯ ИНФОРМАЦИЯ, кроме авиационных мобильных. КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ (дальний космос) (космос-Земля)
		2300-2450 МГц	Любительская радиолокация
		2483.5-2690 МГц	Спутник исследования Земли Радиоастрономия Космические исследования
5	С- диапазон	5000-5250 МГц	АЭРОНАВИГАЦИОННАЯ РАДИОНАВИГАЦИЯ РАДИОНАВИГАЦИОННЫЙ СПУТНИК (Земля-космос)
		5250-5570 МГц	ИССЛЕДОВАНИЕ ЗЕМЛИ - СПУТНИК (активный)
		5650-7075 МГц	СПУТНИК (Земля-космос) (космос- Земля)
6	Х- диапазон	8025-8400 МГц	ИССЛЕДОВАНИЕ ЗЕМЛИ - СПУТНИК (космос-Земля)
		8400- 9800 МГц	ИССЛЕДОВАНИЕ ЗЕМЛИ - СПУТНИК
		9900-10000 МГц	РАДИОЛОКАЦИЯ
		10-10.45 ГГц	ФИКСИРОВАННАЯ МОБИЛЬНАЯ Любительская РАДИОЛОКАЦИЯ
		10.6-11.7 ГГц	Фиксированная спутниковая связь (космос-Земля)

ОВЧ-диапазон – полоса частот, используемый во всем мире любительской радиослужбе и любительской спутниковой службе на первичной основе и является единственной согласованной на глобальном уровне полосой для любительской радиосвязи.

УВЧ-диапазон – 70 сантиметровая полоса или это часть спектра УВЧ-радио, выделенная на международном уровне для любительского радио и любительского использования спутников.

L-диапазон – частоты используемый для спутников на низкой околоземной орбите, военных спутников и наземных беспроводных соединений, таких как мобильные телефоны GSM.

S-диапазон – частоты в основном используется для спутниковой связи и радаров. S-диапазон имеет ключевое значение для судоходной, авиационной и космической промышленности.

C-диапазон – диапазон частот в диапазоне от 4,0 до 8,0 ГГц, используемый в спутниковой связи, некоторых устройствах Wi-Fi, беспроводных телефонах, а также некоторых радиолокационных систем и метеорологических радаров.

X-диапазон – диапазон частот (8-12 ГГц), используемый в радиолокационных приложениях, включая импульсные, однополяризационные, двухполяризационные, радары с синтезированной апертурой и фазированные решетки. Поддиапазоны радиолокационных частот X-диапазона используются в гражданских, военных и правительственных учреждениях для мониторинга погоды, управления воздушным движением, управления движением морских судов, отслеживания обороны и определения скорости транспортных средств для правоохранительных органов.

В спутниковой связи для передачи высокоскоростных данных, в основном, используются диапазоны S и X, а для передачи телеметрии и команд часто используются диапазоны ОВЧ, УВЧ и S.

1.3 Система ориентации МКА

Одним из самых важных подсистем МКА ДЗЗ является система ориентации, позволяющая управлять направлением КА.

Для задачи ориентации МКА в пространстве, в основном используется углы Эйлера. Процедура определения ориентации, которая часто используется на трехосном стабилизированном космическом корабле, заключается в определении ориентации путем измерения ориентации в системе координат космического корабля двух опорных векторов, фиксированных в инерциальном пространстве.

Первым стабилизированным по трем осям малым спутником стал Surrey Nanosatellite Applications Platform (SNAP-1), разработанный и построенный компанией Surrey Satellite Technology Ltd. (SSTL). SNAP-1 был запущен 28 июня 2000 года ракетоносителем «Космос» [28]. Основной задачей 6,5-килограммового спутника заключалась в том, чтобы продемонстрировать трехосное управление ориентацией, а также проведение орбитального маневрирования. На спутнике были установлены трехосный магнитометр для определения ориентации и три магнитных исполнительных органа в совокупности с одним маховиком, установленного вдоль оси тангажа, для управления угловым движением. Магнитные исполнительные органы имеют относительно невысокую стоимость и низкое энергопотребление, но имеют недостатки, которые рассмотрены очень детально в работах [29-32]. Для осуществления миссии ДЗЗ, требуется высокая точность ориентирования данного спутника на поверхность Земли. Как показывает практика, данные задачи решаются применением активных и в некоторых случаях комбинированных систем управления угловым положением, которые могут обеспечить достаточно высокую точность.

На данный момент на небольших спутниках в качестве активной системы управления широко применяются маховичные системы [33]. В данном случае они «ориентируют» КА используя обмен кинетическим моментом между

инерционными вращающимися массами и рамой КА. При этом изменение кинетического момента маховика происходит за счет изменения скорости его вращения. Маховичные системы, в отличие от реактивных систем используют не реактивное топливо, а электроэнергию, которая поступает на борт КА от солнечных панелей. Применять маховичные системы оправдана только в том случае, когда ее масса, включая солнечных панелей, аппаратуры управления и преобразователей меньше массы реактивной системы с топливом. К.Э. Циолковским было предложено использование инерционных масс для ориентации КА. Хотя данную идею удалось реализовать только в шестидесятые годы прошлого века. Тогда впервые в мировой практике направление КА аппарата управлялась с помощью электромаховиков. По принципу действия различаются релейные, импульсные и линейные маховичные системы [33-37]. В исследовании динамики маховиков распространены методы теории авторегулирования и оптимального управления, как PID, LQR, PD, P, RLM и т.д. [38-40].

Чаще всего в качестве закона управления используются PD-регуляторы, основанный на парировании рассогласования по отклонению и скорости, с различными возможностями движения. Обычно встречаются кватернионы [41, 42]. В исследовании [43] рассмотрено параметризации движения КА относительно центра масс, с законами управления. Хотя каждый из вариантов имеет свои преимущества и недостатки, конечный результат получается аналогичным. В данной работе ориентация КА задается матрицей направляющих косинусов.

Решающим фактором в данном случае является выбор коэффициентов пропорциональности PD-регуляторов. Они определяют время разворота КА, энергопотребление и др. характеристики. В данной работе решающим фактором выбора параметров является скорость протекания переходных процессов. Обычно в исследованиях про алгоритмы маховичных систем выбор параметров отодвигается на второй план [44] и приводятся скудные данные или просто используются численные методы [45]. В данной же работе предложена методика выбора параметров PD-регулятора и проведен сравнительный анализ быстродействия управления вращением CubeSat-a с интегрированной антенно-оптической системой. Процедура определения ориентации, которая часто используется на трехосном стабилизированном космическом аппарате, заключается в определении ориентации путем измерения ориентации в системе координат космического корабля двух опорных векторов, зафиксированных в инерциальном пространстве.

1.4 Выводы по разделу

В данном разделе работы рассматривались самые современные тенденции КА. Космические аппараты, в том числе МКА в основном используют несколько каналов связи с разными частотными диапазонами. При этом частоты восходящей и нисходящей линии используют разные частотные диапазоны. Часто используемые диапазоны ОВЧ/УВЧ, S-диапазон, X-диапазон. При этом

диапазоны ОВЧ/УВЧ в основном используются для передачи данных телеметрии и команд. Диапазон L и S в основном используется, для передачи команд в восходящей линии и передачи высокоскоростных данных по нисходящей. Диапазон X в основном используется для передачи данных по нисходящей линии связи. Но редко можно встретить использование данного диапазона для передачи команд и телеметрии.

В целом для решения задачи по установке связи с КА на нескольких диапазонах перспективным вариантом могут служить многодиапазонные и/или широкополосные антенны, когда одна антенна способна работать на передачу и прием в разных диапазонах.

2 СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ РАЗВИТИЯ АНТЕННЫХ СИСТЕМ

В данном разделе описаны современные антенные системы используемые в разных сферах, в том числе антенны имеющиеся на рынке, работающие на разных частотах, многодиапазонные и широкополосные антенны, методы достижения имеющихся у них характеристик.

Как сказано выше, в КА, обычно, используются несколько независимых частотных диапазонов. Учитывая ограниченность размеров КА, часто можно встретить использование одной антенны, работающие в нескольких диапазонах. Для решения данной задачи применяются следующие решения:

- сверхширокополосная антенна, охватывающая необходимые диапазоны;
- антенна, работающая в нескольких диапазонах.

2.1 Широкополосные антенны

В данном подразделе описаны широкополосные антенные системы для МКА, которая является одним из решений, описанных выше проблем.

В работе [46] предлагается компактная щелевая антенна для двухдиапазонной сверхширокополосной связи, для приложений диапазона Ku (рисунок 11). Изменение плоскости заземления позволяет достичь относительной ширины полосы в 137 %. Также достигнута двухдиапазонность с использованием сквозного отверстия КЩА имеет компактный размер 16×22 мм², напечатанный на недорогой подложке FR-4 с характеристиками с двумя полосами с надрезом, почти всенаправленным излучением и стабильным усилением в диапазоне частот СШП, что делает его подходящим для данных систем.

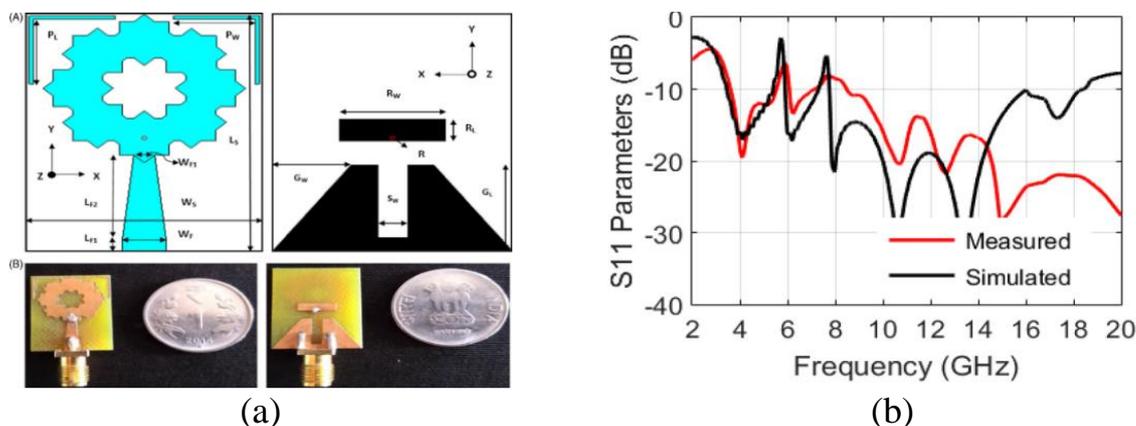


Рисунок 11 – Геометрия компактной щелевой антенны с прорезями в форме цветка (а), ее прототип (b) и S_{11} параметр [46, с. 3]

В работе [47] рассмотрено влияние щелевого кольцевого резонатора на характеристики сверхширокополосной микрополосковой антенны (рисунок 12). Два типа метаматериала с двойными щелевыми кольцевыми резонаторами (ЩКР), круглые (Кр-ЩКР) и квадратные (Кв-ЩКР), изучаются и реализуются на задней стороне антенны. В конструкции исследуется влияние номера ЩКР и его

положения относительно плоскости заземления антенны, а также вращения внутреннего и внешнего колец Кр-ЩКР на различные характеристики антенны. Размеры антенны 45 мм × 31 мм × 1,27 мм. Внедрение ЩКР увеличило полосу пропускания антенны, чтобы покрыть диапазон от 2,2 ГГц до 9,8 ГГц с отклоненными полосами и частотами. Смоделированные характеристики антенны, такие как возвратные потери, максимальное усиление и диаграмма направленности, получены с использованием HFSS. Измерение обратных потерь и КСВ антенны со всей изученной конфигурацией ЩКР хорошо согласуются с результатами моделирования.

Данная антенна состоит из печатного круглого патча, модифицированного эллиптическими щелевыми кольцами, возбуждаемыми прямоугольным краем, питаемая микрополосковой линией. Круглый патч выбран с учетом внешних размеров конструкции антенны из-за его превосходной эффективности излучения, ширины полосы импеданса и всенаправленного луча в дальней зоне.

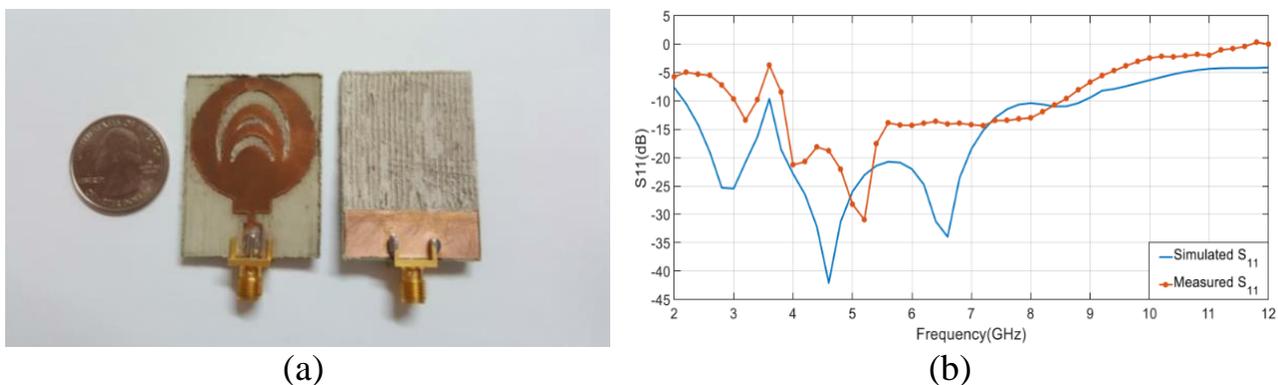


Рисунок 12 – Прототип и S_{11} параметр сверхширокополосной микрополосковой антенны [47, с. 5]

В работе [48] разработана и реализована новая петлеобразная монополярная антенна с двухдиапазонной КП для приема WiMAX и WLAN (рисунок 13). Антенна состоит из излучающего участка, который состоит из кольцевого кольца, соединенного квадратным кольцом над углом, и заземляющей плоскости со встроенной прямоугольной щелью. Широкая полоса импеданса достигается на основе новой монополярной структуры, которая представляет собой комбинацию двух возмущенных контуров, и возмущение вызывает генерацию РНСР на частоте 3,52 ГГц и ЛНСР на частоте 5,75 ГГц. Кроме того, за счет врезания прямоугольной щели в землю увеличена ширина полосы импеданса. Результаты измерений показывают, что предлагаемая несимметричная антенна имеет полосу импеданса 3,65 ГГц от 2,65 до 6,3 ГГц, достигая особенно широкой полосы пропускания 81,6%. Кроме того, измеренная полоса пропускания с осевым отношением 3 дБ составляет около 440 МГц в нижней полосе (3,52 ГГц) и 220 МГц в верхней полосе (5,75 ГГц).

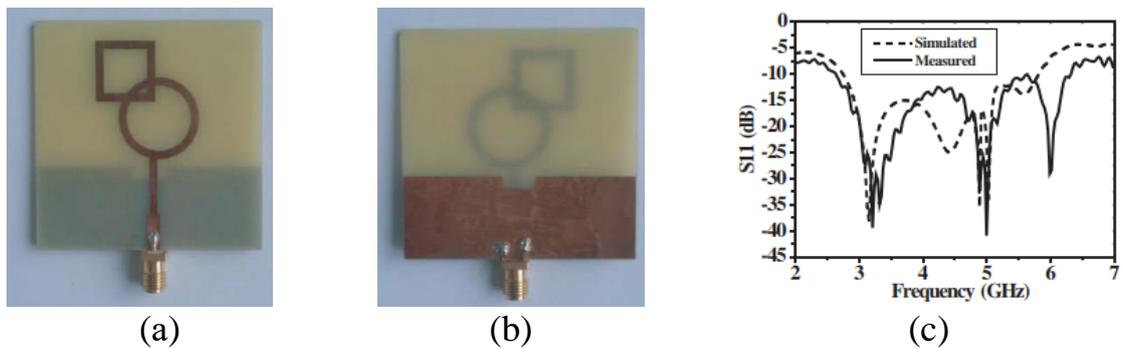


Рисунок 13 – Прототип (a), (b) и S_{11} параметр (c) широкополосной петлеобразной монопольной антенны [48, с.183, 184]

В работе [49] предложена половинчатая серповидная двухширокополосная печатная монопольная антенна с круговой поляризацией. Для генерации ортогональных мод равной амплитуды используются две половинчатые антенны серповидной формы. Кроме того, чтобы обеспечить разность фаз 90° между двумя режимами, в заземляющем слое антенны используются три шлейфа. Предлагаемая антенна обеспечивает ширину полосы пропускания осевого отношения 22,6 (1,36-1,72 ГГц) и 44,4% (5,25-8,25 ГГц) 3 дБ по нижнему и верхнему диапазонам соответственно. Регулируя параметры антенны, можно индивидуально настраивать центральные частоты нижней и верхней полосы. Предлагаемая антенна изготовлена, и результаты сравниваются с результатами моделирования.

Чтобы иметь антенну, которая может работать в широкой полосе частот, требуется геометрия, в которой могут быть созданы мультирезонансы. Печатные антенны с изогнутой излучающей поверхностью, например, предлагаемой серповидной формы, могут удовлетворить такое требование (рисунок 14).

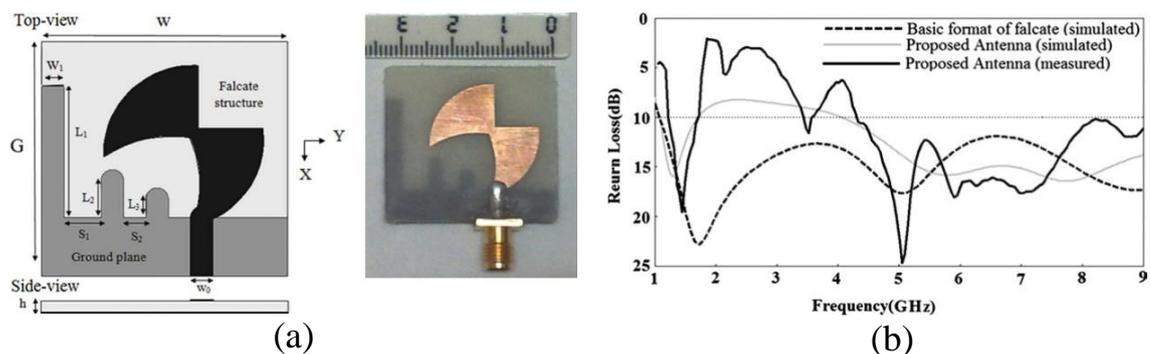


Рисунок 14 – Модель и прототип (a) и S_{11} параметр (b) усеченной наполовину антенны серповидной формы [49, с. 637, 638]

В работе [50] представлена небольшая монопольная антенна с микронаконечным питанием, которая состоит из прямоугольного патча и усеченной заземляющей пластины. Предлагаемая антенна рассчитана на работу в диапазоне от 3,1 до 11 ГГц при уровне $S_{11} < -10$ дБ.

Конфигурация предлагаемой широкополосной антенны, которая состоит из прямоугольного фрагмента с двумя выемками в двух нижних углах прямоугольного фрагмента и усеченной заземляющей плоскости с зубчатой структурой. Предлагаемая антенна, имеющая компактные размеры 16 мм × 18 мм, построена на подложке FR-4 с толщиной 1,6 мм и относительной диэлектрической проницаемостью 4,4. Ширина микрополосковой линии питания составляет 2 мм. На лицевой поверхности подложки печатается прямоугольная нашивка размером 50 мм. Прямоугольный патч имеет расстояние до плоскости заземления, напечатанное на задней поверхности подложки. Путем вырезания двух выемок подходящего размера в двух нижних углах монополя было обнаружено, что для предлагаемой антенны может быть достигнута значительно увеличенная ширина полосы импеданса (рисунок 15).

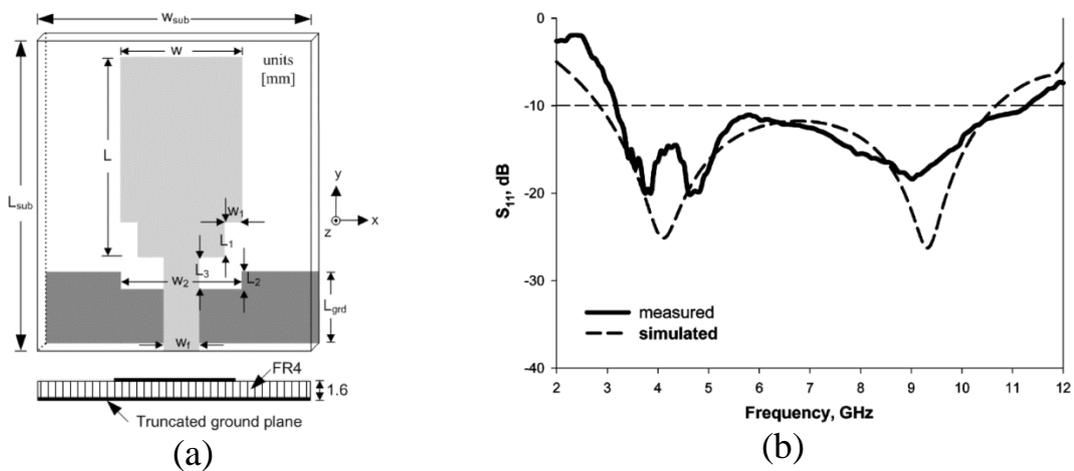


Рисунок 15 – Модель (a) и S_{11} параметр (b) монопольной антенны с микронаконечным питанием [50, с. 703, 704]

В работе [51] представлена конструкция, моделирование и реализация антенны на базе кривого Коха, разработанной в соответствии со второй итерацией фрактала снежинки Коха для частот 2,3 ГГц, 2,4 ГГц и 2,45 ГГц. Измерения смоделированной и изготовленной антенны показывают хорошее соответствие рабочих частот и желаемых характеристик усиления, ширины полосы и параметров КСВН. Рассматривая антенна имеет размеры соответствующие структурным стандартам CubeSat и изготовлена на подложке FR-4 с толщиной 1,5 мм.

Для фрактальных дизайнов размеры и рабочие частоты зависят от количества итераций функции. В данной работе авторами разработано алгоритм в Matlab с использованием итерационной системы функций для определения размера антенны в зависимости от частоты нашей конструкции (рисунок 16).

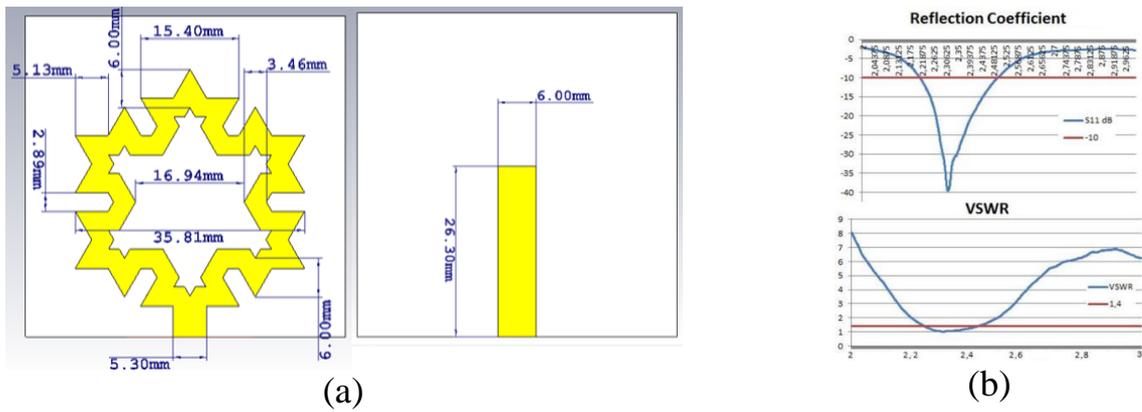


Рисунок 16 – Фрактальная антенна на основе кривой Коха [51, с. 2, 3]

В работе [52] представлены двухмодовая диэлектрическая резонаторная антенна (ДРА) и решетка с питанием через плоскую щель. Пропускная способность расширяется за счет слияния соседние полосы. Предлагаемая в данной работе конструкция антенны с двухмодовым диэлектрическим резонатором перспективна для высокочастотных приложений благодаря своим достоинствам простой структуры питания и широкой полосы частот (рисунок 17).

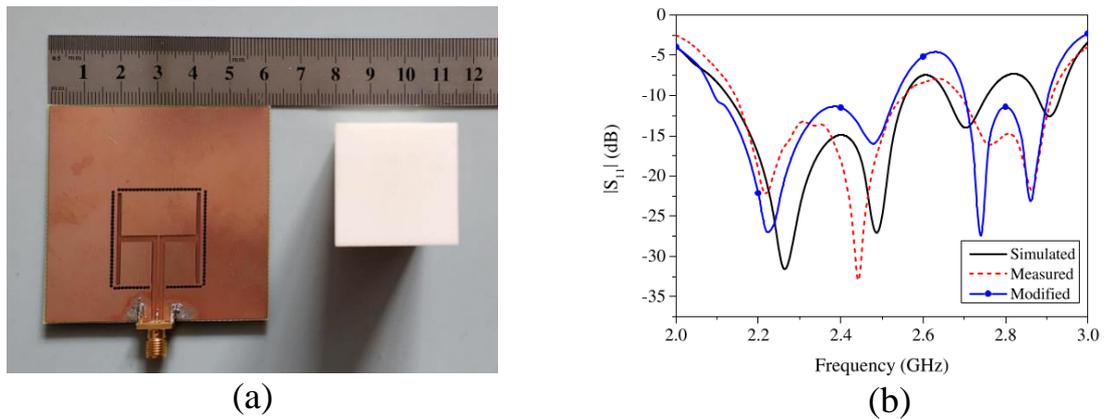


Рисунок 17 – Прототип (a) и S_{11} параметр (b) диэлектрической резонаторной антенны [52, с. 2, 4]

В работе [53] предложена широкополосная печатная прямоугольная монополярная антенна для волн с круговой поляризацией. Характеристики излучения широкополосной круговой поляризации достигаются за счет несимметричной конструкции антенны. С помощью моделирования выясняется взаимосвязь между геометрическими параметрами антенны и характеристиками антенны (отношение осей циркулярно поляризованной волны и обратных потерь). Принцип работы широкополосной круговой поляризации объясняется смоделированными распределениями электрического тока. Кроме того, смоделированные осевое отношение, возвратные потери, диаграммы направленности и усиление сравниваются с результатами измерений.

Смоделированные и измеренные значения ширины полосы (осевое отношение 3 дБ с обратными потерями 10 дБ) составляют ~56,2% (1,78-3,17 ГГц) и 51,4% (1,82-3,08 ГГц) соответственно (рисунок 18).

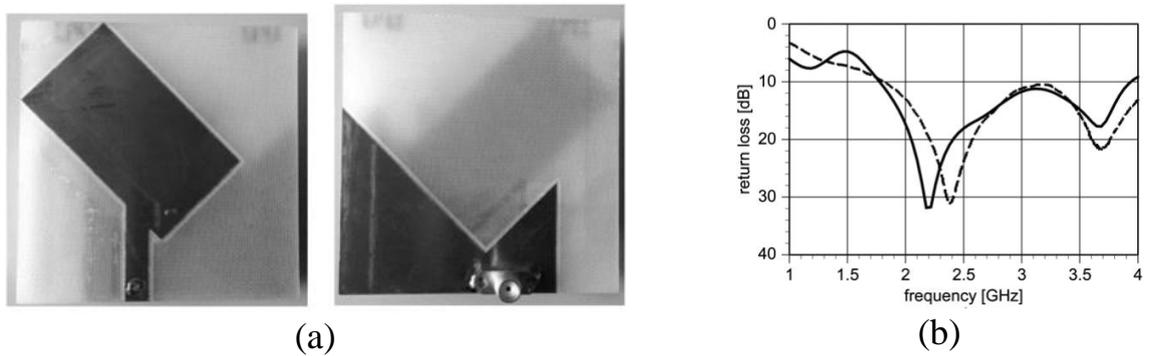


Рисунок 18 – Прототип и S-параметр широкополосной печатной прямоугольной монополярной антенны [53, с. 651, 652]

В работе [54] предложена новая низкопрофильная кольцевая щелевая антенна в форме равностороннего треугольник. Предложенная антенна использует усечение, щели и возмущение для достижения широкополосных характеристик (рисунок 19).

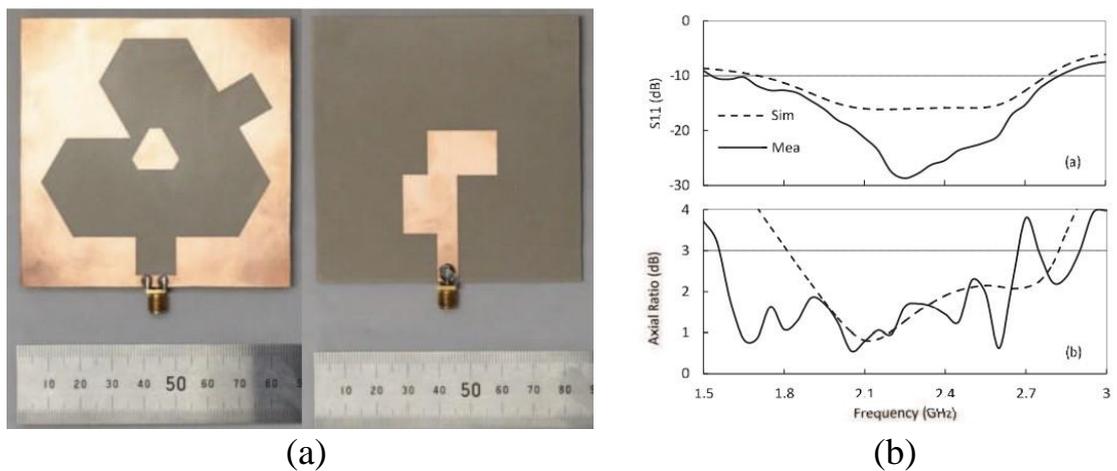


Рисунок 19 – Прототип (a) и параметр S11 и осевое отношение (b) равносторонней треугольной кольцевой щелевой антенны для микроспутников [54]

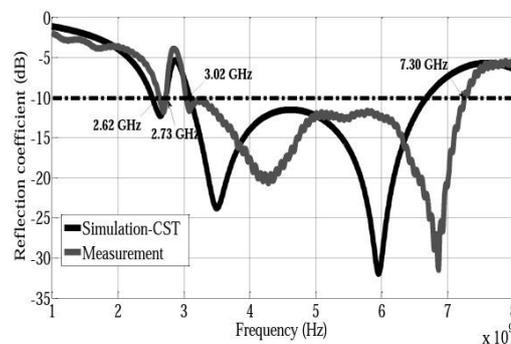
В работе [55] представлена новая печатная антенна с щелевой накладкой и дефектной структурой заземления для двухдиапазонной работы. Путем вставки I-образной щели в заплату и нарушения заземляющего слоя можно возбудить трехмодовый резонанс для достижения двух рабочих диапазонов, особенно чрезвычайно широкой полосы пропускания для более высокого диапазона. Измеренные полосы пропускания составляют 100 МГц (2,38-2,49 ГГц) и 2,94 ГГц

(3,4-6,34 ГГц) для нижнего и верхнего диапазонов соответственно, что хорошо согласуется с моделированием.

В работе [56] представлена компактная и низкопрофильная антенна с простой конструкцией для частотных диапазонов от 2,62 до 2,73 ГГц (110 МГц) и от 3,02 до 7,30 ГГц (4280 МГц), которые сочетает в себе приложения WiMAX и WLAN (рисунок 20).



(a)

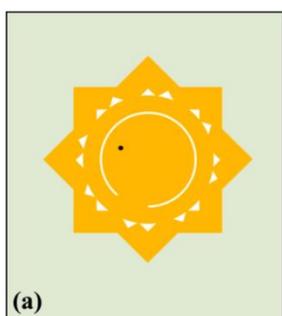


(b)

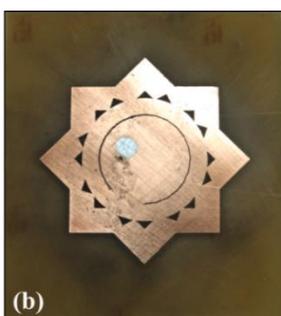
Рисунок 20 – Прототип компактной и низкопрофильной антенны [56]

2.2 Многодиапазонные антенны

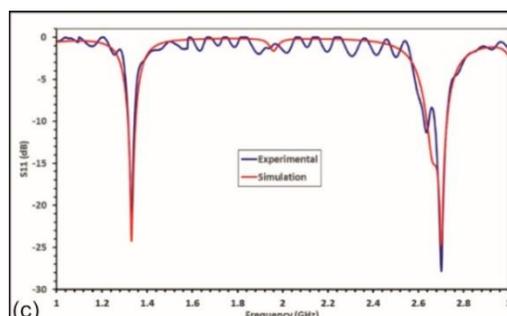
В работе [57] предложена новая структура звездообразной двухдиапазонной фрактальной антенны. Форма излучателя формируется из двух квадратов, образующих восьмиугольную звезду. Изготовленная антенна имеет двойной диапазон на двух резонансных частотах 1,3308 ГГц и 2,6992 ГГц (рисунок 21).



(a)



(b)



(c)

Рисунок 21 – Модель (a), прототип (b) и S_{11} параметр (c) двухдиапазонной фрактальной щелевой антенны в форме звезды [57, с. 5, 6]

В работе [58] предложена компактная многодиапазонная фрактальная микрополосковая антенна предназначенный для современных систем связи. Использование пространства и подобие структуры – две основные характеристики техники фрактальной миниатюризации. В предлагаемой конструкции гексагональная прокладка нанесена на квадратную микрополосковую антенну. Используя технику фрактальной миниатюризации,

площадь пятна уменьшается на 68,4%, а периметр увеличивается на 168,8% за счет загрузки нескольких треугольных прорезей разных размеров в различных итерациях. Предлагаемая в данной работе конструкция обеспечивает гексадиапазонные характеристики с двойной поляризацией на частотах 3,46, 8,28, 12,26, 17,21, 23,40, 26,01 (ГГц) с пиковым усилением (дБ) 6, 8,37, 9,65, 9, 7,84 и 9,34 соответственно (рисунок 22).

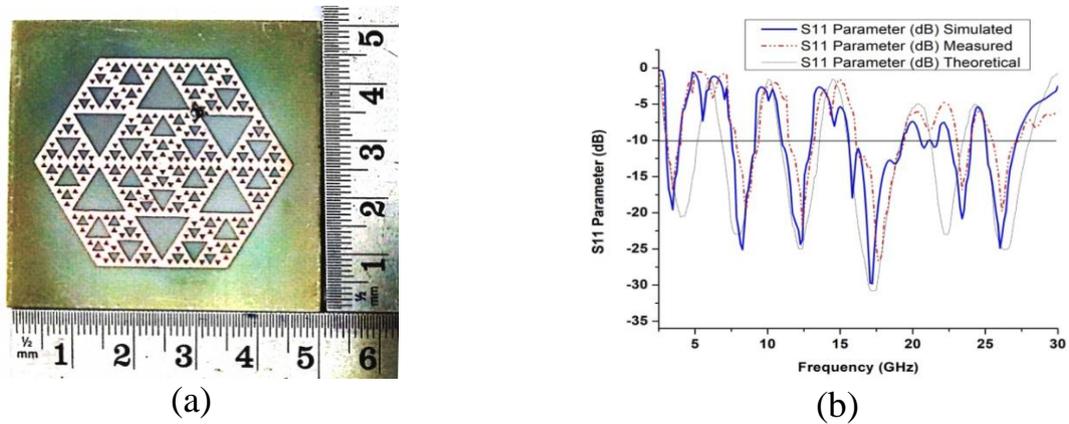


Рисунок 22 – Прототип (a) и S-параметр (b) многодиапазонной миниатюрной фрактальной антенна [58, с. 3, 11]

В работе [59] предлагается четырехдиапазонная треугольная микрополосковая антенна, разработанная для приложений IEEE 802.16e Wi-MAX, IEEE 802.11a WLAN, нисходящей линии связи С-диапазона и радаров X-диапазона. Предлагаемая антенна имеет треугольную накладку с треугольным разрезным кольцевым резонатором. Предлагаемая в данной работе антенна имеет резонансные частоты 3,5 ГГц, 4,1 ГГц, 5,6 ГГц и 9,7 ГГц (рисунок 23).



Рисунок 23 – Прототип и S- параметр четырехдиапазонной треугольной микрополосковой антенны [59, с. 6, 5]

В работе [60] представлена конструкция модифицированной антенны на основе фрактала Серпинского шестиугольной формы. Исследуемая структура генерирует три полосы частот, соответствующие нижней, средней и верхней полосам, включая 1,6-1,7 ГГц, 1,71-1,88 ГГц, 1,85-1,95 ГГц, 5,2/5,8 ГГц

(беспроводные локальные сети (WLAN)) и 10 ГГц (приложения X-диапазона). Реализованные коэффициенты усиления антенной системы в этих диапазонах частот варьируются от 2,0 до 4,1 дБи. Антенна представляет собой модифицированный патч-монополюль Серпинского с гексагональной прорезью (рисунок 24). Как видно из S_{11} параметра антенны, масштабирование и самоподобие в этой фрактальной технике приводят к многополосному эффекту, где каждая итерация генерирует новую резонансную частоту.

В работе [61] представлена новая конструкция монополюльной антенны трапецевидной формы для приложения WLAN. Предлагаемая антенна обеспечивает двухдиапазонную круговую поляризацию на частотах 2,4 и 5,3 ГГц с шириной полосы 6,25% и 2,83% соответственно.

В работе [62] в качестве подложки использована 2-дюймовая кремниевая (Si) пластина р-типа с высокой диэлектрической проницаемостью (11,9), чтобы минимизировать потери проводимости подложки и тем самым повысить эффективность излучения антенны. Четыре тонких паза, имеющих одинаковые размеры $20 \times 5 \times 2$ мкм³, были вырезаны из золотой нашивки, чтобы создать четыре разных прорези, образуя таким образом многодиапазонную микроантенну в форме рога.

В данной работе многополосная производительность с более высоким усилением достигнута за счет резки или обработки четырех асимметричных тонких пазов (в форме рога) на однослойной золотой накладке.

В работе [63] представлена новая миниатюрная конструкция гексагональной микрополосковой патч-антенны. Патч сделан с использованием структур Серпинского и Коха, чтобы сделать антенну применимой для многодиапазонных приложений. Кроме того, земля модифицирована для увеличения пропускной способности и дальнейшего уменьшения размера. Для конструкции предлагаемой антенны был выбран материал FR-4 ($\epsilon_r = 4,4$) и толщина подложки 1,59 мм. Используется метод микрополосковой подачи, так как он дает лучшие результаты. Полученное в этом случае усиление составляет 5,57 дБ, 7,49 дБ и 4,02 дБ с полосой пропускания 606,8 МГц, 507 МГц и 2 ГГц на резонансных частотах 8,3 ГГц, 12,6 ГГц и 17,6 ГГц (рисунок 24).

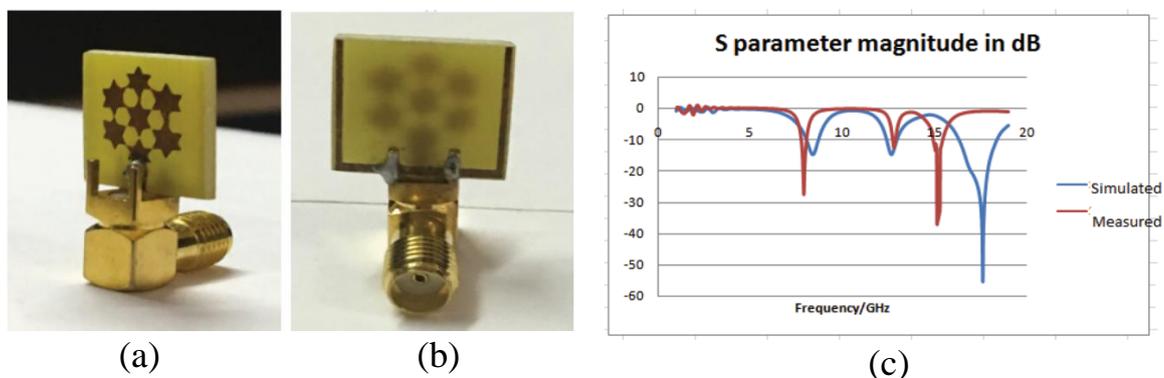


Рисунок 24 – Гексагональная микрополосковая патч-антенна на базе структур Серпинского и Коха [63, с. 325, 328]

В работе [64] предлагается патч-антенна с коаксиальным питанием, которая резонирует в нескольких частотных диапазонах. Антенна круглой формы изначально предназначена для резонанса в диапазоне 2,4 ГГц WLAN. Поверх патча сделаны различные прорезы, а размеры прорезей, размеры антенны и расположение точки питания оптимизированы для создания многодиапазонной антенны.

Для достижения многодиапазонности данной антенны изменено распределение тока в патче, путем выреза двух пазов на нем, то есть дуговой паз и пятиугольный паз. Конструктивные параметры, такие как радиус нашивки, начальная точка дуги, пятиугольный паз, углы паза, положение точки подачи и ширина пазов, оптимизируются с помощью параметрической оптимизации в программном обеспечении HFSS. Радиус оптимизированной накладки составляет 22,3 мм. Начальная точка, угол дуги и ширина составляют (-4,5, 20), 295 градусов и 0,5 мм для паза дуги и (-3,5, 18), 290 градусов и 0,5 мм для пентагонального паза соответственно.

В работе [65] предложена антенна, основанная на фрактальной технике для беспроводных приложений. Излучающий элемент представляет собой треугольник А-образной формы, к которому применена фрактальная концепция. Концепция фракталов применена к предлагаемой А-образной фрактальной микрополосковой антенне, похожей на букву А английского алфавита. Далее анализ и проверка результата достигается путем тестирования изготовленной антенны, а также сравнения результатов моделирования и экспериментов. Используется концепция снежного пятна фон Коха, в которой одна линия делится на четыре новые линии, и это делается с каждой стороны треугольника. Этот шаг повторяется. В данной работе используется двухитерационный генератор Коха, таким образом, разработана предлагаемая антенна. Моделирование проводится с использованием имеющегося в продаже HFSS (имитатора высокочастотной структуры) на основе метода конечных элементов. Антенна моделируется и изготавливается, а результаты записываются. Обнаружено, что результаты моделирования и эксперимента хорошо согласуются между собой. Антенна резонирует на частотах 11,44 ГГц, 13,178 ГГц, 15,482 ГГц, 19,902 ГГц и 23,529 ГГц. Следовательно, диапазон Х [8,2–12,4 ГГц], диапазон Ku [12,4–18 ГГц] и диапазон К [18–26,5 ГГц] - частоты рассматриваемых рабочих диапазонов.

Антенна состоит из равнобедренного треугольника А-формы с двумя равными сторонами 60 мм и большим основанием 70 мм. Микрополосковую антенну можно рассматривать как эквивалент параллельной цепи R-L-C. Эквивалентная схема предлагаемой антенны изменяется в соответствии с прорезями, выемками и другими методами, задействованными в конструкции для улучшения (рисунок 25).

В работе [66] предлагается новая двухдиапазонная щелевая антенна с КП. Данная антенна характеризуется малым отношением частот и широкой полосой пропускания КП.

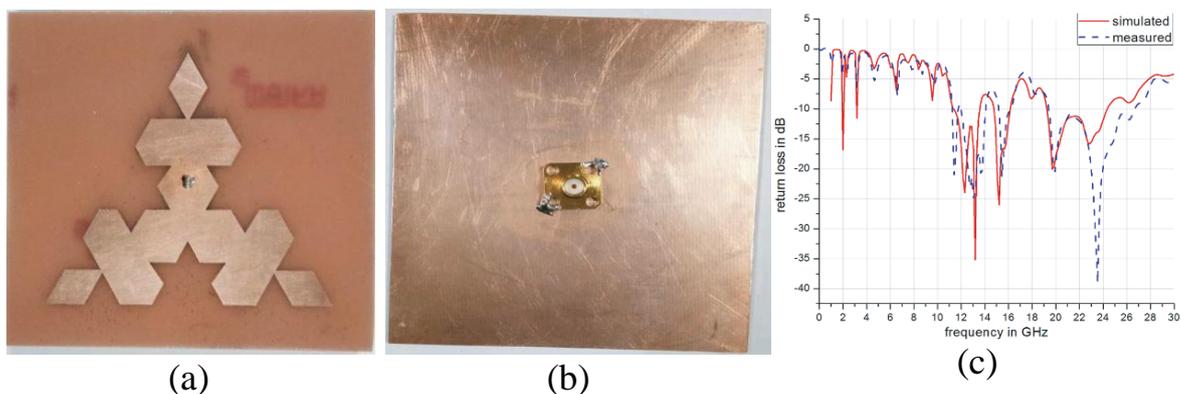


Рисунок 25 – Вид сверху (а), снизу (b) и S_{11} параметр (c) А-образной треугольной патч антенны фрактальной геометрии [66, с. 52]

Двухдиапазонные характеристики реализованы с использованием двух параллельных монополей, одного изогнутого монополя и одного вилкообразного монополя. Кроме того, полоса в форме журавля помещается в заземляющую плоскость для достижения круговой поляризации.

2.3 Обзор патентов антенных систем

В данном разделе рассмотрены описание некоторых антенных систем из патентов, по теме исследования

В патенте [67] описана антенна, работающая на двух диапазонах, с прямоугольной подложкой, передним и задними поверхностями, большим и малыми сторонами, сегментом щелевой линии, прямоугольного проводника, сплошным прямоугольным проводником, параллельными диполями разной длины. Антенна работает на частотах 2,3 ГГц и 2,87 ГГц (рисунок 26).

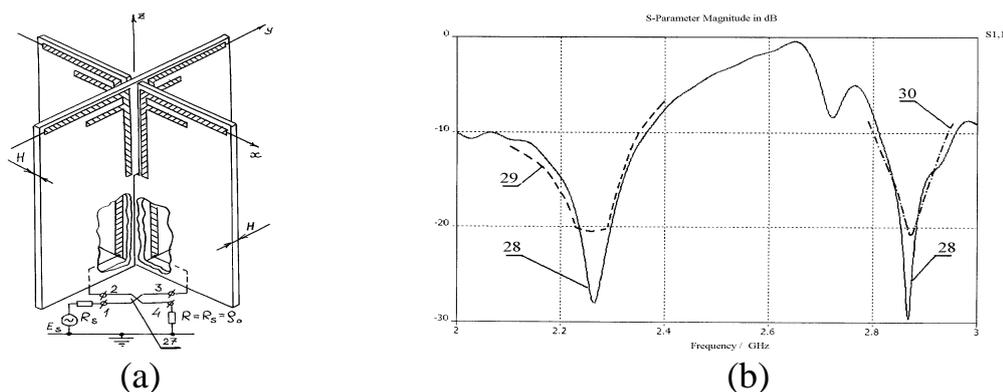


Рисунок 26 – Модель (а) и S_{11} параметр (b) двухдиапазонной дипольной антенны [67]

В патенте [68] описана антенна, работающая в двух диапазонах состоящая из катушки индуктивности, пару стержнеобразных излучающих элементов, подключенных к противоположным концам катушки, диэлектрика, окружающего катушку и поддерживающего корпуса.

В лучшем варианте компоновки данного изобретения антенна состоит из катушки индуктивности, двух излучающих элементов стержнеобразной формы, подсоединенных к противоположным концам катушки и окружающего катушку диэлектрического материала и поддерживающий проводящий корпус, соединяющий части первого и второго излучающего элемента. Корпус с диэлектриком создает емкость, способствующую формированию резонансного LC контура. При этом данный контур LC разработан так, что в низкой частоте двухполосного диапазона излучают оба элемента, тогда как в более высокой частоте способен излучать только один из них (рисунок 27).

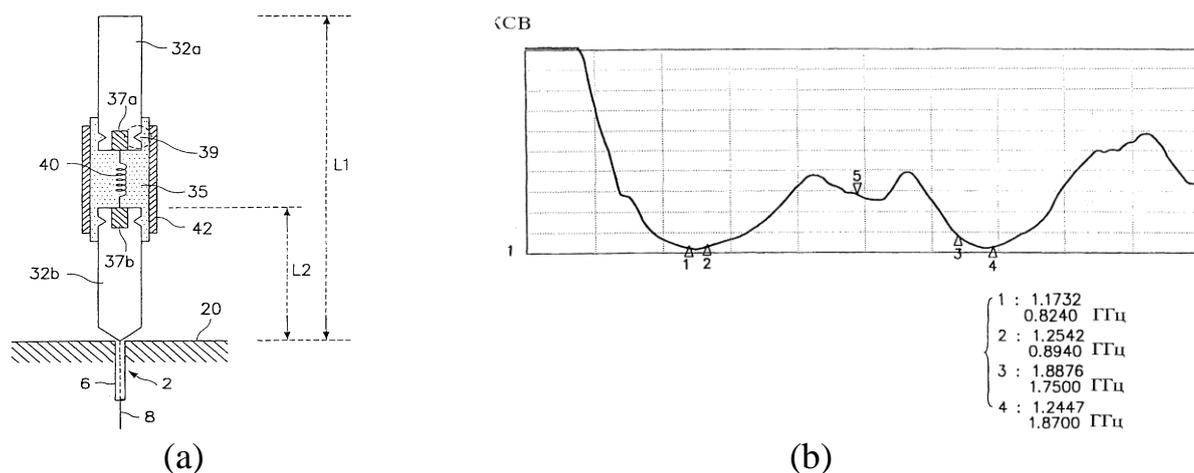


Рисунок 27 – Модель (а) и КСВН (b) двухдиапазонной дипольной антенны [6867]

В патенте [69] описана микрополосковая антенна имеющая широкополосную рабочую частоту, которая состоит из диэлектрической подложки прямоугольной формы; излучающей панель на верхней поверхности диэлектрической подложки; соединительной панели, находящегося на верхней поверхности диэлектрической подложки и проходящую от ее края до точки, находящейся на расстоянии от соответствующей излучающей панели; металлической опоры на нижней поверхности диэлектрической подложки, проходящей от края нижней поверхности диэлектрической подложки вниз к заземлению; и слоя воздуха определённой толщины, образующиеся между нижней поверхностью диэлектрической подложки и заземлением (рисунок 28).

В патенте [70] описана двухдиапазонная антенна, состоящая из длинной и короткой диполи, клеммы питания которых соединены между собой, противофазного делителя мощности в отношении 1:1, выходы которого соединены непосредственно с клеммами питания диполей, отличающаяся тем, что диполи расположены в одной плоскости, клеммы питания диполей локализованы на их удаленных концах, при этом длинный (низкочастотный) диполь выполнен в виде меандра, продольный размер которого равен длине короткого (высокочастотного) диполя, а вход противофазного делителя мощности является входом антенны.

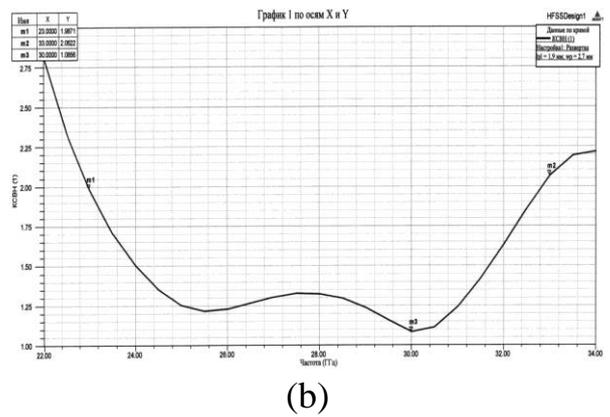
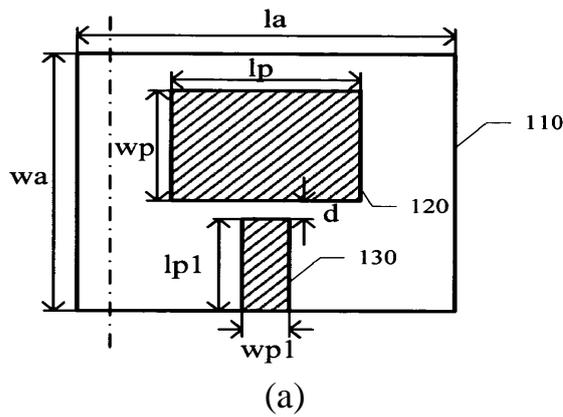


Рисунок 28 – Модель и КСВН широкополосной антенны [70]

После выбора соответствующих длин диполей возможна разработка двухдиапазонной антенны со смежными полосами рабочих частот. Это когда высокочастотная граница низкочастотного (нижнего) диапазона совпадает с низкочастотной границей высокочастотного (верхнего) диапазона. Кроме этого, возможна также такая реализация рассматриваемой антенны, когда между низкочастотным и высокочастотным диапазонами имеется достаточно протяженная нерабочая область частот, т.е., нижний и верхний диапазоны являются несмежными.

В патенте [71] описана зигзагообразная петлевая антенна с многодиапазонными характеристиками, состоящая из петлевых излучателей зигзагообразной формы, линий фазировки и связи, рефлектора и питающего фидера. Отличается данная антенна тем что содержит еще один или несколько петлевых зигзагообразных излучателей меньшей формы, обеспечивающие работу в более высоких частотах. При этом излучатели разных диапазонов соединены друг с другом последовательно с использованием линий фазировки и связи, или параллельно с использованием частотно-селектирующих фильтров или последовательно-параллельно с питанием от фидера, а плоскости излучателей отдельных диапазонов располагаются от рефлектора на расстоянии $0,1 \dots 0,15$ максимальной длины волны (рисунок 29).

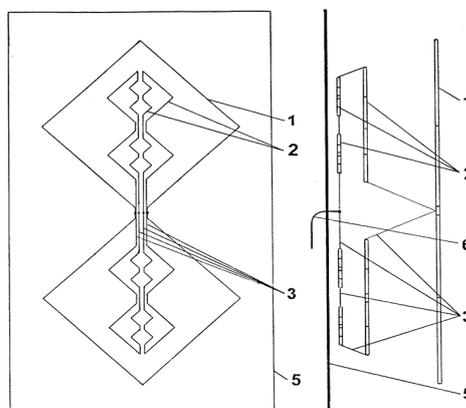


Рисунок 29 – Многодиапазонная зигзагообразная петлевая антенна [71]

В патенте [72] описывается антенна этажерочного типа, имеющая многодиапазонные характеристики. Антенна состоит из четырех антенных элементов, включающих печатный проводник и диэлектрическую подложку, разделительные платы, коаксиального кабеля высоких частот, линии передачи, двух штырей, проводящего экрана, высокочастотных соединителей. При этом каждая антенна имеет отверстие в центре для прохождения коаксиального кабеля (рисунок 30).

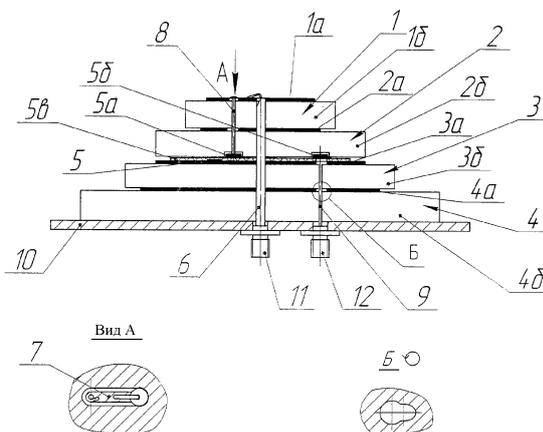


Рисунок 30 – Микрополосковая антенна этажерочного типа [72]

В патенте [73] описывается миниатюрная микрополосковая антенна с круговой поляризацией, содержащий металлизированный экран, расположенную на нем диэлектрической подложки с расположенной на ней излучающей металлической пластиной, образующих первый ярус, также расположенного на первом ярусе второй диэлектрической подложкой с расположенной на ней второй излучающей пластиной, образующих второй ярус, и содержащую возбуждающий коаксиальный волновод, внутренняя жила которого гальванически присоединена к излучающей пластине первого яруса, отличающаяся тем, что значения относительных диэлектрических проницаемостей подложек выбраны из следующих условий: первого яруса – $\epsilon_{ниж}$ от 4.55 до 5, второго яруса – $\epsilon_{верх}$ от 2.8 до 3.2.

В патенте [74] описана микрополосковая антенна имеющая широкополосные характеристики, содержащий подложки решетки излучателя, расположенной над экраном и двухпроводной линии передачи, широкополосная микрополосковая антенна, состоящая из расположенной над экраном на обеих сторонах подложки решетки излучателей и двухпроводной линии передачи.

В патенте [75] описана микрополосковая антенна, работающая в трех диапазонах. Антенна состоит из пары резонаторов, выполненных из пластин на общей диэлектрической подложке параллельно расположенных над экраном, коаксиального кабеля и коротко замыкающей пластины (рисунок 31).

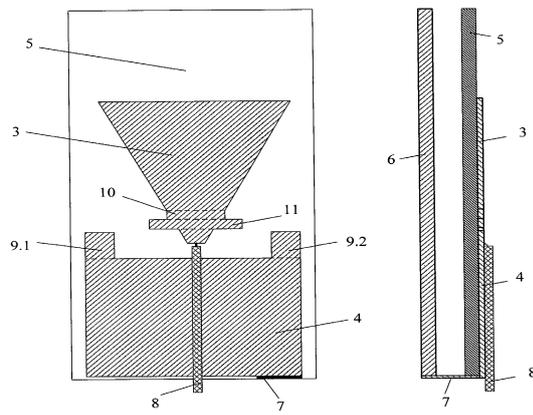
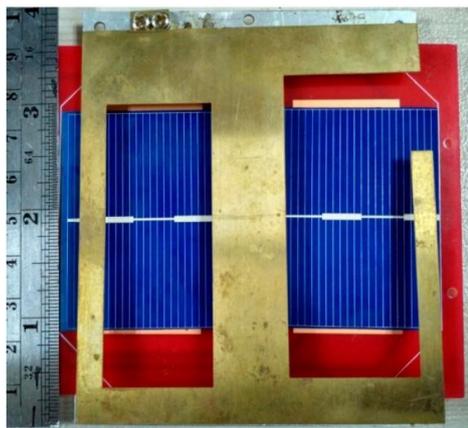


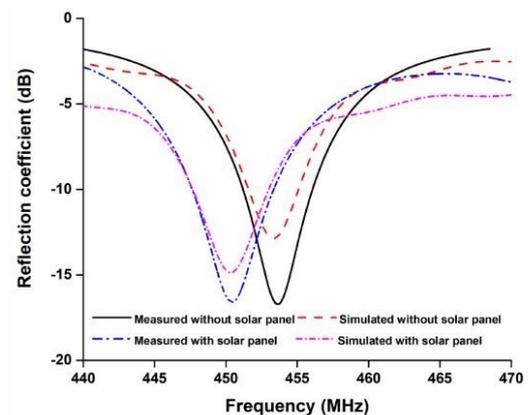
Рисунок 31 – Трехдиапазонная микрополосковая антенна [75]

2.4 Антенные системы для МКА интегрированные с другими подсистемами

Ограниченность размеров и энергетического бюджета наноспутников требует передовых решений в данной сфере. Одним из вариантов решения описанных задач могут служить технология интегрирования антенн, направленные на эффективное использование площади поверхности наноспутников. Имеются интересные работы антенн, интегрированных с солнечными панелями УВЧ диапазона [76], [77]. В работе [76] предложена модифицированная перевернутая F-антенна, интегрированная с солнечными панелями (PIFA). Антенна состоит из щелевой прямоугольной излучающей пластинки с коаксиальным питанием зонда и прямоугольной заземляющей пластины, и работает в УКВ диапазоне. Отличительной чертой данной антенны является то что она не требует раскрытия, что исключает сбой миссии (рисунок 32).



(a)



(b)

Рисунок 32 – Интегрированная с солнечным панелем F-образная антенна УВЧ-диапазона [76]

В работе [78] предложена антенная система, работающая в S-диапазоне, интегрированная с солнечным панелем (рисунок 33). Отличительной чертой данной антенны является то что ее излучателем является медная проволока, установленная на внутреннюю сторону солнечной панели.

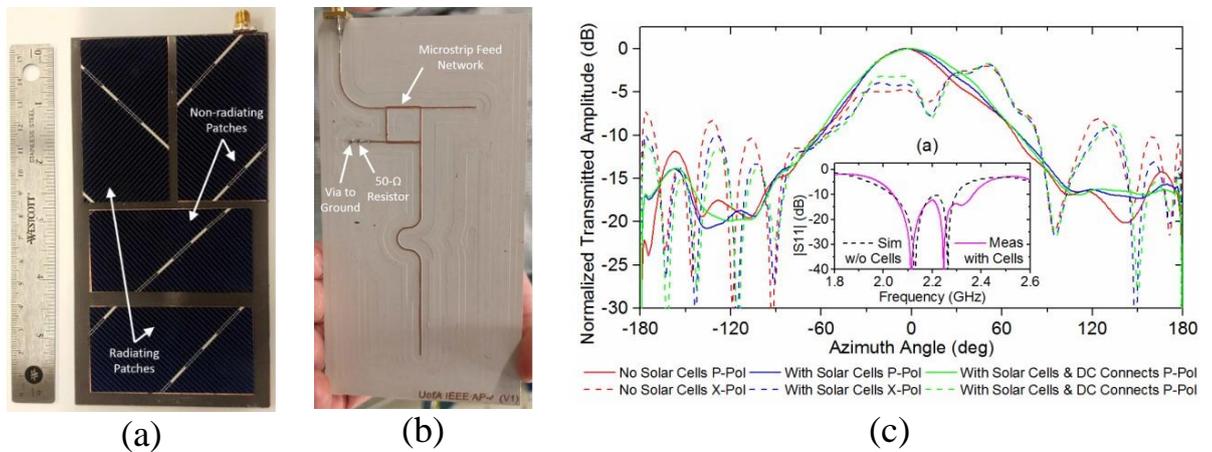


Рисунок 33 – Прототип и основные характеристики встроенный в солнечный панель антенны S-диапазона [78, с. 4]

Также имеются другие работы интегрирования антенн с солнечными панелями [79-82]. Отличительной чертой данных работ то что в них использованы прозрачные сетчатые антенны. В работе [82] рассмотрены разработка низкопрофильных антенн для наноспутников, разработанные с использованием технологии микрополосковых антенн интегрированные с солнечными панелями. В данной работе рассмотрены два типа конструкций: 1) прозрачные антенны, которые размещаются над солнечными панелями (суперсолнечные) и 2) непрозрачные антенны, которые размещаются под солнечными панелями (подсолнечные). Для прозрачных антенн, которые размещаются над солнечными панелями, используются сетчатые структуры (рисунок 34).

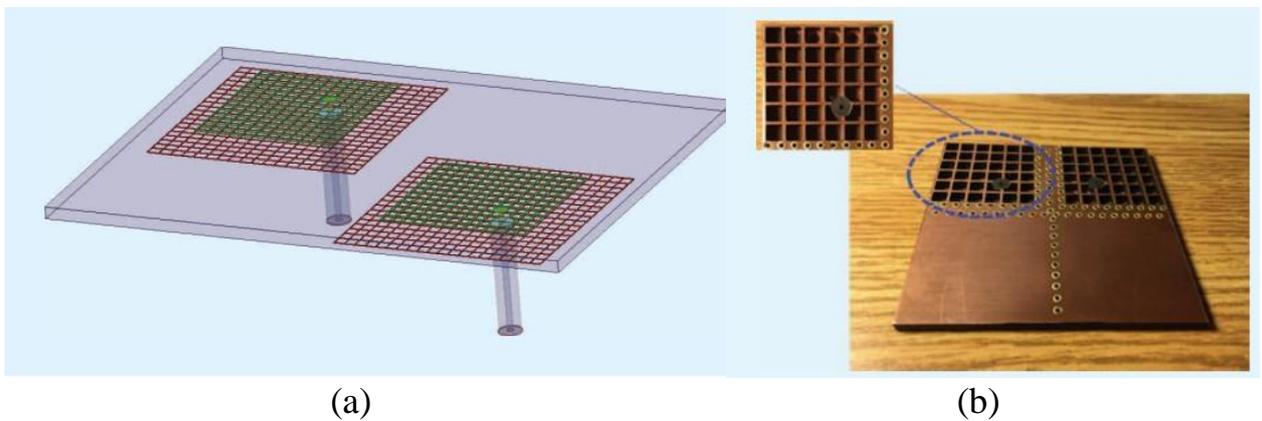


Рисунок 34 – Низкопрофильные антенные системы, интегрированные с солнечными панелями. (a) – прозрачная антенна, (b) – непрозрачная антенна [82]

В работе [83] Nascetti и др. предложили, интегрированную с оптической системой, четырехэлементную патч-антенну с высоким коэффициентом усиления для 3U наноспутника Tigrisat. Антенну предлагается установить на одной стороне (100 мм × 100 мм) 3U CubeSat и использовать для приложений наблюдения Земли. Основная идея состоит в том, чтобы увеличить коэффициент усиления антенны и достичь КП, сделав каждую подрешетку из двух соседних патчей ортогонально ориентированными (90°) и запитав их с помощью делителя мощности Уилкинсона; (рисунок 35). Это также приводит к увеличению уровня сигнала и изоляции между портами питания, обеспечивая очень хорошее согласование входного импеданса.

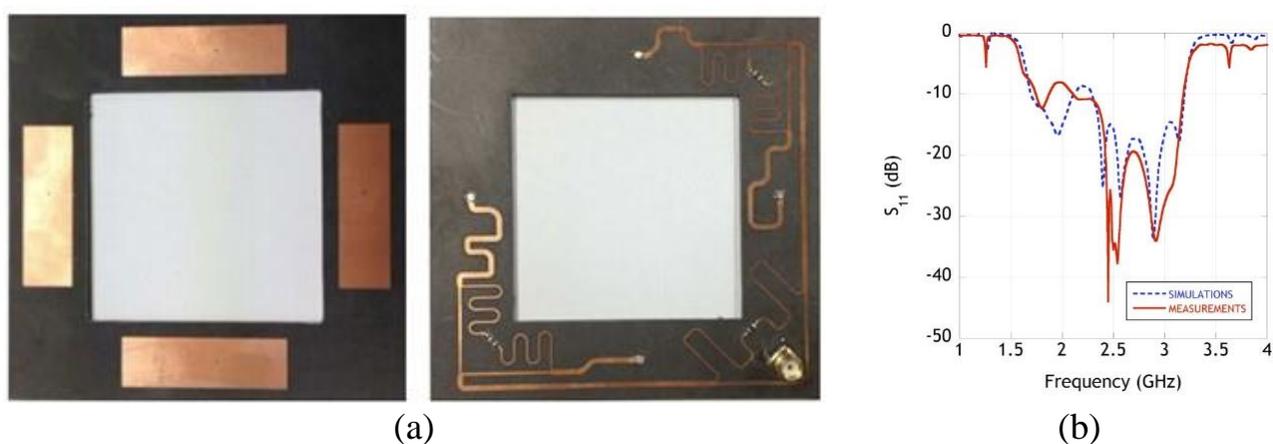


Рисунок 35 – Прототип (a) и S₁₁ параметр (b) интегрированной с оптической системой антенны [83]

2.5 Антенные системы, имеющиеся на рынке

В данном подразделе описаны самые популярные антенные системы, имеющиеся на рынке и используемые в реальных МКА. В космических аппаратах антенные системы служат инструментом установления связи, передачи телеметрии и данных. Стоит отметить что, если для низкоскоростной передачи данных и передачи телеметрии, в основном, используются штыревые антенны, то для высокоскоростной передачи данных используются патч антенны, спиральные и другие виды антенн. Наиболее распространенной антенной, используемой в МКА стандарта CubeSat, являются антенны, представляющая собой одноэлементную несимметричную антенну. По-другому она называется монополю, длина которой равна четверти волны.

Очень часто в МКА стандарта CubeSat можно встретить использование раскрываемой антенной системы ОВЧ/УВЧ, компании ISISpace [84], состоящий из двух ленточных монополей на 144 МГц и двух на 433 МГц (рисунок 36). При этом, антенны одинаковой длины расположены перпендикулярно, с суммированием сигналов разных фаз.

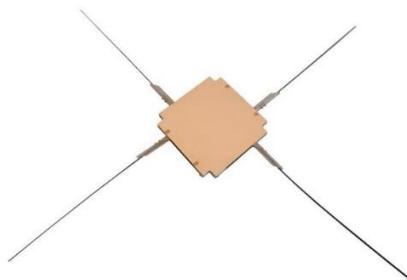


Рисунок 36 – Ленточная монополю антенна на ОВЧ/УВЧ диапазона [84]

Также на рынке присутствует кросс-поляризованная штыревая антенная система компании GomeSpace [85], состоящий из четырех монополей, расположенных к плате под 45° (рисунок 37). Суммирование сигналов из четырех монополей реализовано с помощью фазовращателя-сумматора QBA-07+.



Рисунок 37 – Штыревая антенная систему УВЧ-диапазона [85]

На диапазонах S и X, чаще всего, используются антенны типа патч. Простым примером с рынка может служить патч антенны S-диапазона [86] и X-диапазона [87], компании Endurosat, состоящий из прямоугольного лепестка, диэлектрика и плоскости заземления.

Также можно встретить использование раскрываемых спиральных антенн [88], используемых во многих диапазонах. Отличительной чертой данных антенн является то что излучателем является – спираль (рисунок 38).



Рисунок 38 – Широкополосная раскрываемая спиральная антенная система [88]

Рассмотренные в этом подразделе антенные системы – это самые современные используемые в МКА антенные системы. При этом это база, на которой можно поработать, для того чтобы улучшить характеристики и показатели антенных систем с использованием разных научных и инженерных решений.

2.6 Выводы по разделу

Если подытожить, первом случае, когда антенна сверхширокополосная, она как «суперуниверсальная» должна, во-первых, жертвовать коэффициентом усиления, а во-вторых, теряет способность подавлять побочные излучения передающего устройства. Фильтры придётся в передатчике применять более высокого порядка, что влияет на массу и габариты.

Второй вариант, когда используется многодиапазонная антенна, имеющая рабочие частоты в нескольких диапазонах является более оптимальной, так как не имеет упомянутых выше недостатков, при условии достаточности ширины диапазона.

На рынке в основном используют штыревые, патч и спиральные антенны. При этом для передачи высокоскоростных данных удобнее всего использовать патч антенны и спиральных антенны.

3 МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ

В данном разделе описаны методы разработки антенных систем, смоделированных и исследованных в данной работе. Также описаны методы исследования, анализа и оценки полученных результатов.

В рамках исследования смоделированы и исследованы интегрированные с оптической системой патч антенна на базе ZhF, работающая на частотах S диапазона и конусообразная спиральная антенна, работающая в диапазонах L и S.

3.1 Многодиапазонная патч антенны на базе ZhF, интегрированная с оптической системой путем апертурного совмещения

В данном подразделе описаны методы моделирования интегрированной с оптической системой патч антенной системы на базе ZhF [89], [90]. Разрабатываемая антенна предназначена для МКА дистанционного зондирования и наблюдения Земли. Геометрия излучающей части сделана на базе анизотропного фрактала, впервые предложенной Жанабаевым З.Ж. [91]. Геометрия фрактала Жанабаева (ZhF) формируется путем развития П-образных частей только в одном направлении без изменений в боковых элементах (рисунок 39). Хаусдорфа размерность $D = \ln 5 / \ln 3 = 1.4649$.

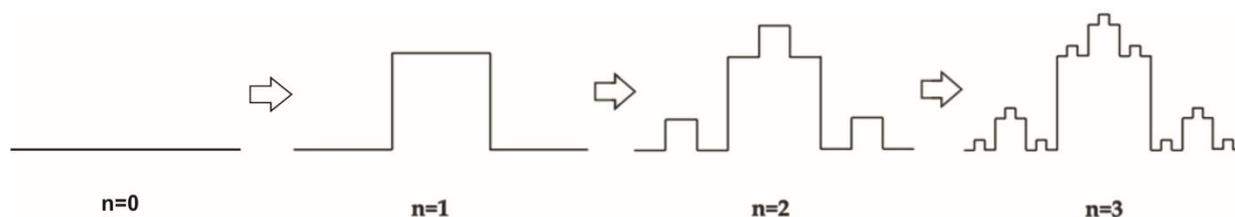


Рисунок 39 – Формирование анизотропного фрактала, с иерархическими порядками $n = 1, 2, 3$

Одним из начальных работ по антеннам на базе ZhF является работа [92], где изучены электродинамические характеристики проволочных дипольных антенн на основе ZhF, достигнуты максимум отношения сигнал/шум и связанные с ним характеристики, отмечены особенности, показаны преимущества по сравнению с другими фракталами. Далее также исследованы патч антенны на базе данного фрактала [93], [94]. При этом если предложенная в работе [93] антенна отличается наличием копланарной питающей линии, то в работе [94] предложена патч антенна S – диапазона с модифицированной плоскостью заземления. Обе упомянутые антенны имеют одну рабочую частоту, 2,45 ГГц.

Для моделирования двухдиапазонной патч антенны использована программная среда CST Microwave Studio 2018, использующая в моделировании метод конечных элементов. Излучающая часть антенны формируется из квадрата с вырезами на базе ZhF по центру (рисунок 40).

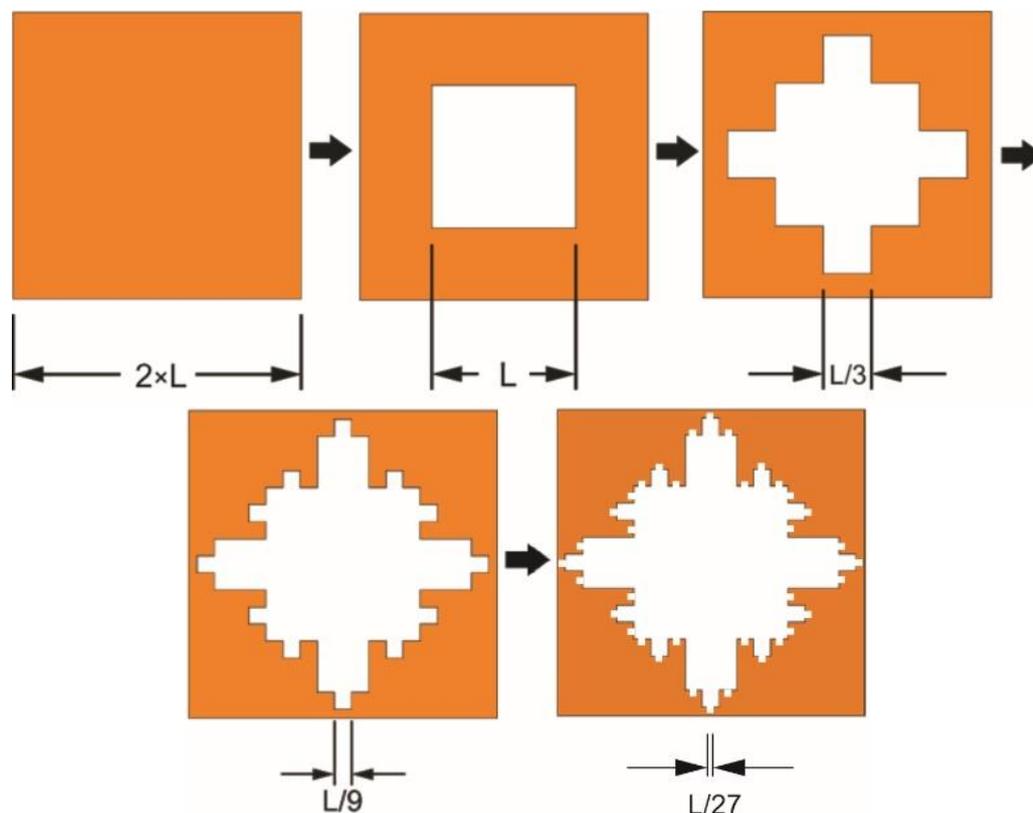


Рисунок 40 – Формирование излучателя интегрированной патч антенны на базе ZhF

Прототип антенны сделан на основе двустороннего стеклотекстолита FR-4 ($\epsilon = 4.3$). Материалом излучающей части и плоскости заземления является – медь (рисунок 41).

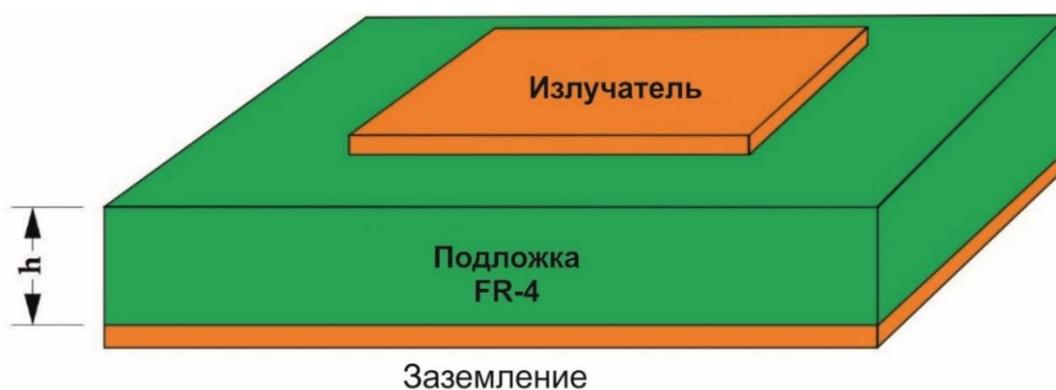


Рисунок 41 – Структура патч антенны

На основе ZhF спроектирована патч антенна с размерами $100 \text{ мм} \times 100 \text{ мм} \times h$. По центру антенны предусмотрено круглое окно, для интеграции с оптической системой съемки Земной поверхности, с диаметром 36 мм и квадратные вырезы $9 \text{ мм} \times 9 \text{ мм}$ по углам антенны для соответствия к корпусу наноспутника (рисунок 42).

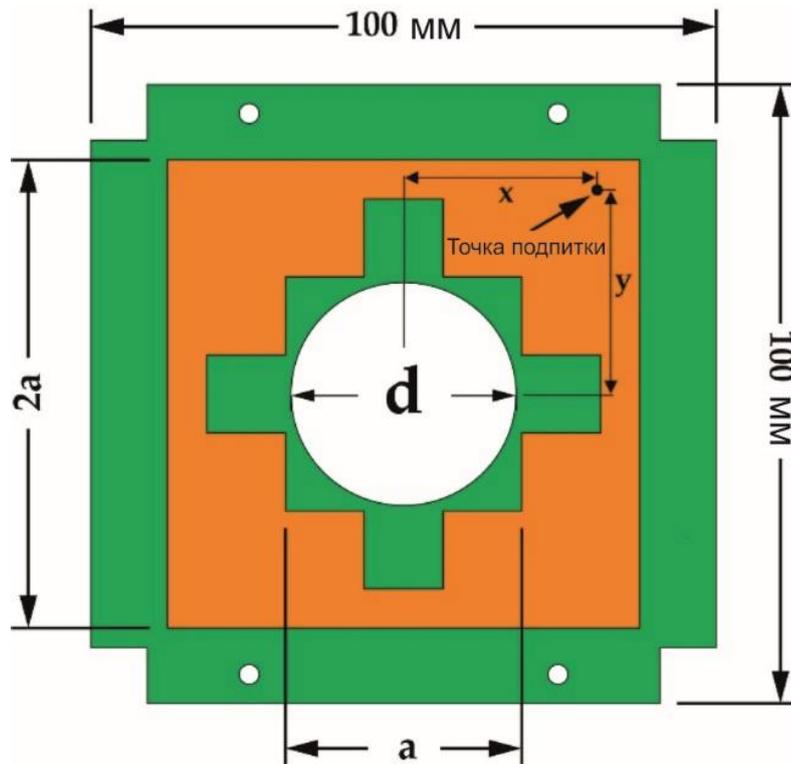


Рисунок 42 – Модель интегрированной патч антенны [89]

Внутренний размер патч обозначен как a . Внешний размер соответствует длине $2 \times a$. Позиция расположения точки питания от центра антенны: $x = 31$ мм, $y = 33$ мм. В качестве порта запитки использован SMA с вертикальным креплением к плате.

Для расчета резонансных частот f использована формула [95]:

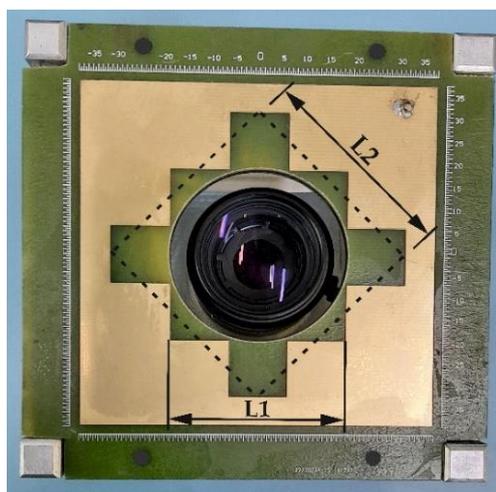
$$f = \frac{c}{2L\sqrt{\frac{\varepsilon+1}{2}}}, \quad (1)$$

где L – эффективный размер патча, c – скорость света, ε – диэлектрическая проницаемость подложки.

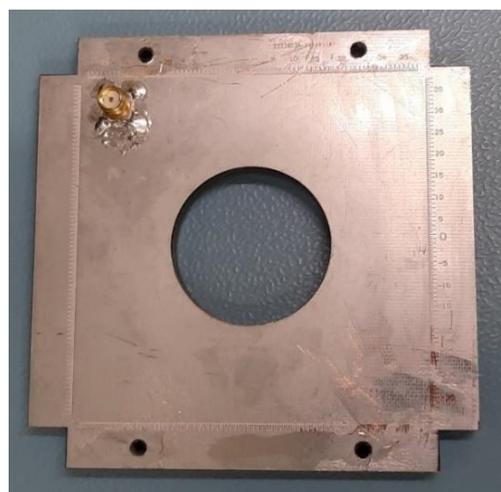
В нашем случае ($n = 1$) патч антенна работает на двух диапазонах, соответствующих квадратам с размерами сторон L_1 и L_2 , которые характеризуют ZhF (рисунок 43, а), где эффективная длина L_2 , в зависимости от порядка фрактальной иерархии, рассчитывается по формуле [89]:

$$L_2 = \sqrt{2} \left(\frac{1}{2} + \sum_{n=1}^N \left(\frac{1}{3^n} \right) \right) L_1, \quad (2)$$

где n – порядок фрактальной иерархии.



(a)



(b)

Рисунок 43 – Прототип антенны интегрированная с подсистемой формирования изображения (a) и обратная сторона антенны (b) [89]

На рисунке 44 показаны графики оптимизации конструктивных параметров излучающей части антенны, при этом другие параметры неизменны. Из рисунка следует что с увеличением длины L обе резонансные частоты смещаются вниз. С уменьшением длины H первая резонансная частота (f_1) смещается вниз, при этом в данном случае вторая резонансная частота (f_2) показывает на порядок меньшее смещения.

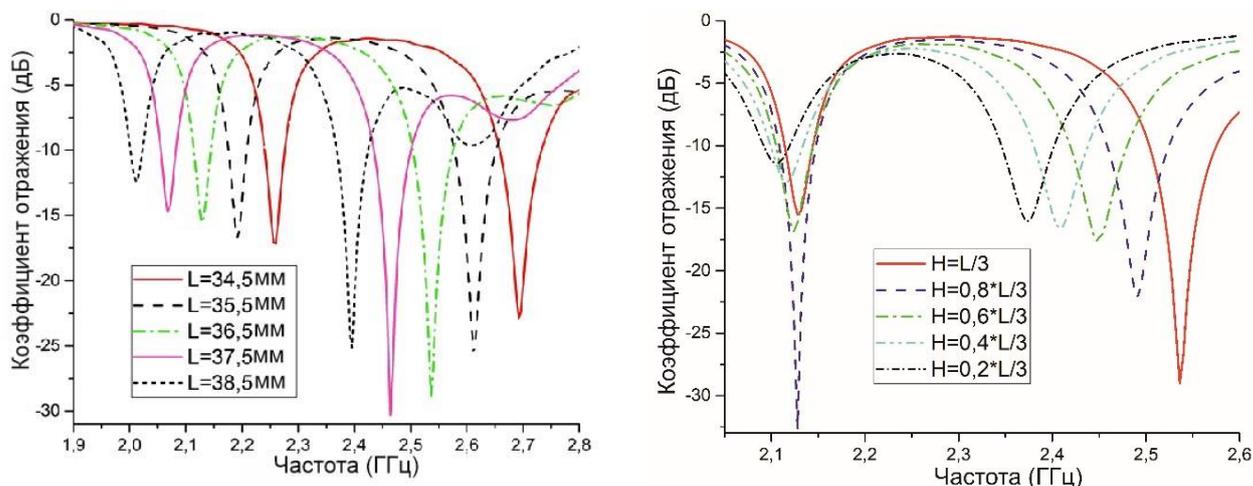


Рисунок 44 – Оптимизация параметров конструкции антенны [89]

В результате оптимизации выбраны размеры антенн, показанные в таблице 3. Базовая антенна имеет высоту диэлектрика $h = 1.6$ мм. Также рассмотрены антенные системы первой иерархии с $h = 2.5$ мм, 4,7 мм, 6,8 мм. Для достижения нужной высоты подложки использован эпоксидный клей – 2003.

Таблица 3 - Параметры моделирования антенны [89]

Параметр	Значение (мм)
L	37.8
$2 \times L$	75.6
d	36
L_1	37.8
L_2	44.548
h	1.6
H	12.6

На рисунке 45 показана плотность поверхностного тока антенны на резонансных частотах. На обеих частотах ток в основном сосредоточен в углах излучателя. Кроме того, текущая концентрация на 2,45 ГГц выше, чем на 2,05 ГГц. При этом на частоте 2,05 ГГц концентрация тока в углах расположения питания и напротив него ниже, чем в обоих остальных.

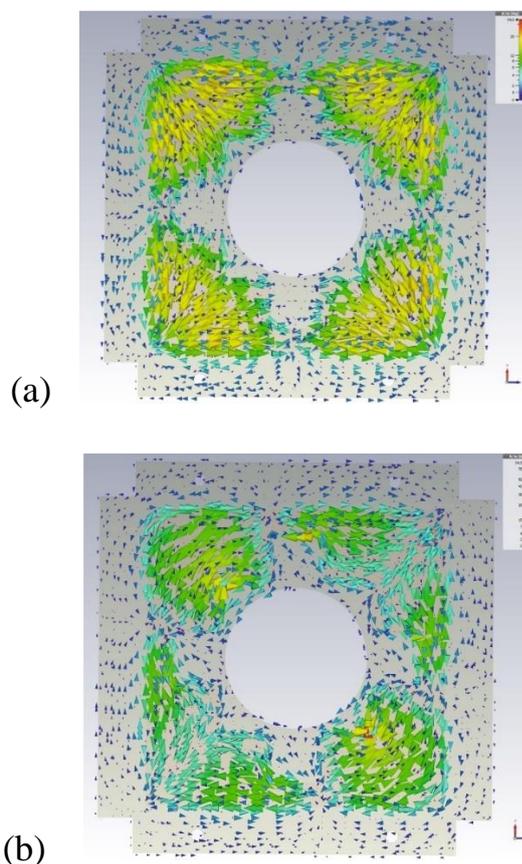


Рисунок 45 – Плотность поверхностного тока патч-антенны на резонансных частотах антенны ($h = 1.6$): (a) 2.45 ГГц, (b) 2.05 ГГц [8989]

На рисунке 46 показан наноспутник 3U с установленным прототипом антенны первой иерархии.

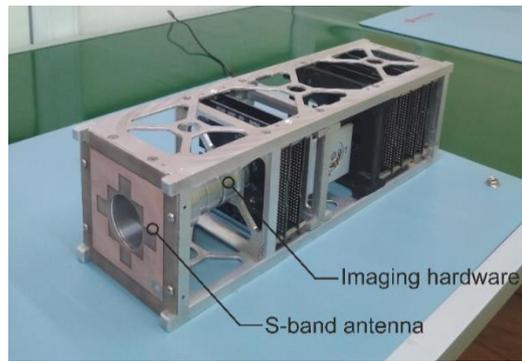
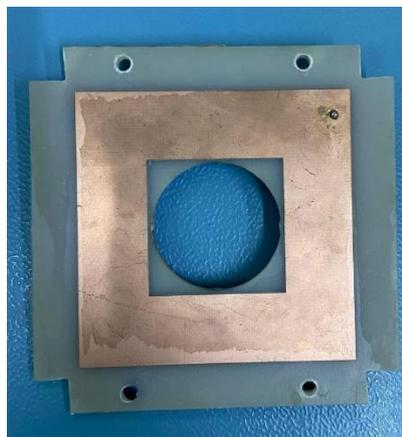
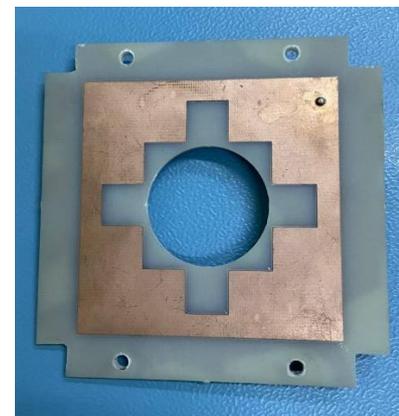


Рисунок 46 – Наноспутник 3U с установленным прототипом антенны первой иерархии [89]

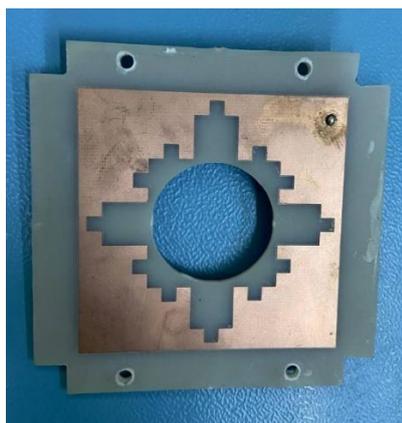
Далее смоделированы и исследованы антенные интегрированные с оптической системой антенные системы с высотой подложки $h = 3$ мм, с номерами предфракталов $n = 0, 1, 2$ и 3 (рисунок 47).



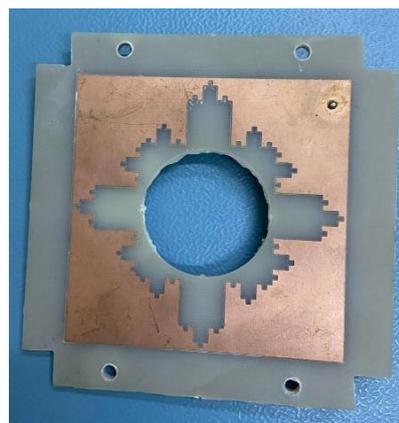
(a)



(b)



(c)



(d)

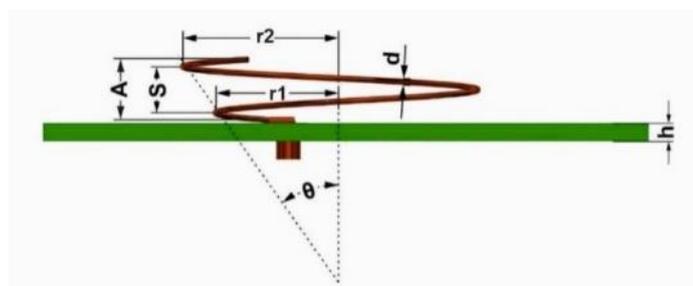
Рисунок 47 – Прототипы интегрированных антенн на базе ZhF, где (a) $n = 0$, (b) $n = 1$, (c) $n = 2$, (d) $n = 3$

3.2 Многодиапазонная спиральная антенна, интегрированная с оптической системой путем апертурного совмещения

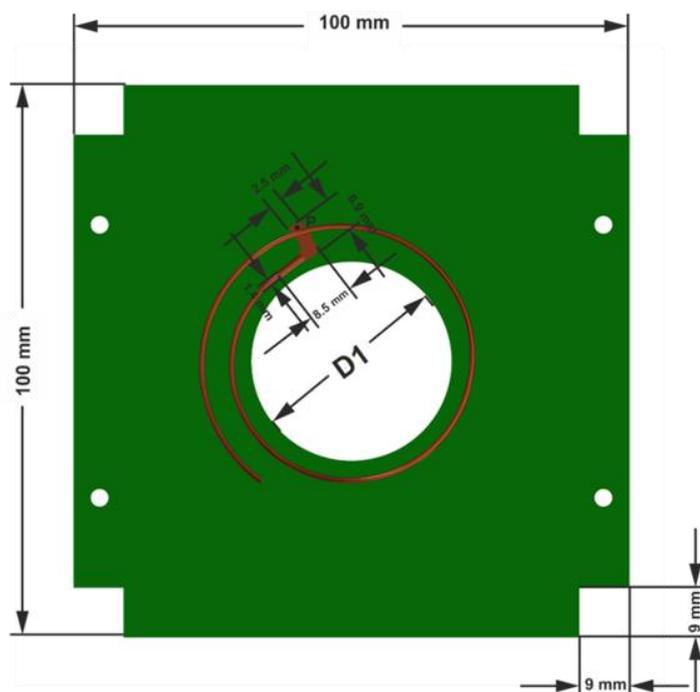
В данном подразделе описаны методы разработки, интегрированной с оптической системой спиральной двухдиапазонной антенны для малых космических аппаратов стандарта CubeSat [96]. Особенностью предложенной антенной системы является ее компактность, двухдиапазонность, работающая в L- и S-диапазонах, а также возможность интеграции с камерой космического аппарата.

Предлагаемая спиральная антенна предназначена для применения в наноспутниках стандарта CubeSat, используемые в дистанционном зондировании Земли и имеет круглое окно для объектива оптического оборудования.

Базовые конфигурации и геометрические параметры предлагаемой антенны приведены на рисунке 48.



(a)



(b)

Рисунок 48 – Модель предложенной спиральной антенны, (a) – вид сбоку, (b) – вид сверху [96]

Симуляция предложенной спиральной антенны произведена в программной среде CST Microwave studio (2018). В качестве материала подложки выбран односторонний FR-4 ($\epsilon = 4.3$) с размерами 100 мм × 100 мм × 3 мм с вырезами по углам повторяющие возвышенности торцевой стороны корпуса наноспутник с размерами 9 мм × 9 мм. В качестве материала спирали выбран Brass (91 %) с толщиной $d = 1$ мм и разъем SMA вертикального расположения на плате в качестве порта питания. Спираль в данном случае имеет форму конуса расширяющаяся по мере увеличения высоты. А минимальные и максимальные радиусы кругов спирали обозначены как r_1 и r_2 соответственно. Питание на излучатель антенны подается в точке Р и передается на спираль через микрополосковую линию Г-образной формы с общими размерами 6,9 мм x 8.5 мм (Рисунок 48, b).

Предложенная антенна предназначена для прикрепления на торцевую сторону наноспутника в одном направлении с камерой съемки Земли (рисунок 49).

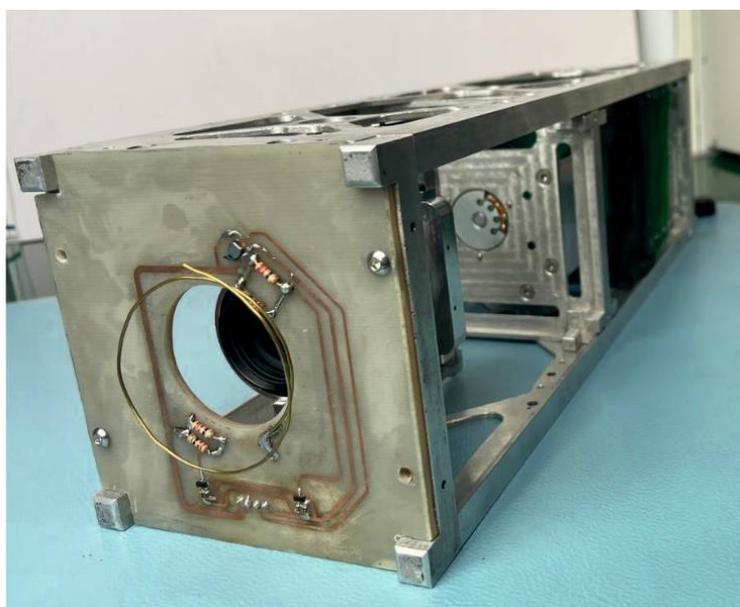


Рисунок 49 – Прототип антенны прикрепленная к наноспутнику 3U [96]

Расчет антенны произведена для широко используемых любительских диапазонов L и S. В пределах этих диапазонов антенна имеет резонансы с центральными частотами 1,7 ГГц и 2,45 ГГц. При этом исследовательская группа выбрала компактный маловитковый вариант, вместо многовитковой ($N > 3$) спирали в связи с особенностями конфигурации антенны, где антенна с излучателем в виде спирали располагается на внешней стороне торцевой детали наноспутника, не занимая место внутри КА. При этом в собранном состоянии антенна не должна быть выше «ног» расположенных по четырем углам торцевой детали.

Расчеты резонансных частот предлагаемой антенны проводили для режима осевого излучения, где окружность спиральной антенны составляет $C \approx \lambda$ [97].

Из-за присутствия двух видов неравного размера были образованы две резонансные частоты. Излучение первой резонансной частоты f_1 антенны связано с общей физической длиной спирали и определяется следующим образом [96]:

$$f_1 = \frac{c}{C_1 + \frac{C_2}{3}} = \frac{c}{2\pi r_1 + \frac{2\pi r_2}{3}}, \quad (3)$$

где, c – скорость распространения электромагнитной волны, C_1, C_2 – длина малого и больших витков, соответственно, а r_1, r_2 – это радиусы малых и больших витков соответственно (рисунок 50, а). Здесь C_2 делится на 3, так как длина второго витка составляет 1/3 всего круга. Частота второго резонанса f_2 определяется соответственно формулой [96]:

$$f_2 = \frac{c}{C_1} = \frac{c}{2\pi r_1}. \quad (4)$$

На рисунке 62 показаны зависимости резонансных частот от геометрических параметров антенны, в результате которых были выбраны наиболее оптимальные параметры (таблица 4). Согласно рисунку 50, а при увеличении расстоянии между витками спирали S , резонансные частоты смещаются в сторону уменьшения. При этом на первой резонансной частоте наблюдается менее явное смещение. А при увеличении угла расширения конуса спирали θ (рисунок 50, б), обе резонансные частоты показывают равномерное смещение вниз с ухудшением показателя коэффициента отражения.

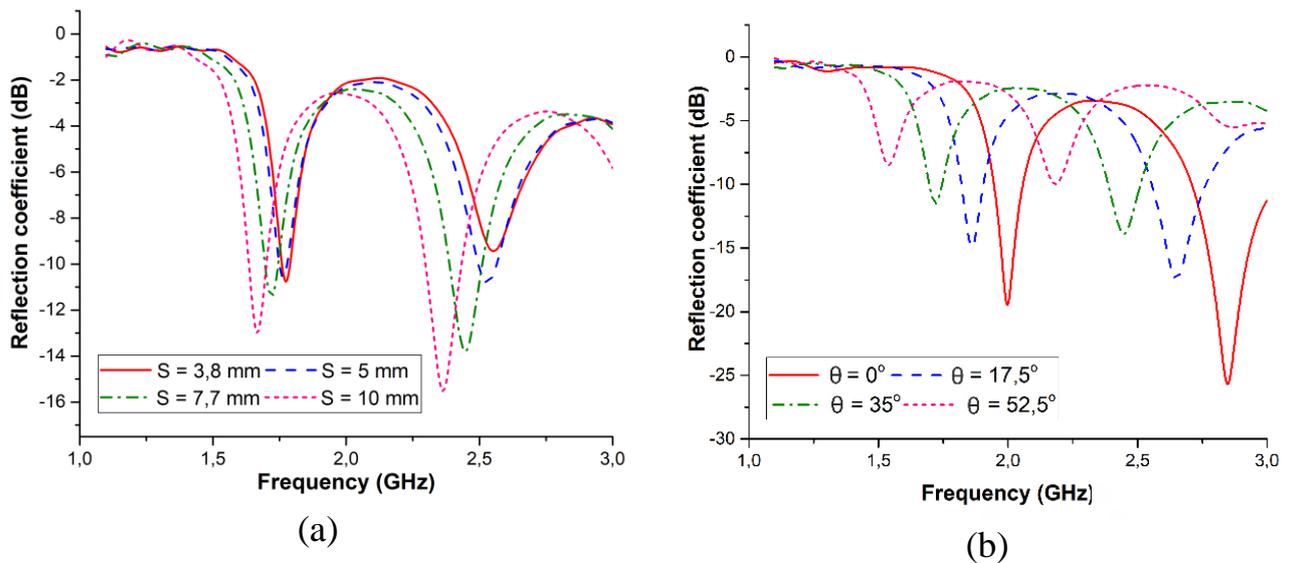


Рисунок 50 – Оптимизация параметров антенны [96]

Таблица 4 – Основные размеры спиральной антенны [96]

Параметры	Пояснение (единица измерения)	Значение
A	Общая высота спирали (мм)	10
S	Расстояние между витками (мм)	7.7
d	Диаметр проволоки (мм)	1
θ	Угол наклона (°)	35
h	Толщина подложки (мм)	3
N	Число витков	1.3
r_1	Минимальный радиус спирали (мм)	19.5
r_2	Максимальный радиус спирали (мм)	26.5

Конусообразная форма спиральной антенны обусловлено тем, чтобы соответствовать к углу обзора камеры. Имеющиеся на рынке в (во многих) оптических камерах и мультиспектральные тепловизоры ширина полосы обзора (S) варьируются от 5 км до 195 км для высоты $h = 500$ км [98, 99]. При таких параметрах значения угла сканирования (α) лежат в диапазоне от 1 градуса до 30 градусов, которых можно рассчитать по формуле [100]:

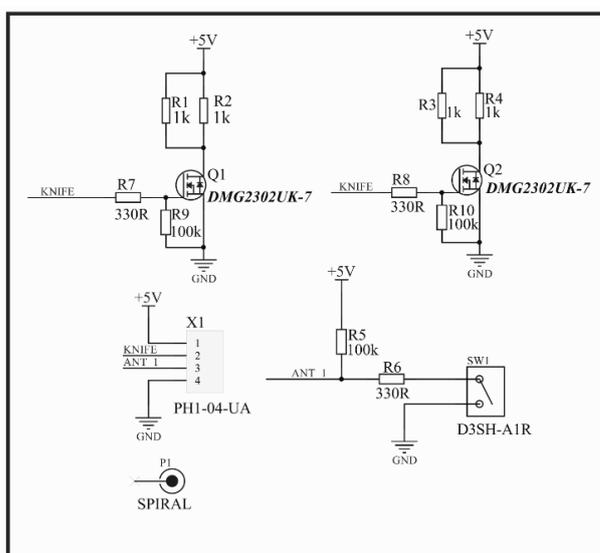
$$S = 2 \times h \times \operatorname{tg} \left(\frac{\alpha}{2} \right), \quad (5)$$

Например, при съемке NanoCam C1U [101] с фокальными расстояниями 35/70 мм, угол сканирования составляет 63/34 градусов соответственно. Таким образом, угол раскрытия предлагаемой антенны, который равен к 70 градусам, превышает угол обзора действующих оптических камер, тем самым, не создает визуальную помеху при сканировании.

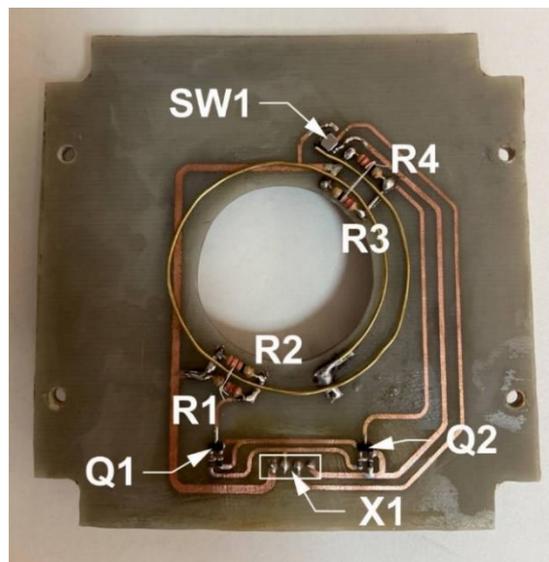
Из-за особенностей конфигурации предложенной антенны, где излучателем выступает спираль, имеющий определенную высоту, она в раскрытом состоянии не поместится в высоту ножек торцевой детали. И требуется ее собрать до отделения КА от пускового контейнера. Для этого с использованием программной среды Altium Designer разработана система развертывания. Особенности данной системы сборки/раскрытия являются простота реализации и достаточный надежность конструкции. Спиральная антенна нагружается в специальную область платы между выводными нагревательными резисторами. Так как спиральная конструкция антенны имеет свойство пружины растяжения, ее необходимо зафиксировать с помощью нейлоновой нити вокруг проволоки спирали и нагревательных резисторов. Нагревательные резисторы служат одновременно пусковым элементом раскрытия антенны и направляющими для правильного складывания, а между нагревательными резисторами есть отверстие для опорной точки для затягивания антенны. При затягивании и правильном складывании антенны конец спирали будет сопряжено к специальному концевику (SW1) (рисунок 51,

b), подающей сигнал обратной связи при открытии. Для раскрытия антенны подается питание на резисторы, а резистор в свою очередь поджигает и тем самым режет нейлоновую нить фиксирующей антенну. После этого из-за упругости спирали она раскрывается, а концевик сигнализирует об успешности / не успешности раскрытия. В случае не раскрытия антенны в первой попытке, операция может повториться неоднократно.

Электрическая схема системы раскрытия представлена ниже (Рисунок 51, а). Нагрев резисторов (R1, R2, R3, R4) осуществляется открытием затвора n-канальных полевых транзисторов (Q1, Q2), замыкающие цепь на землю. Сигнал управления нагрева поступает через штыковой коннектор с шагом 2,54 мм (X1). В качестве нагревательных резисторов были выбраны выводные резисторы с номиналом 22 Ом и мощностью рассеивания 0,25 Вт, а также были выбраны полевые транзисторы марки DMG2302 в корпусе SOT23 для поверхностного монтажа. В качестве концевика (SW1) с боковой фиксацией применен D3SH-A1R. Все остальные пассивные радиокомпоненты подобраны для поверхностного монтажа с корпусами 0603 [96].



(a)



(b)

Рисунок 51 – Электрическая схема системы раскрытия (a) и антенна в собранном состоянии (b) [96]

3.3 Методы исследования антенных систем

В данном подразделе показаны методы исследования основных характеристик антенны, таких как параметр S_{11} , КСВН, ДН, КУ и поляризация. Для получения характеристик антенны были проведены физические измерения в безэховой камере, с соблюдением всех требований.

3.3.1 Параметр S_{11} и КСВН

На практике наиболее часто упоминаемым параметром антенн является S_{11} . Параметр S_{11} представляет, сколько мощности отражается от антенны, и,

следовательно, известен как коэффициент отражения (иногда пишется как гамма: Γ или обратные потери). Если $S_{11} = 0$ дБ, то вся мощность отражается от антенны и ничего не излучается. Если $S_{11} = -10$ дБ, это означает, что если мощность 3 дБ подается на антенну, то -7 дБ является отраженной мощностью. Остальная мощность была «принята» или передана антенне. Эта принятая мощность либо излучается или поглощается в виде потерь внутри антенны. Поскольку антенны обычно проектируются с малыми потерями, в идеале большая часть мощности, подаваемой на антенну, излучается.

Чтобы радио работало исправно, полное сопротивление линии передачи должно быть согласовано с сопротивлением антенны. *KCBH* это параметр показывающий насколько сопротивление антенны согласовано с линией передачи и описывается численно.

KCBH расшифровывается как коэффициент стоячей волны по напряжению и является функцией коэффициента отражения, описывающий мощность, отраженную от антенны. Если коэффициент отражения определенная параметром S_{11} , то *KCBH* определяется по формуле [102]:

$$KCBH = \frac{1 + \Gamma}{1 - \Gamma}, \quad (6)$$

Параметр *KCBH* всегда является действительным и положительным числом для антенн. Чем меньше *KCBH*, тем лучше антенна согласована с линией передачи и тем больше мощности передается на антенну. Минимальный *KCBH* равен 1,0. В этом случае мощность от антенны не отражается, что является идеальным случаем [102].

В данном исследовании вышеупомянутые характеристики получены с использованием векторного анализатора цепей MS46121B - 004, характеристики которой показаны в таблице 5.

Таблица 5 – Характеристики анализатора цепей MS46121A

Технические характеристики	Значения	Внешний вид прибора
Диапазон частот	40 кГц – 4 ГГц	
Количество портов	1	
Разрешение по частоте	1 ГГц	
Программное обеспечение	ShockLine	
Подключение	USB-порт	
Выходная мощность	0-3 дБм	
Измеряемые параметры	S-параметр	

3.3.2 Диаграмма направленности и КУ

Диаграмма направленности антенны представляет собой графическое представление свойств излучения сигнала антенной в пространстве. По-другому можно сказать что антенна описывает способность антенны направлять основную часть энергии, то есть сигнала. Также следует отметить то что антенна излучает энергию во всех направлениях, но в одном направлении лучше в другом возможно хуже. Поэтому *ДН* бывает трехмерной, хотя описывается двумя плоскими узорами, полученные трехмерного шаблона через максимальные значения. На рисунке 52 показана система координат используются в измерении *ДН*.

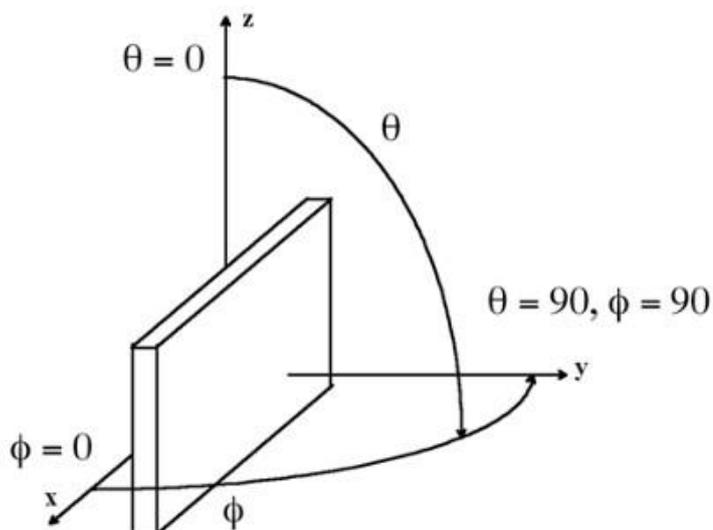


Рисунок 52 – Система координат измерения *ДН* антенны [103]

При обсуждении результатов исследования *ДН* антенны часто упоминаются термины азимутальная и возвышенная *ДН*. Термин «азимут» применяется в отношении горизонта, тогда как термин «возвышение» применима к вертикали. На рисунке азимутальной плоскостью является плоскость x - y ($\theta = 90$ градусов), тогда как в данном случае плоскостью возвышения назначается ортогональная к ней, то есть y - z или x - z . Тогда плоскость возвышения является плоскостью, ортогональной плоскости xy , скажем, плоскостью yz ($\varphi = 90$ градусов). Диаграмма в плоскости возвышения проходит через всю плоскость y - z вокруг испытуемой антенны. *ДН* антенны по азимуту и возвышения обычно изображаются в виде полярных графиков, что дает возможность визуализировать направления излучения антенны. Любая заданная диаграмма направленности антенны имеет части диаграммы направленности, которые называются лепестками. «Лепесток» может быть основным лепестком, боковым лепестком или задним лепестком, и эти описания относятся к той части диаграммы направленности, в которой появляется лепесток. В общем, лепесток — это любая часть диаграммы, окруженная более слабыми излучениями и выделяющиеся на их фоне [103].

На рисунках 53 и 54 представлена блок-схема измерительного комплекса. К верхней части поворотной системы «1» вместе с антенной «3» прикреплена рама CubeSat с высотой 3U «2». Установив их таким образом, исследовано влияние металлического корпуса космического аппарата на характеристики антенны. Использовалась специальная измерительная антенна «4», характеристики которой были известны. Высота h обеих антенн от земли составляла 1 метр. Если учесть условие $h \gg \lambda$, то этой высоты вполне достаточно, чтобы минимизировать влияние отражающих металлов. При этом вся конструкция установлена на пластиковую установку с высотой больше длины волны. Данные были измерены и записаны с помощью анализатора N9915A «5» с 5-градусным шагом поворотной системы. Расстояние между антеннами R составляет 1 метр, что полностью удовлетворяет условию дальней зоны ($R \geq \frac{2L^2}{\lambda}$, где L – максимальный габаритный размер антенны соответствующий условию $L \gg \lambda$) для резонансных частот 1,7 ГГц и 2,45 ГГц [96].

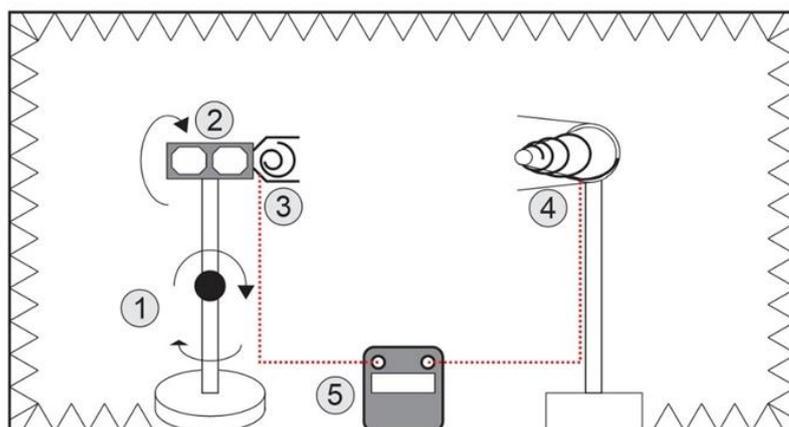


Рисунок 53 – Блок-схема измерительного комплекса ДН [96]

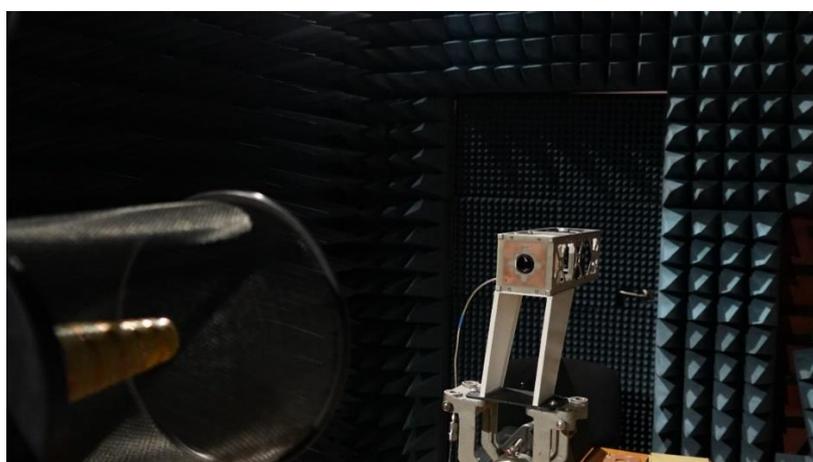


Рисунок 54 – Измерительный комплекс исследования ДН [96]

Keysight N9915A – это ручной комбинированный СВЧ анализатор FieldFox, характеристики которой показаны в таблице 6.

Таблица 6 – Основные характеристики СВЧ анализатора N9915A

Технические характеристики	Значения	Внешний вид прибора
Диапазон частот	5 кГц до 9 ГГц	
Динамический диапазон	100 дБ	
Измерение параметров	S11, S21, S22, S12 с	
Погрешность измерения амплитуды	±0,5 дБ	
Время работы от аккумулятора	3,5 часа	
Рабочий температурный диапазон	от –10°С до +55°С	

KU антенны, в любом заданном направлении определяется как отношение KU по мощности в выбранном направлении к KU эталонной антенны в том же направлении. На практике распространено использование в качестве эталонной изотропную антенну, излучающей во всех направления одинаково. В данном случае KU эталонной антенны $G = 1$ (0 дБ). Единицей измерения KU антенны измеренная описанным методом будет дБи (децибелы относительно изотропного излучателя), и рассчитывается по формуле [103]:

$$G = 10 \times \log \frac{G_T}{G_i} = 10 \times \log G_N [\text{дБи}], \quad (7)$$

где, G_T – это измеренная мощность тестируемой антенны, G_i – измеренная мощность изотропной антенны. Иногда в качестве эталонной используется также теоретический диполь. Единицей измерения в таком случае будет дБд (децибелы относительно диполя). Также следует отметить, что антенна не создает излучаемой мощности, а распределяет излучаемую мощность и усиление является характеристикой способа излучения мощности.

Ширина луча соответствующий уровню 3 дБ – это ширина луча по половинной мощности и определяется для каждой из плоскостей $ДН$. Ширина луча 3 дБ определяется как угол между точками главного лепестка, каждая из которых ниже максимального излучения на 3 дБ [103].

В данной работе для исследования KU антенны применен метод с использованием трех антенн [104], где использованы:

1. Исследуемая антенна;
2. Эталонная антенна с известным показателем KU G_{Ref} , работающей в данной частоте;

3. Третья антенна, работающая в данном диапазоне (можно использовать антенну с неизвестным $KУ$).

При первом измерении, учитывая граничные условия исследования, с использованием антенны (2) передается сигнал и принимается с помощью антенны (3) и обозначается как L_{Ref} .

Далее без изменения условий, кабелей, разъемов / адаптеров, антенна (2) меняется на антенну (3) и операция повторяется. Полученный уровень мощности сигнала записывается как L_{Meas} . Используя полученные данные, усиление антенны рассчитывается как [104]:

$$G = G_{ref} + (L_{Meas} - L_{ref}) \quad (8)$$

В данных исследованиях для передачи сигнала используется генератор сигналов NI PXIe-1065 и характеристики которого показаны в таблице 7.

Таблица 7. Основные характеристики генератора сигналов NI PXIe-1065

Технические характеристики	Значения	Внешний вид прибора
Диапазон частот	500 кГц – 6,6 ГГц	
Фазовый шум	-110 дБ/Гц при 10 кГц (1ГГц) смещение 10 кГц	
Измерение параметров	S11, S21, S22, S12 с	
Модуляция	FM, 2-FSK, ООК	
Программное обеспечение	LabVIEW	

На приемной стороне данного комплекса использован анализатор спектра Agilent N9340B, характеристики которого показаны в таблице 8.

Таблица 8 – Основные характеристики анализатора спектра Agilent N9340B

Технические характеристики	Значения	Внешний вид прибора
Диапазон частот	100 кГц – 3 ГГц	
Погрешность частоты внутреннего опорного генератора	10 МГц	
Единицы шкалы	дБм, дБмВ, дБмкВ	
Разрешение	1 Гц	
Число точек развертки	461	

3.3.3 Поляризация

Поляризация антенны в общих чертах определяется как направление электромагнитных полей, создаваемых антенной, когда энергия излучается от нее. Эти направленные поля определяют направление, в котором энергия уходит от антенны или принимается ею [105].

Линейная поляризация является наиболее распространенной поляризацией (рисунок 55).

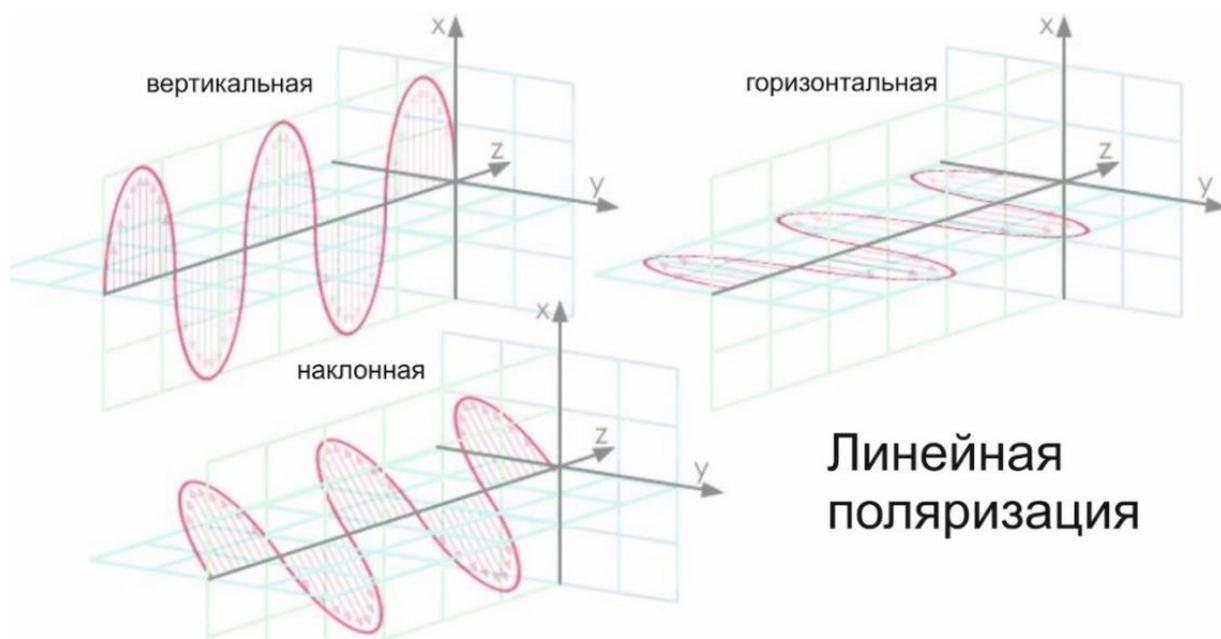


Рисунок 55 – Линейная поляризация [105]105

Вертикальная поляризация относится к колебанию электрического поля антенны на вертикальной плоскости, тогда как горизонтальная поляризация относится к колебаниям на горизонтальной плоскости.

Наклонная поляризация относится к электрическому полю, которое колеблется под углом 45 градусов к эталонной плоскости (рисунок 56).

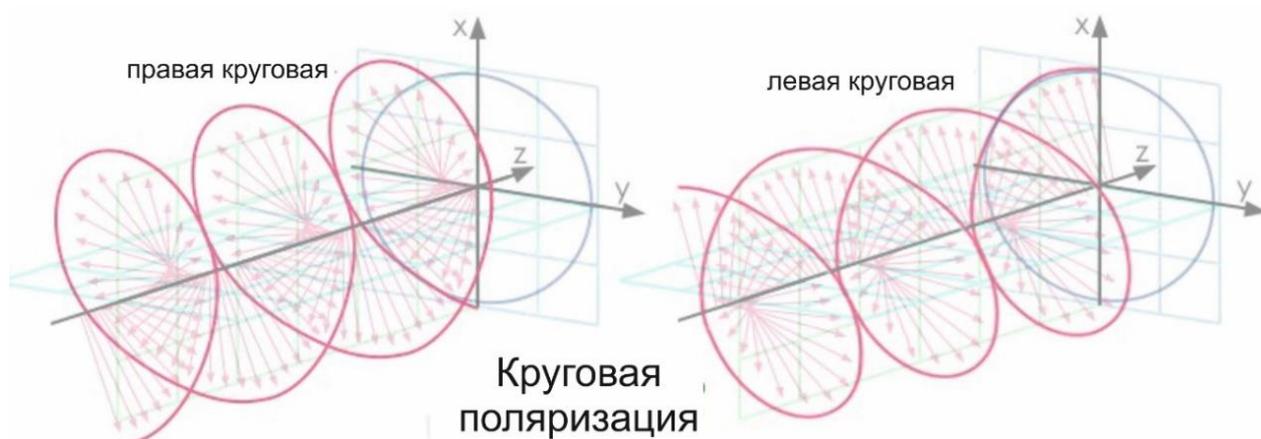


Рисунок 56 – Круговая поляризация [105]

Круговая поляризация относится к радиоволне, которая вращается по мере распространения сигнала. Когда он вращается вправо, поляризация называется правой круговой поляризацией; когда он вращается влево, это называется левой круговой поляризацией (рисунок 57).

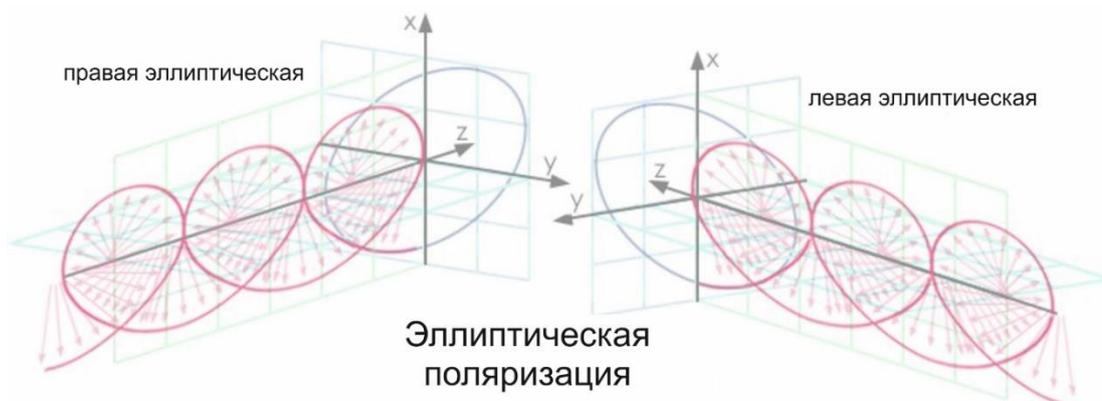


Рисунок 57 – Эллиптическая поляризация [105].

Чтобы не путать с круговой поляризацией, эллиптическая поляризация относится к электрическому полю, которое распространяется по эллиптической спирали. Подобно круговой поляризации, эллиптическая поляризация может быть, как правой, так и левой.

Способ крепления антенны влияет на ее поляризацию. Прямая дипольная антенна будет иметь разную поляризацию при горизонтальной или вертикальной установке. Таким образом, антенна с горизонтальной поляризацией лучше работает при установке у потолка, тогда как антенна с вертикальной поляризацией лучше работает при установке у боковой стены [105].

Для исследования поляризации антенны использован метод измерения осевого отношения антенн на основе вращения поляризации [106].

3.3.4 Оценка реакций быстродействия управления вращением космического аппарата с интегрированной антенной

В данном подразделе описана методика оценки быстродействия управления вращением космического аппарата с использованием патч и спиральных антенн.

Обе рассматриваемые в работе антенны имеют особенность конструкции интегрирования и оптической системой. Под термином в данном случае имеется ввиду использование одной плоскости малого космического аппарата антенной и оптической системой одновременно.

Патч [89] и спиральные антенны [96] предложенные в данной работе имеют размеры $100 \text{ мм} \times 100 \text{ мм} \times h$.

Интегрирование с оптикой реализовано с помощью отверстия по центру и фрактальным вырезом на излучателе (рисунок 58). Антенны работают в широко используемых в передачи высокоскоростных данных диапазонах L- и S.

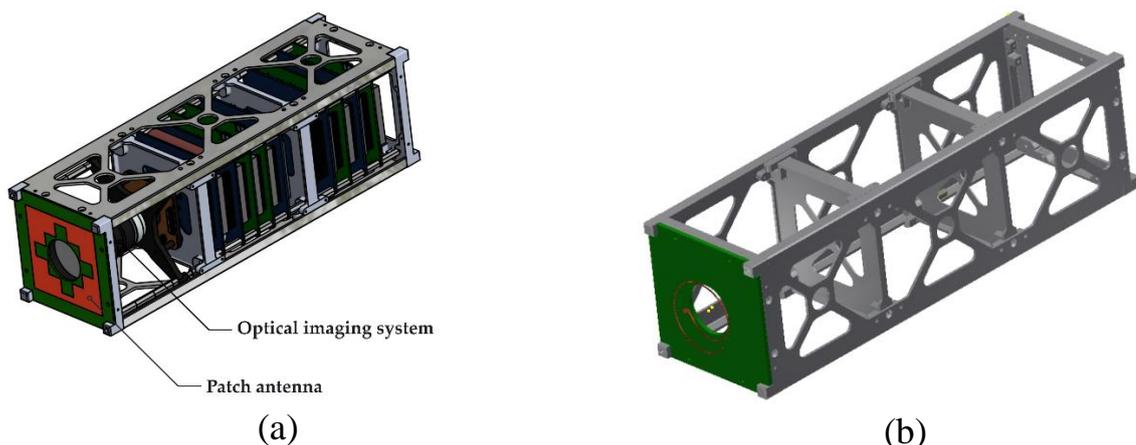


Рисунок 58 – Патч и спиральные антенны с функцией интегрирования с камерой установленные в наноспутник конфигурации 3U

Расчеты влияния системы интеграции антенны и камеры проведены для случаев, когда антенны интегрированы с оптической системой, что подразумевает использования ими одной плоскости, когда их направления находятся под 90° и в третьем случае, когда они направлены на противоположные стороны (180°). Данные моментов инерции получены методом компьютерной симуляции, где антенны установлены на раму наноспутника 3U.

Данная часть исследования предназначена для оценки влияния интеграции антенны с камерой наноспутника на работу системы ориентации КА, энергопотребление, быстрота реакции.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЯ

В данном разделе показаны и проведено обсуждение всех результатов исследования антенных систем, описаны их преимущества и недостатки. Проведены анализы соответствия теоретических расчетов с данными компьютерной симуляции и физических измерений. Проведены математические расчеты.

4.1 Результаты исследования патч антенн на базе ZhF

В данном подразделе показаны результаты исследования двухдиапазонной, интегрированной с оптической системой, патч антенны на базе ZhF для МКА, такие, как S_{11} , КСВН, ДН, КУ и поляризация. В описании присутствуют данные теоретических расчетов, компьютерного моделирования и физических измерений.

4.1.1 Резонансные частоты, КСВН

На рисунке 59 показаны результаты моделирования и измерения S_{11} параметра антенны с высотой подложки 1.6 мм. На резонансных диапазонах с центральными частотами 2,45 ГГц и 2,04 ГГц величина коэффициента отражения намного ниже -10 дБ, достигнута ширина полосы импеданса на уровне -10 дБ на первом диапазоне – 57 МГц (2423 ГГц-2480 ГГц), а на втором диапазоне - 33 МГц (2026 МГц – 2059 МГц). Результаты моделирования, полученные пакетом CST Microwave Studio и результаты измерения, полученные векторным анализатором цепей MS46121A, согласованы.

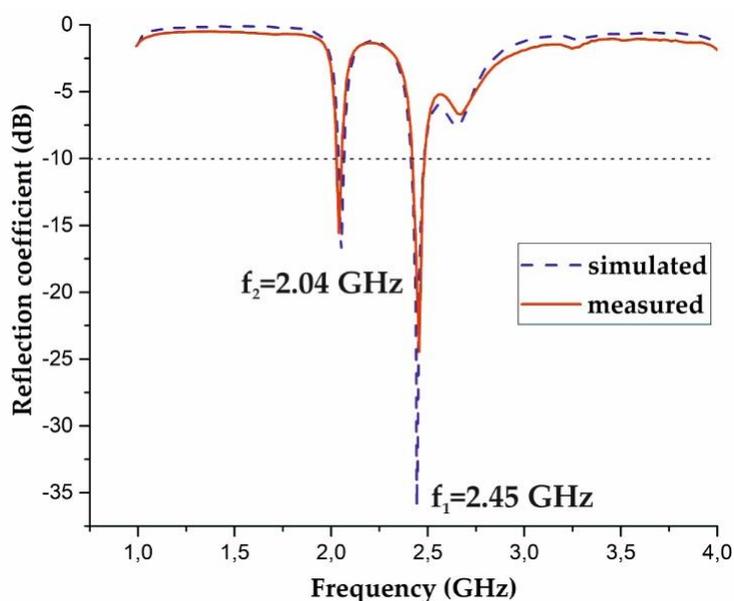


Рисунок 59 – Результаты моделирования и измерения коэффициента отражения антенны [89]

В таблице 9 показаны результаты расчета по формуле (1), данные моделирования и измерения резонансных частот.

Таблица 9 – Центральные частоты патч антенны на базе ZhF ($h = 1.6$ мм) [89]

Данные	$f_1 = f_1(L_1)$	$f_2 = f_2(L_2)$
Расчет по формуле (1)	2.438 ГГц	2.066 ГГц
Симуляция	2.446 ГГц	2.052 ГГц
Измерение	2.453 ГГц	2.041 ГГц

Имеются небольшие отклонения значений частот до 1.2 %, по теоретическому расчету, компьютерного моделирования и измерению.

На рисунке 60 показаны результаты измерений коэффициента отражения антенн с высотой подложки 1,6 мм (сплошная линия), 2,5 мм (штриховая линия), 4,7 мм (штрих-точка) и 6,8 мм (точка). Из данного рисунка следует, что с увеличением высоты подложки h резонансные частоты смещаются в сторону уменьшения из-за увеличения размера впитывающей полости.

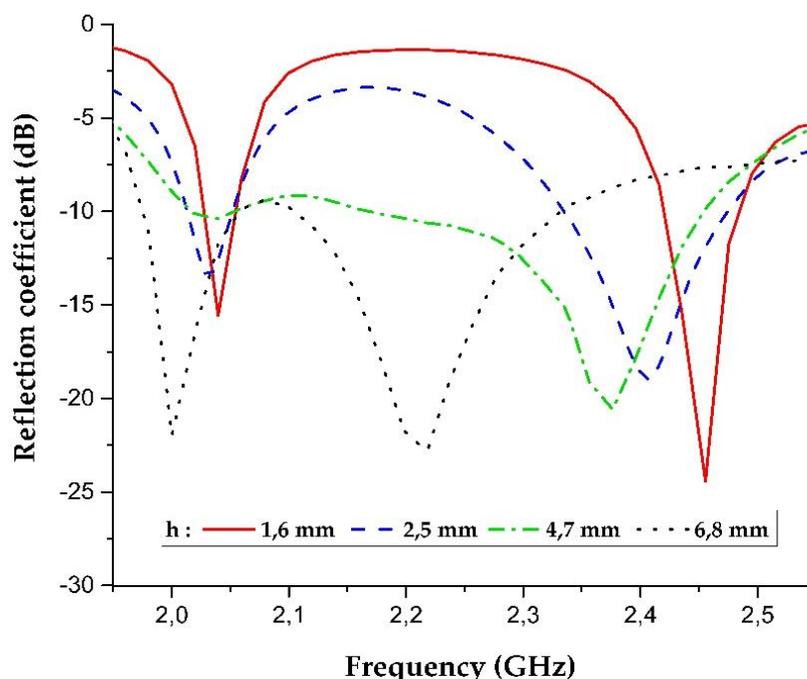
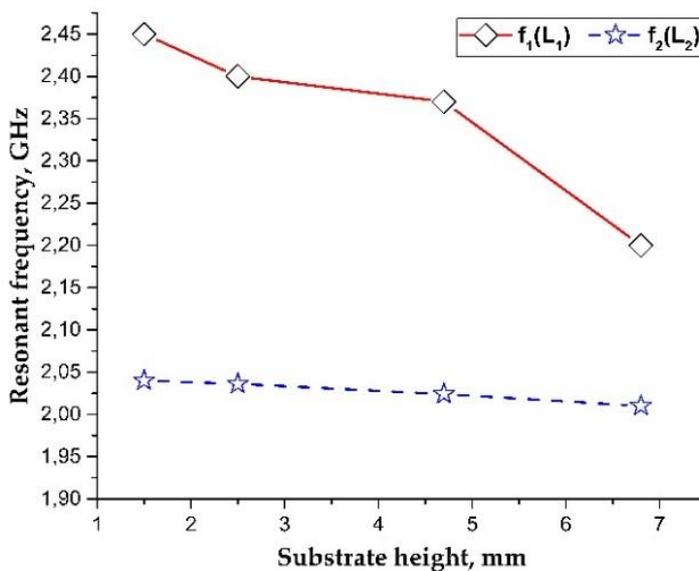


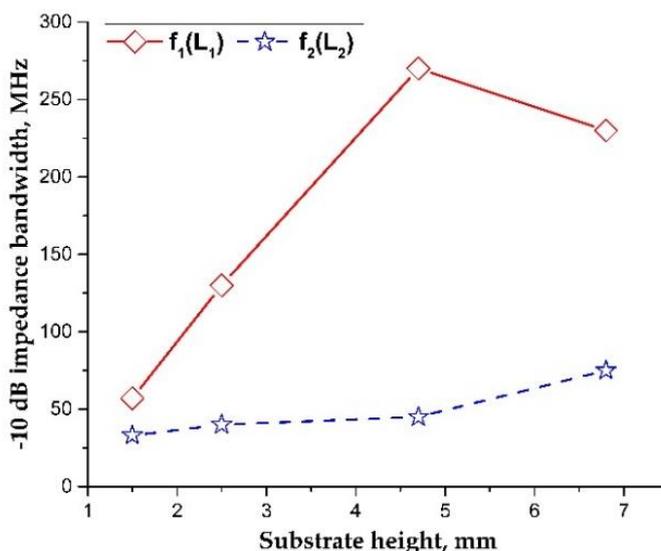
Рисунок 60 – Результаты измерения коэффициента отражений антенн с разной высотой подложки [89]

Изменение резонансных частот (а) и ширина диапазона -10 дБ (б) в зависимости от высоты подложки показаны на рисунке 61. С увеличением высоты подложки наблюдается расширение диапазона -10 дБ. При этом на первой резонансной частоте наблюдается небольшое сужение при переходе от антенны с высотой подложки 4,7 мм к антенне с $h = 6,8$ мм. При высоте подложки $h = 2.5$ мм ширина полосы -10 дБ на резонансных частотах - 130 МГц (2350 МГц – 2480 МГц) и 40 МГц (2010 МГц-2050 МГц), при $h = 4.7$ мм - 270 МГц (2180

МГц – 2450 МГц) и 45 МГц (2010 МГц – 2055 МГц). Когда высота подложки $h = 6.8$ мм ширина полосы -10 дБ на резонансных частотах - 230 МГц (2100 МГц – 2330 МГц) и 75 МГц (1980 МГц – 2055 МГц).



(a)



(b)

Рисунок 61 – Изменение центральной частоты (a) и диапазона -10 дБ (b) в зависимости от высоты подложки [89]

На рисунке 62 показаны результаты измерений параметра S_{11} патч антенн на базе ZhF с номером предфракталов с 0 по 3, при $h = 3$ мм. Из данного рисунка следует что, когда ZhF не используется антенна в данной конфигурации имеет только один резонанс на частоте 2,19 ГГц, или второй резонанс не явен. Когда на излучатель наносится вырез на базе ZhF, антенна имеет уже два резонанса в областях 2 ГГц и 2,4 ГГц. С увеличением номера предфрактала на первой резонансной частоте (в области 2,4 ГГц) наблюдается сужение диапазона работы, а на втором резонансе, частота ощутима смещается влево. Это связано с

увеличением длины L_2 , отвечающим за частоту f_2 . При этом необходимо заметить длина L_1 не меняется с увеличением номера предфракталов.

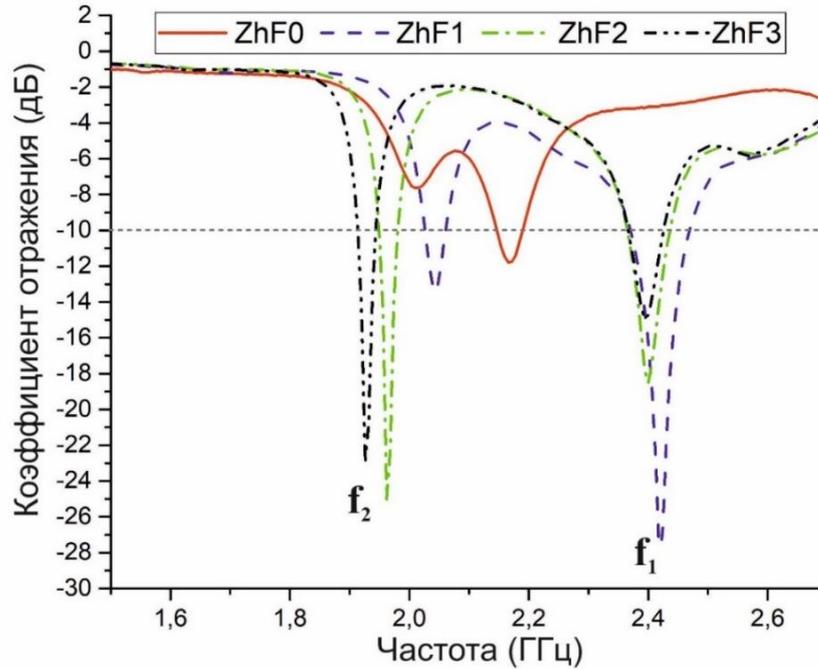


Рисунок 62 – Параметры S_{11} антенн на базе предфракталов ZhF от 0 до 3, при $h = 3$ мм

В таблице 10 показаны основные частотные характеристики антенн на базе ZhF с номером предфракталов от 0 до 3. Согласно таблице, антенна с толщиной подложки $h = 3$ мм без использования геометрии ZhF имеет один резонанс с шириной рабочего диапазона 60 МГц. При этом антенна таких же размеров на базе первого предфрактала ZhF имеет два резонанса с центральными частотами 2420 МГц и 2040 МГц с показателями ширины рабочего диапазона 120 МГц и 30 МГц соответственно. При использовании второго предфрактала ZhF антенна имеет резонансы с центральными частотами 2400 МГц и 1960 МГц, с показателями ширины рабочего диапазона 70 МГц и 30 МГц, соответственно. Также при использовании третьего предфрактала ZhF антенна имеет резонансы с центральными частотами 2400 МГц и 1920 МГц с показателями ширины полос 60 МГц и 30 МГц, соответственно.

Таблица 10 – Характеристики патч антенн на базе ZhF с номерами предфракталов от 0 до 3

ZhF	Центральные частоты, МГц	Ширина полосы (-10 дБ), МГц	Коэффициент отражения, дБ
0	2150	60	-12
1	2420 / 2040	120 / 30	-27 / -13
2	2400 / 1960	70 / 30	-18 / -25
3	2400 / 1920	60 / 30	-14 / -23

На рисунке 63 показаны результаты измерения *KCBH* патч антенн на базе ZhF с номерами предфракталов $n = 0, 1, 2, 3$, согласно которой *KCBH* антенн на базе предфракталов ZhF с 1 по 3, ниже показателя 2, что показывает работоспособность антенны, в то время как *KCBH* антенны без использования ZhF не имеет диапазон ниже 2.

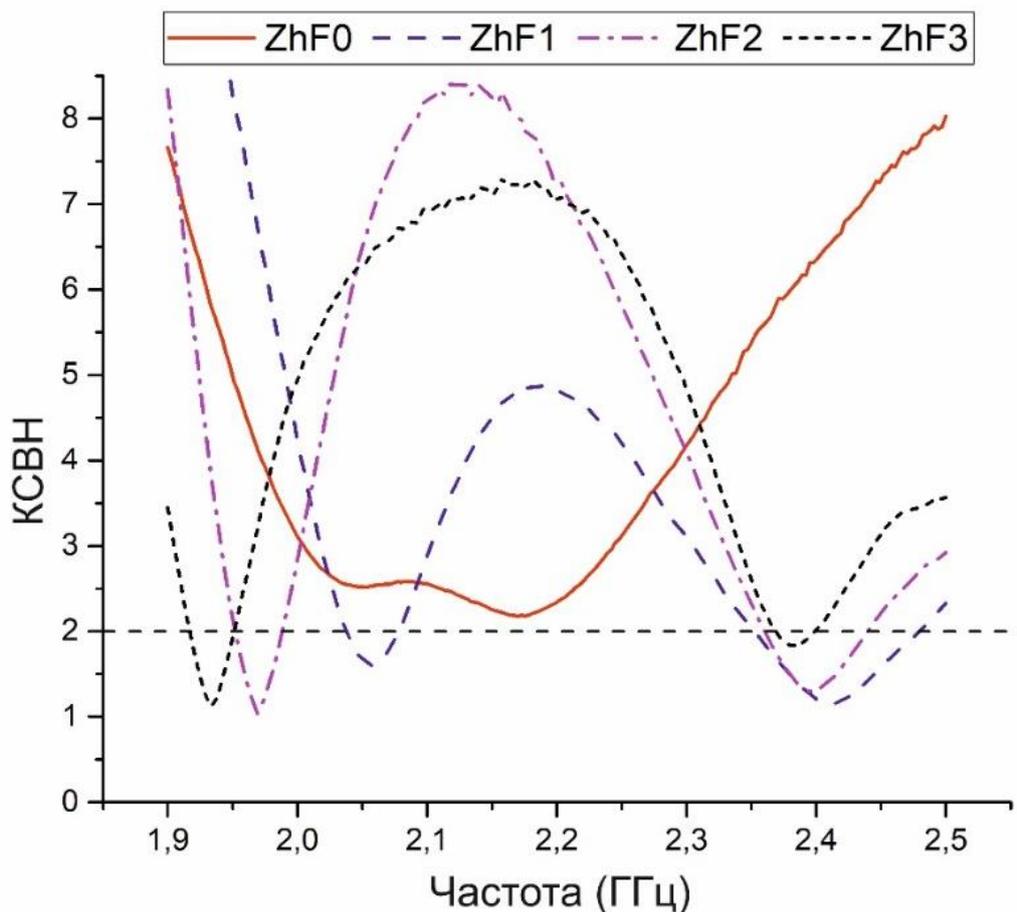


Рисунок 63 – *KCBH* антенн на базе передфракталов ZhF от 0 до 3, при $h = 3$ мм

4.1.2 Диаграмма направленности, поляризация и коэффициент усиления

На рисунке 64 показаны результаты двумерные *ДН* антенны на частоте 2.45 ГГц, согласно плоскостям векторов, электрического и магнитного полей (Е-плоскости (а) и Н-плоскости (b)). Антенна на этой частоте имеет диаграмму в форме «яблоко». Такая форма обусловлена геометрией излучателя и отверстием в центре плоскости заземления. На частоте 2.45 ГГц достигнут коэффициент усиления: 0 дБи.

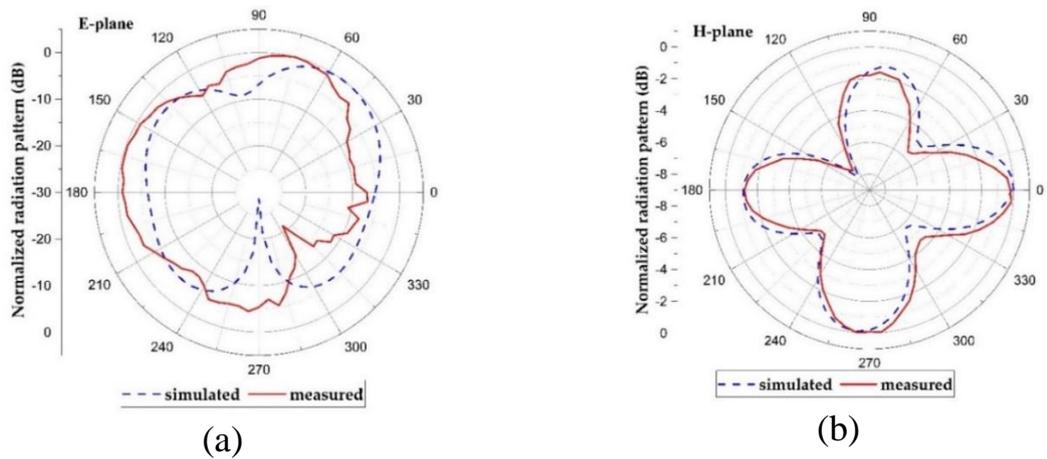


Рисунок 64 – Результаты симуляции и измерения 2Д диаграммы направленности антенны на частоте 2.45 ГГц Е-плоскости (а) и Н-плоскости (b) [89]

На рисунке 65 показаны *ДН* антенны на частоте 2.04 ГГц, Е-плоскости (а) и Н-плоскости (b). На этой частоте антенна имеет более направленные характеристики. Данные моделирования и измерений согласованы. На частоте 2.04 ГГц достигнуто *КУ*: -1 дБи.

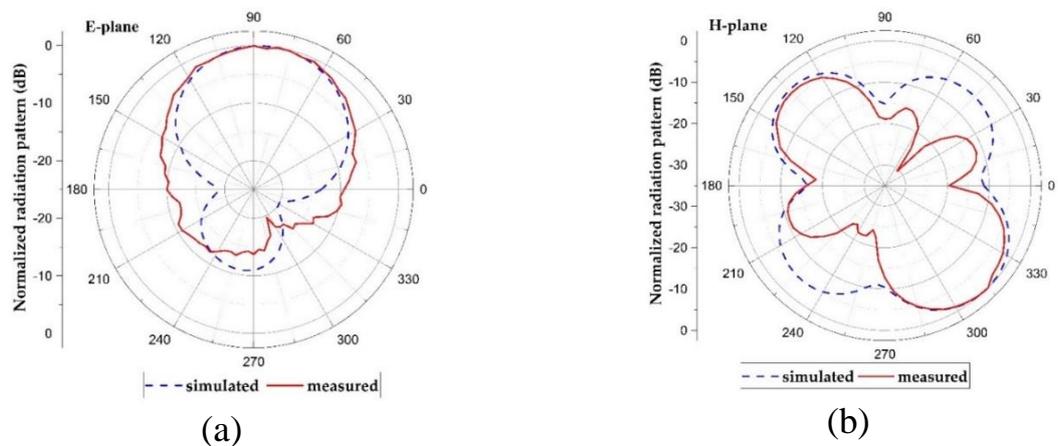


Рисунок 65 – Результаты симуляции и измерения 2Д диаграммы направленности антенны на частоте 2.04 ГГц Е-плоскости (а) и Н-плоскости (b) [89]

На рисунке 66 показаны результаты измерения *ДН* патч антенны на базе ZhF первой иерархии, из которого следует что на частоте 2,42 ГГц направление максимального излучения *ДН* смещена вправо с апертурой -3 дБ около 60° (рисунок 66, а). Достигнута *КУ* вдоль оси Z 6,75 дБи. При этом на частоте 2,04 ГГц направление максимального излучения совпадает с лицевым направлением антенны с апертурой -3 дБ в 62° (рисунок 66, b). Достигнуто максимальное *КУ* 5,68 дБи.

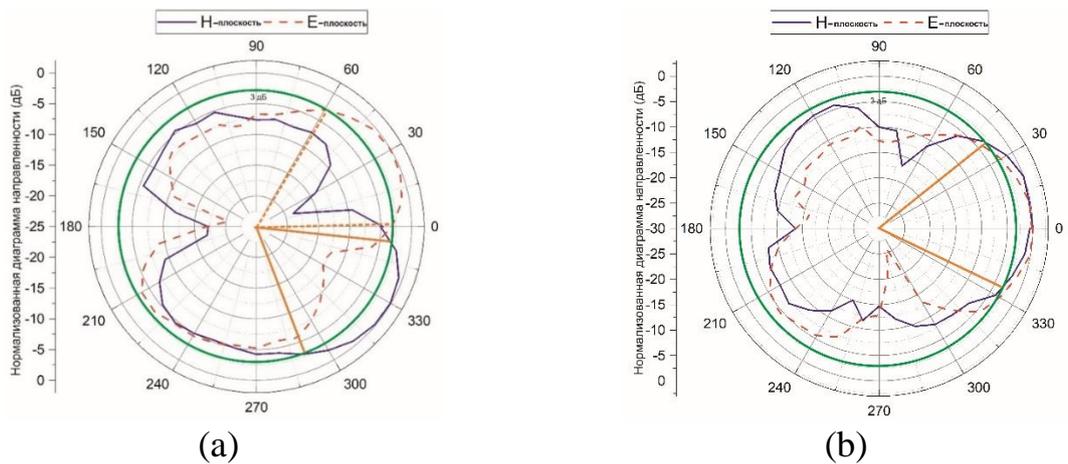


Рисунок 66 – Результаты измерения E и H плоскости ДН патч антенны на базе первой иерархии ZhF на частотах 2,42 ГГц (a) и 2,04 ГГц (b)

На рисунке 67 показаны результаты измерения ДН патч антенны на базе ZhF второй иерархии, согласно которой на частоте 2,4 ГГц направление максимального излучения ДН также смещена вправо с апертурой -3 дБ около 60° (рисунок 67, a). Вдоль оси Z получен КУ 8,37 дБи. При этом на второй резонансной частоте 1,96 ГГц направление максимального излучение совпадает с направлением условной оси Z антенны с апертурой -3 дБ около 60° (рисунок 67, b). В результате измерения получен максимальный КУ 1.08 дБи.

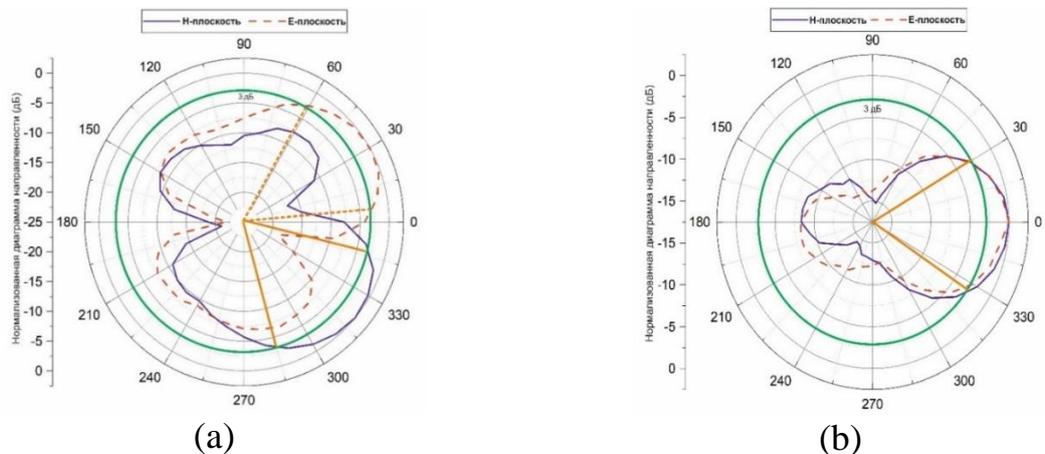


Рисунок 67 – Результаты измерения E и H плоскости ДН патч антенны на базе второй иерархии ZhF на частотах 2,4 ГГц (a) и 1,96 ГГц (b)

На рисунке 68 показаны результаты измерения ДН патч антенны на базе ZhF третьей иерархии, согласно которой на частоте 2,4 ГГц направление максимального излучения ДН имеет апертуру -3 дБ около 65° (рисунок 68, a). Показатель КУ в данной частоте 6,39 дБи. При этом на второй резонансной частоте 1,92 ГГц направление максимального излучение совпадает с направлением условной оси Z антенны с апертурой -3 дБ около 60° (рисунок 68, b). В результате измерения получен максимальный КУ 2,07 дБи.

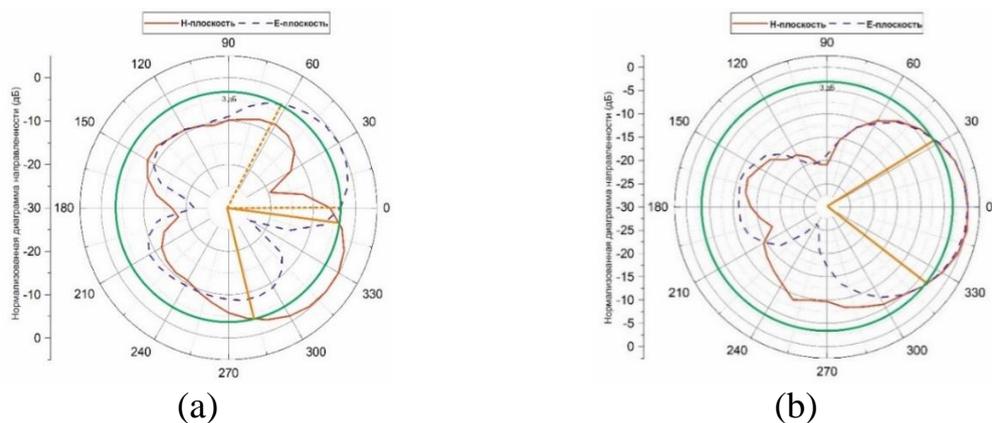


Рисунок 68 – Результаты измерения E и H плоскости ДН патч антенны на базе третьей иерархии ZhF на частотах 2.4 ГГц (a) и 1.92 ГГц (b)

На рисунке 69 показаны поляризационные диаграммы патч антенны на базе ZhF первой иерархии на резонансных частотах 2,42 ГГц (a) и 2,04 ГГц (b). Синие стрелки показывают компоненты амплитуд, то есть большую и малую оси в ортогональных направлениях. В результате путем нахождения осевого коэффициента определены типы поляризации. Для первого резонанса с частотой 2,42 ГГц значение коэффициента поляризации составляет 19 дБ. На второй резонансной частоте 2,04 ГГц данный показатель 17 дБ. По этим данным, а также по форме и углу поляризационных диаграмм, можно сказать что в обеих частотах антенна имеет поляризацию эллипсоидной формы (рисунок 69).

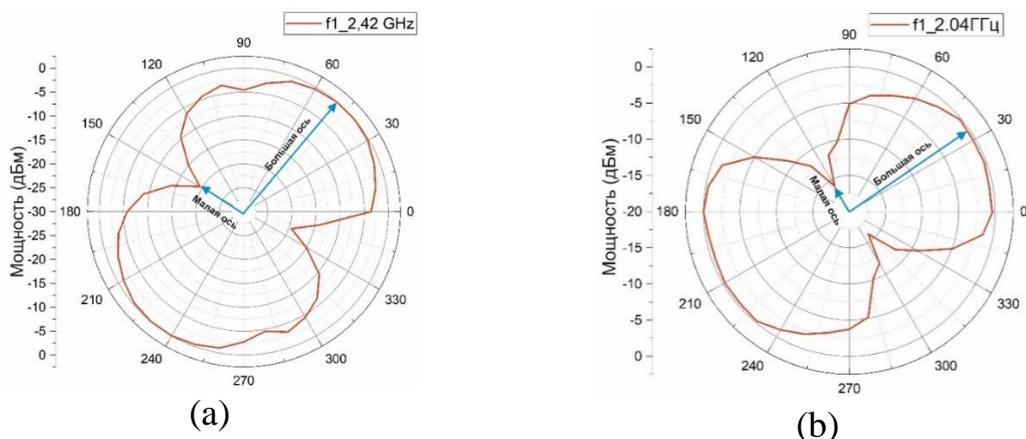


Рисунок 69. Результаты измерения поляризации антенны на базе первой иерархии ZhF на частотах 2,42 ГГц (a) и 2,04 ГГц (b).

На рисунке 70 показаны поляризационные диаграммы патч антенны на базе ZhF второй иерархии на резонансных частотах. Для первого резонанса с частотой 2,4 ГГц значение коэффициента поляризации 22 дБ. На второй резонансной частоте 1,96 ГГц данный показатель 17 дБ. Данные результаты показывают, что антенна имеет эллипсоидную поляризацию в обеих частотах.

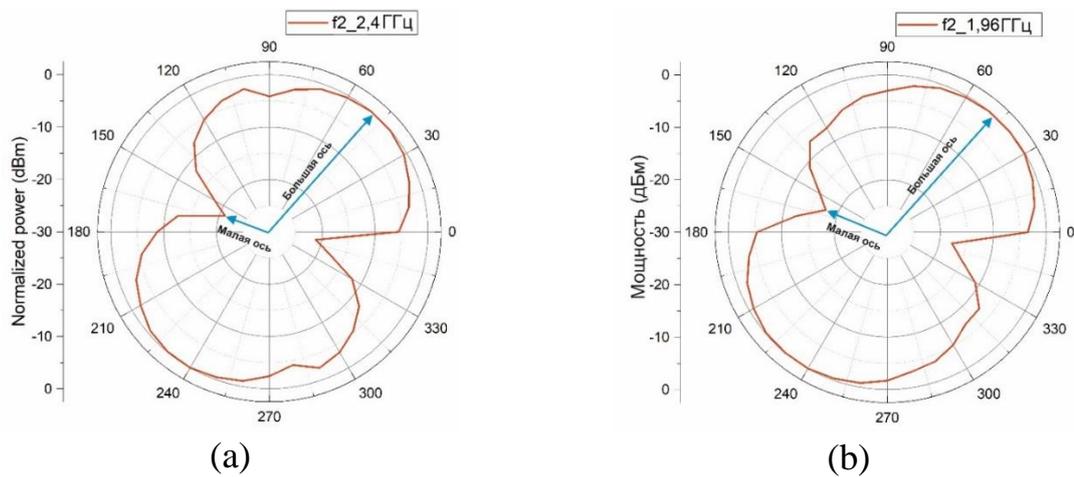


Рисунок 70 – Результаты измерения поляризации антенны на базе второй иерархии ZhF на частотах 2,4 ГГц (a) и 1.96 ГГц (b)

На рисунке 71 показаны поляризационные диаграммы патч антенны на базе ZhF третьей иерархии на резонансных частотах. Для первого резонанса с частотой 2,4 ГГц значение коэффициента поляризации 27 дБ. На второй резонансной частоте 1,92 ГГц данный показатель 20 дБ. Данные результаты показывают, что антенна также имеет эллипсоидную поляризацию в обеих частотах, при этом поляризация антенны на первой резонансной частоте ближе к линейному.

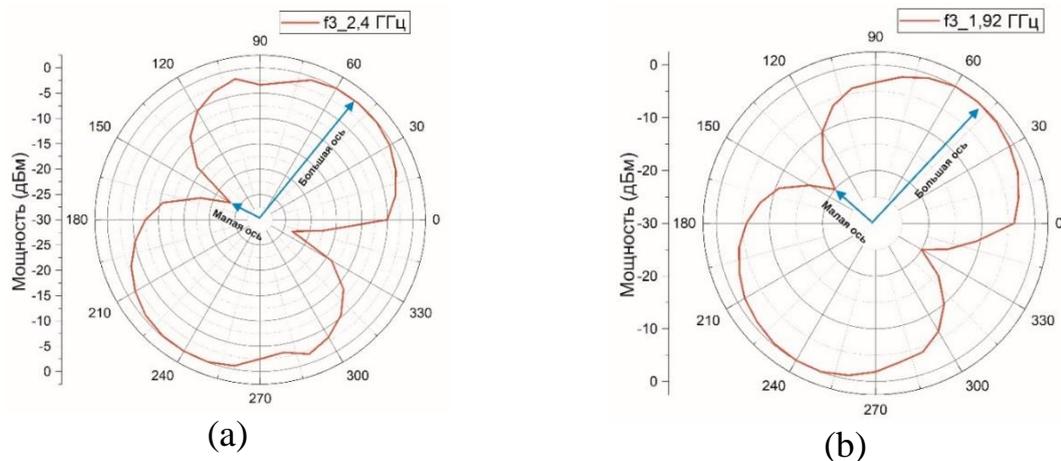


Рисунок 71 – Результаты измерения поляризации антенны на базе третьей иерархии ZhF на частотах 1,92 ГГц (a) и 2,4 ГГц (b)

4.2 Результаты исследования спиральной антенны

В этом разделе описаны результаты измерений и исследования основных характеристик интегрированной с оптической системой двухдиапазонной, спиральной антенны, такие как параметр S_{11} , $KСВН$, $ДН$, $КУ$ и поляризация.

4.2.1 Резонансные частоты и КСВН

На рисунке 72 представлены результаты моделирования и физического измерения параметра S_{11} , согласно которым в выбранной области антенна имеет два резонанса с центральными частотами $f_1 = 1,7$ ГГц и $f_2 = 2,45$ ГГц. Если на частоте 1,7 ГГц коэффициент отражения составляет около -25 дБ, то на частоте 2,45 ГГц он показывает около -19 дБ, при достижении ширины рабочей полосы -10 дБ - 80 МГц (1660 МГц-1740 МГц) и 210 МГц (2390 МГц – 2600 МГц) соответственно. Данные компьютерного моделирования и измерений совпадают, за исключением небольшого смещения.

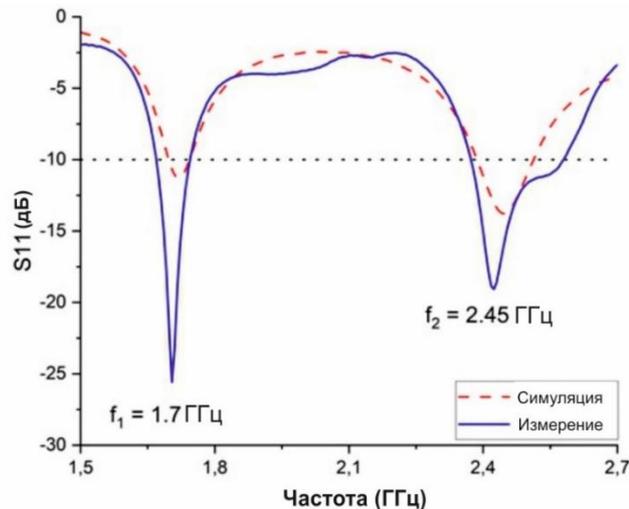


Рисунок 72 – Параметр S_{11} спиральной антенны [96]

На рисунке 73 показаны результаты измерения $KCBH$ антенны, с использованием векторного анализатора N9915A, согласно которой на частоте 1,72 ГГц $KCBH$ антенны равна 1,28, а на частоте 2,45 ГГц – 1,32, что показывает работоспособность антенны в данных частотах.

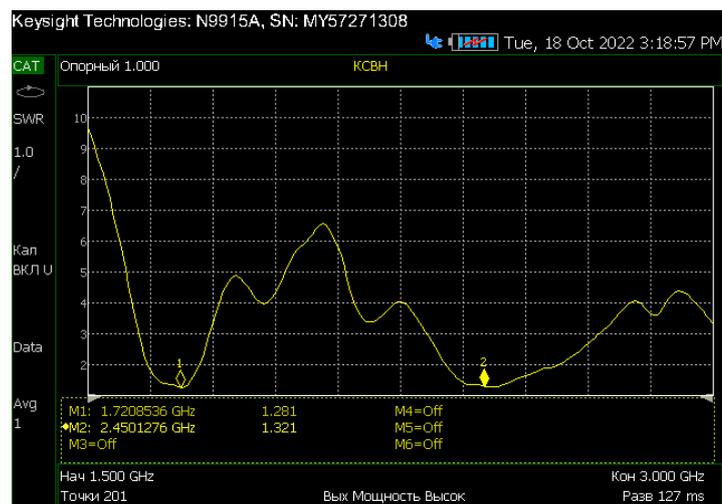


Рисунок 73 – $KCBH$ спиральной антенны 96

4.2.2 Диаграмма направленности, поляризация и коэффициент усиления

На рисунке 74 показаны результаты моделирования трехмерной ДН антенны на частотах 1,7 ГГц и 2,45 ГГц. Согласно рисункам, максимальное излучение направлено по оси Z и показывает максимальные значения усиления 7,17 дБи и 8,28 дБи на первой и второй резонансных частотах соответственно.

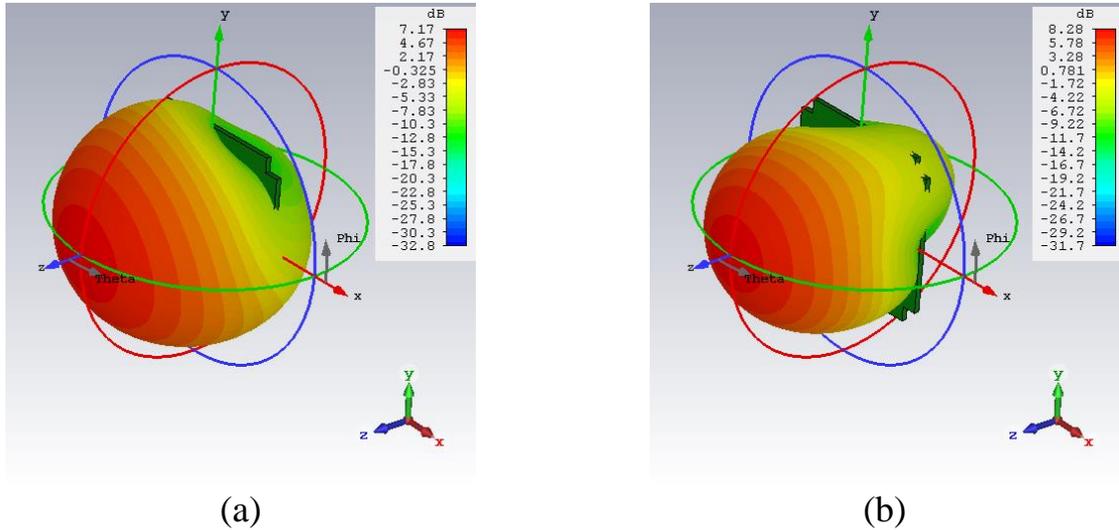


Рисунок 74 – 3Д диаграмма направленности спиральной антенны на частотах 1,7 ГГц (a) and 2,45 ГГц (b) [96]96

На рисунке 75 показаны двумерные диаграммы направленности Е-плоскости (a) и Н-плоскости (b) на частоте 1,7 ГГц. Как видно из рисунков, направление максимального излучения совпадает с направлением Z при апертуре -3 дБ луча в 70° в Е- и Н-плоскостях соответственно.

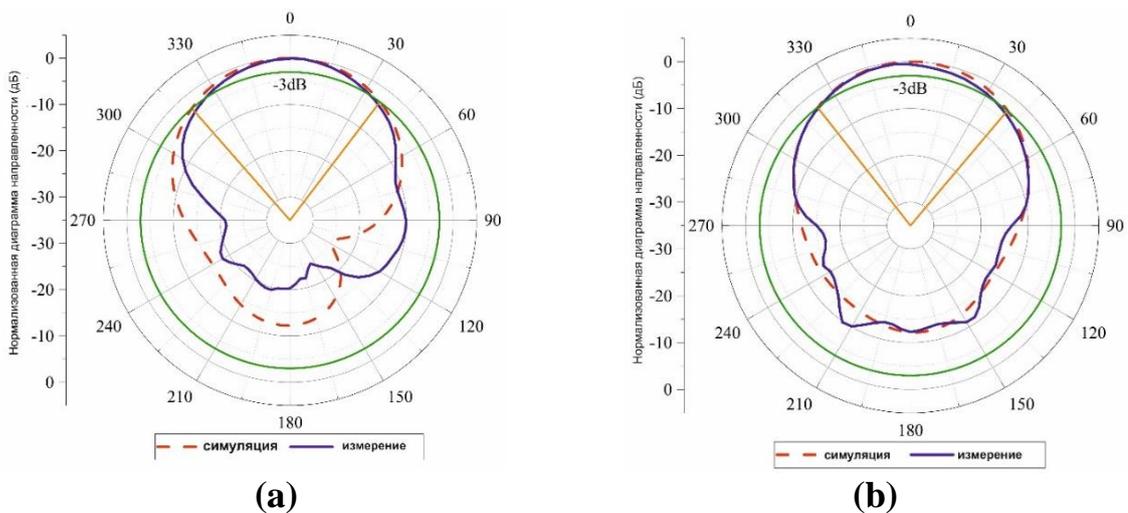


Рисунок 75 – 2Д диаграмма направленности спиральной антенны на частоте 1,7 ГГц [96]

В результате измерения на выбранной частоте был достигнут максимальный коэффициент усиления 6,8 дБи.

На рисунке 76 показаны двумерные диаграммы направленности в Е-плоскости (а) и Н-плоскости (b) на частоте 2,45 ГГц. На этой частоте апертура -3 дБ имеет ширину примерно 60° . Кроме того, на этой частоте было достигнуто максимальное усиление 7,4 дБи. В то же время наблюдается небольшое расхождение между результатами моделирования и измерениями. Это связано с тем, что при физических измерениях антенна была интегрирована с корпусом CubeSat, что привело к небольшим изменениям формы диаграммы направленности. При этом формы основных лепестков совпадают. Результаты моделирования и измерений на обеих частотах хорошо согласованы.

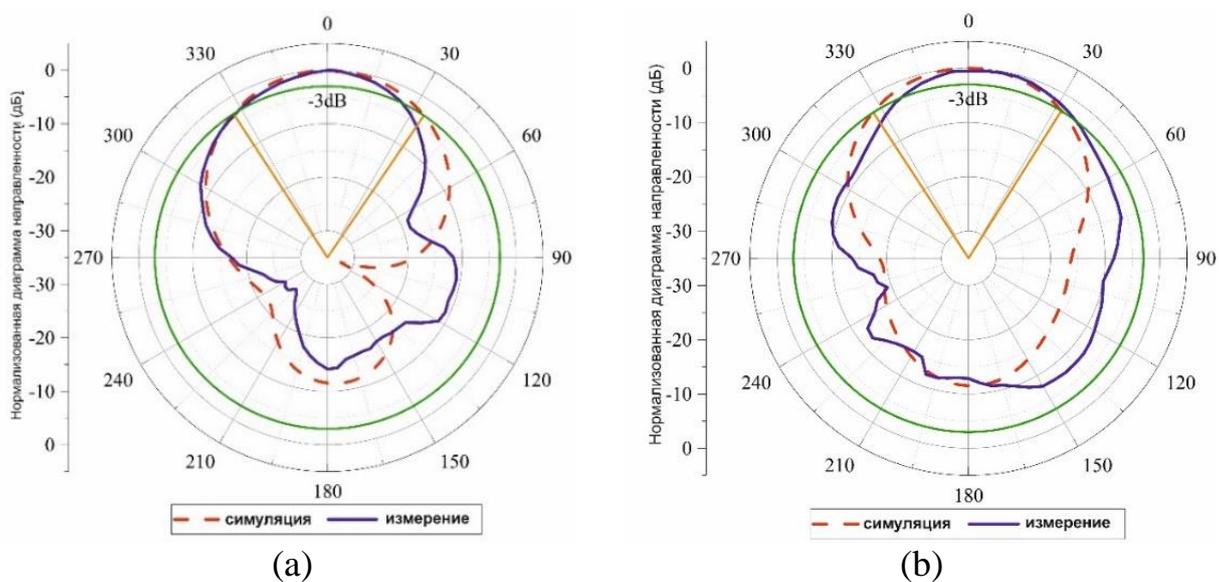


Рисунок 76 – 2Д диаграммы направленности спиральной антенны в Е-плоскости (а) и Н-плоскости (b) на частоте 2,45 ГГц [96]

На рисунке 77 показаны поляризационные диаграммы резонансных частот. Красные стрелки показывают компоненты амплитуд, то есть большую и малую оси в ортогональных направлениях. Найден осевой коэффициент, в результате которого определены типы поляризации. Для первого резонанса с частотой 1,7 ГГц значения осевого отношения составили 25 дБ, для второго резонанса – 10 дБ. По этим данным, а также по форме и углу поляризационных диаграмм, при первом резонансе антенна имеет поляризацию, близкую к линейной (рисунок 77, а), так как ее ортогональные составляющие имеют большую разницу в амплитудах, а при втором резонансе тип поляризации ближе к круговой (рисунок 77, б). Наличие таких типов поляризации объясняется тем, что антенна имеет разные радиусы на витках и имеет малое количество витков ($N < 3$), что не позволяет получить круговые поляризации в обоих диапазонах.

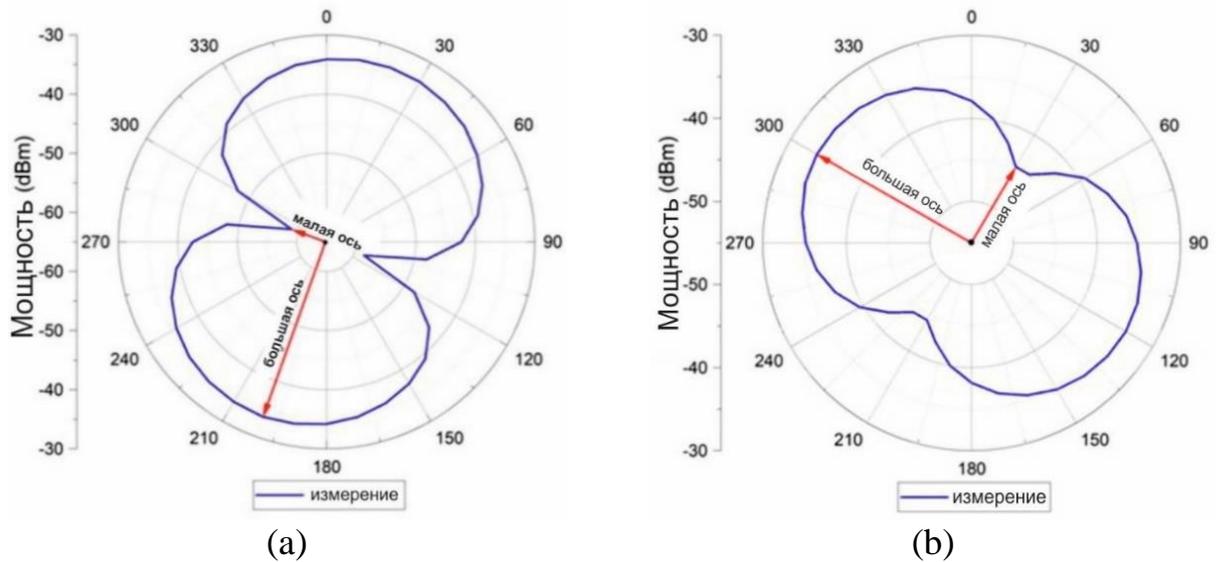


Рисунок 77 – Поляризация спиральной антенны на частотах 1,7 ГГц (а) и 2,45 ГГц (б) [96]

4.3 Влияние системы интеграции на быстроту реагирования системы ориентации МКА

Для оценки реакций быстродействия управления вращением космического аппарата от величин моментов инерции были использованы динамические уравнения Эйлера [33, 34, 37, 107, 109], т.е.:

$$\begin{aligned}
 & J_{xx}\dot{\omega}_x - J_{xy}\dot{\omega}_y - J_{xz}\dot{\omega}_z + (J_{zz} - J_{yy})\omega_y\omega_z + J_{yz}(\omega_z^2 - \omega_y^2) + \\
 & + \omega_x(J_{xy}\omega_z - J_{xz}\omega_y) = \sum M_x,
 \end{aligned} \tag{9}$$

$$\begin{aligned}
 & -J_{xy}\dot{\omega}_x + J_{yy}\dot{\omega}_y - J_{yz}\dot{\omega}_z + (J_{xx} - J_{zz})\omega_x\omega_z + J_{xz}(\omega_x^2 - \omega_z^2) + \\
 & + \omega_y(J_{yz}\omega_x - J_{xy}\omega_z) = \sum M_y,
 \end{aligned} \tag{10}$$

$$\begin{aligned}
 & -J_{xz}\dot{\omega}_x - J_{yz}\dot{\omega}_y + J_{zz}\dot{\omega}_z + (J_{yy} - J_{xx})\omega_x\omega_y + J_{xy}(\omega_y^2 - \omega_x^2) + \\
 & + \omega_x(J_{xz}\omega_x - J_{yz}\omega_y) = \sum M_z,
 \end{aligned} \tag{11}$$

Для вывода системы уравнений (9), (10) и (11) были использованы стандартные углы Эйлера (рисунок 78), с матрицами перехода от жестко закрепленной с центром масс спутника системы координат $Oxuz$ к заданному положению в виде [33, 34, 37, 107, 109]

$$R_1(\psi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \psi & \sin \psi \\ 0 & -\sin \psi & \cos \psi \end{bmatrix}, \quad (12)$$

$$[R_2(\theta)] = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}, \quad (13)$$

$$[R_3(\phi)] = \begin{bmatrix} \cos \phi & \sin \phi & 0 \\ -\sin \phi & \cos \phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (14)$$

$$Q_{xx} = [R_1(\psi)][R_2(\theta)][R_3(\phi)] = \begin{bmatrix} \cos \phi \cos \theta & \sin \phi \cos \theta & -\sin \theta \\ \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \cos \theta \sin \psi \\ \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \cos \theta \cos \psi \end{bmatrix}. \quad (15)$$

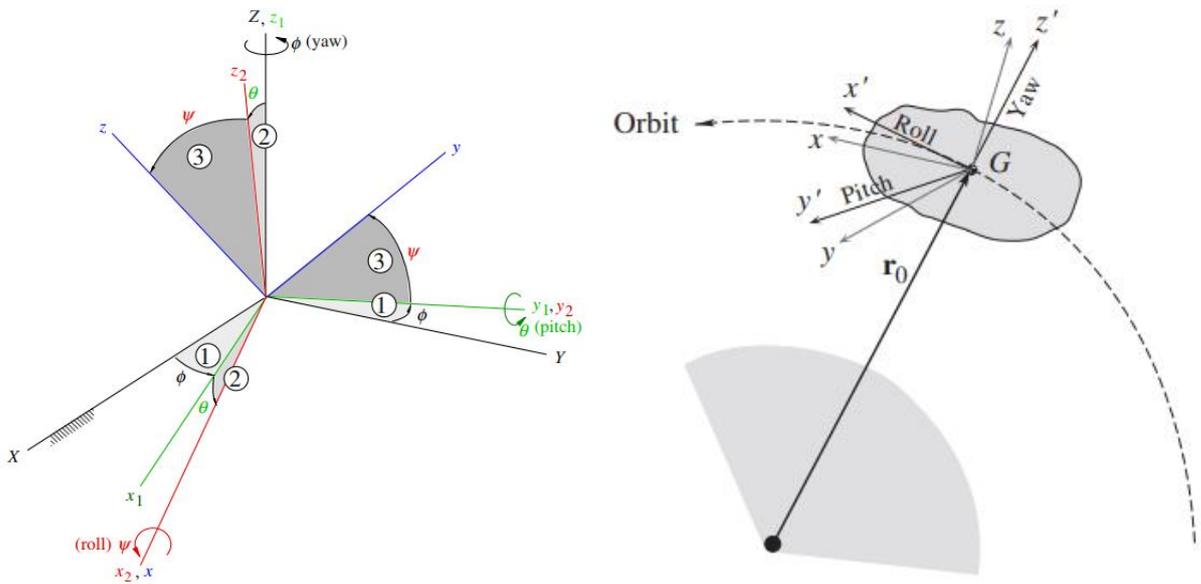


Рисунок 78 – Стандартные углы Эйлера, применяемые для построения математической модели ориентации космического аппарата

Уравнения (9), (10) и (11) относительно главных моментов инерций можно упростить проводя линеаризацию и переписать в виде [33, 34, 37, 107, 109]:

$$J_{xx}\dot{\omega}_x + (J_{zz} - J_{yy})\omega_y\omega_z = \sum M_x, \quad (16)$$

$$J_{yy}\dot{\omega}_y + (J_{xx} - J_{zz})\omega_x\omega_z = \sum M_y, \quad (17)$$

$$J_{zz}\dot{\omega}_z + (J_{yy} - J_{xx})\omega_x\omega_y = \sum M_z, \quad (18)$$

$$\dot{\omega}_x = \ddot{\psi}_{roll} + n\dot{\phi}_{yaw}, \quad (19)$$

$$\dot{\omega}_y = \ddot{\theta}_{pitch}, \quad (20)$$

$$\dot{\omega}_z = \ddot{\phi}_{yaw} - n\ddot{\psi}_{roll}, \quad (21)$$

где $n = \sqrt{\frac{\mu}{R^3}}$ – среднее движение.

На заданной высоте общий крутящий момент по крену M_x , тангажу M_y и по основной оси M_z включает возмущающий крутящий момент от гравитации [33, 34, 37, 107], в виде,

$$M_x = 3n^2(J_{zz} - J_{yy})\cos\psi\sin\psi\cos^2\theta = 3n^2(J_{zz} - J_{yy})\psi, \quad (22)$$

$$M_y = -3n^2(J_{xx} - J_{zz})\cos\psi\sin\theta\cos\theta = -3n^2(J_{xx} - J_{zz})\theta, \quad (23)$$

$$M_z = -3n^2(J_{yy} - J_{xx})\sin\psi\sin\theta\cos\theta = 0. \quad (24)$$

Учитывая что в случае наличия маховиков изменение кинетического момента системы определяется как [33, 34, 35, 36, 37, 107, 109]:

$$M = \dot{H} = (\dot{H} + \omega \times H), \quad (25)$$

где

$$H = H_G^{body} + H_G^{flywheel-1} + H_G^{flywheel-2} + H_G^{flywheel-3} = H_G^{body} + \sum_{i=1}^3 H_G^{flywheel-i}, \quad (26)$$

$$H_G^{body} = J^{body}\omega, \quad H_G^{flywheel-i} = J^{flywheel-i}\omega^{(i)}, \quad \omega^{(i)} = \omega + w^{(i)}, \quad (27)$$

$$J^{body} = \begin{bmatrix} J_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz} \end{bmatrix}, \quad J^{flywheel-i} = \begin{bmatrix} J_{xx}^{(i)} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy}^{(i)} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz}^{(i)} \end{bmatrix}. \quad (28)$$

здесь ω – угловая скорость космического корабля, $w^{(i)}$ – относительная угловая скорость i -го маховика к космическому аппарату.

Учитывая соотношения (26)-(28) систему уравнений (15) перепишем в виде

$$J\dot{\omega} + \dot{H}_G^{flywheels} + \omega \times (J\omega + H_G^{flywheels}) = M, \quad (29)$$

здесь

$$J = J^{body} + J^{flywheels}, \quad J^{flywheels} = \sum_{i=1}^3 \begin{bmatrix} J_{xx}^{(i)} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy}^{(i)} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz}^{(i)} \end{bmatrix}, \quad (30)$$

$$H_G^{flywheels} = \sum_{i=1}^3 \begin{bmatrix} J_{xx}^{(i)} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy}^{(i)} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz}^{(i)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_x^{(i)} \\ w_y^{(i)} \\ w_z^{(i)} \end{bmatrix}, \quad w^{(i)} = \begin{bmatrix} w_x^{(i)} \\ w_y^{(i)} \\ w_z^{(i)} \end{bmatrix}, \quad \omega = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}. \quad (31)$$

Таким образом учитывая уравнения (16)-(25), получим систему линеаризованных уравнений в виде [33, 34, 35, 36, 37, 107, 109]:

$$A\ddot{\psi} + \left(n \sum_{i=1}^3 J_{yy}^{(i)} w_y^{(i)} - 4n^2 (C - B) \right) \psi + n \left(A + C - B - \sum_{i=1}^3 J_{yy}^{(i)} w_y^{(i)} \right) \dot{\phi} + \sum_{i=1}^3 J_{zz}^{(i)} w_z^{(i)} \dot{\theta} = - \sum_{i=1}^3 \left(n J_{zz}^{(i)} w_z^{(i)} + J_{xx}^{(i)} \dot{w}_x^{(i)} \right), \quad (32)$$

$$B\ddot{\theta} + 3n^2 (A - C) \theta + \sum_{i=1}^3 \left(J_{xx}^{(i)} w_x^{(i)} \dot{\phi} - J_{zz}^{(i)} w_z^{(i)} \dot{\psi} - n J_{xx}^{(i)} w_x^{(i)} \psi - n J_{zz}^{(i)} w_z^{(i)} \phi \right) = - \sum_{i=1}^3 J_{yy}^{(i)} \dot{w}_y^{(i)}, \quad (33)$$

$$\begin{aligned}
& C\ddot{\phi} + \left(n \sum_{i=1}^3 J_{yy}^{(i)} w_y^{(i)} + n^2 (B - A) \right) \phi + \left(n(B - A - C) + \sum_{i=1}^3 J_{yy}^{(i)} w_y^{(i)} \right) \dot{\psi} + \\
& + \sum_{i=1}^3 J_{xx}^{(i)} w_x^{(i)} \dot{\theta} = - \sum_{i=1}^3 \left(n J_{xx}^{(i)} w_x^{(i)} + J_{zz}^{(i)} \dot{w}_z^{(i)} \right),
\end{aligned} \tag{34}$$

здесь

$$A = J_{xx} + \sum_{i=1}^3 J_{xx}^{(i)}, \quad B = J_{yy} + \sum_{i=1}^3 J_{yy}^{(i)}, \quad C = J_{zz} + \sum_{i=1}^3 J_{zz}^{(i)}, \tag{35}$$

Преобразовывая уравнения (32)-(34) до членов второго порядка малости, а также предполагая диагональность тензора инерции маховиков, получим [33, 34, 35, 36, 37, 107, 109]:

$$A\dot{\psi} - 4n^2 (C - B)\psi + n(A + C - B)\dot{\phi} = -J_{xx}^{(1)} \dot{w}_x^{(1)}, \tag{36}$$

$$B\ddot{\theta} + 3n^2 (A - C)\theta = -J_{yy}^{(2)} \dot{w}_y^{(2)}, \tag{37}$$

$$C\ddot{\phi} + n^2 (B - A)\phi + n(B - A - C)\dot{\psi} = -J_{zz}^{(3)} \dot{w}_z^{(3)}, \tag{38}$$

где $A = J_{xx} + J_{xx}^{(1)}$, $B = J_{yy} + J_{yy}^{(1)}$, $C = J_{zz} + J_{zz}^{(1)}$, $M_x^c = -J_{xx}^{(1)} \dot{w}_x^{(1)}$, $M_y^c = -J_{yy}^{(1)} \dot{w}_y^{(1)}$, $M_z^c = -J_{zz}^{(1)} \dot{w}_z^{(1)}$ – управляющие моменты маховиков, установленных вдоль главных осей инерции КА, и совпадающих по направлению с осями связанной системы координат.

Пусть управляющий момент маховиков определяется согласно линейному закону в виде ПД-регулятора [33, 34, 35, 36, 37, 107, 109]:

$$M_x^c = -k_1^p \psi - k_1^d \dot{\psi}, \tag{39}$$

$$M_y^c = -k_2^p \theta - k_2^d \dot{\theta}, \tag{40}$$

$$M_z^c = -k_3^p \phi - k_3^d \dot{\phi}. \tag{41}$$

Для определения неизвестных коэффициентов обратной связи приведем (36)-(38) к виду [38-40, 107]:

$$\dot{X} = AX + Bu, \tag{42}$$

где $u = -KX$, $X = [\psi, \theta, \phi, \omega_x, \omega_y, \omega_z]$.

$$\dot{\psi} = \omega_x, \quad \dot{\theta} = \omega_y, \quad \dot{\phi} = \omega_z, \quad (43)$$

$$\dot{\omega}_x = 4n^2 \frac{(C-B)}{A} \psi - n \frac{(A+C-B)}{A} \omega_z + \frac{M_x^c}{A}, \quad (44)$$

$$\dot{\omega}_y = 3n^2 \frac{(C-A)}{B} \theta + \frac{M_y^c}{B}, \quad (45)$$

$$\dot{\omega}_z = n^2 \frac{(A-B)}{C} \phi - n \frac{(B-A-C)}{C} \omega_x + \frac{M_z^c}{C}. \quad (46)$$

То есть

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 4n^2 \frac{(C-B)}{A} & 0 & 0 & 0 & 0 & -n \frac{(A+C-B)}{A} \\ 0 & 3n^2 \frac{(C-A)}{B} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & n^2 \frac{(A-B)}{C} & -n \frac{(B-A-C)}{C} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (47)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{A} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{B} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{C} \end{bmatrix} \quad (48)$$

Коэффициенты обратной связи $k_1^p, k_1^d, k_2^p, k_2^d, k_3^p, k_3^d$, входящие в матрицу коэффициентов K , определим исходя из минимизации функционала [38-40, 107]:

$$J = \frac{1}{2} \int (X^T Q X + u^T R u) dt \quad (49)$$

При этом матрица K определяется как:

$$K = -R^{-1} B^T P, \quad (50)$$

где

$$R = \frac{1}{M_{\max}^c} \cdot \text{diag}[1,1,1], \quad (51)$$

M_{\max}^c – максимальный управляющий момент, развиваемый маховиком. Матрица P определяется путем решения матричного уравнения Риккати:

$$A^T P + P A - P B R^{-1} B^T P + Q = 0, \quad (52)$$

где $Q = \Delta X \cdot \text{diag}[1,1,1,1,1]$, здесь ΔX – максимальное допустимое угловое отклонение от требуемого углового положения при режиме ориентации.

Энергопотребление при повороте космического аппарата относительно собственного центра масс можно определить из следующего выражения, согласно 36, 107:

$$E(t) = \int_0^t P(t) dt, \quad (53)$$

Здесь $P(t)$ – мощность затрачиваемая системой при стабилизации которая определяется как [36], [107]:

$$P(t) = \begin{bmatrix} k_1^p \psi + k_1^d \dot{\psi} \\ k_2^p \theta + k_2^d \dot{\theta} \\ k_3^p \phi + k_3^d \dot{\phi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix}. \quad (54)$$

Подставляя (27) в (26) и интегрируя выражение (26) по t для расчетного угла q_i получим [36], [107]:

$$E_i^{q_j}(t) = \frac{M_i}{J_i^2 \Omega^2 (a^2 + \Omega^2)} \left(A_0 (e^{2at} - 1) - A_1 (\cos 2\Omega t - 1) - A_2 \sin 2\Omega t \right), \quad (55)$$

где

$$a = -\frac{k_i^d}{J_i}, \quad \Omega = \sqrt{\frac{1}{J_i} \left(k_i^p - \frac{(k_i^d)^2}{4J_i} \right)}, \quad A_0 = k_i^p - \frac{1}{2} J_i (a^2 + \Omega^2),$$

$$A_1 = \frac{1}{4k_i^p} \left(k_i^p J_i (a^2 - \Omega^2) - (k_i^d)^2 (a^2 + \Omega^2) \right),$$

$$A_2 = \frac{\Omega k_i^d}{4k_i^p} \left(J_i (a^2 + \Omega^2) - k_i^p \right).$$

Так как $A_0 > A_1 > A_2$ то энергопотребление приблизительно можно определять по формуле:

$$E_i^{q_j}(t) \approx \frac{M_i^2 k_i^d}{J_i k_i^p} t^{q_j}, \quad (56)$$

где t^{q_j} – время стабилизации космического аппарата по расчетному углу.

Для выявления преимущества нашего варианта в работе были рассмотрены несколько случаев расположения камеры и антенного модуля. Наш случай выделяется тем что камера и антенный модуль расположены соосно, или другими словами когда вектора \mathbf{a} и \mathbf{k} коллинеарны ($\alpha = 0^\circ$), где \mathbf{a} – направлен по нормали к плоскости основания антенного модуля, а \mathbf{k} – направлен по оси симметрии модуля камер, α – угол между векторами \mathbf{a} и \mathbf{k} (рисунок 79). Пусть изначально Эйлеровы углы нашего КА будут $\phi(0) = -\pi/4$, $\psi(0) = \pi/3$, $\theta(0) = -\pi/6$. Тогда задача ориентации в этом случае подразумевает сведение векторов \mathbf{a} и \mathbf{k} к вектору \mathbf{E} согласно рисунку 78 и формуле (10), где вектор \mathbf{E} – направлен по нормали к плоскости наблюдателя.

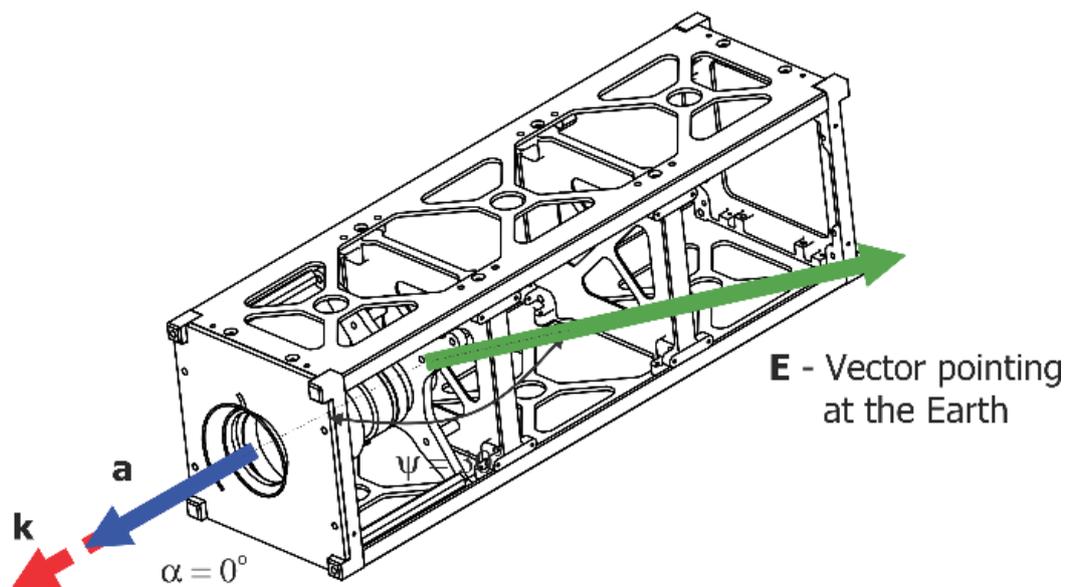


Рисунок 79 – Случай соосного расположение антенного модуля и камеры

При втором случае камера и антенный модуль расположены под углом 90 градусов друг-другу, то есть угол между векторами \mathbf{a} и \mathbf{k} – $\alpha = 90^\circ$ (рисунок 80).

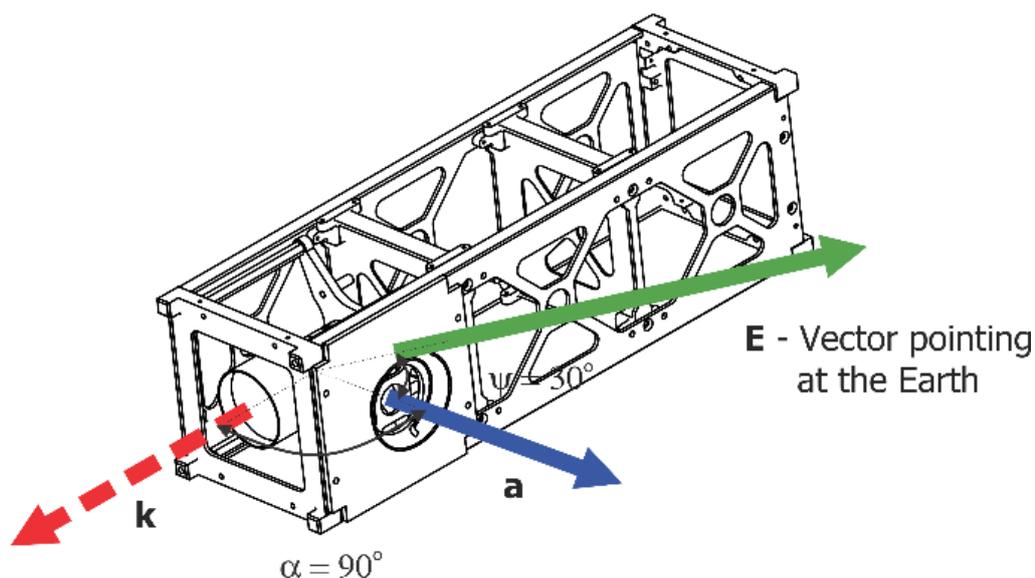


Рисунок 80 – Случай расположения антенного модуля и камеры под углом 90 градусов

В третьем случае антенный модуль и камера расположены под углом 180 градусов, т.е. $\alpha = 180^\circ$ (рис. 81).

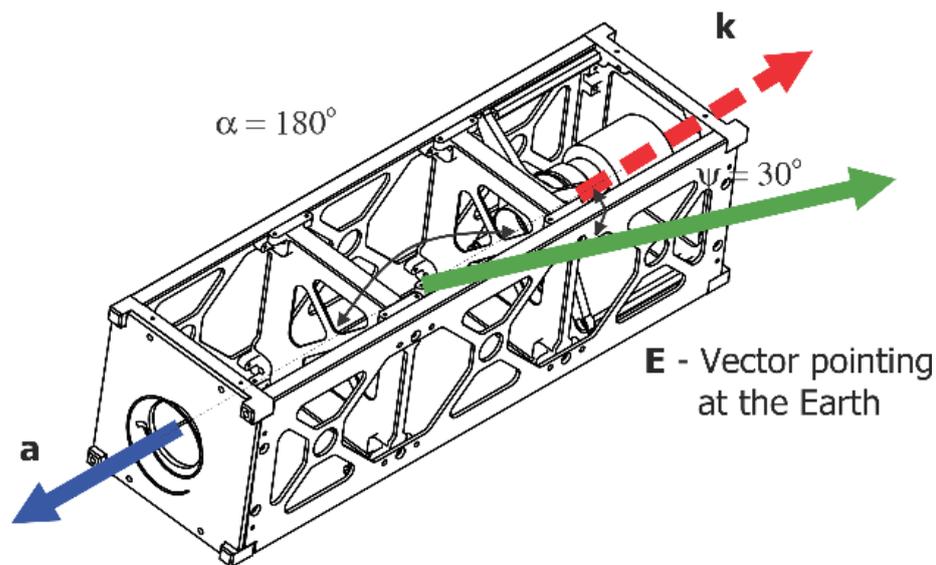


Рисунок 81 – Случай расположения антенного модуля и камеры под углом 180 градусов

Приведенные моменты инерции, коэффициенты управления и энергопотребление для поворота космического аппарата, или другими словами для приведения вектора **a** к вектору **E** для вышеприведенных случаев будут иметь вид как в Таблице 11.

Таблица 11 – Моменты инерции, коэффициенты управления и энергопотребление для поворота космического аппарата

Варианты расположения	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 90^\circ$	$\alpha = 180^\circ$
J_{xx} , Г/мм ²	73964.5	14221	14790
J_{yy} , Г/мм ²	14777.5	71436.5	14774.6
J_{zz} , Г/мм ²	2293.8	2373.4	11469.5
k_i^p	[0.0000998; 0.0000997; 0.0001]	[0.0000995; 0.0000999; 0.0000998]	[0.000099981; 0.000099988; 0.000099997]
k_i^d	[0.0038; 0.0017; 0.0006]	[0.0016; 0.0037; 0.0006]	[0.001719; 0.001718; 0.001514]
E_i, J – linear case (ψ, θ, ϕ)	[0.002448021287; 0.0002928717453; 0.0002977045970]	[0.001156010052; 0.0006201989901; 0.0002977045970]	[0.001156010052; 0.0002928717453; 0.0006379384222]
E_i, J – nonlinear case (ψ, θ, ϕ)	[0.001224010643; 0.002448021287; 0.001224010643]	[0.0003617827442; 0.0006374267398; 0.0002928717453]	[0.0006379384222; 0.0006379384222; 0.0006379384222]

При повороте космического аппарата по углу собственного вращения – ϕ , самый быстрый отклик и дальнейшая стабилизация относительно целевого направления наблюдается в соосном ($\alpha = 0^\circ$) и в перпендикулярном расположении ($\alpha = 90^\circ$) антенного модуля и оптической системы (рисунок 82). В этих случаях ориентация достигается при $t = 35$ с, тогда как при $\alpha = 180^\circ$ ориентирование наступает уже при $t = 75$ с соответственно (рисунок 82). Наименьшее значение по энергопотреблению в этом случае наблюдается при $\alpha = 0^\circ$ и равно 0.0002977045970 Дж. При $\alpha = 180^\circ$ – $E = 0.0006379384222$ Дж что больше соосного и перпендикулярного случая в 2.14 раза. Следует отметить что хоть при $\alpha = 90^\circ$ количество затраченной энергии – E во время ориентирования точно такое же как и в соосном случае, важно также учесть что в соосном случае есть возможность совмещения режимов съемки и передачи, чего нельзя сказать в случае перпендикулярного расположения антенно-оптических систем. Так как в этом случае требуется дополнительный поворот (рисунок 82) и потратить дополнительно 266.6 Дж. В случае $\alpha = 180^\circ$ расход энергии из за дополнительного поворота также увеличивается на 265.9 Дж. Таким образом в случае перпендикулярного и противоположного расположения, нам будет необходимо сделать как минимум два поворота для перехода из режима съемки в режим передачи, что увеличивает количество энергозатрат в 1.89 и в 3.03 раза соответственно по сравнению со случаем $\alpha = 0^\circ$.

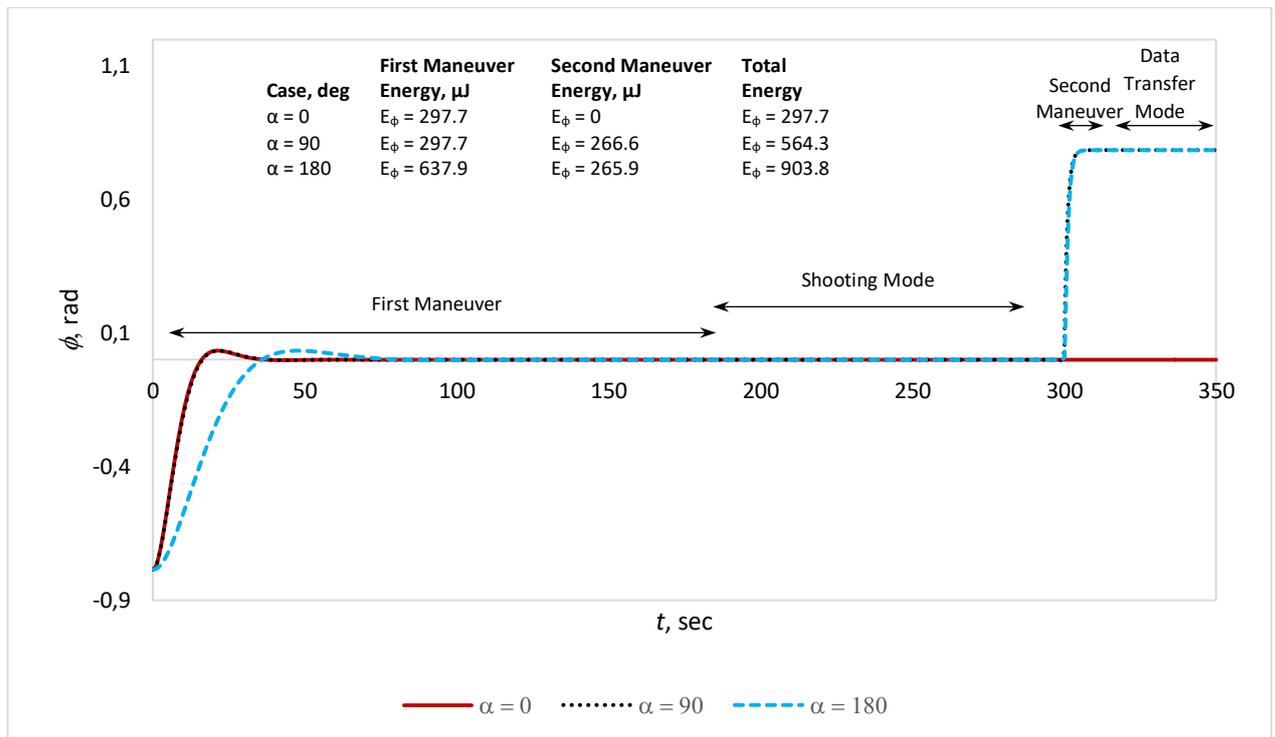


Рисунок 82 – Отклик системы при повороте космического аппарата по углу собственного вращения – ϕ

По углу нутации – θ , самая быстрая ориентация относительно целевого направления, как и прежде, наблюдается в соосном ($\alpha = 0^\circ$) случае при $t = 85$ с

(рисунок 83). Тогда как в перпендикулярном случае ориентирование наступает при $t = 180$ с. Здесь следует отметить что при $\alpha = 180^\circ$ ориентирование также как и при $\alpha = 0^\circ$ наступает при $t = 85$ с. Наименьшее значение по энергозатратам в этом случае наблюдается соответственно при $\alpha = 0^\circ$ и $\alpha = 180^\circ$, и равно 0.0002928717453 Дж. При $\alpha = 90^\circ - E = 0.0006201989901$ Дж что больше соосного и перпендикулярного случая в 2.12 раза. Для перехода из режима съемки в режим передачи данных для случаев $\alpha = 90^\circ$ и $\alpha = 180^\circ$ количество дополнительной затраченной энергии составляет 298.3 и 273.9 Дж соответственно, следовательно эти случаи будет менее эффективными по сравнению со случаем $\alpha = 0^\circ$.

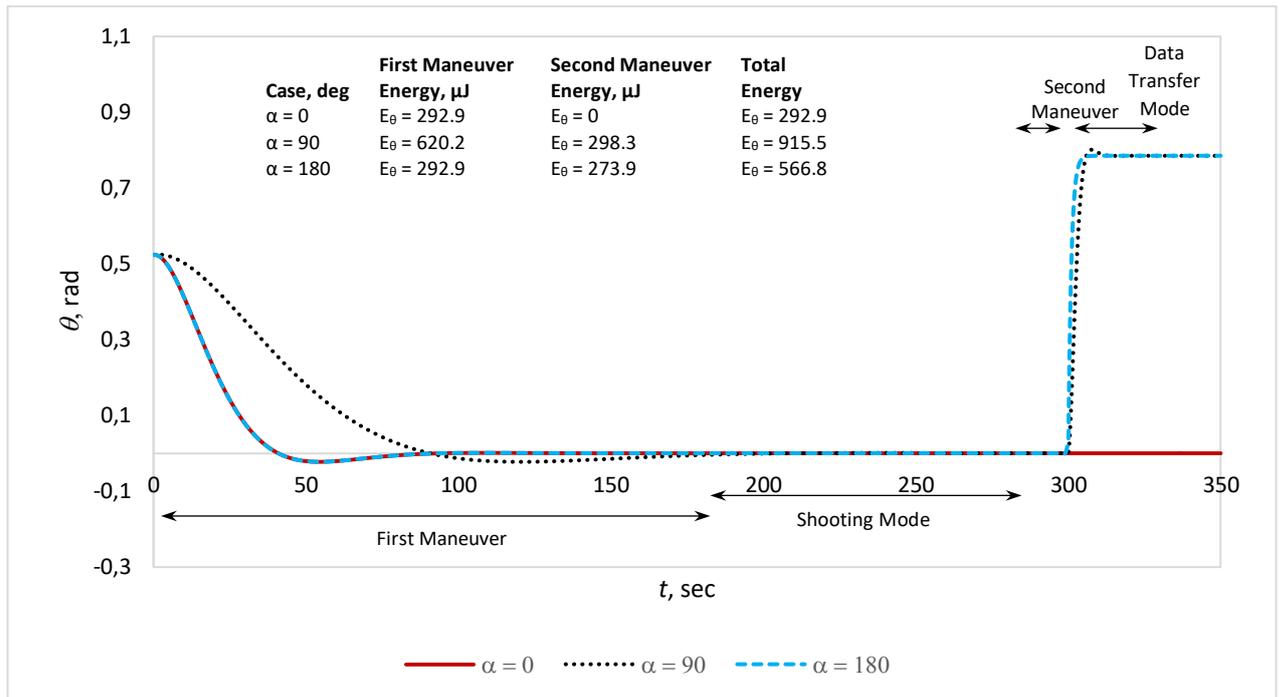


Рисунок 83 – Отклик системы при повороте космического аппарата по углу нутации – θ

По углу прецессии – ψ , наблюдается более неоднозначная картина в случае перехода из начального положения в режим съемки (первый маневр, рисунок 84). В этом случае самая оптимальная ориентация антенно-оптических систем по времени соответствуют случаям $\alpha = 90^\circ$ и $\alpha = 180^\circ$, где при заданных начальных условиях поворот осуществляется за $t = 85$ с, тогда как в соосном случае данный показатель равен 180 секундам. Но опять-таки, как говорилось выше, в этом случае из-за разнесенности антенно-оптических систем требуется несколько поворотов для выполнения задач съемки и передачи данных, что можно исключить в случае соосности. Так например при $\alpha = 90^\circ$ количество потребляемой энергии исполнительными механизмами для осуществления поворота достигает 270.8 Дж, тогда как для $\alpha = 90^\circ$ данный показатель равен 270.9 Дж, что в сумме больше соосном случая 1.39 раза.

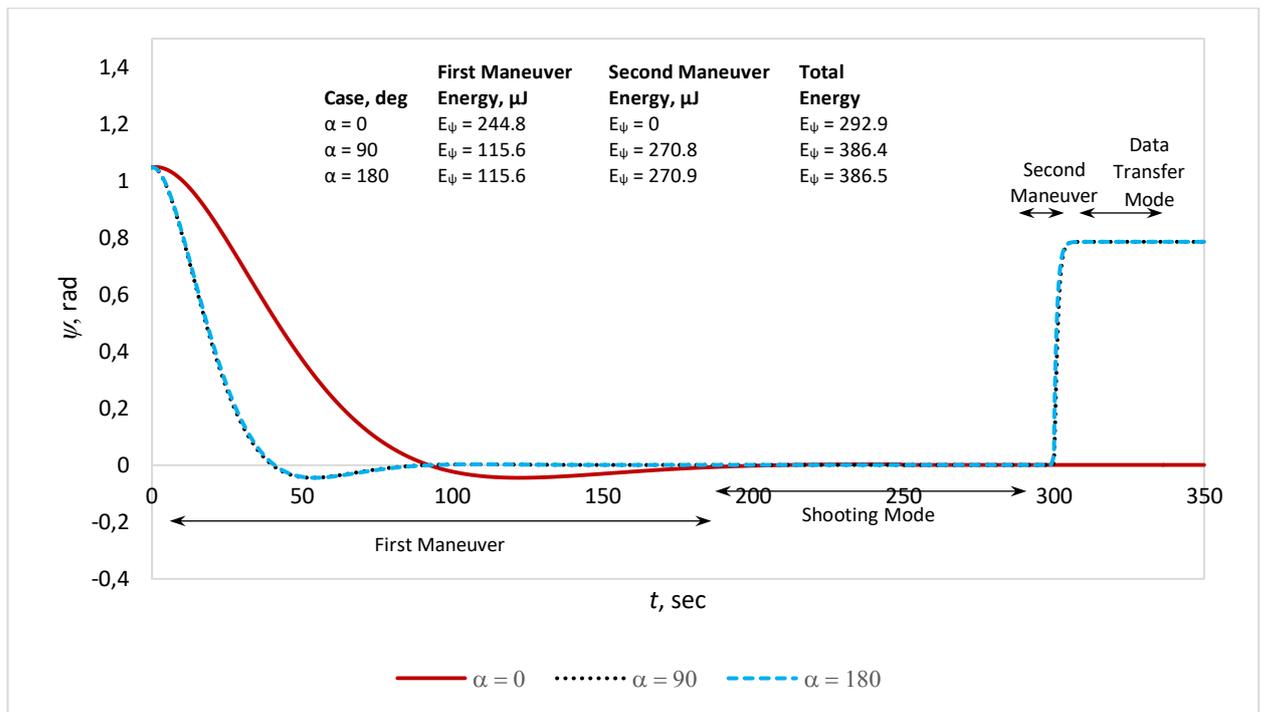


Рисунок 84 – Отклик системы при повороте космического аппарата по углу прецессии – ψ

Таким образом система интеграции антенной системы с оптической системой путем использования одной плоскости позволяет повысить быстроту ориентации наноспутника в 2.1176 раз по углу нутации (угол θ) по сравнению со случаем перпендикулярного расположения антенных и оптических модулей, и в 2.1428 раз по углу собственного вращения (угол ϕ) по сравнению со случаем противоположного расположения антенных и оптических систем. Тем самым обеспечив энергетический выигрыш в случае $\alpha = 90^\circ$ на 44.1%, и в случае $\alpha = 180^\circ$ на 46.95% соответственно (первый маневр). За счет совмещения режимов съемки и передачи данных наблюдается уменьшение расхода энергии на 136.55% по сравнению со случаем взаимного перпендикулярного расположения ($\alpha = 90^\circ$) и на 134.39% по сравнению со случаем взаимного противоположного расположения ($\alpha = 180^\circ$) антенно-оптических систем (второй маневр) что несомненно положительно скажется на всех процессах, в целом выполняемых космическим аппаратом.

Для более реального представления и оценки процесса поворота также был проведен сравнительный анализ поворота космического аппарата с ранее вычисленными коэффициентами управления линейной модели в нелинейном случае для вышеприведенных расположений антенно-оптических систем. В качестве начальных условий для угловых скоростей были приняты значения $\dot{\phi}(0) = -0.01$ рад/с, $\dot{\psi}(0) = 0.02$ рад/с, $\dot{\theta}(0) = 0.012$ рад/с. С увеличением данного значения расхождение между линеаризованным и реальным случаем увеличивается за счет нелинейности уравнений движения космического аппарата относительно центра инерции. Так как в общем случае уравнения

Эйлера на данный момент не допускают общего аналитического решения [107], то в качестве «истинных» значений было принято считать результаты численных расчетов полученных методом Рунге-Кутты-Фельберга 4-5 порядка малости, что допускается при «слабо» нелинейных системах [108]. Стоит отметить что на данный момент есть работы по нахождению общего решения данных уравнений для определенных случаев предложенных Эйлером, Лагранжем, S. Kovaleveskaaya, F.Klein и т.д. [109-114], а также некоторые работы современных авторов, основанных на методах усреднения, малого параметра и т.д. [115-117]. В данной работе решено не учитывать результаты данных работ, в связи с отсутствием приближенного аналитического решения для конкретно нашего случая и со сложностью технической реализации предложенных алгоритмов.

При повороте космического аппарата по углу собственного вращения – ϕ наименее слабое отклонение от линейного случая наблюдается в случае $\alpha = 180^\circ$, тогда как для перпендикулярного и интегрированного случая отклонения от численных расчетов соизмеримы (рисунок 85). Например при $\alpha = 0^\circ$ максимальное отклонение в линейном случае данное значение ровно 0.034 рад и наступает при $t = 21$ с, тогда как в нелинейном случае составляет 0.138 рад при $t = 36$ с, что больше практически в 4 раза ожидаемого значения перерегулирования в линейном случае. Время необходимое для поворота здесь также больше линейного случая и равно 75 с, что соответственно также сказывается на энергопотреблении которое в данном случае будет $E = 0.0006379384222$ Дж, что больше линейного случая практически в 2 раза.

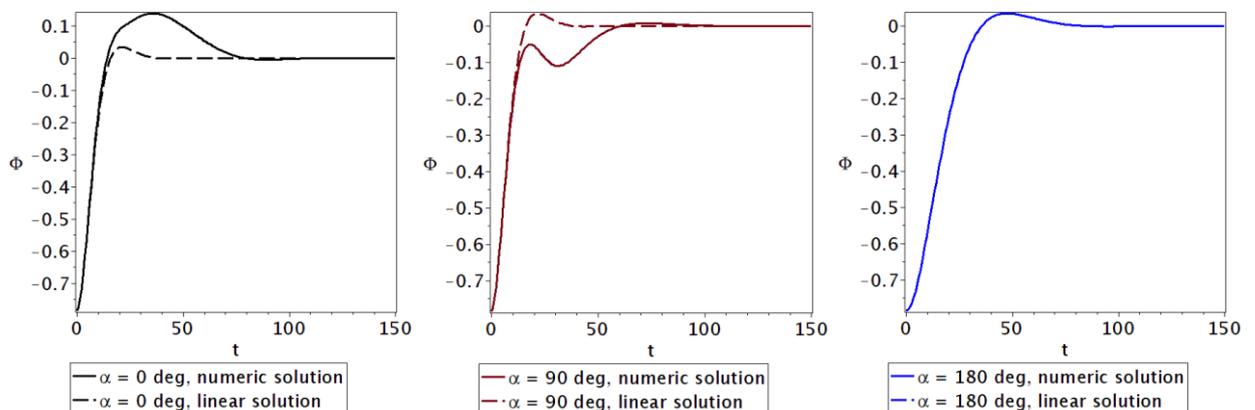


Рисунок 85 – Отклик системы для линейного и нелинейного случая при повороте космического аппарата по углу собственного вращения – ϕ .

В случае поворота по углу прецессии результаты идентичны с линейным случаем (рисунок 86). Наиболее сильное отклонение наблюдается для перпендикулярного случая, т.е. при $\alpha = 90^\circ$.

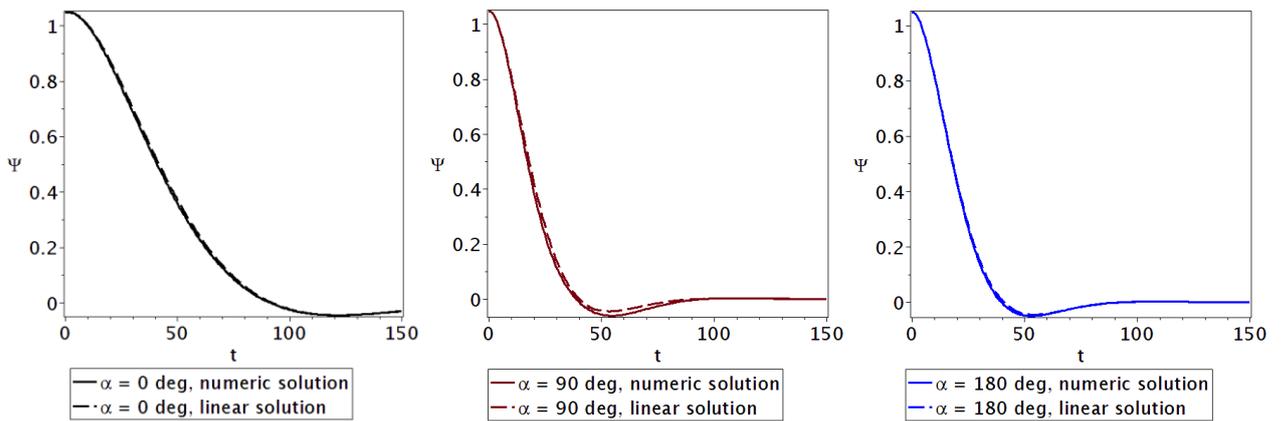


Рисунок 86 - Отклик системы для линейного и нелинейного случая при повороте космического аппарата по углу прецессии – ψ

При повороте космического аппарата по углу нутации наиболее сильное отклонение от линейного случая наблюдается при $\alpha = 0^\circ$, тогда как для перпендикулярного и случая $\alpha = 180^\circ$ отклонения от численных расчетов соизмеримы (рисунок 87). Например, при $\alpha = 0^\circ$ время поворота наступает при $t = 105$ с, что позже заявленной величины при линейном случае (рисунок 87). Соответственно энергозатрат в этом случае на самом деле будет больше линейного случая в 1.23 раза. Но опять-таки данное увеличение энергопотребления даже в этом случае гораздо выгоднее случаев $\alpha = 90^\circ$ и $\alpha = 180^\circ$, так как там имеет место переход из режима съемки в режим передачи данных. Числовые данные энергопотребления в этих случаях также приведены в Таблице 11.

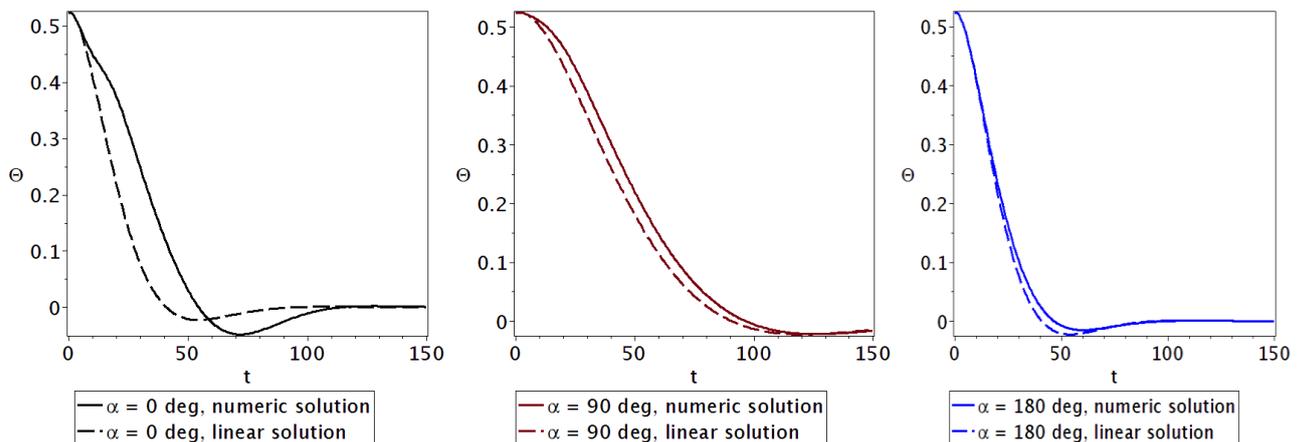


Рисунок 87 – Отклик системы для линейного и нелинейного случая при повороте космического аппарата по углу нутации – θ

Таким образом в данном подразделе выявлены преимущества соосной установки блока камеры и антенного модуля, согласно которой сборки космического аппарата обеспечивает наименьшее время отклика и ориентации оптической системы с минимальными амплитудами, что также обуславливает

минимальные затраты по энергопотреблению. Асимптотическая устойчивость при малых колебаниях исследовалась в линейной постановке. В качестве исполняющих механизмов системы управления выступили маховики. Коэффициенты пропорционально-дифференциального управления были «подобраны» согласно алгоритму линейно-квадратичного регулятора. Также для более корректной оценки процесса поворота космического аппарата был проведен сравнительный анализ с численными результатами нелинейного случая.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе были разработаны и исследованы новые многодиапазонные антенны с функцией интеграции сооптической системой. По результатам работы было получено:

1. Разработана и исследована новая двухдиапазонная патч антенна на базе ZhF для МКА стандарта CubeSat, имеющая функцию интегрирования с оптической системой, путем апертурного совмещения. Двухдиапазонность антенны достигнута путем использования геометрии ZhF и расположения питающей точки. Антенна исследована с разными размерами геометрических параметров, в том числе антенны на базе ZhF первого порядка ($n = 1$) с высотой подложки FR-4 – h : 1.6 мм, 2.5 мм, 4.7 мм и 6,8 мм, также антенные системы с высотой подложки $h = 3$ мм и номерами предфракталов ZhF – n : 0, 1, 2, 3.

Произведены теоретические расчеты резонансов, компьютерная симуляция в программной среде CST Microwave Studio (2018) и физические измерения которые согласованы.

В результате исследована антенна имеет двух рабочих частот в диапазоне S. При высоте подложки 3 мм, антенна базе ZhF первого порядка, имеет рабочие диапазоны с центральными частотами 2,04 ГГц и 2,42 ГГц где достигнуты КУ 5,68 дБи и 6,75 дБи соответственно, антенна второй иерархии имеет резонансы – 1,96 ГГц и 2,4 ГГц с показателем КУ 1,08 дБи и 8,37 дБи соответственно, антенна третьей иерархии ZhF имеет резонансы – 1,92 ГГц и 2,4 ГГц с КУ 2,07 дБи и 6,39 дБи соответственно.

2. Разработана и исследована новая двухдиапазонная конусообразная спиральная антенна для МКА стандарта CubeSat, имеющая функцию интегрирования с оптической системой путем апертурного совмещения. В качестве излучателя использована конусообразная спираль из пружинистой латунной проволоки с диаметром 1 мм. Спираль прикреплена на наружную сторону платы FR-4 с высотой 3 мм и имеет малые габариты при собранном состоянии. Разработана система раскрытия антенны с использованием системы розжига резисторов, когда спираль в собранном состоянии крепится на резисторы с помощью нейлоновой нити, и при нагреве резисторов путем подачи на него определенной нагрузки, пружинная спираль раскрывается. Теоретические расчеты, компьютерная симуляция и физические измерения согласованы.

В результате исследования получены две резонанса в диапазонах L и S, с диапазонами 1660 МГц-1740 МГц и 2390 МГц – 2600 МГц, с центральными частотами 1,7 ГГц и 2,45 ГГц, где коэффициент отражения намного ниже уровня -10 дБ, а КСВН ниже 2. Максимальное излучение ДН совпадает с лицевым направлением антенны и получены максимальные КУ 6,8 дБи и 7,4 дБи соответственно.

3. Оценено влияние предложенной системы интегрирования на систему ориентации и энергообеспечения КА. Расчеты проведены для случаев, когда антенны интегрированы с оптической системой, что подразумевает

использования ими одной плоскости, когда их направления находятся под 90 градусов и в третьем случае, когда они направлены на противоположные стороны (180°).

В результате выявлено что данный способ сборки космического аппарата, когда направления антенны и оптической системы совпадают, позволяет повысить быстроту ориентации наноспутника в 2.1176 раз по углу нутации (угол θ) по сравнению со случаем перпендикулярного расположения антенных и оптических модулей, и в 2.1428 раз по углу собственного вращения (угол ϕ) по сравнению со случаем противоположного расположения направлений антенных и оптических систем.

Также интеграция антенной системы с камерой наноспутника путем использования одной плоскости за счет совмещения режимов съемки и передачи данных позволяет избежать расхода энергии, тогда как в случае взаимного перпендикулярного расположения ($\alpha = 90$ град) расход затрачиваемой энергии на переход из режима съемки в режим передачи составляет 468.09 мкВт·с, а в случае взаимного противоположного расположения ($\alpha = 180$ град) антенно-оптических систем данный показатель уже составляет 483.1 мкВт·с.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Севастьянов Н. Н., Бранец В. Н., Панченко В. А., Казинский Н. В., Кондранин Т. В., Негодяев С. С. Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли // Труды МФТИ. -2009. -№3. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/analiz-sovremennyh-vozmozhnostey-sozdaniya-malyh-kosmicheskikh-apparatov-dlya-distantsionnogo-zondirovaniya-zemli> (дата обращения: 16.02.2023).
2. NuSat 1, ..., 98 (NewSat 1, ..., 98, Aleph-1 1, ..., 98) [Электронный ресурс] // space.skyrocket.de: Gunter's Space Page URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/nusat-1.htm (дата обращения: 17.02.2021).
3. PRISMA (Hyperspectral Precursor and Application Mission) [Электронный ресурс] // earth.esa.int: EARTH ONLINE - Earth Observation information discovery platform URL: <https://earth.esa.int/web/eoportal/satellite-missions/p/prisma-hyperspectral> (дата обращения: 17.02.2021).
4. Entekhabi, D., Njoku E.G., Peggy E., ..., and Zyl J.V. The Soil Moisture Active Passive (SMAP) mission // Proc. IEEE. -2010, 98, 704–716. doi:10.1109/JPROC.2010.2043918.
5. Tsubame (Demonstration Microsatellite of TITech, Tokyo) [Электронный ресурс] // directory.eoportal.org: The ESA Earth Observation Portal URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/t/tsubame#overview> (дата обращения: 17.02.2021).
6. UNIFORM-1 (University International Formation Mission-1) [Электронный ресурс] // directory.eoportal.org: The ESA Earth Observation Portal URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/u/uniform-1> (дата обращения: 17.02.2021).
7. VRSS-1 (Venezuelan Remote Sensing Satellite-1) / Francisco de Miranda [Электронный ресурс] // directory.eoportal.org: The ESA Earth Observation Portal URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/v-w-x-y-z/vrss-1> (дата обращения: 17.02.2021).
8. ResourceSat-2 [Электронный ресурс] // earth.esa.int: EARTH ONLINE - Earth Observation information discovery platform URL: <https://earth.esa.int/web/eoportal/satellite-missions/r/resourcesat-2> (дата обращения: 17.02.2021).
9. KOMPSAT-3A (Корейский многоцелевой спутник-3А) / Arirang-3A [Электронный ресурс] // directory.eoportal.org: The ESA Earth Observation Portal URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/k/kompsat-3A> (дата обращения: 17.02.2021).
10. AlSat-2 (Algeria Satellite-2) [Электронный ресурс] // directory.eoportal.org: The ESA Earth Observation Portal URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/alsat-2> (дата обращения: 17.02.2021).
11. CartoSat-2 (2A, 2B, 2C, 2D, 2E) [Электронный ресурс] // directory.eoportal.org: The ESA Earth Observation Portal URL:

<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cartosat-2d>
(дата обращения: 19.02.2021).

12. GNOMES constellation of PlanetiQ - GNSS-RO commercial weather satellites [Электронный ресурс] // [directory.eoportal.org](https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/g/gnomes): The ESA Earth Observation Portal URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/g/gnomes>
(дата обращения: 19.02.2021).

13. BIRD (Bi-Spectral Infrared Detection) [Электронный ресурс] // [directory.eoportal.org](https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/b/bird): The ESA Earth Observation Portal URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/b/bird> (дата обращения: 18.02.2021).

14. KazSTSAT (Kazak Science and Technology Satellite) [Электронный ресурс] // [directory.eoportal.org](https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/k/kazstsat): The ESA Earth Observation Portal URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/k/kazstsat> (дата обращения: 12.08.2021)

15. KazEOSat-1 (High Resolution Earth Observation Satellite), Kazakhstan [Электронный ресурс] // [directory.eoportal.org](https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/k/kazeosat-1): The ESA Earth Observation Portal URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/k/kazeosat-1> (дата обращения: 12.08.2021).

16. KazEOSat-2 (Medium Resolution Earth Observation Satellite), Kazakhstan [Электронный ресурс] // [directory.eoportal.org](https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/k/kazeosat-2): The ESA Earth Observation Portal URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/k/kazeosat-2> (дата обращения: 12.08.2021).

17. Dove-1 and Dove-2 Nanosatellites [Электронный ресурс] // [directory.eoportal.org](https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/d/dove): The ESA Earth Observation Portal URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/d/dove> (дата обращения: 18.02.2021).

18. Aalto-1: The Finnish Student Nanosatellite [Электронный ресурс] // [directory.eoportal.org](https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/aalto-1): The ESA Earth Observation Portal URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/aalto-1> (дата обращения: 18.02.2021).

19. CICERO (Community Initiative for Continuing Earth Radio Occultation) pathfinder mission [Электронный ресурс] // [directory.eoportal.org](https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cicero): The ESA Earth Observation Portal URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cicero> (дата обращения: 19.02.2021).

20. Arkyd-6 [Электронный ресурс] // [directory.eoportal.org](https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/arkyd-6): The ESA Earth Observation Portal URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/arkyd-6> (дата обращения: 17.02.2021).

21. Cat-3 A multispectral 6U CubeSat [Электронный ресурс] // [nanosatlab.upc.edu](https://nanosatlab.upc.edu/en/missions-and-projects/cube-cat-3): NanoSat Lab URL: <https://nanosatlab.upc.edu/en/missions-and-projects/cube-cat-3> (дата обращения: 17.02.2021).

22. DTUSat-2 (Danish Technical University Satellite-2) [Электронный ресурс] // [directory.eoportal.org](https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/d/dtusat-2): The ESA Earth Observation Portal URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/d/dtusat-2> (дата обращения: 19.02.2021).

23. ITASat-1 (Instituto Tecnológico de Aeronáutica Satellite-1) [Электронный ресурс] // directory.eoportal.org: The ESA Earth Observation Portal URL:<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/i/itasat-1> (дата обращения: 19.02.2021).
24. RAIKO Nanosatellite [Электронный ресурс] // directory.eoportal.org: The ESA Earth Observation Portal URL:<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/r/raiko> (дата обращения: 19.02.2021).
25. Аль Фараби-1 [Электронный ресурс] // https://hmong.ru/wiki/Al-Farabi_1 дата обращения: 12.08.2021).
26. Наноспутник AL-FARABI-2 [Электронный ресурс] // https://www.qrz.kz/index.php?option=com_content&view=article&id=666:%D0%BD%D0%B0%D0%BD%D0%BE%D1%81%D0%BF%D1%83%D1%82%D0%BD%D0%B8%D0%BA-al-farabi-2&catid=72&Itemid=176 (дата обращения: 12.08.2021)
27. Panel on Frequency Allocations and Spectrum Protection for Scientific Uses; Committee on Radio Frequencies. Handbook of Frequency Allocations and Spectrum Protection for Scientific Uses // The National Academies Press. -2015, 2-nd ed., –P. 127-171.
28. Craig I. Underwood, Guy Richardson, and Jerome Savignol. In-orbit results from the SNAP-1 nanosatellite and its future potential. Technical report, University of Surrey, Surrey, UK, November 2002.
29. E. Silani, M.Lovera, Magnetic spacecraft attitude control: a survey and some new results. Control engineering practice. No 13, 2005, pp.357-371.
30. J.R. Hervás, M Reyhanoglu, S.V. Drakunov. Three-axis magnetic attitude control algorithms for small satellites in the presence of noise.//12th International conference on control, automation and systems. Oct. 17-21, 2012 in ICC, Jeju Island, Korea, pp. 225-232.
31. Yang Y. Controllability of spacecraft using only magnetic torques // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2016, vol. 52, no. 2, pp. 954–961.
32. Zavoli A., Giulietti F., Avanzini G., de Matteis G. Spacecraft dynamics under the action of Y-dot magnetic control law // Acta Astronautica, 2016, vol. 122, pp. 146–158.
33. Fortescue P., Graham S., John S., eds. Spacecraft systems engineering. John Wiley & Sons, 2011.
34. De Ruiter A. H., Damaren C., Forbes J. R. Spacecraft dynamics and control: an introduction. – John Wiley & Sons, 2012.
35. Tewari A. Advanced control of aircraft, spacecraft and rockets. – John Wiley & Sons, 2011.
36. Wertz, James R., ed. Spacecraft attitude determination and control. Vol. 73. Springer Science & Business Media, 2012.
37. Sidi, Marcel J. Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach. Vol. 7. Cambridge university press, 1997.
38. Dorf, R., and R. Bishop. "Modern Control Systems (Hoboken." (2014).

39. Ogata, Katsuhiko. Modern control engineering. Vol. 5. Upper Saddle River, NJ: Prentice hall, 2010.
40. Nise, Norman S. Control systems engineering. John Wiley & Sons, 2020.
41. B.Wie, J.Lu, Feedback control logic for spacecraft eigen axis rotations under slew rate and control constraints, Journal of Guidance, Control, and Dynamics 1995, Vol.18, No.6, pp.1372-1379.
42. B.Wie, P.M.Barba, Quaternion feedback for spacecraft large angle maneuvers. Journal of Guidance Control, and Dynamics, Vol.8, No 3, 1985.
43. P.Tsitorias, New Control Laws for the Attitude Stabilization of Rigid Bodies, Proceedings of 14th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace, Palo Alto, CA, Sept. 1216, 1994, pp.316-321.
44. S.Kim, Y.Kim, Spin-axis stabilization of a rigid spacecraft using two reaction wheels, Journal of Guidance, Control, and Dynamics 2001, Vol.24, No.5, pp.1046-1049.
45. B.J.Kim, H.Lee, S.D.Choi, Three-axis reaction wheel attitude control system for KITSAT-3 microsatellite, http://satrec.kaist.ac.kr/english/res_kitsat3.html.
46. Devana V.N.K.R., Rao A.M. A compact flower slotted dual band notched ultrawideband antenna integrated with Ku band for ultrawideband, medical, direct broadcast service, and fixed satellite service applications // Microwave and Optical Technology Letters. –2021. –Vol. 63(2), –P. 556-563.
47. Serria E.A., Hussein M.I. Implications of metamaterial on ultra-wide band microstrip antenna performance // Crystals. –2020. –Vol. 10(8), 677, –P. 1-24.
48. Ding K., Yu T.-B., Qu D.-X., Peng, C. A novel loop-like monopole antenna with dual-band circular polarization // Progress In Electromagnetics Research C. – 2013. –Vol. 45, –P. 179-190.
49. Frotanpour A., Hassani H. A dual-broadband circularly polarized halved falcate-shape printed monopole antenna // International Journal of RF and Microwave Computer-Aided Engineering. –2011. –Vol. 21(6), –P. 636-641.
50. Jung J., Choi W., Choi J. A small wideband microstrip-fed monopole antenna // IEEE Microwave and Wireless Components Letters. –2005. –Vol. 15(10), –P. 703-705.
51. Palacios O.F.G., Diaz Vargas R.E., Perez, J.A.H., Erazo, S.B.C. S-band koch snowflake fractal antenna for cubesats // Proceedings of the 2016 IEEE ANDESCON, ANDESCON 2016. –2017. –P.7836227.
52. Teng Y., Huang X. Dual-mode dielectric resonator antenna and array fed by planar slot // IEICE Electronics Express. –2021. –Vol. 16(19), –P. 1-5.
53. Fujimoto T., Jono K. Wideband rectangular printed monopole antenna for circular polarisation // IET Microwaves, Antennas and Propagation. –2014. –Vol 8(9), –P. 649-656.
54. Awaludin A., Sumantyo J.T.S., Gao S., Santosa C.E., Baharuddin M.Z. Wideband circularly polarized triangular-ring slot antenna for GAIA-I microsatellite // 2017 11th European Conference on Antennas and Propagation, EUCAP 2017 - 15 May 2017, № 7928040, -P. 2277-2280.

55. Wu C.-M., Syu J.-W., Liu W.-C. Dual-band slotted patch antenna with defective ground for WLAN/WiMAX applications // Progress in Electromagnetics Research Letters. -2015. –Vol. 53, -P. 1-6.
56. Manouare A.Z., Ibnyaich S., El Idrissi A., Ghammaz A., Touhami N.A. A compact dual-band CPW-fed planar monopole antenna for 2.62-2.73 GHz frequency band, wimax and wlan applications // Journal of Microwaves, Optoelectronics and Electromagnetic Applications. -2017. –Vol. 16(2), -P. 564-576.
57. Malallah R., Shaaban R.M., Al-Tumah W.A.G. A dual band star-shaped fractal slot antenna: Design and measurement // AEU - International Journal of Electronics and Communications. -2020. – Vol. 127, - p. 153473
58. Tiwari D., Ansari J.A., Saroj A.K., Kumar M. Analysis of a Miniaturized Hexagonal Sierpinski Gasket fractal microstrip antenna for modern wireless communications // AEU - International Journal of Electronics and Communications. - 2020. –Vol. 123, -p. 153288.
59. Mahendran K., Gayathri D.R., Sudarsan H. Design of multi band triangular microstrip patch antenna with triangular split ring resonator for S band, C band and X band applications // Microprocessors and Microsystems. -2021. –Vol. 80, p. 103400.
60. Chaouche Y. B., Nedil M., Hammache B., Belazzoug M. Design of Modified Sierpinski Gasket Fractal Antenna for Tri-band Applications // 2019 IEEE International Symposium on Antennas and Propagation and USNC-URSI Radio Science Meeting. –2019, –p. 889-890, doi: 10.1109/APUSNCURSINRSM.2019.8889038.
61. Esfandiarpour S., Hassani H. R., Frotanpour A. A Dual-Band Circularly Polarized Monopole Antenna for WLAN Application // Proceedings of the 5-th European Conference on Antennas and Propagation, EUCAP 2011. -2011. 5782194. – p. 346-349.
62. Arora R., Rana S.B., Arya S., Khan S. Performance evaluation of micromachined fabricated multiband horn-shaped slotted patch antenna // Journal of Computational Electronics. –2016. –Vol. 15(3), –P. 1028-1039.
63. Gupta M., Mathur V., Kumar A., Saxena V., Bhatnagar, D. Microstrip hexagonal fractal antenna for military applications // Frequenz. –2019. – Vol. 73(9-10), –P. 321-330.
64. Sahoo A.B., Mishra G.P., Mangaraj B.B. A novel dual slot circular patch antenna design for multi-band applications // Microwave Review. –2018. –Vol. 24(2), –P. 9-18.
65. Siddiqui M.G., Saroj A.K., Devesh Ansari J.A. Multi-band fractaled triangular microstrip antenna for wireless applications // Progress In Electromagnetics Research M. –2018. –Vol. 65, –P. 51-60.
66. Chen C.-H., Yung E.K.N. Dual-band circularly-polarized CPW-fed slot antenna with a small frequency ratio and wide bandwidths // IEEE Transactions on Antennas and Propagation. –2011. – Vol. 59(4), 5704177, –P. 1379-1384.
67. Патент РФ 2010116322/07, 23.04.2010. Двухдиапазонная печатная дипольная антенна // Патент России № 2432646. 27.10.2011 Бюл. № 30 / Горбачев

Анатолий Петрович (RU), Евдокимов Тимур Андреевич (RU), Хлопина Анастасия Георгиевна (RU).

68. Патент РФ 2000101319/09, 19.12.1997. Двухдиапазонная антенна // Патент России № 2183372. 10.06.2002 Бюл. № 16 / Ха Донг Ин (KR), Сео Хо Соо (KR), Гуделев Александр (KR), Крылов Константин (KR).

69. Патент РФ 2014119427/08, 14.05.2014. Широкополосные микрополосковые антенны и антенные решетки // Патент России № 2576592. 10.03.2016 Бюл. № 7 / Чжао Цзыжань (CN), Чжэнь Чжицян (CN), Ли Юаньцин (CN), У. Ваньлун (CN), Лю Инун (CN), Ян Цзэцин (CN), Лю Вэньго (CN), Сан Бинь (CN), Чжэн Лэй (CN).

70. Патент РФ 2019115309, 20.05.2019. Двухдиапазонная антенна // Патент России № 2712798. 31.01.2020 Бюл. № 4 / Алексейцев Сергей Александрович (RU), Горбачев Анатолий Петрович (RU).

71. Патент РФ 2000107724/09, 29.03.2000. Многодиапазонная петлевая зигзагообразная антенна // Патент России № 2170478. 10.07.2001 Бюл. № 19 / Крапивин В.Л., Шарин А.А.

72. Патент РФ 2006122430/09, 23.06.2006. Многодиапазонная микрополосковая антенна этажерочного типа // Патент России № 2315398. 20.01.2008 Бюл. № 2 / Королев Юрий Николаевич (RU), Бойко Сергей Николаевич (RU), Исаев Андрей Викторович (RU).

73. Патент РФ 2019127431, 29.08.2019. Компактная многодиапазонная микрополосковая антенна круговой поляризации (варианты) // Патент России № 2722629. 02.06.2020 Бюл. № 16 / Илларионов Иван Александрович (RU), Балаев Алексей Анатольевич (RU), Варенцов Евгений Леонтьевич (RU), Дудкин Михаил Игоревич (RU), Зотова Наталья Александровна (RU).

74. Патент РФ 94009404/09, 16.03.1994. Широкополосная микрополосковая антенна // Патент России № 2122263. 20.11.1998 / Тарасов Н.П., Железин Е.М., Казанцев С.Н.

75. Патент РФ 2010146931/07, 17.11.2010. Трехдиапазонная микрополосковая антенна // Патент России № 2435259. 27.11.2011 Бюл. № 33 / Канаев Константин Александрович (RU), Попов Олег Вениаминович (RU), Смирнов Павел Леонидович (RU), Соломатин Александр Иванович (RU), Царик Игорь Владимирович (RU), Шепилов Александр Михайлович (RU).

76. Alam T., Islam M.T., Md. Ullah A., Cho M. A Solar Panel-Integrated Modified Planner Inverted F Antenna for Low Earth Orbit Remote Sensing Nanosatellite Communication System // Sensors. –2018. –v. 18. –p. 2480.

77. Tariq S, Baktur R. Circularly polarized UHF up- and downlink antennas integrated with CubeSat solar panels // IEEE Antennas and Propagation Society, AP-S International Symposium (Digest) 2015-October. –2015. –n. 7305101. –p. 1424-1425.

78. Jones T.R., Grey J.P., Daneshmand M. Solar panel integrated circular polarized aperture-coupled patch antenna for cubesat applications. IEEE Antennas Wireless Propagation Lett 2018, 17(10), 8457227, pp. 1895-1899.

79. Liu X., Jackson D.R., Chen J., Liu J., Fink P.W., Lin G.Y., et al. Transparent and Nontransparent Microstrip Antennas on a CubeSat: Novel low-profile antennas for

CubeSats improve mission reliability // IEEE Antennas Propag Mag. –2017. 59(2). – p. 59–68. 7859465.

80. Podilchak S.K., Comite D., Montgomery B.K., Li Y., Gomez-Guillamon Buendia V., Antar Y.M.M. Solar Panel Integrated Circularly Polarized Meshed Patch for Cubesats and Other Small Satellites // IEEE Access. –2019. –v. 7(8763936). – n. 96560–6.

81. Neveu N, Garcia M, Casana J, Dettloff R, Jackson DR, Chen J. Transparent microstrip antennas for CubeSat applications // IEEE International Conference on Wireless for Space and Extreme Environments, WiSEE 2013 – Conference Proceedings. –2013. 6737542.

82. Zorbakhsh S., Akbari M., Farahani M., Ghayekhloo A., Denidni T.A., Sebak A-R. Optically Transparent Subarray Antenna Based on Solar Panel for CubeSat Application // IEEE Trans Antennas Propagation. –v. 68(1). –n. 8826581. –p. 319-328

83. Nascetti A., Pittella E., Teofilatto P., Pisa S. High-gain S-band patch antenna system for earth-observation CubeSat satellites // IEEE Antennas Wireless Propag. Lett. –2015. –vol. 14. –p. 434–437.

84. CubeSat Antenna System for 1U/3U [Электронный ресурс] // www.isispace.nl: ISISPACE URL: <https://www.isispace.nl/product/cubesat-antenna-system-1u-3u/> (дата обращения: 15.12.2022).

85. NanoCom ANT430 [Электронный ресурс] // GomeSpace URL: <https://gomspace.com/shop/subsystems/communication-systems/nanocom-ant430.aspx> (дата обращения: 15.12.2022)

86. S-band antenna ISM [Электронный ресурс] // EnduroSat URL: <https://www.endurosat.com/cubesat-store/cubesat-antennas/s-band-patch-antenna/> (дата обращения: 15.12.2022)

87. X-band patch antenna [Электронный ресурс] // EnduroSat URL: <https://www.endurosat.com/cubesat-store/cubesat-antennas/x-band-patch-antenna/> (дата обращения: 15.12.2022)

88. Helios deployable antenna [Электронный ресурс] // CubeSatshop URL: <https://www.cubesatshop.com/product/helios-deployable-antenna/> (дата обращения: 15.12.2022)

89. Meirambekuly, N., Temirbayev, A. A., Zhanabaev, Z. Z., Karibayev, B. A., Namazbayev, T. A., Khaniyev, B. A., & Khaniyeva, A. K. Dual-band optical imaging system-integrated patch antenna based on anisotropic fractal for earth-observation CubeSats // Ain Shams Engineering Journal. –2022. –v. 13(2) doi:10.1016/j.asej.2021.07.010.

90. Мейрамбекұлы Н., Карибаев Б.А., Темирбаев А.А. Многодиапазонная антенна на базе второго поколения анизотропного фрактала для малых космических аппаратов дистанционного зондирования и наблюдения земли // Известия национальной академии наук Республики Казахстан, –2021. –№5. – с.42–53, <https://doi.org/10.32014/2021.2518-1726.83>

91. Zhanabaev Z. Fractal model of turbulence in a jet // Soviet J Appl Phys. – 1989, –v. 3(1). –p. 75–8.

92. Zhanabaev Z.Z., Karibayev B.A., Imanbayeva A.K., Namazbayev T.A., Akhtanov S.N. Electrodinamic characteristics of wire dipole antennas based on fractal curves // J Eng Sci Technol. –2019. –v. 14. –p. 305–20.

93. Мейрамбекұлы Н., Темирбаев А.А., Карибаев Б.А., Намазбаев Т.А. Анизотропты фрактал негізінде жасалған кіші ғарыш аппараттарына арналған S-диапазонды патч антенна // ҚазҰТЗУ хабаршысы. –2020. –№ 3 (139). –С. 325-330.

94. Meirambekuly N., Karibayev B.A., Temirbayev, A. A. et al. S и X диапазонная патч антенна для наноспутников CubeSat. // Вестник. Серия Физическая (ВКФ). -2021. v. 78, n. 3, p. 90-96.

95. Balanis CA. Antenna theory, analysis and design. Third ed. Hoboken, NJ, USA // Wiley and Sons. -2005.

96. Meirambekuly N, Karibayev, B.A., Namazbayev, T., Ibrayev G.E., Orynassar S.O., Samsonenko A.I., Temirbayev A.A. A High Gain Deployable L/S Band Conical Helix Antenna Integrated with Optical System for Earth Observation CubeSats // IEEE Access. 2023 doi: 10.1109/ACCESS.2023.3253556.

97. High performing Camera-system for Earth Observation Projects [Электронный ресурс] // GomSpace.com URL: <https://gomspace.com/shop/subsystems/payloads/earth-observation.aspx> (Дата обращения 15.12.2022)

98. CubeSat cameras and optical payloads for small satellites on the global marketplace [Электронный ресурс] // Satsearch URL: <https://blog.satsearch.co/2020-03-25-optical-payloads-for-small-satellites-a-sector-overview> (дата обращения: 15.11.2022)

99. A New Standard for Earth Observation [Электронный ресурс] // Simera sense URL: <https://simera-sense.com/cubesat-imager/> (дата обращения: 15.11.2022).

100. Storch M., Jarmer T., Adam M., de Lange N. Systematic Approach for Remote Sensing of Historical Conflict Landscapes with UAV-Based Laserscanning // Sensors. –2021. –vol. 22, –n. 1. –p. 217, doi: 10.3390/s22010217.

101. GOMSpace. High performing Camera-system for Earth Observation Projects. Available: <https://gomspace.com/shop/payloads/earth-observation.aspx>, (дата обращения: 15.11.2022).

102. Antenna Definitions [Электронный ресурс] // Antenna-Theory URL: <https://www.antenna-theory.com/definitions/main.php> (дата обращения 15.12.2022)

103. Antenna Patterns and Their Meaning [Электронный ресурс] // CISCO URL: <https://www.industrialnetworking.com/pdf/Antenna-Patterns.pdf> (дата обращения 15.12.2022).

104. Fonda C., Zennaro M. Radio Laboratory Handbook [Электронный ресурс] // Ch.6 – Antenna Measurements URL: <http://wireless.ictp.it/handbook/C6.pdf> (дата обращения 15.10.2022)

105. Intro to Antenna Polarization [Электронный ресурс] // JEM engineering URL: <https://jemengineering.com/blog-intro-to-antenna-polarization/#:~:text=The%20polarization%20of%20an%20antenna,is%20received%20by%20an%20antenna> (дата обращения 15.10.2022)

106. Li B. Axial ratio measurements of circularly polarised antennas based on polarisation rotation // IET Microw. Antennas Propag. –2018. –vol. 12, –n. 15, –p. 2379–2382, doi:10.1049/iet-map.2018.5421.
107. Canuto, E., Novara, C., Carlucci, D., Montenegro, C. P., & Massotti, L. (2018). *Spacecraft Dynamics and Control: The Embedded Model Control Approach*. Butterworth-Heinemann.
108. He, J. H., Amer, T. S., El-Kafly, H. F., & Galal, A. A. (2022). Modelling of the rotational motion of 6-DOF rigid body according to the Bobylev-Steklov conditions. *Results in Physics*, 35, 105391.
109. L. Euler Du mouvement de rotation des corps solides autour d'un axe variable, *Mémoires de l'académie des sciences de Berlin* 14 (1765) 154 193.
110. J. Lagrange, *Mécanique analytique*, Paris (1788).
111. S. Poisson, *Traité de mécanique*, 2 vols., Paris: Bachelier 1811, second edition (1833).
112. Poinsot L. *Theorie nouvelle de la rotation des corps*. Paris: Bachelier; 1834.
113. Hess W. *Über das rollen einer Fläche zweiten grades auf einer invariablen ebene*. München: Diss; 1880.
114. Kovaleveskaya S. Sur le probleme de la rotation d'un corps solide autour d'un point fixe. *Acta Math* 1889;12(2):177–232.
115. Amer, T. S., & Abady, I. M. (2017). On the application of KBM method for the 3-D motion of asymmetric rigid body. *Nonlinear Dynamics*, 89, 1591-1609.
116. Ismail, A. I. (2020). Solving a problem of rotary motion for a heavy solid using the large parameter method. *Advances in Astronomy*, 2020, 1-7.
117. F. L. Chernousko, L. D. Akulenko, and D. D. Leshchenko, *Evolution of Motions of a Rigid Body about its Center of Mass*, p. 1, Springer International Publishing AG, Cham, Switzerland, 2017.

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Измеренные КСВН используемых в исследовании КУ эталонных антенн.

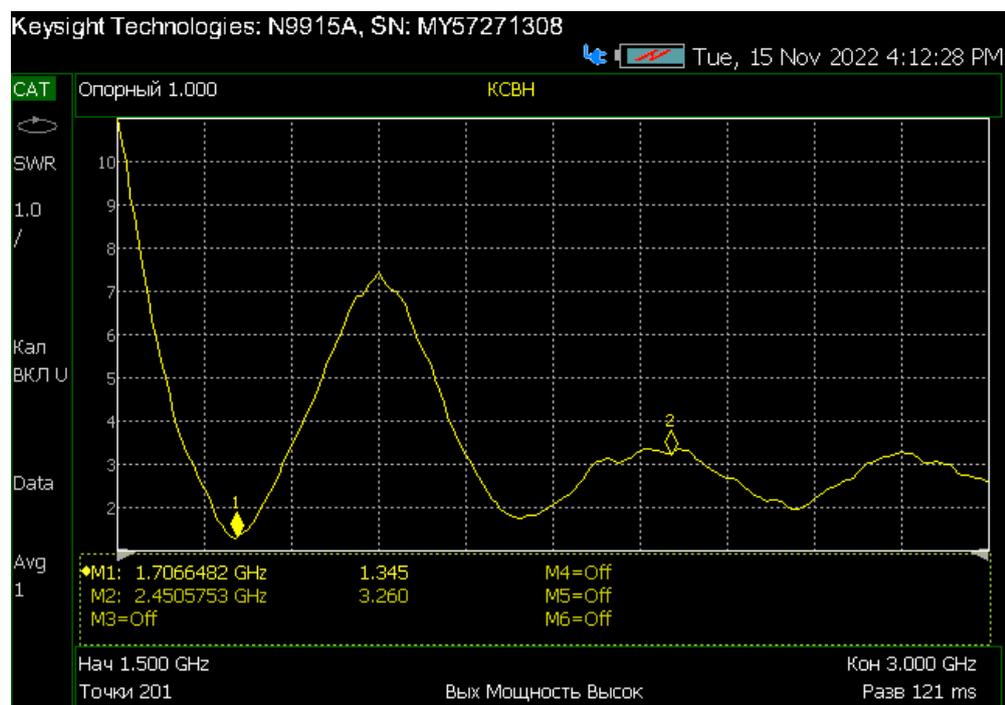


Рисунок А1 – КСВН эталонной антенны для 1,7 ГГц



Рисунок А2 – КСВН эталонной антенны для 1,92 ГГц

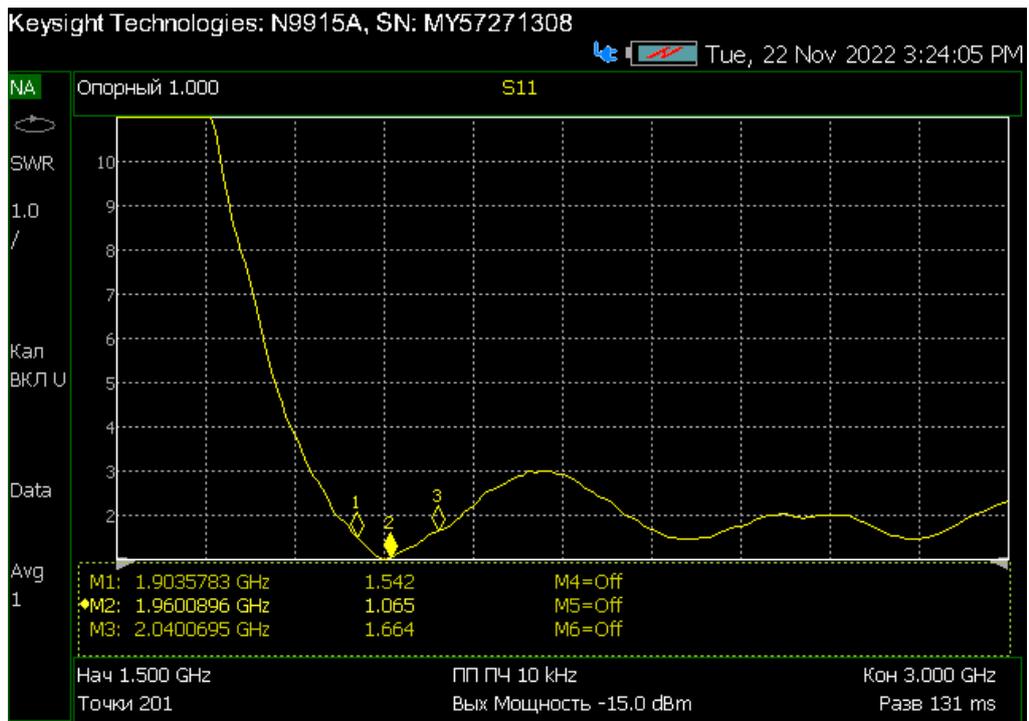


Рисунок А3 – КСВН эталонной антенны для 1,96 ГГц

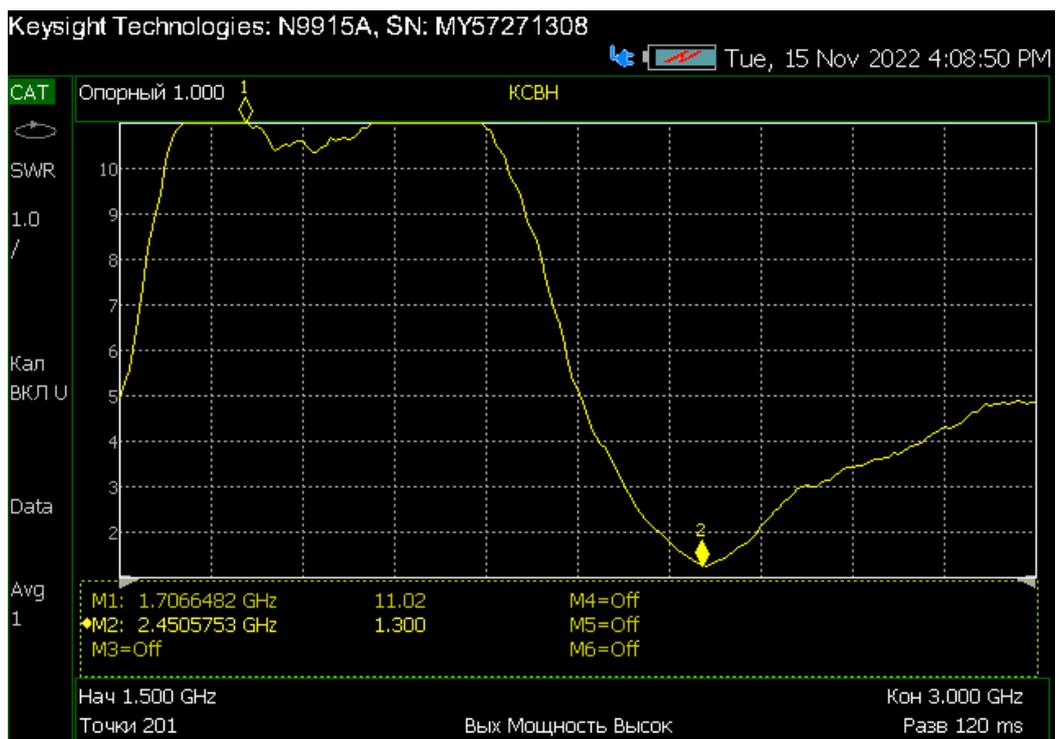


Рисунок А4 – КСВН эталонной антенны для 2,45 ГГц

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Результаты измерений КУ антенн

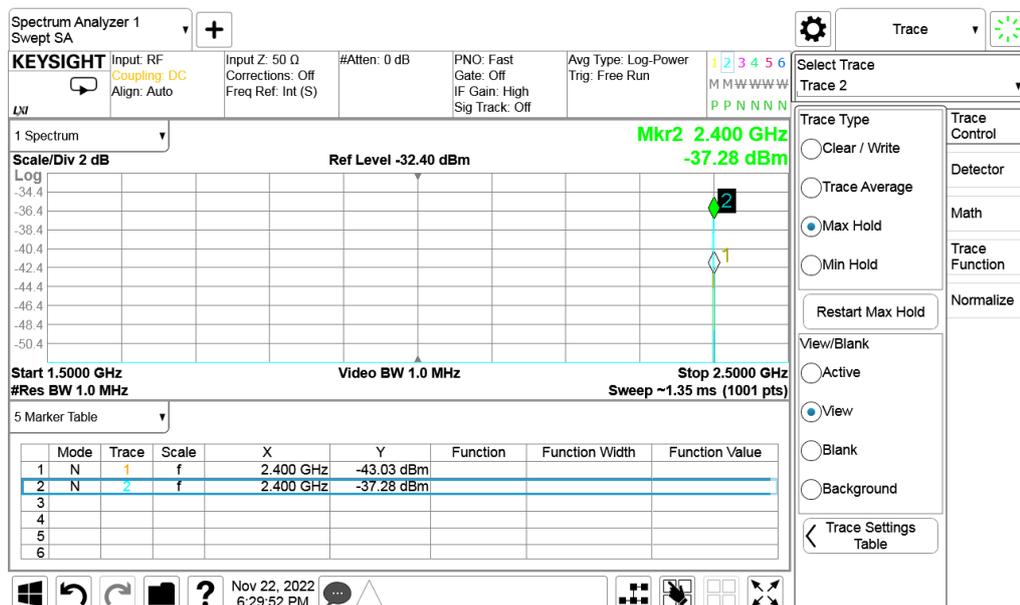


Рисунок Б1 – КУ патч антенны на базе ZhF первой иерархии ($n = 1$, толщина подложки $h = 3$ мм) на частоте 2,4 ГГц, где 1–эталонная антенна с КУ 1 дБи, 2–тестируемая антенна

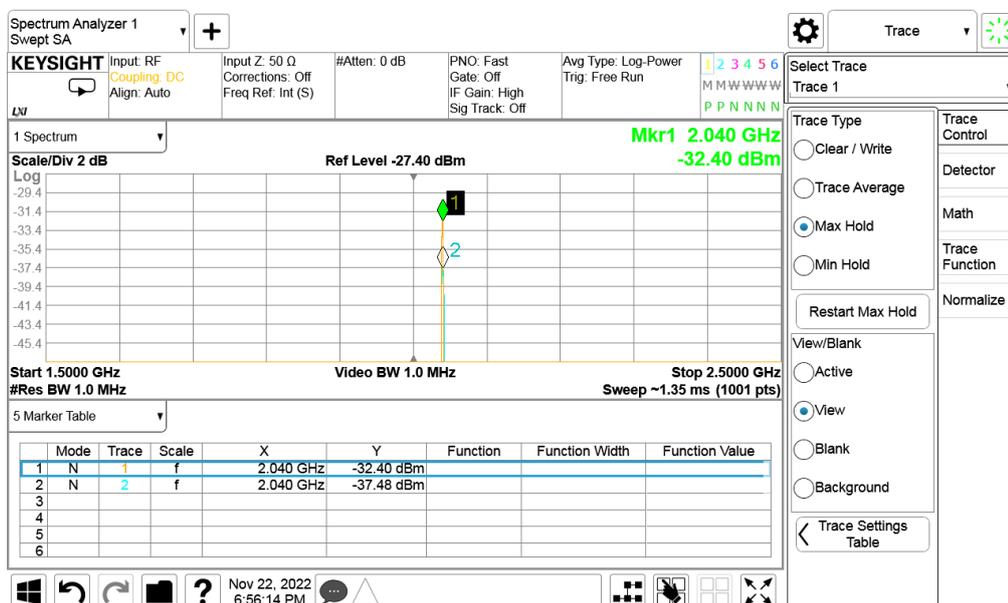


Рисунок Б1 – КУ патч антенны на базе ZhF первой иерархии ($n = 1$, толщина подложки $h = 3$ мм) на частоте 2,04 ГГц, где 1–эталонная антенна с КУ 1 дБи, 2–тестируемая антенна

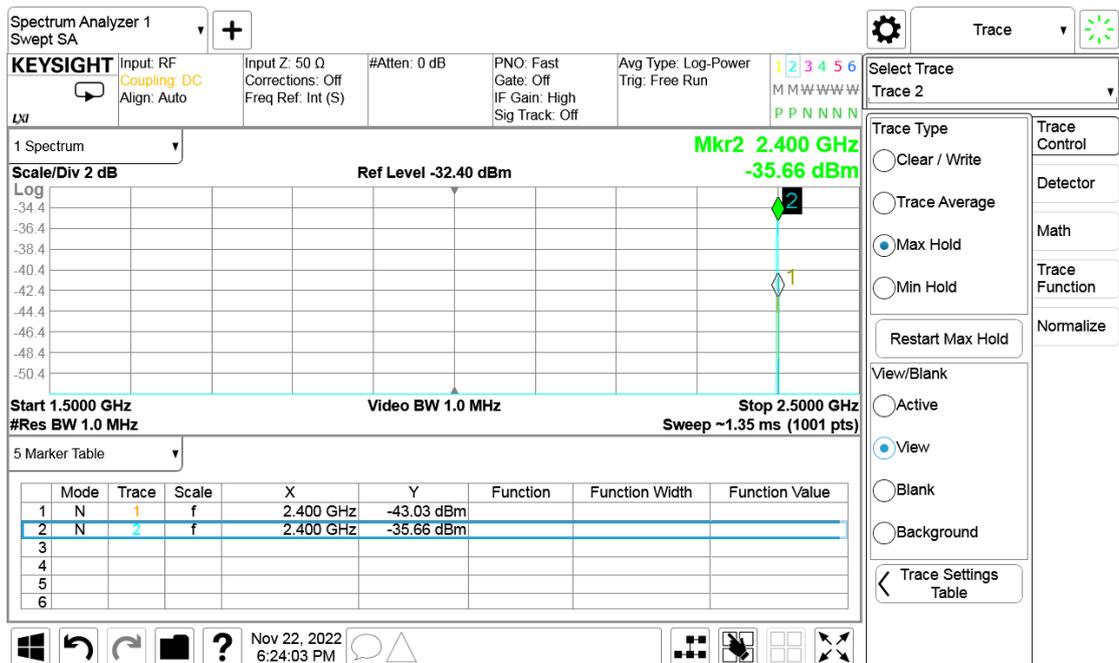


Рисунок Б3 – КУ патч антенны на базе ZhF второй иерархии ($n = 2$, толщина подложки $h = 3$ мм) на частоте 2,4 ГГц, где 1-эталонная антенна с КУ 1 дБи, 2- тестируемая антенна

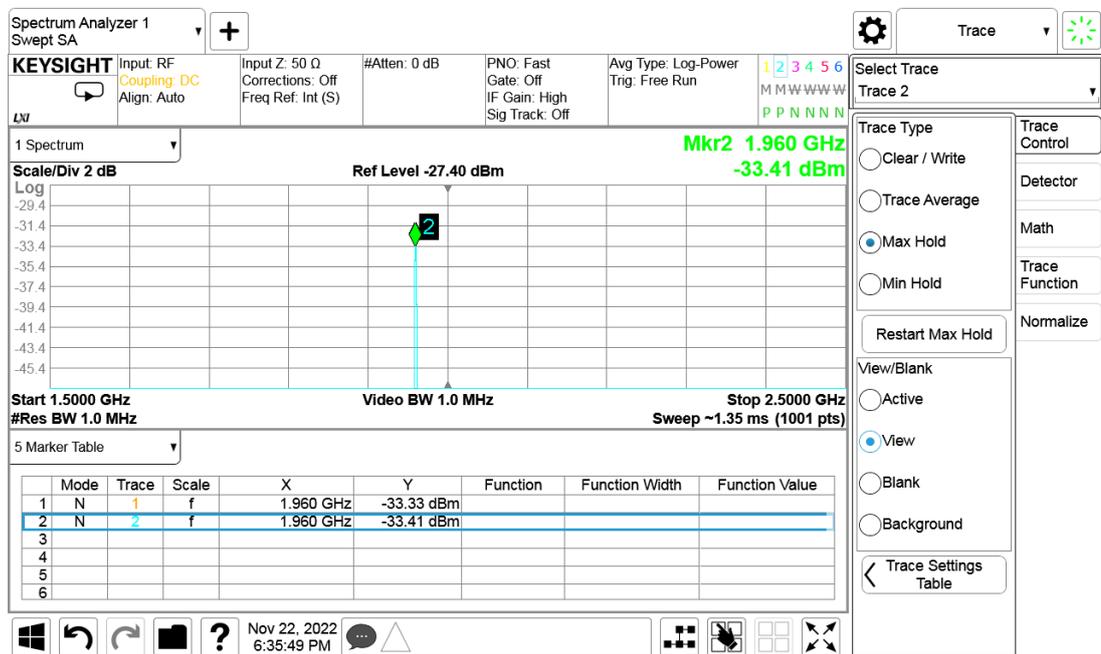


Рисунок Б4 – КУ патч антенны на базе ZhF второй иерархии ($n = 2$, толщина подложки $h = 3$ мм) на частоте 1,96 ГГц, где 1- тестируемая антенна, 2- эталонная антенна с КУ 1 дБи

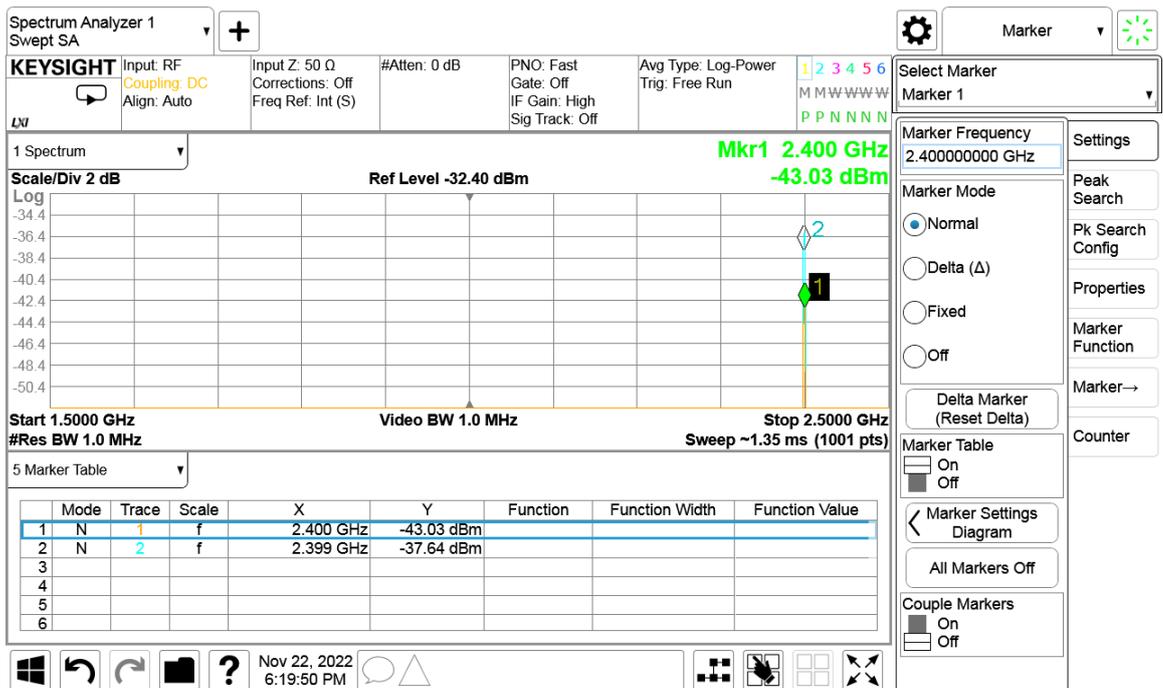


Рисунок Б5 – КУ патч антенны на базе ZhF третьей иерархии ($n = 3$, толщина подложки $h = 3$ мм) на частоте 2,4 ГГц, где 1-эталонная антенна с КУ 1 дБи, 2-тестируемая антенна



Рисунок Б6 – КУ патч антенны на базе ZhF третьей иерархии ($n = 3$, толщина подложки $h = 3$ мм) на частоте 1,92 ГГц, где 1-тестируемая антенна, 2-эталонная антенна с КУ 1 дБи

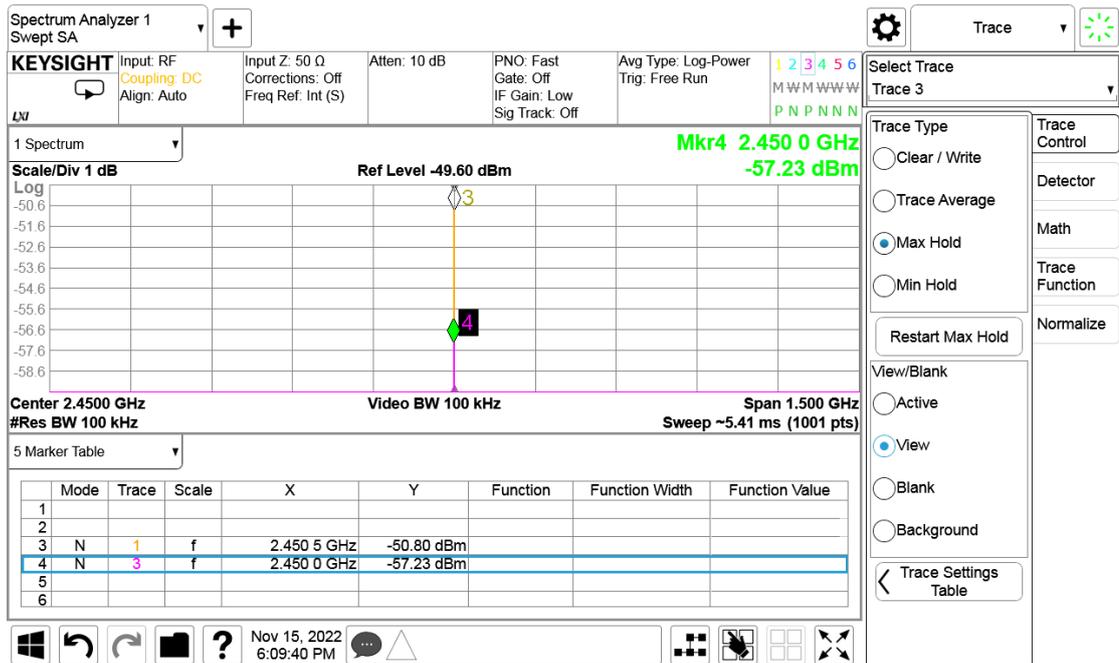


Рисунок Б7 – КУ спиральной антенны на частоте 2,45 ГГц, где 3-тестируемая антенна, 4-эталонная антенна с КУ 1 дБи



Рисунок Б7 – КУ спиральной антенны на частоте 2,45 ГГц, где 1-эталонная антенна с КУ 1 дБи, 2-тестируемая антенна

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Параметры S21 исследуемых антенн.



Рисунок В1 – Параметр S21 патч антенны на базе ZhF второй иерархии ($n = 2$) с толщиной подложки $h = 3$ мм

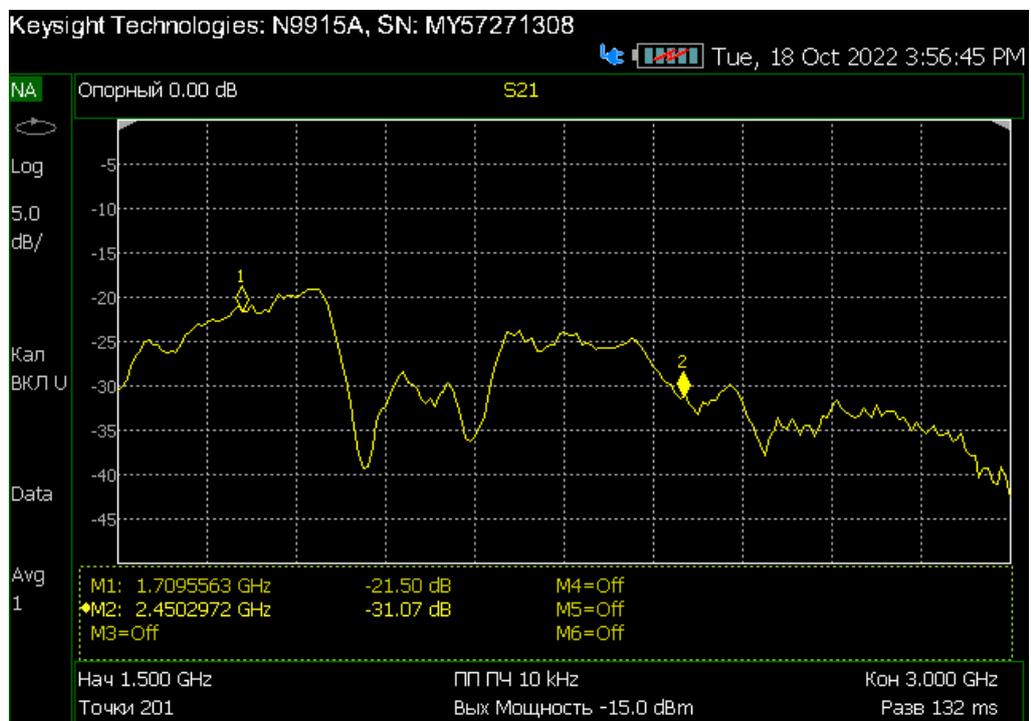


Рисунок В1 – Параметр S21 спиральной антенны