

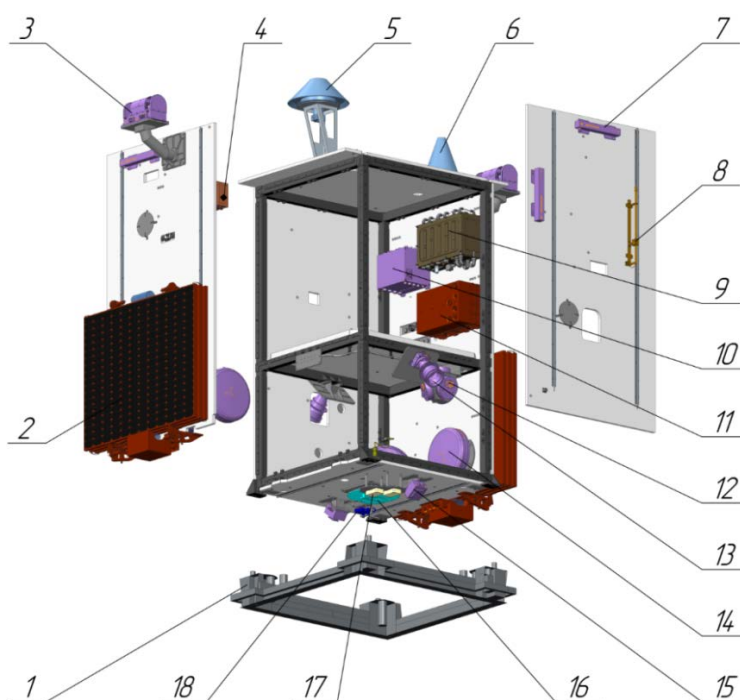
**Результаты научных исследований выполнения этапа 1 по соглашению
14.578.21.0229 от 26.09.2017 г.
(Уникальный идентификатор работ (проекта) RFMEFI57817X0229)**

За счет средств субсидии:

1. Проведен анализ современной научно-технической, нормативной, методической литературы по научно-технической проблеме, решаемой в рамках ПНИЭР.

2. Проведены патентные исследования.

3. Дано обоснование направления исследований и разработок. Для формирования многоуровневой космической группировки мониторинга Земли планируется разработка космических аппаратов (КА) на базе унифицированной платформы (УП) «АИСТ-2», внешний облик которой представлен на рисунке 1. Космическая группировка мониторинга Земли на первом этапе будет состоять из низкоорбитальных КА дистанционного зондирования Земли и высокоорбитальных КА с дифракционными оптическими элементами.



- 1 - устройство отделения, 2 - солнечная батарея, 3 - прибор ориентации по Земле, 4 - моноблок бортовой системы контроля и управления (БСКУ), 5 - антенна радиопередатчика целевой информации, 6 - передающее антенное устройство БСКУ, 7 - электромагнит, 8 - приёмное антенное устройство БСКУ, 9 - блок автоматики, контроля, управления и регулирования, 10 - аккумуляторная батарея, 11 - универсальная многофункциональная вычислительная система, 12 - одноосный измеритель угловых скоростей, 13 - оптическая головка, 14 - двигатель-маховик, 15 - оптический солнечный датчик, 16 - передающее антенное устройство БСКУ, 17 - навигационная аппаратура пользователя, 18 - магнитометр

Рисунок 1 – Схема технологического членения УП «АИСТ-2»

Схема установки дифракционных оптических элементов на КА представлена на рисунке 2.

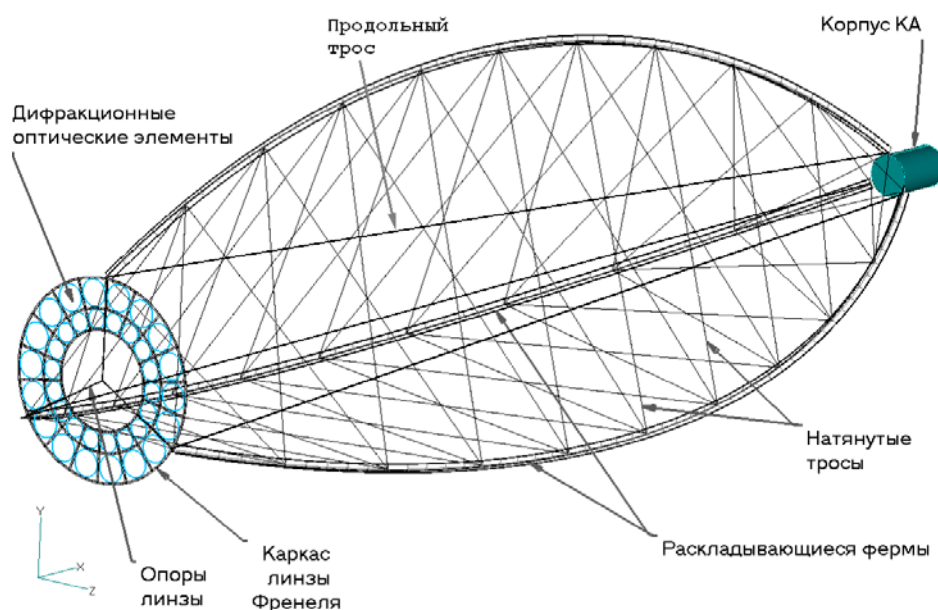


Рисунок 2 - Конструкция крепления дифракционной линзы к корпусу КА наблюдения

4. Разработаны технические требования к проведению экспериментальных исследований и программным решениям, разрабатываемых в рамках ПНИЭР.

Экспериментальные исследования должны быть проведены на динамическом макете, состав, конструкция и компоновка которого должны соответствовать летному изделию МКА.

Объект экспериментальных исследований должен быть предъявлен на испытания в следующей комплектности:

- объект экспериментальных исследований;
- комплект сопроводительной документации.

Объект экспериментальных исследований должен быть предъявлен на испытания в сопровождении следующих документов:

- ТЗ;
- комплекта конструкторской документации;
- заключения о допуске к испытаниям;
- программы и методики проведения испытаний;
- нормативной документации;
- отчёта о патентных исследованиях.

Разработаны требования к объекту экспериментальных исследований, общим требованиям безопасности, средствам измерений, испытательному оборудованию, персоналу, эксплуатационной документации, оформлению результатов испытаний.

5. Разработана комплексная математическая модель оценки энергобаланса с учетом целевого функционирования КА мониторинга Земли.

Разработанная комплексная математическая модель и алгоритм оценки энергобаланса с учетом целевого функционирования КА мониторинга Земли предназначены для оперативного контроля на этапе проектирования среднесуточного и средневиткового баланса между поступлением энергии от солнечных батарей и расходом энергии целевой аппаратурой и бортовыми обеспечивающими системами.

Комплексная математическая модель оценки энергобаланса с учетом целевого функционирования КА мониторинга Земли включает:

- модели для оценки параметров орбитального движения КА мониторинга Земли;
- геометрическую модель КА;
- модели для оценки текущего значения косинуса угла между нормалью к поверхности панели солнечной батареи и направлением на Солнце;

- модели для оценки внешних условий функционирования КА мониторинга Земли;
- модели для оценки углов тангажа и крена корпуса космического аппарата в моменты проведения съемок с учётом перенацеливания;
- модели для оценки энергобаланса на борту КА мониторинга Земли в текущий момент времени.

6. Разработан алгоритм оценки текущего энергобаланса КА мониторинга Земли в процессе его целевого функционирования с учетом изменения внешних условий.

Алгоритм оценки текущего энергобаланса КА мониторинга Земли в процессе его целевого функционирования с учетом изменения внешних условий учитывает:

- последовательность применения частных моделей, входящих в состав комплексной математической модели оценки энергобаланса;
- циклограммы работы бортовых систем с учётом их приборного состава и режимов работы.

7. Разработана программная модель оценки энергобаланса на борту КА мониторинга Земли с учетом изменения его ориентации и циклограмм работы бортовых систем.

Программная модель оценки энергобаланса на борту КА мониторинга Земли с учетом циклограмм питания бортовых систем и изменения ориентации панелей солнечных батарей относительно Солнца предусматривает возможность ввода в расчётную систему следующих исходных данных:

- по схеме КА, в том числе по расположению, форме, размерам солнечных батарей;
- по параметрам орбиты КА, дате старта и сроку активного существования;
- по значениям углов и скоростей разворота КА по каналам тангажа и крена;
- по циклограммам работы бортовых систем с учётом их приборного состава и режимов работы;
- по режимам функционирования аккумуляторных батарей в зависимости от степени их заряда-разряда и наложенных ограничений.

На рисунке 3 представлена вкладка ввода исходных данных программного обеспечения, а на рисунке 4 - вкладка с иллюстрацией результатов работы разработанного программного обеспечения.

The screenshot shows the 'EBalance' software window. The 'Исходные данные' (Initial Data) tab is selected. It contains several input fields and sections:

- Солнечные панели (Solar Panels):** Число панелей (2), Удельная мощность, Вт./кв.м (120), Длина, м (4), Ширина, м (3), Деградация, %/год (5), Коэффициент незатенения панелей СБ (0.9).
- Энергопотребление (Energy Consumption):** Средняя мощность собственного энергопотребления СЭП, Вт./Вт. Среднесуточно (0.1), Средняя мощность СДТР, Вт./Вт. Среднесуточно (0.05).
- КПД (Efficiency):** Автоматика по току заряда (0.9), Автоматика по току разряда (0.9), Комплекс автоматки и стабилизации напряжения (0.9).
- Другое (Other):** Предельный ток заряда, А (200), Предельный ток разряда, А (500), Емкость аккумуляторных батарей, А/ч (20).

Below these fields are radio buttons for 'Циклограмма' (Cyclogram) with options: 'Подготовка к съемке' (selected), 'Съемка', 'Окончание съемки', 'Работа в тени', 'Ориентация на Солнце', and 'Передача информации'. At the bottom, there is a table with the following data:

Система	Название прибора	Время начала работы, сек	Время окончания работы, сек	Мощность, Вт
Система1	СУ	0	10	390
Система2	МШУ	5	15	5
Система2	ИД Режим	2	8	100
Система2	МКТ	3	6	150
Система1	ИП ОЭП	2	10	200
Система3	КИС	4	12	30
Система4	ТМИ	3	11	100
Система5	Коммутатор	2	5	40
Система4	Блок управления	1	9	50
Система2	ОЭП	2	4	20
Система1	Блок сжатия	0	7	12
Система5	Блок, распр. пил	3	10	30
Система4	ЗУ	3	7	47

Рисунок 3 – Вкладка ввода исходных данных

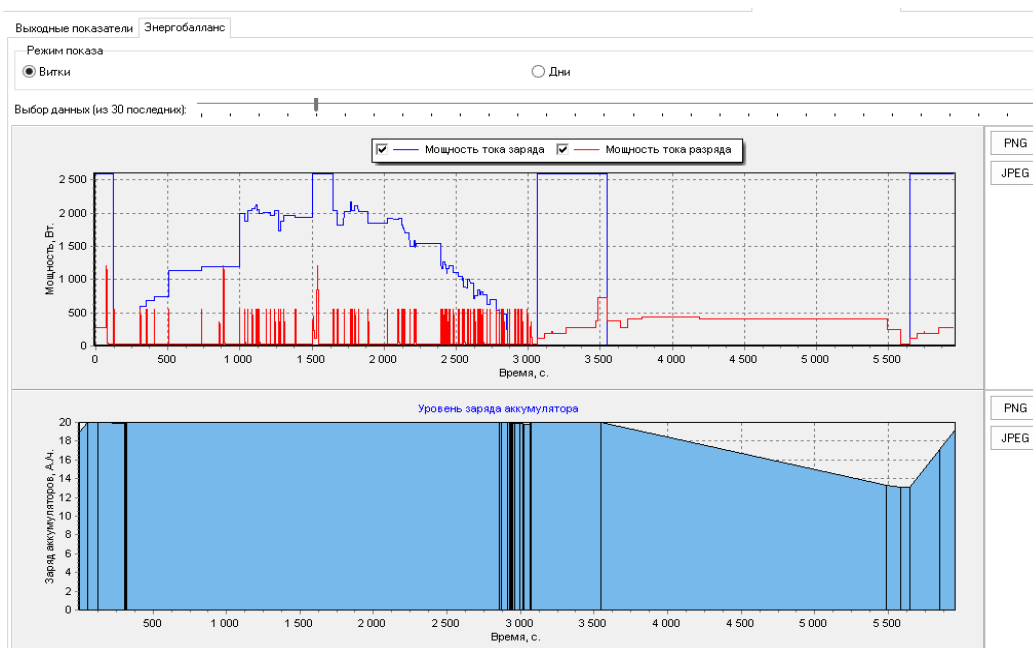


Рисунок 4 – Вкладка «Энергопотребление», энергобаланс

8. Разработана программная документация на программную модель оценки энергобаланса на борту КА мониторинга Земли с учетом изменения его ориентации и циклограмм работы бортовых систем.

9. Проведено моделирование систем формирования изображений на основе дифракционных оптических элементов с целью оценки возможности построения изображений космической оптической системой, функционирующей на высоких орбитах.

Результаты моделирования систем формирования изображений на основе дифракционных оптических элементов включают в себя:

- результаты расчета осевых aberrаций дифракционной линзы;
- результаты расчета функции рассеяния точки дифракционной линзы.

Ниже показан расчет формирования изображения на различных расстояниях от линзы (таблица 1).

Изготовление многоуровневых дифракционных элементов довольно сложно. На практике чем меньше уровней квантования, тем проще технологический процесс. Наиболее простыми в изготовлении являются бинарные элементы.

На рисунке 5 показаны результаты моделирования для бинарной дифракционной линзы (зонной пластинки Френеля).

Таблица 1 - Моделирование формирования изображения на различных расстояниях от многоуровневой дифракционной линзы (расчет на основе быстрого преобразования Фурье).

	$\lambda_1 = 400 \text{ нм}$	$\lambda_2 = 550 \text{ нм}$	$\lambda_3 = 700 \text{ нм}$	Суммарно
z=220 мм				
z=250 мм				
z=294 мм				
z=322 мм				

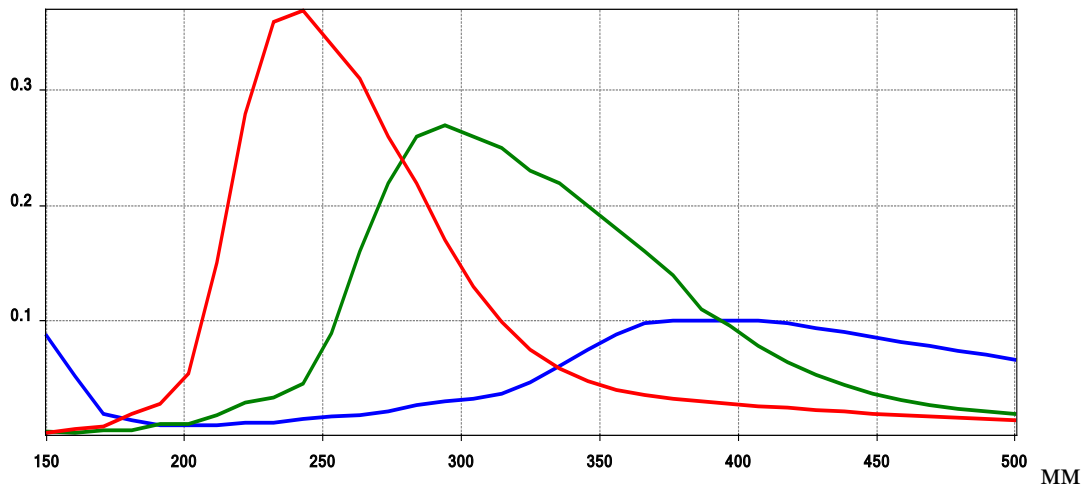
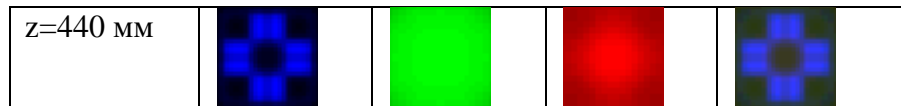


Рисунок 5 - Распределение интенсивности на оптической оси для бинарной дифракционной линзы (синий цвет для $\lambda_1 = 400$ нм, зеленый цвет для $\lambda_2 = 550$ нм, красный цвет для $\lambda_3 = 700$ нм)

10 Разработана методика расчета мембранных оптических систем и оценки качества изображения для проектирования КА мониторинга Земли на их основе.

Методика включает в себя:

- принципы формирования изображений дифракционным оптическим элементом;
- расчёт и исследование дифракционных оптических элементов для работы в широком спектральном диапазоне.

Построена модель изображающей системы для поточечного отображения сопряженных точек в предметной плоскости и плоскости изображения. Создана геометрическая модель формирования изображения точки ДОЭ типа «фотонное сито» (см. рисунок 6).

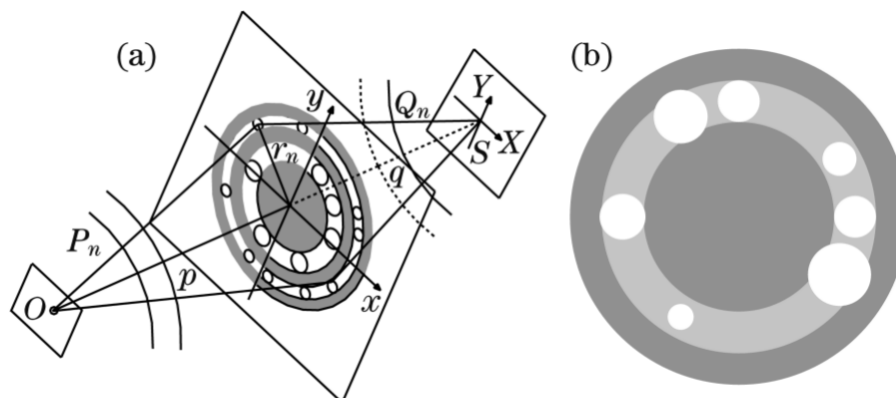


Рисунок 6 – Геометрия расположения зон Френеля относительно предметной плоскости и плоскости изображения

Методика содержит основу для создания ахроматизированных космических телескопов, где в качестве главной линзы используется «фотонное сито». Как уже

отмечалось, «фотонное сито» само по себе является очень узкополосным дифракционным оптическим элементом со спектральным диапазоном $\frac{\Delta\lambda}{\lambda} < 10^{-4}$.

За счет внебюджетных средств:

1. Разработаны программы и методики экспериментальных исследований на высокотехнологичном оборудовании прочностных и динамических характеристик конструкции платформы «АИСТ-2» на новых режимах нагружения с целью оценки возможности ее модернизации и применения на разрабатываемом малом низкоорбитальном космическом аппарате мониторинга земли, функционирующем в составе многоуровневой космической группировки.

2. Проведены экспериментальных исследований на высокотехнологичном оборудовании прочностных и динамических характеристик конструкции платформы «АИСТ-2» на новых режимах нагружения

В период с 30.10.2017 по 21.12.2017 в Самарском университете были проведены вибродинамические испытания конструкции платформы «АИСТ-2» (изделия 100.0000-0) на вибропрочность на экспериментальной установке 100ЭУ-1. Все работы, включая работы по проверке характеристик изделия и его систем до, в процессе и после вибронгружения, проводились по программе 100.0000-0 ПМ100 (далее - Программа).

При проведении вибродинамических испытаний использовалось следующее оборудование Самарского университета:

- динамический макет платформы малого космического аппарата (МКА) мониторинга Земли (изделие 100.0000-0);

- лаборатория солнечных элементов (уч.-иссл. компл. для оценки параметров СЭП МКА);

- координатно-измерительная машина ZEISS MMZ G 20/30/20;

- стальная установочная плита с крепежными отверстиями для установки деталей для координатно-измерительной машины ZEISS MMZ;

- серво-гидравлическая испытательная машина SHIMADZU EHF-E с удлинением колонн на 400 мм;

- управляющий компьютер с программным обеспечением для управления вибростендом LE-2016/DSA 10-200K;

- вибрационная испытательная система LE-2016/DSA 10-200K;

- трех компонентный лазерный виброметр Polytec PSV-400;

- ультразвуковой дефектоскоп для проведения неразрушающего контроля композиционных материалов OLYMPUS OmniScan MX2;

- инфракрасная камера FLIR X6530sc с программно-аппаратным комплексом для тепловизионного контроля при механических испытаниях;

- комплекс оборудования для проведения испытаний полимерных композиционных материалов;

- учебно-исследовательский экспериментальный стенд для отработки систем малых КА;

- наземный экспериментальный комплекс для отработки систем малого КА с ГСА.

На рисунке 7 показано изделие 100.0000-0 в составе экспериментальной установки 100ЭУ-1.



Рисунок 7 – Вид изделия 100.0000-0 в составе экспериментальной установки 100ЭУ-1

Вибродинамические испытания изделия 100.0000-0 проведены в полном объеме в соответствии с Программой для случаев транспортирования автомобильным (на расстояние до 1000 км) и авиационным транспортом с ЗИ до ЭО (дальность полёта до 24000 км) и для участка выведения.

В результате испытаний подтверждена вибропрочность конструкции изделия 100.0000-0 и его элементов (рамы, панелей, кронштейнов, других узлов крепления приборов, агрегатов и т.п.).

Изделие 100.0000-0 выдержало воздействие транспортных и полетных вибродинамических нагрузок.

3. Разработаны математические модели функционирования бортовой аппаратуры системы управления движением и исполнительных органов космического аппарата мониторинга Земли на типовых участках полета.

Разработаны уравнения движения КА с магнитными средствами управления, разработаны модели возмущающих и управляющих моментов. Составлены кинематические уравнения, описаны особенности уравнений магнитных средств управления.

Рассмотрены системы предварительного успокоения и разгрузки кинетического момента: дана общая характеристика, описаны законы управления, показаны структурные

схемы систем разгрузки и дана их сравнительная характеристика. Также описаны система с непрерывным функционированием и линейным законом, система с непрерывным формированием сигнала управления и релейным выходом, система с прерывным функционированием и линейным законом, система с логическим законом и непрерывным формированием сигналов управления, система с логическим законом и прерывным формированием сигналов управления, системы с импульсным (прерывным) функционированием и ограничениями, налагаемыми на направления векторов В и К.

Разработаны кинематические уравнения углового движения КА в кватернионах.

4. Разработаны программный аналог и программная документация функционирования бортового программного обеспечения системы управления движением, который обеспечивает:

- моделирование возмущений от постоянно-действующих факторов внешней среды магнитной, гравитационной, аэродинамической природы;
- моделирование возмущений от гироскопического фактора, обусловленного орбитальным движением изделия с вращающимися массами;
- моделирование управляющих и возмущающих воздействий, обусловленных работой исполнительных органов СУД;
- моделирование расчета расхода рабочего тела КТД и УРД, количества и длительности их включений;
- моделирование функционирования СУД на типовых участках работы изделия;
- моделирование функционирования чувствительных элементов СУД.

Описание разработанного программного аналога, текст программы, руководство оператора представлены в программной документации. На рисунке 8 представлен вид главного окна с размещённой орбитой полета КА.



Рисунок 8 – Вид главного окна с размещённой орбитой полета КА

5. Разработаны методы наземной отработки статической прочности летного образца космического аппарата.

В рамках данной работы разработана программы и методики испытаний конструкции МКА «Аист-2Д».

При создании методов наземной отработки статической прочности проведены следующие работы:

- адаптация конечно-элементной модели к лётному образцу МКА;
- подготовка к проведению статических испытаний. На этом этапе должен быть установлен объём статических испытаний с определением тех расчётных случаев, которые будут входить в программу испытаний как для всей конструкции в целом, так и для отдельных узлов или компонентов;
- проведение имитационных испытаний, путем определения методом конечных элементов напряжённо-деформированного состояния конструкции КА при таком её закреплении и нагружении, которые имеют место при статических испытаниях изделия;
- проведение статических (натурных) испытаний конструкции;
- валидация конечно-элементной модели конструкции.

На рисунке 9 приведена созданная конечно-элементная модель МКА «Аист-2Д».

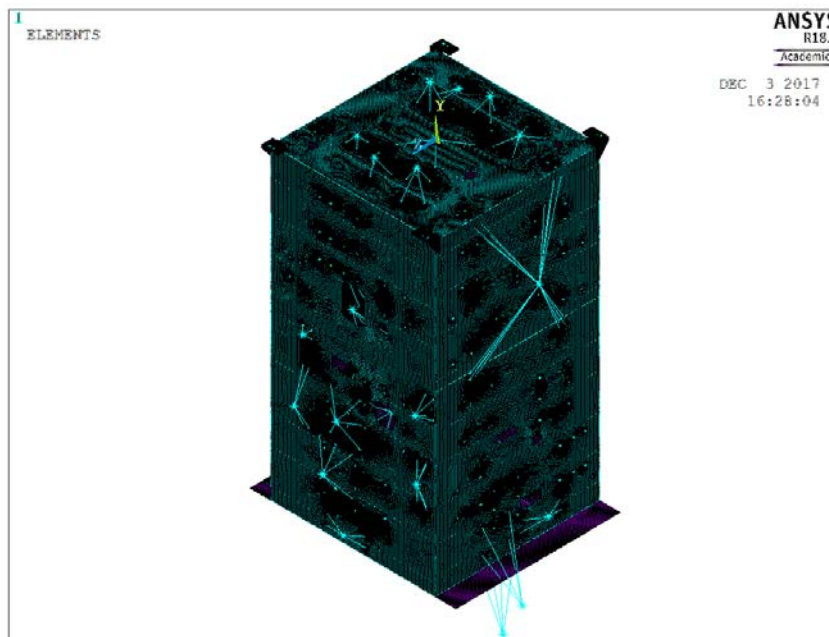


Рисунок 9 – Конечно-элементная модель МКА «Аист-2Д»

Тестирование конструкции макета МКА «Аист-2Д» для последующей верификации конечно-элементной модели, а также проведение полного цикла зачётных статических испытаний по разработанной методике проводилось на материально-технической базе предприятия АО «РКЦ «Прогресс».

Для валидации конечно-элементной модели конструкции макета МКА «Аист-2Д» выполнялись следующие процедуры:

- моделирование испытательных нагрузок в соответствии со схемой и уровнями нагружения воспроизводимыми на статических испытаниях;
- верификация конечно-элементной модели конструкции макета МКА «Аист-2Д», а именно, сравнение получаемых в результате расчёта результатов с результатами зачётных статических испытаний на 60% от испытательных нагрузок;
- валидация конечно-элементной модели конструкции макета МКА «Аист-2Д» через сравнение результатов расчёта и зачётных статических испытания при 100% испытательных нагрузок для всех случаев нагружения.

6. Разработана методика нормирования контраста изображений, полученных космическим аппаратом дистанционного зондирования Земли с целью повышения качества изображений.

Реализация методики нормирования контраста изображения, полученных с КА ДЗЗ включают следующие этапы:

- анализ показателей качества изображения космических снимков, в частности, показателей детальности наблюдения, и факторов, влияющих на качество изображения.

- выбор метода теоретической оценки контраста изображений проектируемых КА ДЗЗ.
- построение частотно-контрастные характеристики оптических систем.
- определение разрешающей способности оптико-электронной системы с помощью ЧКХ.
- разработка методики экспериментальной оценки контраста изображений, полученных с КА ДЗЗ.
- разработка экспериментальной оснастки для экспериментальной оценки коэффициентов отражения и контраста изображений, проверка применимости оснастки и методик для космических снимков.
- разработка методики нормирования контраста изображений.

В целях отработки методики создан наземный тест-объект «Мишенный комплекс» (НТО МК), который представляет собой набор линейных трёхшпальных групп мир определенных геометрических размеров и ориентации шпал, заданного контраста, набором полей яркости и полей функции рассеяния точки (см. рисунок 10). НТО МК предназначен для оценки качества целевой информации, полученной с КА ДЗЗ (в том числе перспективных) в центре и на краю поля зрения.



Рисунок 10 – Общий вид НТО МК