

**Основные результаты научных исследований выполнения этапа 2  
по соглашению 14.578.21.0229 от 26.09.2017 г.**

**(Уникальный идентификатор работ (проекта) RFMEFI57817X0229)**

1) Разработана математическая модель функционирования бортового комплекса управления КА мониторинга Земли.

Математическая модель функционирования бортового комплекса управления включает в себя:

- модели алгоритмов бортового программного обеспечения;
- модели бортовой аппаратуры;
- модели внешней среды.

Разработанные модели имитируют работу бортового комплекса управления КА на следующих типовых участках полёта:

- гашение угловых скоростей;
- демпфирование;
- выполнение программного поворота в солнечную ориентацию;
- выполнение программного поворота в орбитальной системе координат.

2) Разработан алгоритм функционирования бортового комплекса управления КА мониторинга Земли.

Алгоритм функционирования бортового комплекса управления КА решает следующие задачи:

- приведение в солнечную ориентацию;
- определение ориентации КА в инерциальной системе координат по информации звездного датчика и измерителя угловых скоростей;
- расчёт программного поворота в солнечную ориентацию;
- формирование параметров движения в программном повороте;
- расчёт аргументов управления;
- определение ориентации по измерениям угловой скорости;
- определение ориентации КА по информации звездного датчика;
- расчёт эфемерид Солнца и Луны;

- управление движением КА.

3) Разработаны программная модель и программная документация функционирования бортового комплекса управления КА мониторинга Земли.

Программная модель функционирования бортового комплекса управления КА мониторинга Земли имеет в своем составе библиотеки с программными моделями аппаратуры бортового комплекса управления и предусматривает возможность сохранения результатов расчёта для различных вариантов исходных данных.

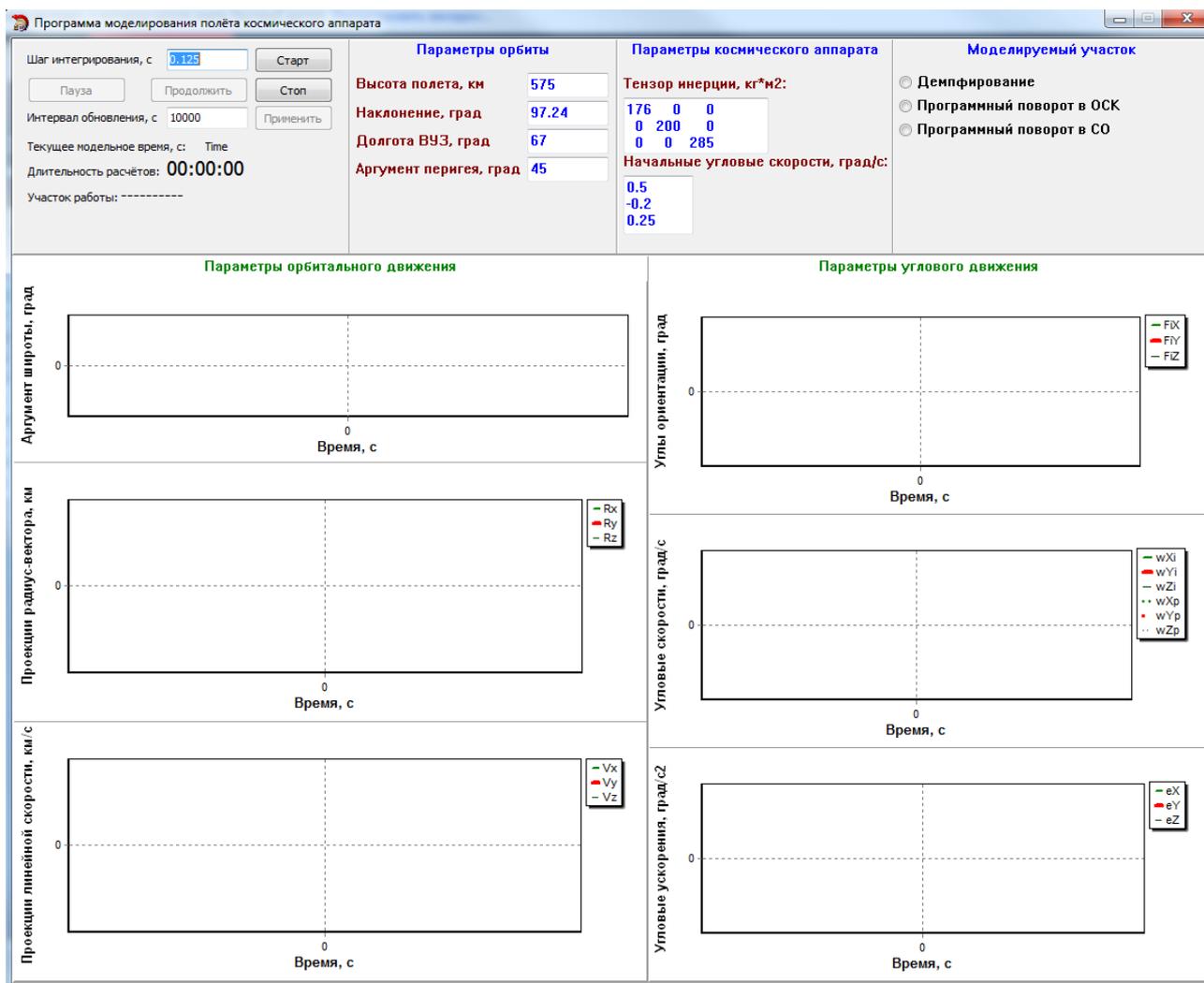


Рисунок 1 – Внешний вид интерфейса

4) Разработана математическая модель процесса поддержания параметров рабочей орбиты низкоорбитального КА мониторинга Земли с

учетом ограничений, накладываемых системой электропитания КА на режим работы электрореактивной двигательной установки.

Разработанная математическая модель процесса поддержания параметров рабочей орбиты низкоорбитального КА мониторинга Земли включает модели:

- модель внешних аэродинамических воздействий;
- модель поддержания периода обращения;
- модель поддержания фокального параметра и эксцентриситета;
- модель массы низкоорбитального КА мониторинга Земли.

5) Разработана математическая модель процесса поддержания параметров КА с дифракционными оптическими элементами с помощью электрореактивной двигательной установки.

Разработанная математическая модель процесса поддержания параметров КА с дифракционными оптическими элементами с помощью электрореактивной двигательной установки должна включать следующие модели:

- модель внешних лунно-солнечных возмущений;
- модель изменения параметров геостационарной орбиты под

6) Разработан алгоритм выбора оптимальных проектных характеристик электрореактивной двигательной установки низкоорбитального КА мониторинга Земли.

Алгоритм выбора оптимальных проектных характеристик электрореактивной двигательной установки низкоорбитального КА мониторинга Земли предусматривает формирование области допустимых проектных вариантов с последующим выбором оптимального решения по критерию минимума массы КА.

7) Разработан алгоритм управления параметрами орбиты КА с дифракционными оптическими элементами с помощью электрореактивной двигательной установки.

Алгоритм управления параметрами орбиты КА с дифракционными оптическими элементами с помощью электрореактивной двигательной установки предусматривает коррекцию параметров управления с учетом воздействия внешних факторов.

8) Разработаны программная модель и программная документация процесса поддержания параметров целевой орбиты низкоорбитального КА мониторинга Земли.

В исходных данных программной модели процесса поддержания параметров целевой орбиты низкоорбитального КА мониторинга Земли задаются следующие параметры:

- начальные массовые проектные характеристики разрабатываемого низкоорбитального КА и его бортовых систем энергопитания и обеспечения теплового режима;

- начальные геометрические проектные характеристики разрабатываемого низкоорбитального КА и его бортовых систем (объем КА, удельные объемные характеристики бортовых систем энергопитания и обеспечения теплового режима; площадь поверхности КА);

- начальные проектные характеристики системы энергопитания (площадь поверхности солнечных батарей; емкость аккумуляторных батарей; удельные энерго-массовые и энерго-объемные характеристики солнечных и аккумуляторных батарей);

- начальные проектные характеристики системы обеспечения теплового режима (площадь радиационного теплообменника);

- параметры орбитального движения разрабатываемого КА;

- срок активного существования разрабатываемого КА.

Программная модель процесса поддержания параметров целевой орбиты низкоорбитального КА мониторинга Земли предусматривает возможность сохранения результатов расчёта для различных вариантов исходных данных.

Выбор параметров ЭЭМ

Настройки Справка Выход

Параметры КА | Параметры движения КА | Параметры ЭРДУ | Расчет массы топлива ЭРДУ | Оптимизация

**Исходные параметры массы и геометрии КА**

1) Диапазон изменения площади поверхности корпуса проектируемого КА, [м<sup>2</sup>]:

|                      |   |
|----------------------|---|
| минимальная площадь  | 2 |
| максимальная площадь | 3 |

2) Диапазон изменения объема корпуса проектируемого КА, [м<sup>3</sup>]:

|                    |   |
|--------------------|---|
| минимальный объем  | 2 |
| максимальный объем | 3 |

3) Диапазон изменения полной массы проектируемого КА, [кг]:

|                    |     |
|--------------------|-----|
| минимальная масса  | 500 |
| максимальная масса | 700 |

4) Диапазон изменения площади навесных элементов конструкции КА, [м<sup>2</sup>]:

|                      |   |
|----------------------|---|
| минимальная площадь  | 1 |
| максимальная площадь | 6 |

**Исходные параметры СЭП КА**

1) Среднесуточная располагаемая мощность от энергоустановки КА, [Вт]:

2) Параметры солнечных батарей:

|  |     |
|--|-----|
| удельная мощность солнечных батарей проектируемого КА, [Вт/м <sup>2</sup> ]: | 140 |
| средний косинус угла освещенности солнечных батарей [cos(аср)]:              | 0,6 |
| удельная масса панелей солнечных батарей, [кг/м <sup>2</sup> ]:              | 1   |

3) Параметры аккумуляторных батарей:

|  |     |
|--|-----|
| ёмкость аккумуляторных батарей проектируемого КА [А*ч]:              | 10  |
| удельная ёмкость аккумуляторных батарей проектируемого КА, [А*ч/кг]: | 0,6 |
| среднее напряжение электропитания аккумуляторных батарей, [В]:       | 27  |

4) Удельная масса других элементов СЭП проектируемого КА, [кг/Вт]:

5) Доля площади солнечных батарей на поверхности корпуса КА:

**Исходные параметры СОТР КА**

1) Средняя температура бортовых систем проектируемого КА, [С]:

2) Среднее значение коэффициента поглощения солнечного излучения поверхностью проектируемого КА (As):

3) Среднее значение коэффициента степени черноты поверхности проектируемого КА (Ew):

4) Степень черноты поверхности радиационного теплообменника (Ew):

**Анализ исходных проектных параметров КА**

1) Баллистический коэф-т КА без учета навесных элементов будет в пределах:  
- от 0,0009 м<sup>2</sup>/кг до 0,0019 м<sup>2</sup>/кг.

2) Баллистический коэф-т КА с учетом навесных элементов будет в пределах:  
- от 0,0018 м<sup>2</sup>/кг до 0,0094 м<sup>2</sup>/кг.

Рисунок 2 - Главное окно программы при включении

Во вкладке "Параметры моделирования" (см. рисунок 3) задаются исходные параметры для осуществления численных расчетов расхода рабочего тела ЭРДУ в процессе полета КА: планируемый срок активного существования КА; дискретность вычислений; режимы работы ЭРДУ (режим поддержания высоты орбиты, режим маневрирования по высоте).

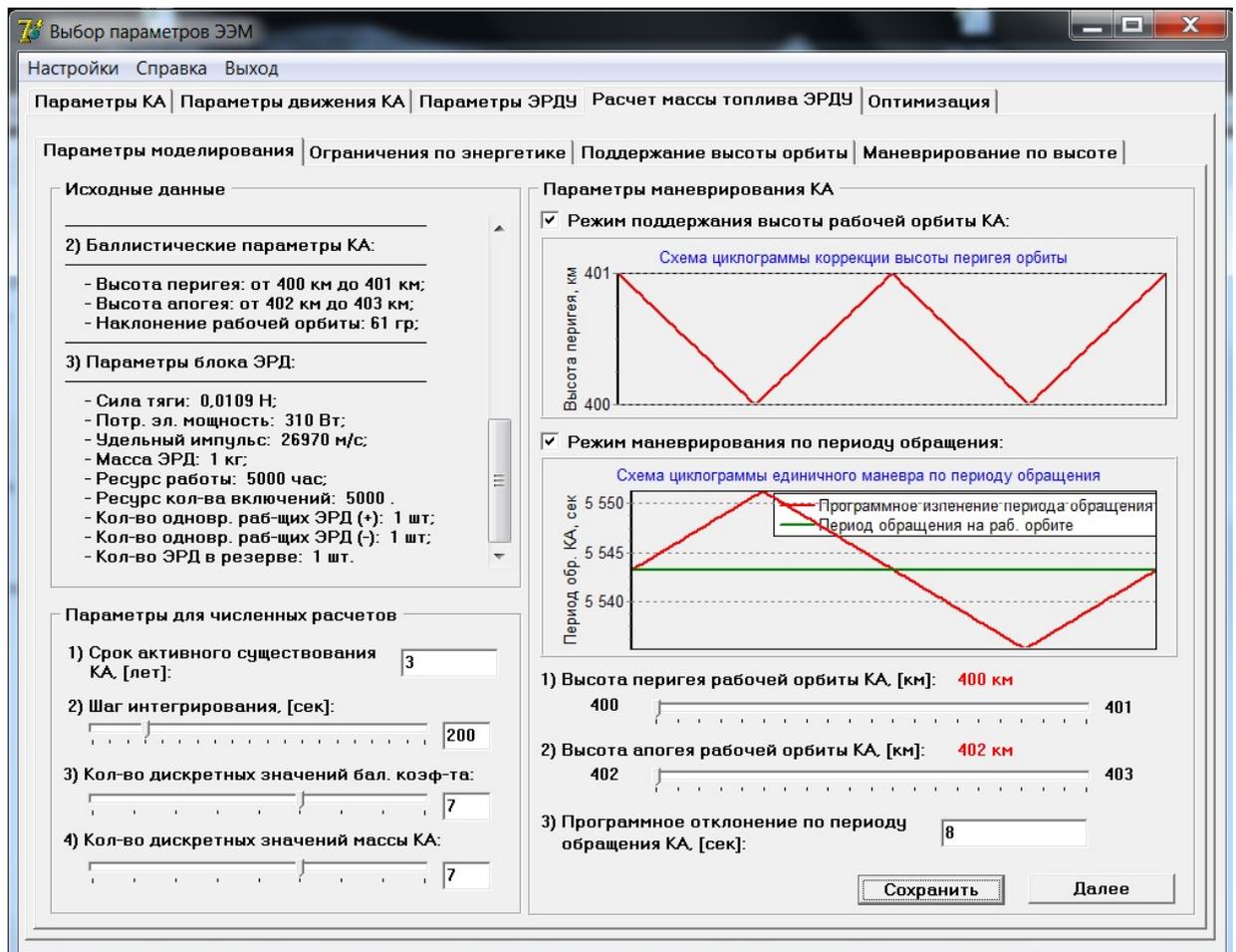


Рисунок 3 - Вкладка "Параметры моделирования"

Во вкладке "Поддержание высоты орбиты" (см. рисунок 4) запускается расчет затрат массы рабочего тела на поддержание высоты рабочей орбиты КА в течение заданного срока активного существования на всем поле возможных проектных параметров (начальных массы и баллистического коэффициента КА).

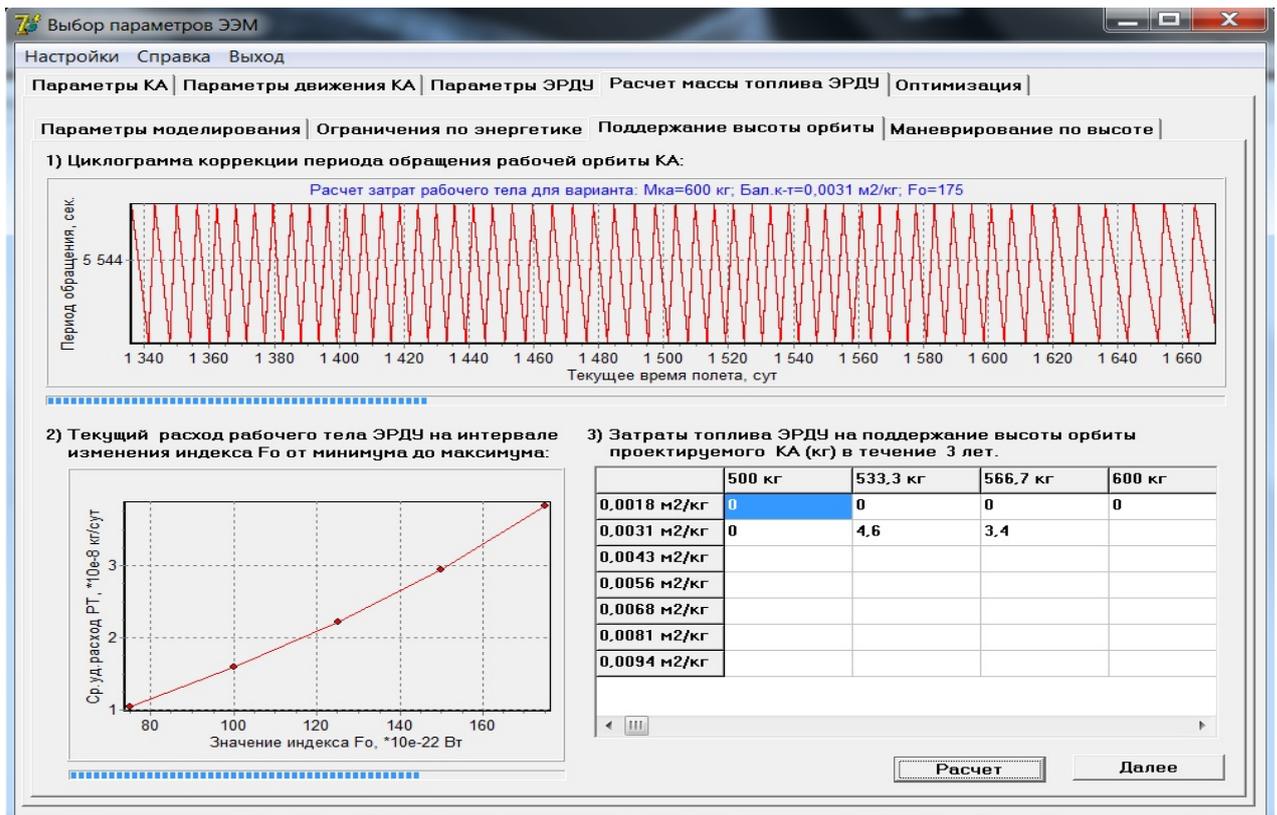


Рисунок 4 - Вкладка "Поддержание высоты орбиты"

9) Разработаны программная модель и программная документация процесса поддержания параметров орбиты КА с дифракционными оптическими элементами.

В исходных данных разработанной программной модели задаются:

- начальные параметры орбиты функционирования;
- уровень реактивного ускорения, создаваемого электрореактивной двигательной установкой;
- начальные значения оптимизируемых параметров управления;
- тип возмущений, действующих на КА.

Программная модель процесса поддержания параметров орбиты КА с дифракционными оптическими элементами предусматривает возможность сохранения результатов расчёта для различных вариантов исходных данных.

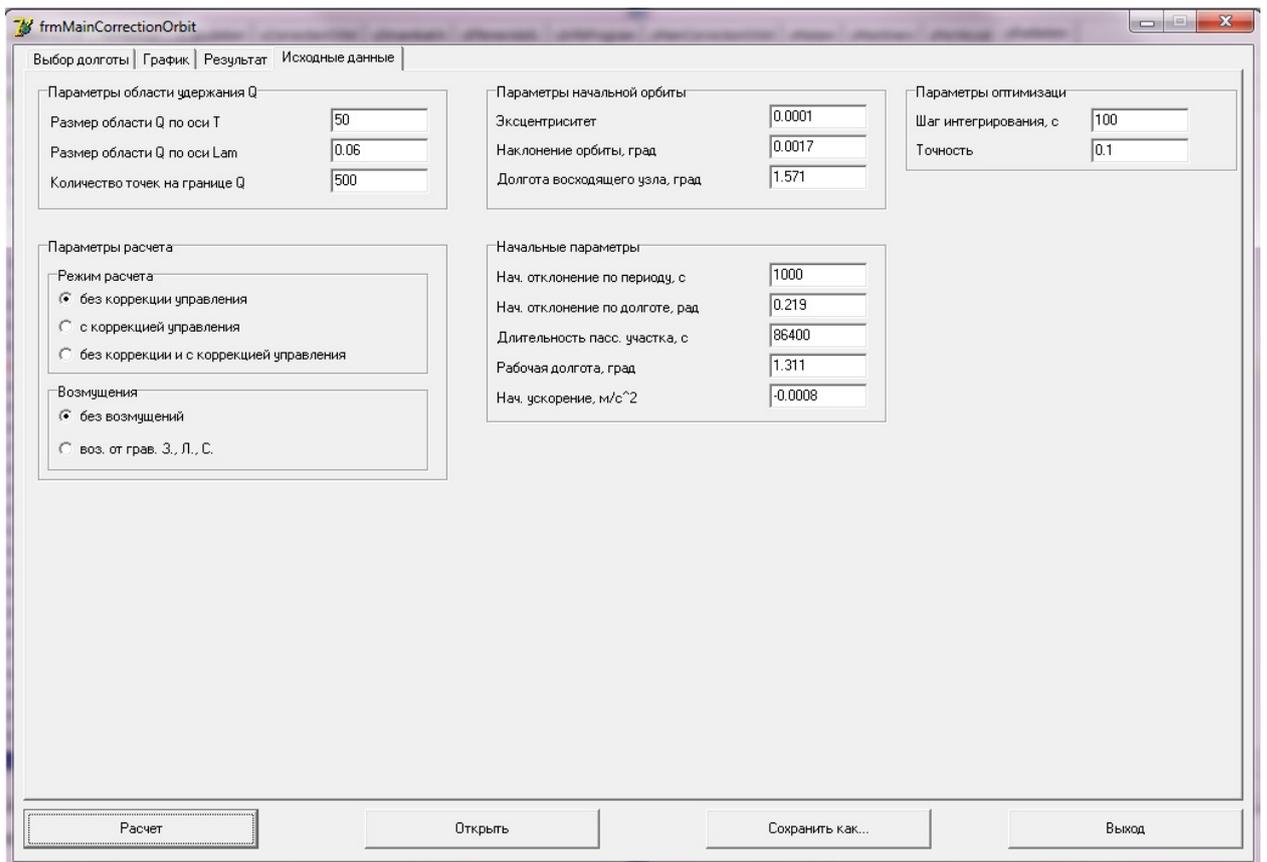


Рисунок 5 – Окно выбора параметров управления и моделирования управляемого движения КА с дифракционными оптическими элементами

Выбор параметров управления строится на основе многошагового алгоритма. Под шагом понимается последовательность пассивного и активного участков. Параметры управления корректируются на каждом шаге алгоритма.

В качестве параметров управления выступают число коррекций (число шагов) и параметры, характеризующие убывающую последовательность продолжительностей работы двигательной установки.

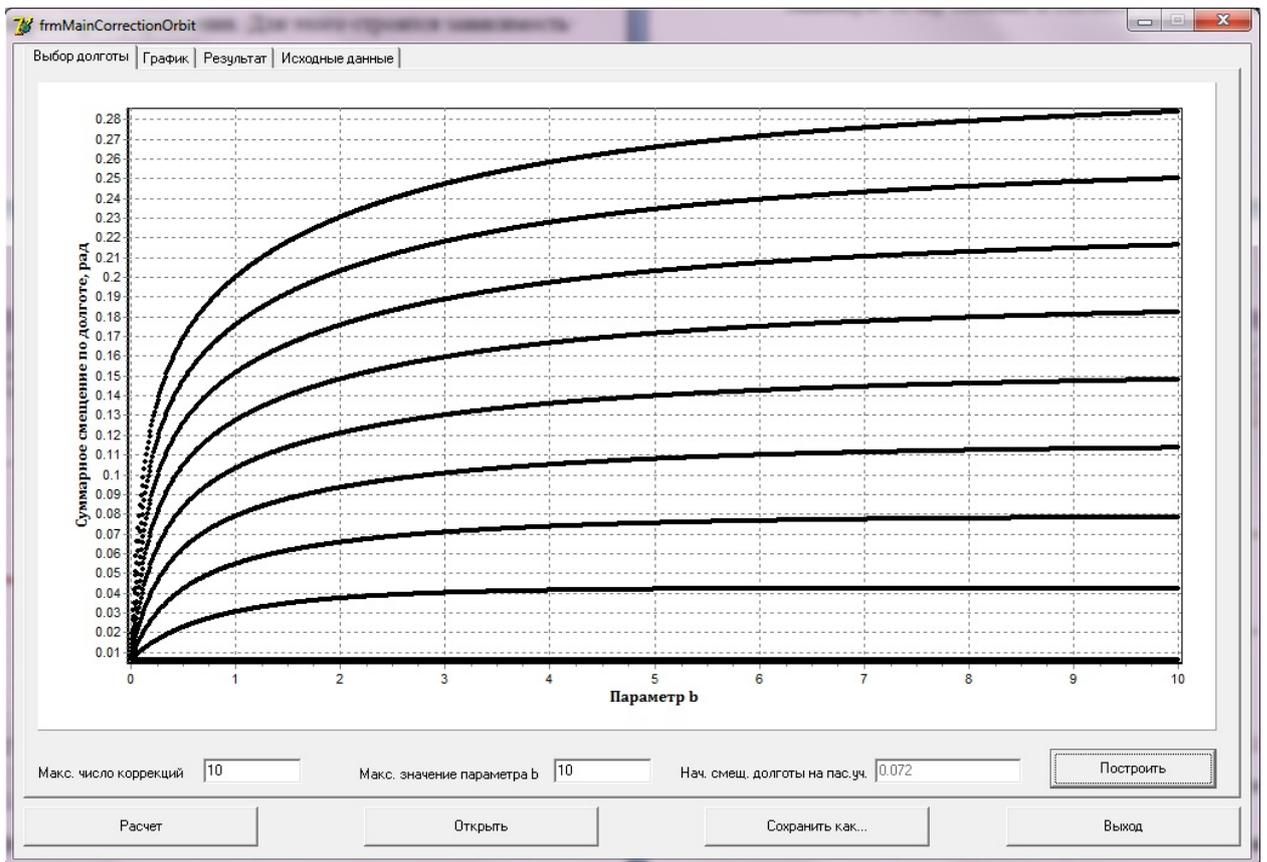


Рисунок 6 – Выбор минимального числа коррекций

Программа позволяет сравнить два процесса перевода в заданную точку геостационарной орбиты: с уточнением параметров управления на каждом шаге; с определением параметров управления только на первом шаге.

Для этого можно одновременно смоделировать два процесса перевода в заданную точку стояния и оценить точность выведения (рисунок 7).

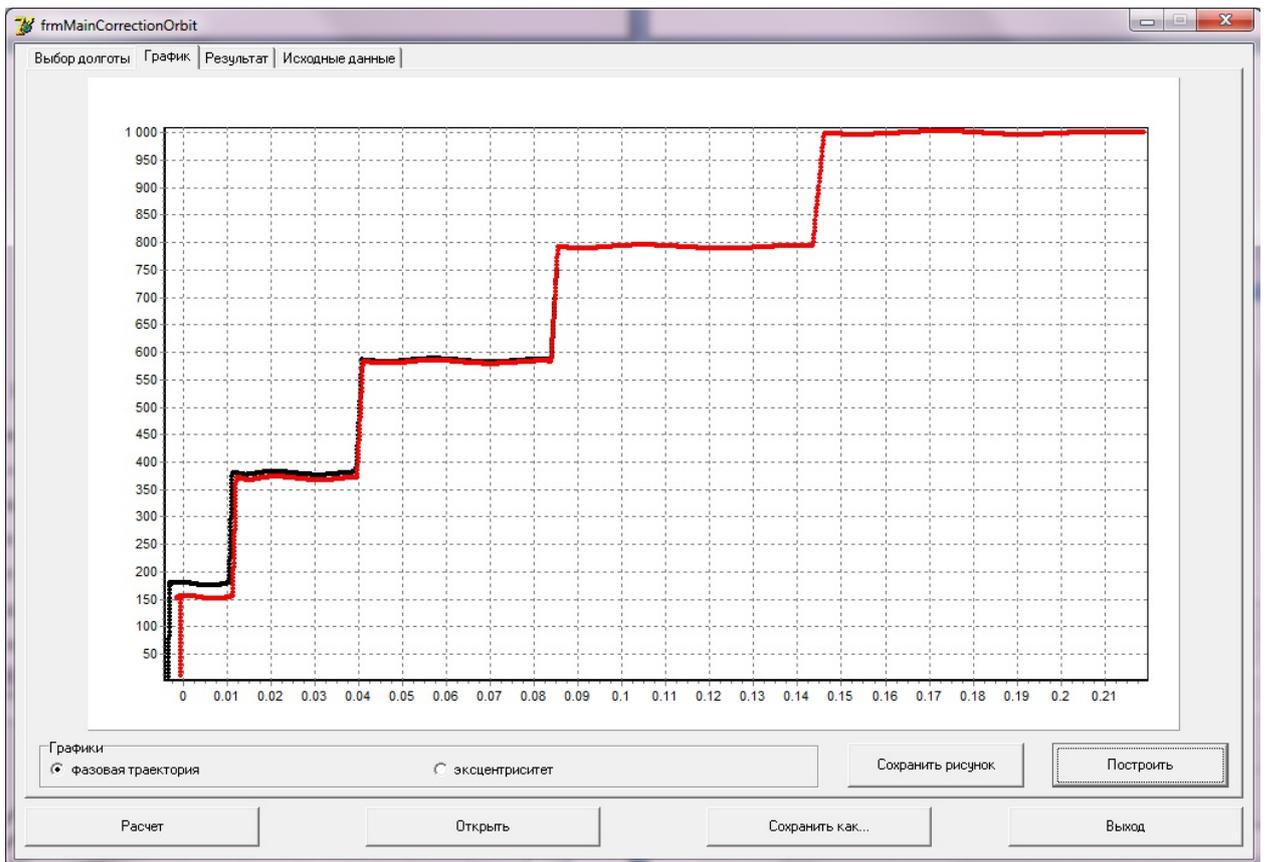


Рисунок 7 – Графическое представление процесса перевода в заданную точку ГСО

10) Разработаны программы и методики испытаний в составе исследовательского стенда разработанных программных моделей.

Разработаны программы и методики проведения испытаний в составе исследовательского стенда следующих разработанных программных моделей:

- программная модель оценки энергобаланса на борту КА мониторинга Земли с учетом циклограмм питания бортовых систем и изменения ориентации панелей солнечных батарей относительно Солнца;
- программный аналог функционирования бортового программного обеспечения системы управления движением;
- программная модель функционирования бортового комплекса управления КА мониторинга Земли;
- программная модель процесса поддержания параметров целевой орбиты низкоорбитального КА мониторинга Земли;

– программная модель процесса поддержания параметров орбиты КА с дифракционными оптическими элементами.

11) Проведены испытания в составе исследовательского стенда следующих программных моделей:

- программной модели оценки энергобаланса на борту КА мониторинга Земли с учетом циклограмм питания бортовых систем и изменения ориентации панелей солнечных батарей относительно Солнца;

- программного аналога функционирования бортового программного обеспечения системы управления движением;

- программной модели функционирования бортового комплекса управления КА мониторинга Земли;

- программной модели процесса поддержания параметров целевой орбиты низкоорбитального КА мониторинга Земли;

- программной модели процесса поддержания параметров орбиты КА с дифракционными оптическими элементами.

Испытания программных моделей проводились по соответствующим разработанным программам и методикам проведения испытаний.

По результатам испытаний замечаний нет.

12) Разработана конечно-элементная модель космического аппарата с дифракционными оптическими элементами для исследования его жесткостных и динамических характеристик.

Конечно-элементная модель космического аппарата с дифракционными оптическими элементами разработана в конечно-элементной системе MSC.Nastran и ANSYS.

Приведены подробные описания структуры модели и используемых способов моделирования элементов конструкции.

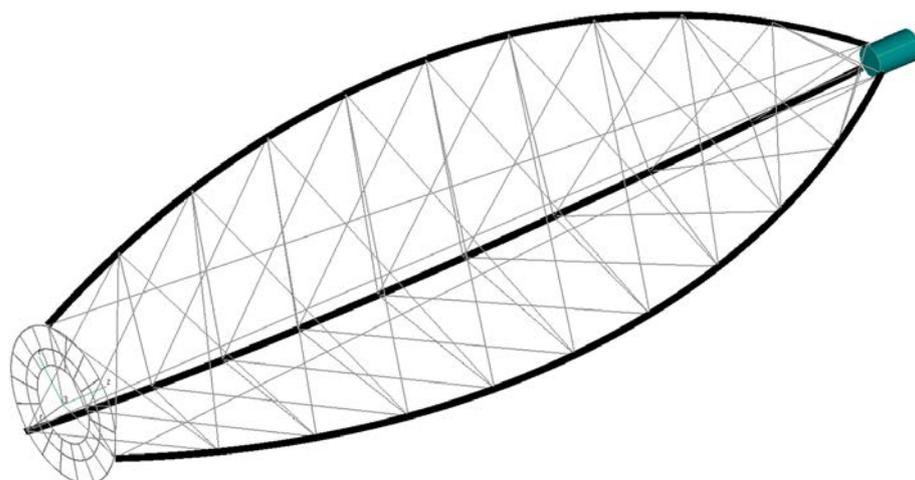


Рисунок 8 – Конечные элементы, моделирующие ферменные арки  
(выделены черным цветом)

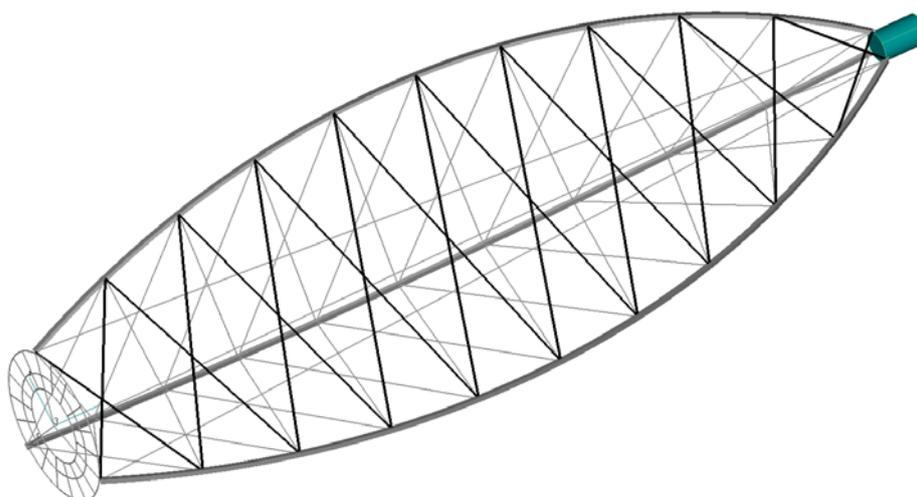


Рисунок 9 – Конечные элементы, моделирующие поперечные тросы  
(выделены черным цветом). Показаны только тросы между двумя  
ферменными арками

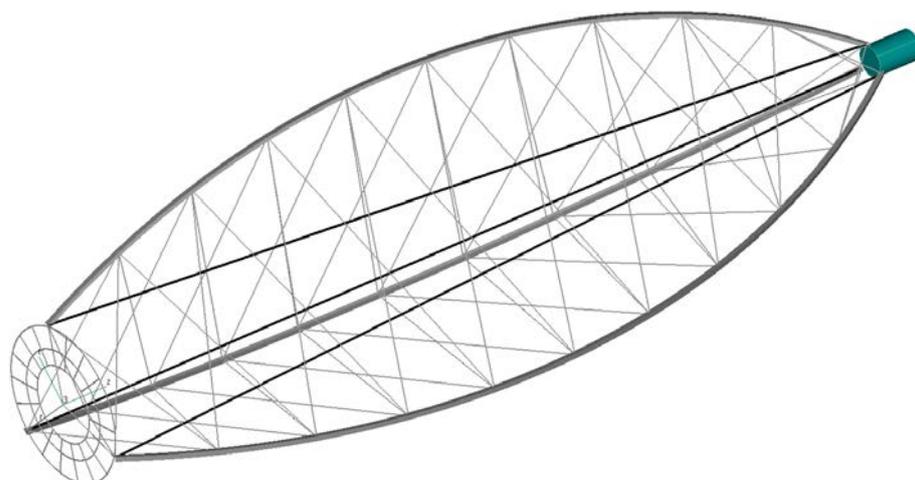


Рисунок 10 – Конечные элементы, моделирующие продольные тросы  
(выделены черным цветом)

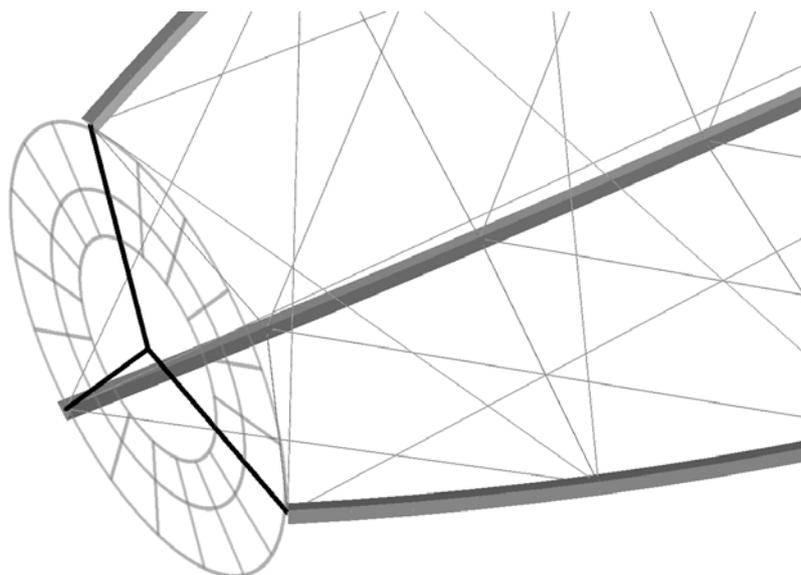


Рисунок 11 – Конечные элементы, моделирующие опору  
дифракционной линзы (выделены черным цветом)

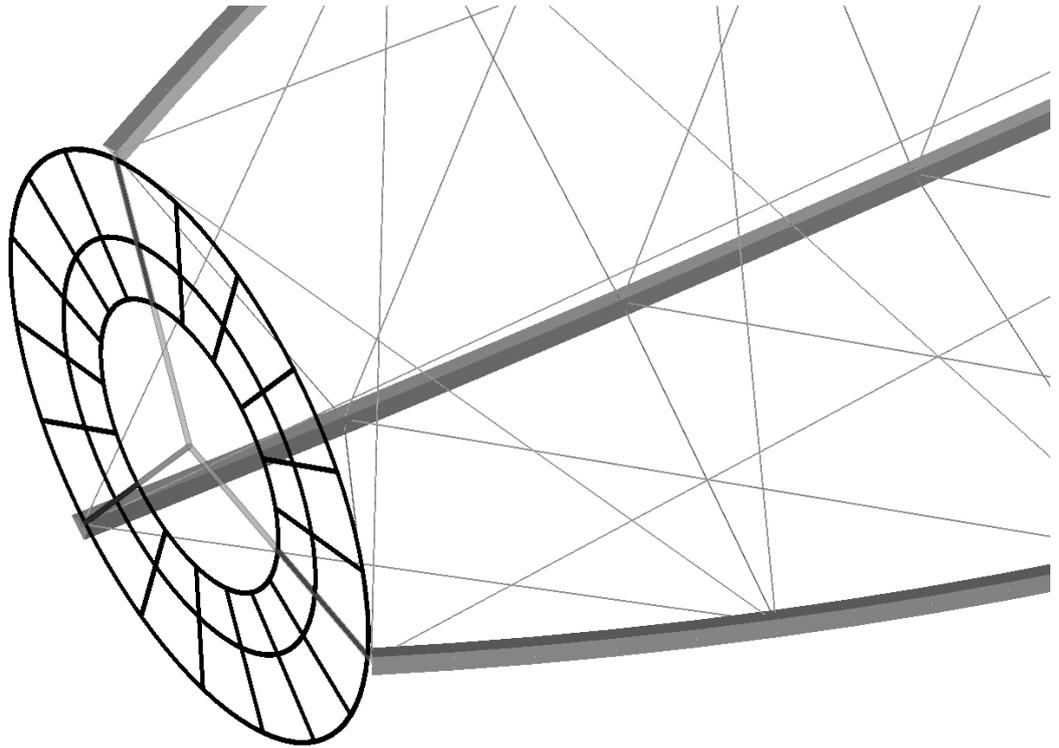


Рисунок 12 – Конечные элементы, моделирующие каркас дифракционной линзы (выделены черным цветом)

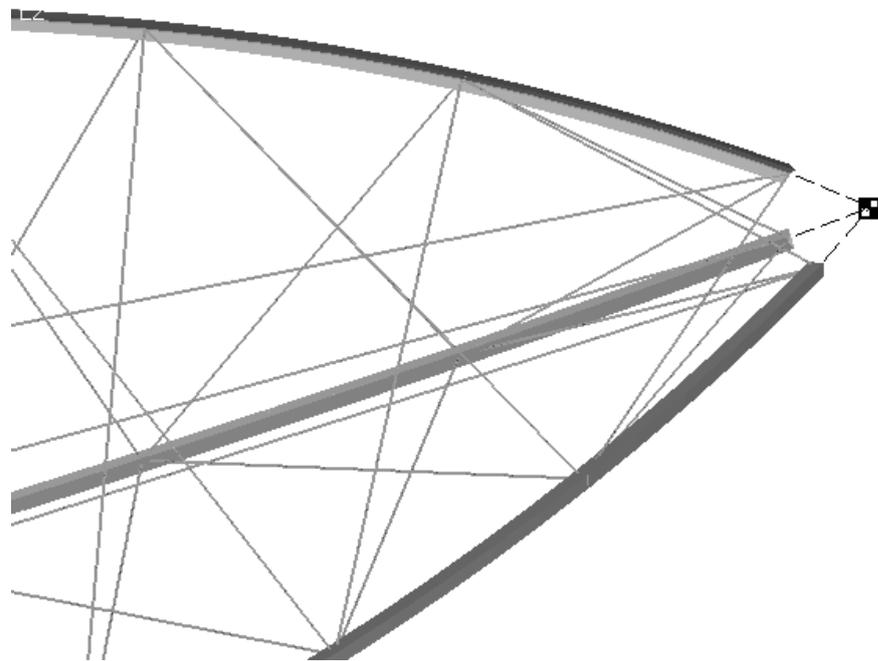


Рисунок 13 – Моделирование корпуса КА конечным элементом сосредоточенной массы (символ квадратной формы) и кинематическими связями абсолютно-жесткого тела (показаны пунктиром)

Дифракционная линза присоединена к опоре в шести точках по продольным и окружным степеням свободы (рисунок 14). Для наглядности линза смещена вперед – соединенные кинематическими связями точки линзы и опоры совпадают. Кинематические связи соединяют точки линзы и опоры по продольному и окружному направлениям. Такое крепление является статически определимым (рисунок 15).

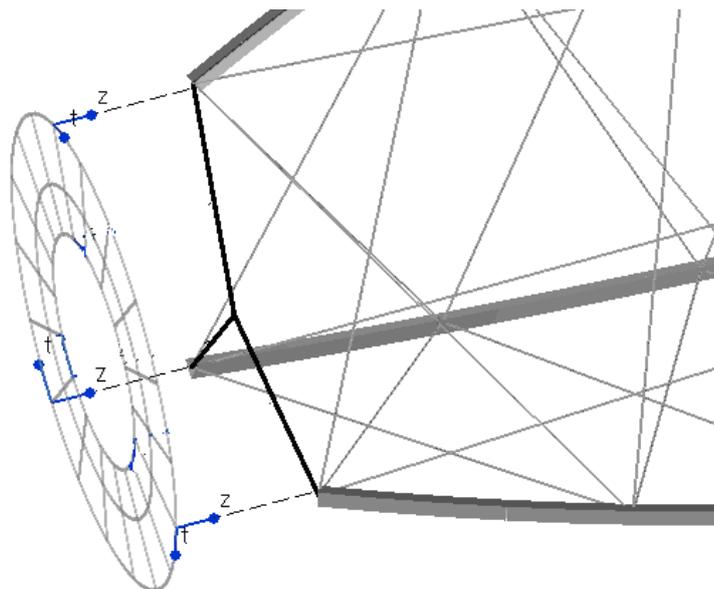


Рисунок 14 – Моделирование крепления дифракционной линзы к опоре кинематическими связями (показаны пунктиром)

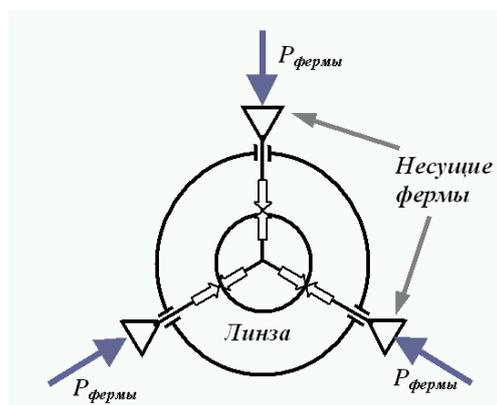


Рисунок 15 – Силовая работа опоры линзы в виде трех лучевой звезды

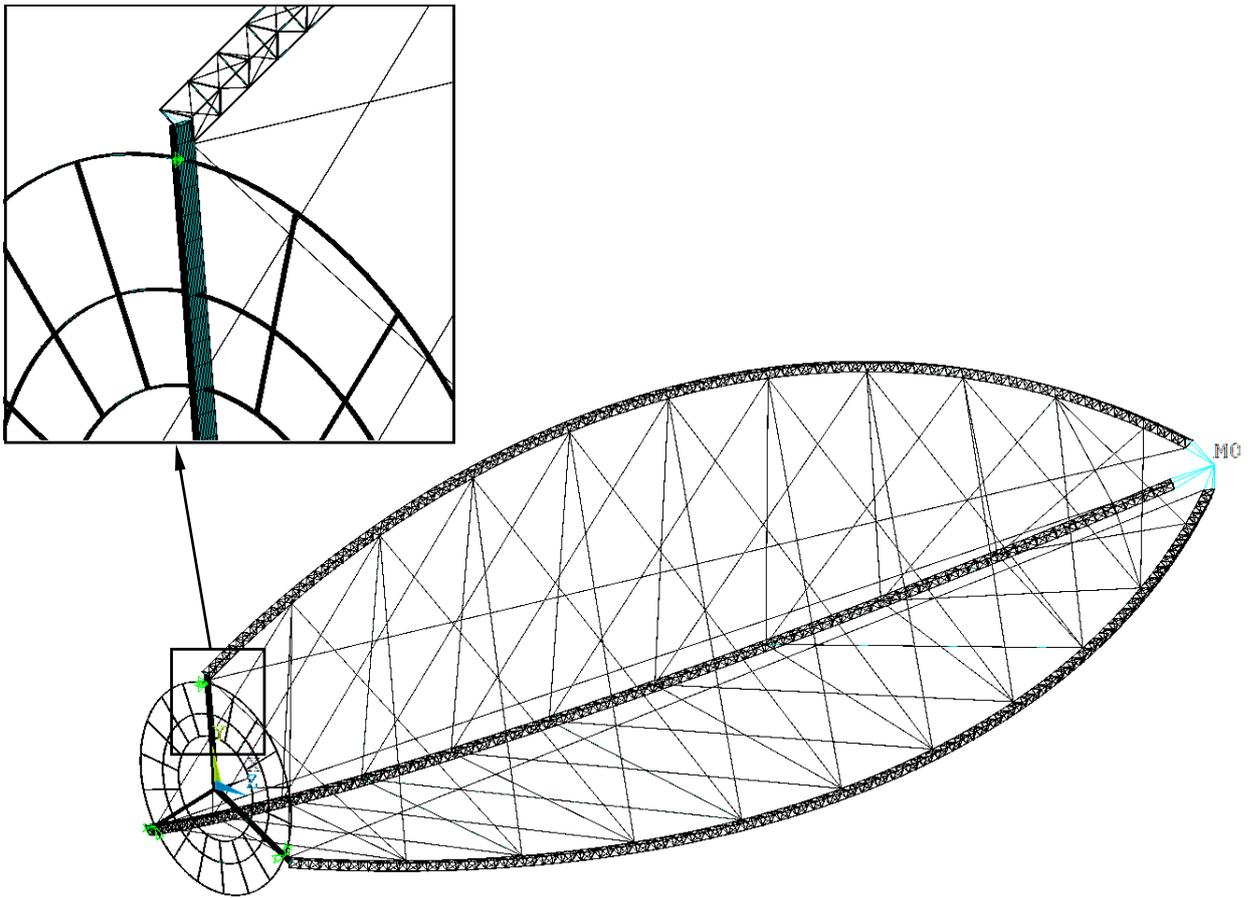


Рисунок 16 – Конечно-элементная модель, сделанная в ANSYS

13) Разработаны программа и методика проведения исследований жесткостных и динамических характеристик космического аппарата с дифракционными оптическими элементами с учетом возмущающих воздействий.

Разработанные программа и методика определяют цели, задачи, объем, методику и порядок проведения прочностных испытаний конструкции крепления дифракционной линзы на размерностабильность и прочность. Объектом испытаний является конечно-элементная модель конструкции крепления дифракционной линзы к корпусу космического аппарата наблюдения (КАН).

14) Проведены исследования жесткостных и динамических характеристик космического аппарата с дифракционными оптическими элементами с учетом возмущающих воздействий.

Проведена серия оптимизационных расчетов геометрической конфигурации конструкции при неизменных параметрах поперечных сечений силовых элементов.

Получены следующие результаты:

- полученные оптимальные геометрические конфигурации ферменных арок имеют формы дуг (можно сделать вывод, что оптимальной формой для ферменных арок является дуга);
- полученные геометрические конфигурации имеют не гладкую форму, что видимо, связано со сложностями сходимости итерационного процесса;
- оптимальное значение радиуса кривизны несущих ферм составляет 175 м;
- натяжение тросов, соединяющих концы несущих ферм, приводит к незначительному снижению собственных частот;
- диагональные тросы требуют автономного привода для их натяжения, чтобы обеспечить геометрическую неизменяемость несущих ферм.



Рисунок 17 – Изменение значений проектных переменных в ходе итерационного процесса. Изменение площадей поперечных сечений тросов и стержней арочных ферм

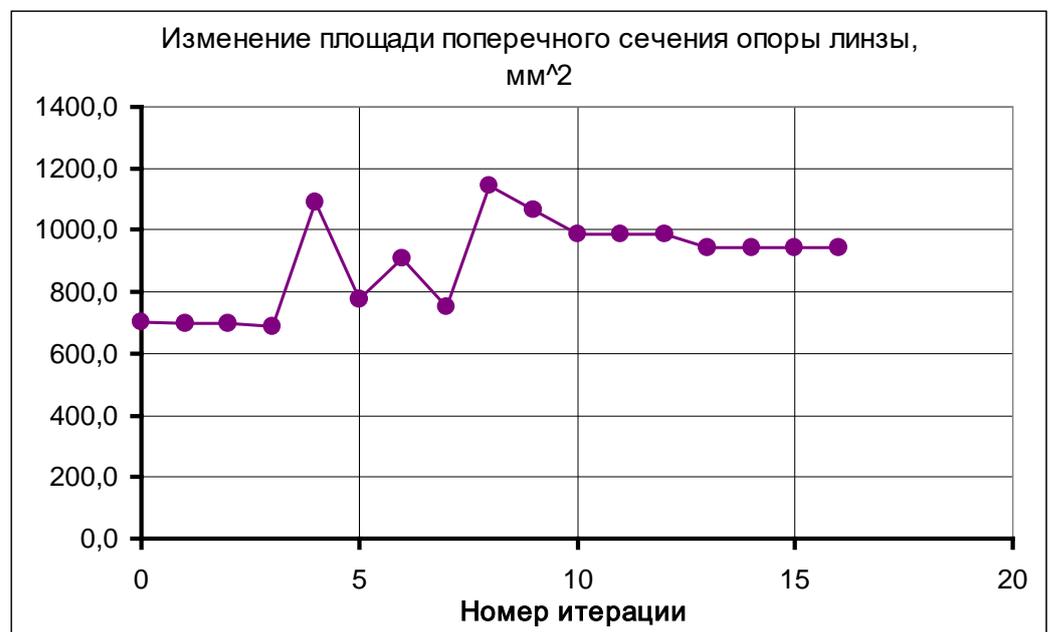


Рисунок 18 – Изменение значений проектных переменных в ходе итерационного процесса. Изменение площади поперечного сечения опоры линзы

На рисунках 19-24 показаны отклики для оптимальной конструкции. Из рисунка 19 видно, что при максимальных нагрузках при развороте натяжение

в тросах сохраняется. Из рисунков 21 и 22 видно, что продольные стержни ферменных арок сжаты и испытывают напряжение около  $-20$  МПа. Из рисунков 23 и 24 видно, что напряжения в балках опоры линзы незначительны по сравнению с пределом прочности.

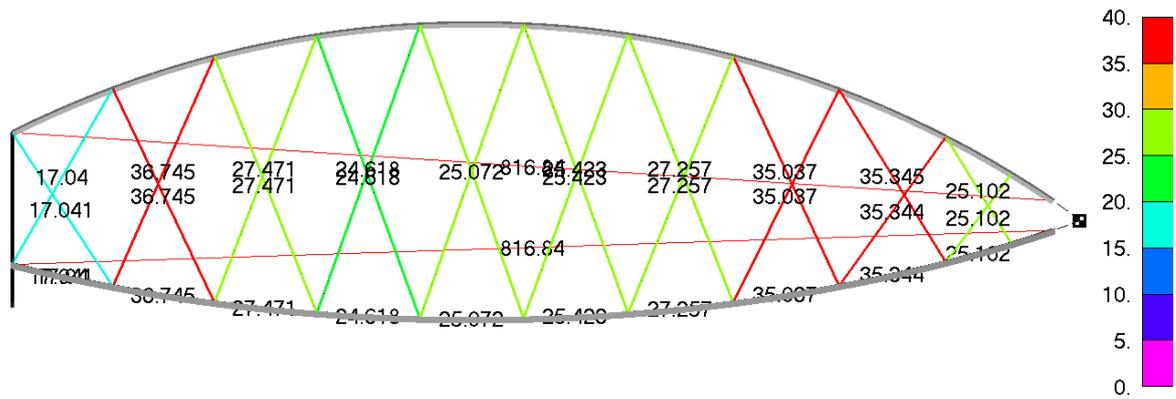


Рисунок 19 – Силы натяжения поперечных тросов [Н]

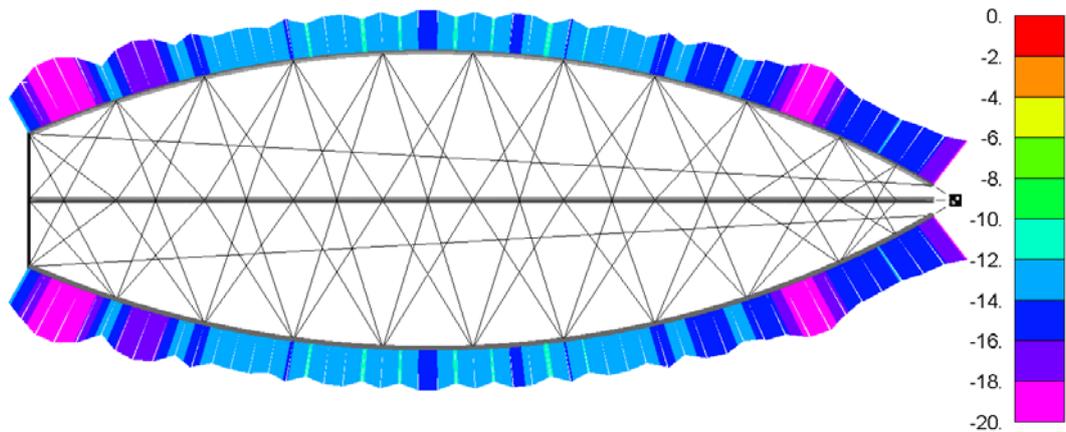


Рисунок 20 – Максимальные сжимающие напряжения в сечениях продольных стержней ферменных арок [МПа]

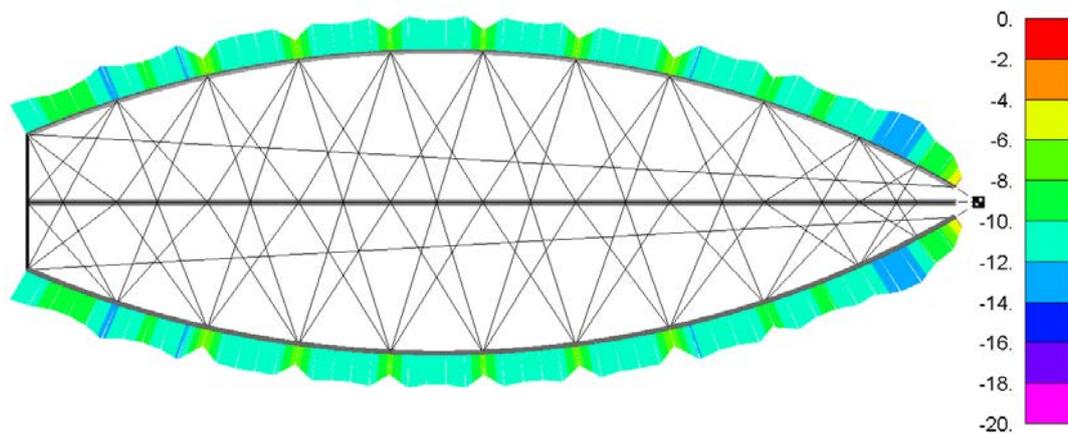


Рисунок 21 – Максимальные напряжения в продольных стержнях ферменных арок [МПа]

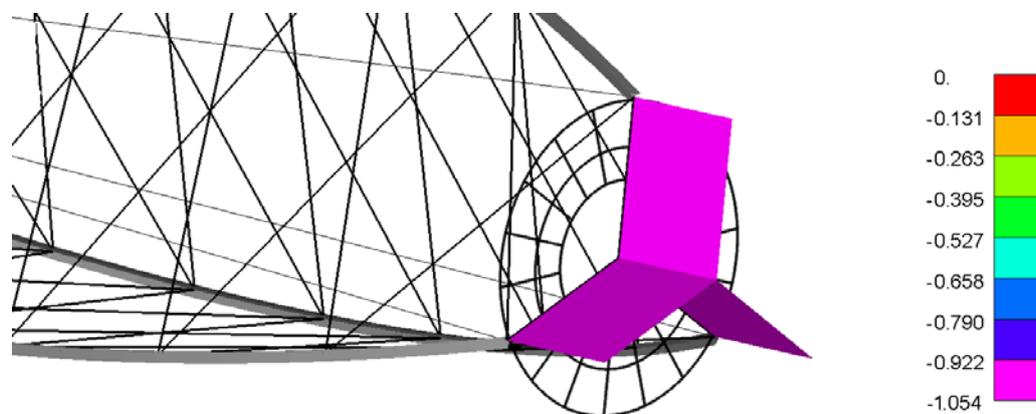


Рисунок 22 – Максимальные сжимающие напряжения в сечениях опоры и каркаса линзы [МПа]

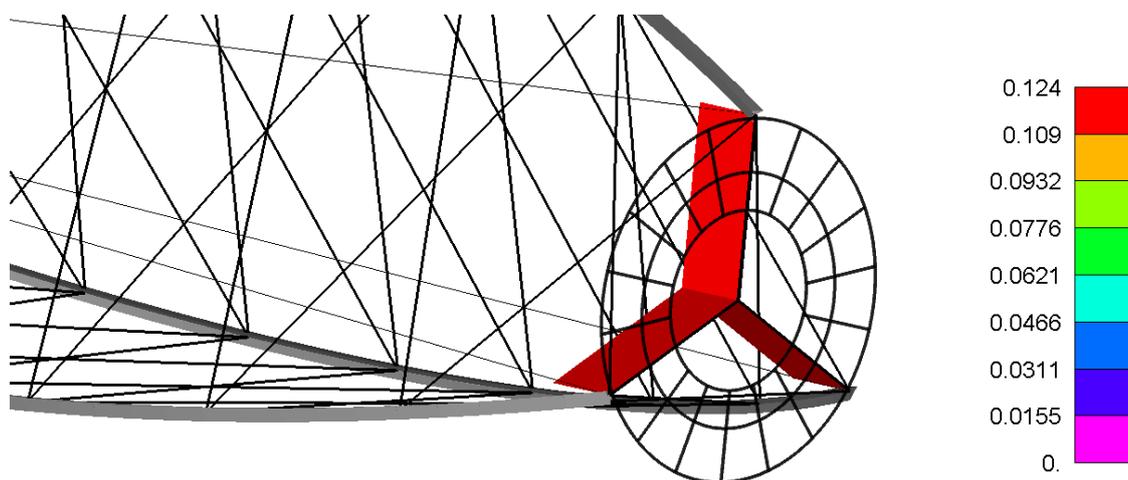


Рисунок 23 – Максимальные растягивающие напряжения в сечениях опоры и каркаса линзы [МПа]

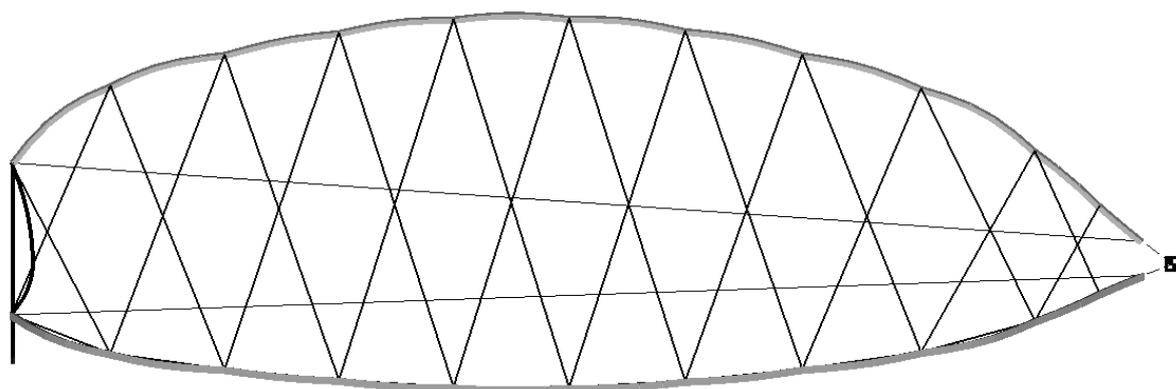


Рисунок 24 – Перемещения конструкции при натяжении тросов. Продольное перемещение линзы относительно корпуса 9,2 мм

Для корректной работы рассматриваемого КАН крепление дифракционной линзы к корпусу должно быть достаточно жёстким, чтобы обеспечить их согласованное геометрическое положение. Оно может быть нарушено в процессе собственных колебаний конструкции. Поэтому желательно, чтобы низшая частота собственных колебаний была не ниже частоты затухания выносных элементов традиционных КАН, примерно равной 1 Гц.

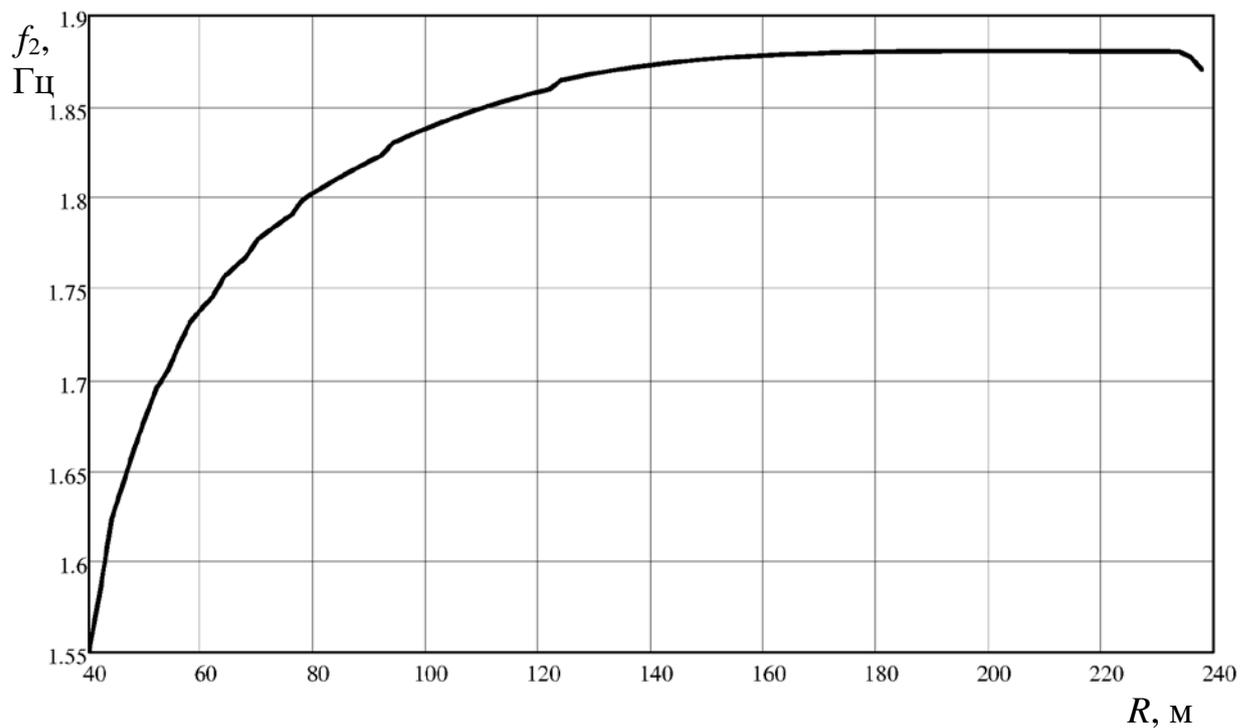


Рисунок 25 – Зависимость второй собственной частоты от радиуса кривизны

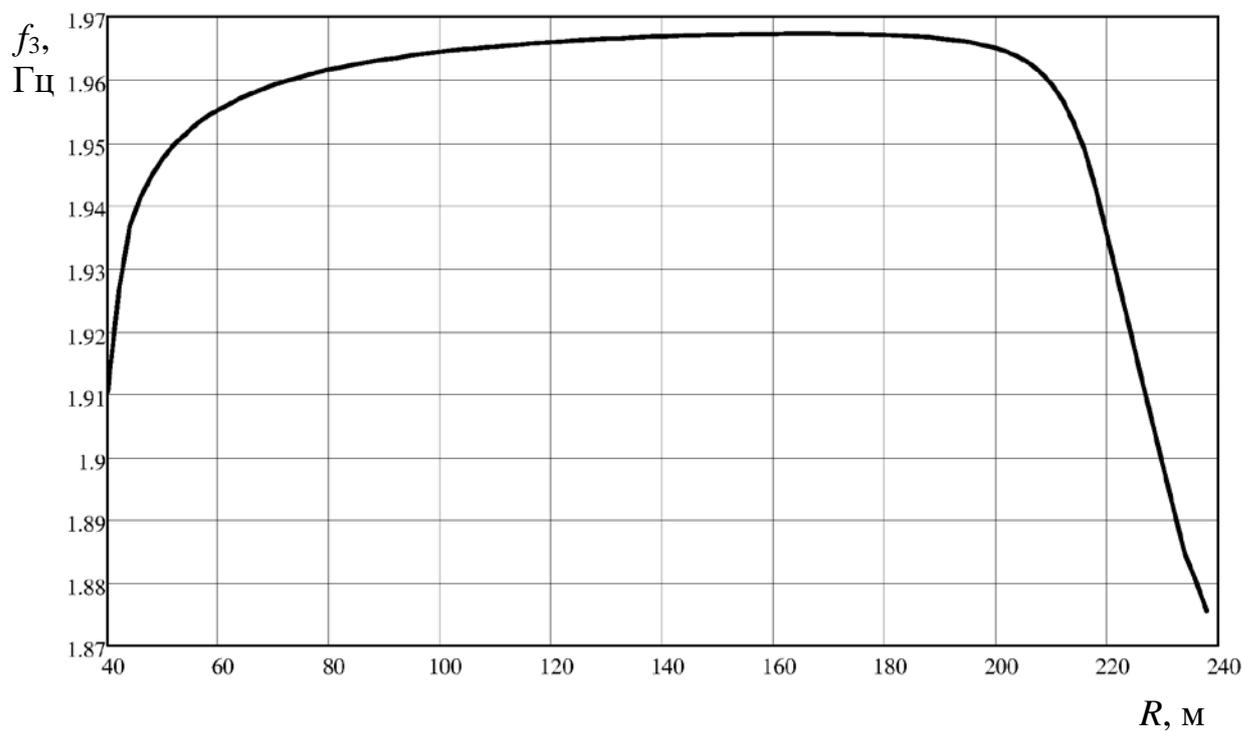


Рисунок 26 – Зависимость третьей собственной частоты от радиуса кривизны

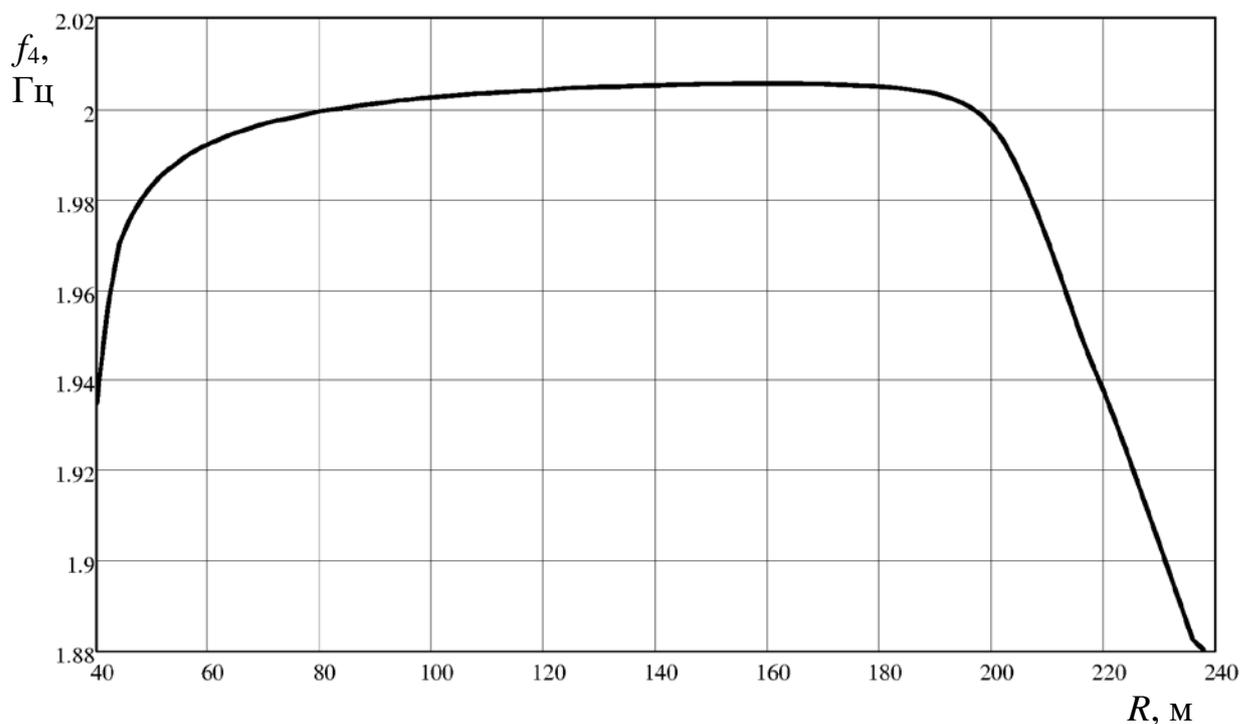


Рисунок 27 – Зависимость четвертой собственной частоты от радиуса кривизны

Анализ трёх следующих форм (рисунки 25-27) позволяют сделать вывод о том, что оптимальное значение радиуса кривизны несущих ферм составляет 175 м.

15) Разработаны программы и методики экспериментальных исследований на высокотехнологичном оборудовании элементов системы электропитания платформы «АИСТ-2» на новых режимах работы с целью оценки возможности их применения на разрабатываемом малом низкоорбитальном космическом аппарате мониторинга Земли, функционирующем в составе космической группировки.

16) Проведены экспериментальные исследования на высокотехнологичном оборудовании элементов системы электропитания платформы «АИСТ-2» на новых режимах работы с целью оценки возможности их применения на разрабатываемом малом низкоорбитальном космическом аппарате мониторинга Земли, функционирующем в составе космической группировки.

17) Проведен анализ результатов экспериментальных исследований элементов системы электропитания и элементов конструкции платформы «АИСТ-2» в составе разрабатываемых низкоорбитальных космических аппаратов мониторинга Земли и сравнение их с результатами испытаний программных моделей в составе исследовательского стенда.

По результатам анализа были сделаны следующие выводы:

- выходные характеристики СЭП, в т.ч. помехоустойчивость и помехообразование, соответствуют заданным требованиям;

- при работе СЭП по номинальным графикам нагрузки в режимах ориентированного полета, при токах БФ (имитируемых ИБС) на начало и конец ресурса, глубины разряда ЛИАБ соответствуют расчетным (расчетные значения получены с помощью программной модели оценки энергобаланса на борту КА мониторинга Земли, разработанной на этапе 1 проекта).

- восполнение ЛИАБ наблюдается не реже пяти раз в сутки, что свидетельствует о положительном энергобалансе;

- логика управления зарядом и разрядом ЛИАБ, штатное функционирование СЭП и функционирование СЭП при имитации нештатных ситуаций, соответствует логике работы СЭП.

Результаты экспериментальных исследований элементов системы электропитания платформы «АИСТ-2» в составе разрабатываемых низкоорбитальных космических аппаратов мониторинга Земли соответствуют результатам оценки энергобаланса на борту КА мониторинга КА, сделанной с помощью разработанной на 1 этапе проекта программной модели оценки энергобаланса на борту КА мониторинга Земли с учетом циклограмм питания бортовых систем и изменения ориентации панелей солнечных батарей относительно Солнца.

18) Разработаны технические требования к малому низкоорбитальному космическому аппарату мониторинга Земли на базе платформы «АИСТ-2», функционирующему в составе космической группировки.

Малый низкоорбитальный КА мониторинга Земли на базе платформы «АИСТ-2» предназначен для решения следующих задач:

- обработка целевой аппаратуры, наземного комплекса приёма и методов обработки информации дистанционного зондирования Земли с высоким пространственным разрешением;
- обработка корректирующей электроракетной двигательной установки (ЭРДУ);
- обучение студентов и молодых специалистов современным методам проектирования, изготовления, эксплуатации МКА;
- обработка новых технологических решений, использованных при изготовлении малого космического аппарата;
- обработка технологий сетевого взаимодействия с другими МКА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), входящими в состав орбитальной группировки.

Состав разработанных технических требований к малому низкоорбитальному космическому аппарату мониторинга Земли на базе платформы «АИСТ-2» включает в себя:

- Требования к основным тактико-техническим характеристикам;
- Требования к баллистическому обеспечению;
- Требования к конструкции и компоновке МКА;
- Требования к целевой аппаратуре;
- Требования к обеспечивающим системам;
- Требования к наземным средствам управления, приёма и обработки информации;
- Требования к устройству отделения;
- Требования по технологичности;
- Требования к средствам выведения;
- Требования к рабочему месту подготовки МКА в ЭО и стартовому комплексу;
- Требования к электрорадиоизделиям;

- Требования к условиям эксплуатации и стойкости к внешним воздействиям;
- Требования эргономики, обитаемости и технической эстетики;
- Требования к метрологическому обеспечению;
- Требования транспортабельности;
- Требования по надежности;
- Требования по стойкости к электростатическим разрядам.

19) Разработаны технические предложения по созданию малого низкоорбитального космического аппарата мониторинга Земли на базе платформы «АИСТ-2», функционирующего в составе космической группировки.

В процессе разработки технических предложений на разрабатываемый МКА была проведена проработка вопросов целевого использования и определены основные задачи.

Проведён анализ соответствия технического уровня создаваемого малого КА передовым достижениям отечественной и зарубежной науки и техники, сравнение малого КА по основным техническим и эксплуатационным характеристикам и технико-экономическим показателям с лучшими существующими и разрабатываемыми отечественными и зарубежными аналогами малых КА с оценкой конкурентоспособности на мировом космическом рынке, по результатам которого был сделан вывод, что разрабатываемый малый КА по совокупности сочетаний характеристик не только не уступает, а значительно превосходит свои аналоги.

Сформирован проектный облик малого КА мониторинга Земли на базе платформы «АИСТ-2», функционирующего в составе группировки. Проведено описание и обоснование состава обеспечивающих систем разрабатываемого малого КА. Проведена проработка предварительных энергетических и массовых характеристик малого КА. Определены основные требования к конструктивно-компоновочной схеме малого КА, массовая и энергетическая сводка, а также был разработан проектный облик

конструктивно-компоновочной схемы малого КА, в процессе формирования которого использовалась среда САПР Creo Parametric 2.0.

20) Разработаны технические требования к космическому аппарату с дифракционными оптическими элементами, функционирующего на высокоэллиптических и геостационарной орбитах.

КА с дифракционными оптическими элементами предназначен для решения следующих задач:

- отработка целевой аппаратуры на базе дифракционных оптических элементов;
- отработка новых технологических решений, использованных при изготовлении КА с дифракционными оптическими элементами;
- отработка технологий сетевого взаимодействия с другими КА дистанционного зондирования Земли, входящими в состав орбитальной группировки.

Информация, получаемая с разрабатываемого КА, может быть использована для решения следующих задач:

- мониторинг чрезвычайных ситуаций;
- контроль загрязнения и деградации природной среды;
- государственный экологический мониторинг;
- инвентаризация природных ресурсов для обеспечения рациональной деятельности в сельской, лесной, рыбной, водной и других отраслях экономики;
- контроль застройки территории;
- контроль водоохранных и заповедных районов;
- мониторинг инженерных сооружений.

Состав разработанных технических требований к КА с дифракционными оптическими элементами включает в себя:

- требования к креплению линзы к конструкции оправы;
- требования к жесткости оправы линзы;
- требования к массе опоры линзы;

– требования к конфигурации оптической системы.

21) Разработаны технические предложения по созданию космического аппарата с дифракционными оптическими элементами, функционирующего на высокоэллиптических и геостационарной орбитах.

В процессе разработки технических предложений на разрабатываемый КА была проведена проработка вопросов целевого использования и определены основные задачи:

- отработка целевой аппаратуры на базе дифракционных оптических элементов;
- отработка новых технологических решений, использованных при изготовлении КА с дифракционными оптическими элементами;
- отработка технологий сетевого взаимодействия с другими КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), входящими в состав орбитальной группировки.

Сформирован проектный облик КА с дифракционными оптическими элементами, функционирующего в составе группировки. Проведена проработка предварительных массовых характеристик КА. Определены основные требования к конструктивно-компоновочной схеме КА, к конфигурации бленд, а также был разработан проектный облик конструктивно-компоновочной схемы КА, в процессе формирования которого использовалась среда САПР Solid Works.

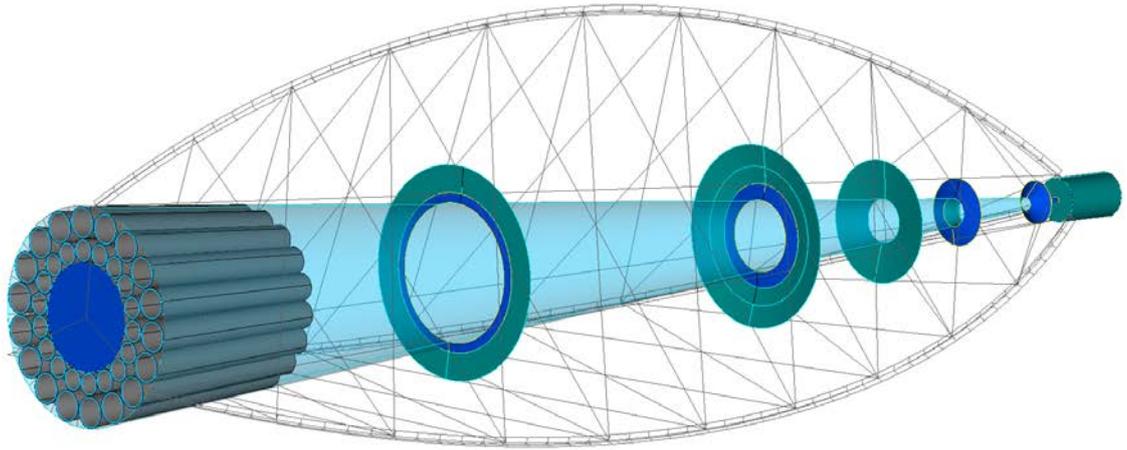


Рисунок 28 – КА наблюдения с оболочечно-кольцевой блендой  
дифракционных мембран

22) Разработан макет веб-ориентированного мобильного сервиса доступа к информации дистанционного зондирования Земли.

Макет веб-ориентированного мобильного сервиса доступа к информации дистанционного зондирования Земли использует технологии Интернета, имеет удобный и привлекательный интерфейс и предоставляет превью снимка и информацию о нем в удобной для пользователя форме.

Программное обеспечение состоит из нескольких модулей, взаимодействующих между собой по сетевым протоколам (рисунок 29): мобильного приложения, серверной части, БД зарегистрированных пользователей заявок и каталога данных ДЗЗ (последние два входят в состав СПО «Комплекс взаимодействия с потребителем», разработка которого ведется по отдельному проекту).

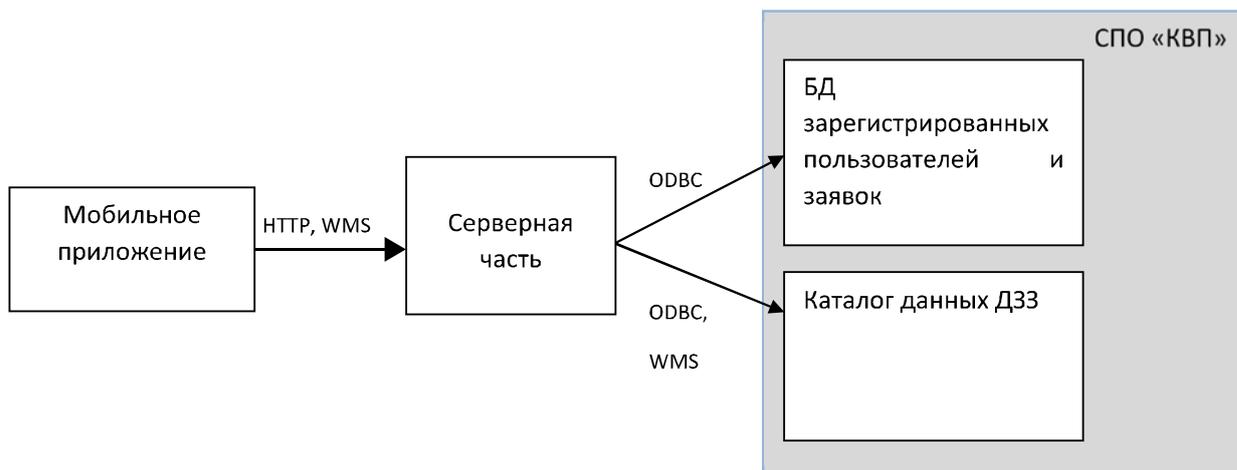


Рисунок 29 – Общая схема взаимодействия модулей

Главное меню СПО «СмартГео», загружаемое сразу после запуска приложения на мобильном устройстве, содержит геоподложку с возможностью плавного масштабирования и прокрутки, поверх которой изображен статичный черный ограничивающий прямоугольник, с помощью которого могут быть заданы границы района интереса. Внешний вид главного меню различается для авторизованного и неавторизованного пользователей. Оба варианта представления меню продемонстрированы на рисунке 30.

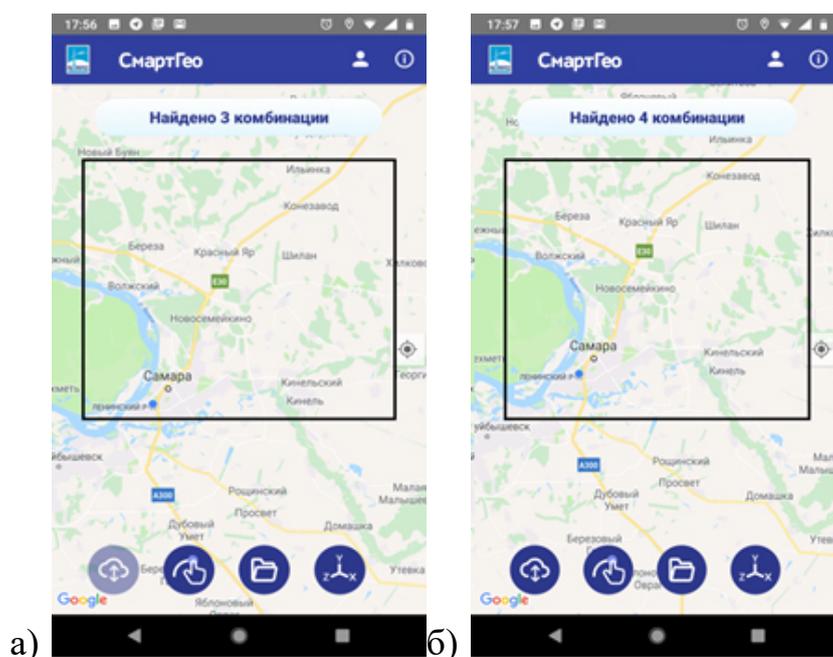


Рисунок 29– Главное меню "СмартГео": а) для неавторизованного пользователя; б) для авторизованного пользователя.

23) Разработаны структурные и функциональные схемы построения космической системы мониторинга Земли на базе платформы малого космического аппарата «АИСТ-2» с повышенными целевыми показателями.

Структурные и функциональные схемы построения космической системы мониторинга Земли на базе платформы малого космического аппарата «АИСТ-2» с повышенными целевыми показателями сформированы на основе разработанных технических предложений и полностью соответствуют требованиям Технического задания (см. п. 4.2.18 ТЗ).

24) Разработан с использованием результатов ПНИЭР проект ТЗ на ОКР по созданию многоуровневой космической группировки гибкого и оперативного мониторинга Земли.

Проект ТЗ на ОКР по созданию многоуровневой космической группировки гибкого и оперативного мониторинга Земли учитывает результаты экспериментальных исследований на высокотехнологичном оборудовании элементов бортовых обеспечивающих систем и конструкции платформы малого космического аппарата «АИСТ-2» и испытаний разработанных программных моделей, проведенных в рамках ПНИЭР.

25) Разработана и изготовлена проектно-конструкторская документация на экспериментальный образец комплекса оптико-электронной аппаратуры для мультиспектральной фото- и видео съемки земной поверхности высокого разрешения.

Проектно-конструкторская документация на экспериментальный образец комплекса оптико-электронной аппаратуры для мультиспектральной фото- и видео съемки земной поверхности высокого разрешения разработана в соответствии с требованиями соответствующей нормативно-технической документации и полностью соответствуют требованиям Технического задания (см. п. 4.2.21 ТЗ).

*Рекомендации и предложения по использованию полученных результатов ПНИЭР в целях их дальнейшего внедрения.*

Анализируя проектно-конструкторские решения, примененные при создании опытно-технологического малого космического аппарата (МКА) «АИСТ-2Д», технические предложения по созданию космических группировок гибкого и оперативного мониторинга Земли на базе низкоорбитальных малых космических аппаратов на базе платформы «АИСТ-2», а также имеющееся оборудование и технические возможности производственно-испытательного комплекса (ПИК) для проведения испытаний и сборочных работ, можно сделать вывод, что в помещениях производственно-испытательного комплекса могут выполняться следующие виды работ:

- Приемка готовых унифицированных многофункциональных космических платформ (УМКП) и проведение испытаний;

- Приемка комплектующих УМКП, изготовленных смежными предприятиями, сборка и квалификационные испытания.

Типы квалификационных испытаний, проводимых на базе ПИК:

- Физические характеристики;
- Функциональные испытания и испытания на производительность;
- Испытания на влажность;
- Гармоническая вибрация;
- Случайная вибрация;
- Ударные испытания;
- Термовакuumные испытания;
- Термоциклические испытания;
- Ресурсные испытания.

На базе ПИК могут проходить квалификационные испытания следующие категории оборудования:

- Электронное и электрическое оборудование;
- Антенны;
- Батареи;

- Клапаны;
- Жидкостные или силовые установки;
- Сосуды давления;
- Двигатели;
- Тепловая аппаратура;
- Оптическая аппаратура;
- Механическая аппаратура;
- Механические движущиеся узлы;
- Солнечные батареи.

Вышеперечисленное материальное оснащение ПИК позволяет проводить ключевые этапы испытаний и экспериментальной отработки, а также сборки МКА.

Основной рекомендацией для Индустриального партнера проекта АО «РКЦ «Прогресс» является формирование на базе технических предложений по созданию малого низкоорбитального космического аппарата мониторинга Земли на базе платформы «АИСТ-2», функционирующего в составе космической группировки и проекта ТЗ на ОКР по созданию многоуровневой космической группировки гибкого и оперативного мониторинга Земли сформировать портфель эскизных проектов на малые космические аппараты дистанционного зондирования Земли на базе платформы «АИСТ-2» с различными типами целевой аппаратуры для презентации их и предложения по их включению в программу «Сфера», разрабатываемую в настоящее время Госкорпорацией «Роскосмос». Программа «Сфера» - новая программа, анонсированная Роскосмосом по созданию многоспутниковой группировки на орбите (более 600 аппаратов) для создания телекоммуникационной системы и системы мониторинга Земли. С учетом планов Роскосмоса о запуске аппаратов системы «Сфера» с помощью РН «Ангара», АО «РКЦ «Прогресс» должно участвовать именно с предложениями по созданию аппаратов для группировки. И опыт по созданию МКА «АИСТ-2Д» здесь может оказаться крайне важным аргументом.

*Сравнительная оценка полученных результатов ПНИЭР с достигнутым современным научно-техническим уровнем.*

Проведен детальный обзор отечественных и зарубежных космических аппаратов, оснащенных оптико-электронными комплексами высокого разрешения. Сравнение их с характеристиками целевой аппаратуры разрабатываемого низкоорбитального малого КА на базе платформы «АИСТ-2» показало, что разрабатываемый МКА практически не уступает по основным характеристикам зарубежным и отечественным образцам.

Аналогов КА с дифракционными оптическими элементами в мире практически нет, за исключением проекта MOIRE. Оригинальная силовая схема КА с дифракционными оптическими элементами была исследована с помощью специально разработанной конечно-элементной модели в рамках данного проекта. Исследования прочностных и жесткостных характеристик КА с дифракционными оптическими элементами показали, что предложенная силовая схема КА с дифракционными оптическими элементами существенно превосходит силовую схему аналогичного КА проекта MOIRE по жесткости.