

ПУБЛИЧНОЕ АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
«РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ КОРПОРАЦИЯ «ЭНЕРГИЯ»
ИМЕНИ С. П. КОРОЛЕВА»

На правах рукописи



Ашимов Ильяс Нургалиевич

**РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ И ВОССТАНОВЛЕНИЯ
КОНСТРУКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ
МЕТОДОМ ПРОВОЛОЧНОЙ ЭЛЕКТРОДУГОВОЙ АДДИТИВНОЙ
ТЕХНОЛОГИИ В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА**

Специальность 2.5.13.

«Проектирование, конструкция, производство,
испытания и эксплуатация летательных аппаратов»

Диссертация на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Научный руководитель
кандидат технических наук
Папазов Владимир Михайлович

Королев – 2026

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	5
ГЛАВА 1 АНАЛИЗ СОВРЕМЕННОГО СОСТОЯНИЯ ВОПРОСА ПРИМЕНЕНИЯ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В РАКЕТНО- КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ	12
1.1 Применение аддитивных технологий в космическом пространстве.....	12
1.2 Проволочные технологии аддитивного формования	14
1.3 Исследование аддитивных технологий на РС МКС и РОС.....	23
1.4 Внедрение аддитивных технологий в программу освоения Луны	28
1.5 Формирование номенклатуры элементов конструкции для аддитивного производства в условиях космического пространства.....	31
1.5.1 Основные критерии отбора элементов конструкции	31
1.5.2 Классификация элементов	34
1.5.3 Формирование структуры элементов.....	39
1.6 Заключение по Главе 1	40
ГЛАВА 2 РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ И ВОССТАНОВЛЕНИЯ КОНСТРУКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ МЕТОДОМ ПРОВОЛОЧНОЙ ЭЛЕКТРОДУГОВОЙ АДДИТИВНОЙ ТЕХНОЛОГИИ В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА	42
2.1 Структура методики изготовления.....	42
2.1.1 Выбор элемента конструкции.....	44
2.1.2 Анализ и оптимизация конструкции детали под технологию изготовления	48
2.1.3 Разработка управляющей программы и моделирование процесса наплавления	52
2.1.4 Наземная отработка программы изготовления	59
2.1.5 Изготовление элемента конструкции.....	63
2.2 Структура методики восстановления.....	65
2.2.1 Анализ характера повреждения и оценка ремонтпригодности.....	66
2.2.2 Разработка мероприятий по восстановлению деталей конструкции	

в космосе	74
2.2.3 Наземная отработка программы восстановления детали	82
2.2.4 Выполнение восстановительных работ на внеземной станции	84
2.3 Выполнение сборочно-сварочных работ	86
2.4 Заключение по Главе 2	87
ГЛАВА 3 АНАЛИЗ ПРОЦЕССА ИЗГОТОВЛЕНИЯ И ИССЛЕДОВАНИЕ ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕМЕНТА КОНСТРУКЦИИ	90
3.1 Выбор элемента конструкции	90
3.2 Анализ конструкции и оптимизация 3Д-модели под условия изготовления .	91
3.3 Разработка управляющей программы	97
3.4 Изготовление элемента конструкции в наземных условиях	103
3.5 Исследования физико-механических характеристик экспериментального образца	105
3.5.1 Последовательность и методика проведения испытаний	105
3.5.2 Испытания при воздействии гармонической вибрации	107
3.5.3 Испытания при воздействии статической нагрузки	111
3.5.4 Результаты микроструктурного анализа материала изготовленного кронштейна	117
3.5.5 Заключение о возможности применения технологии ПЭТАФ для изготовления конструктивных элементов космической техники	122
3.6 Заключение по Главе 3	123
ГЛАВА 4 РАСЧЕТ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЛАТФОРМЫ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ И ВОССТАНОВЛЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ В УСЛОВИЯХ ОТКРЫТОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА	125
4.1 Исходные данные	128
4.2 Математическое моделирование многозвенного манипулятора	131
4.2.1 Исследование кинематической схемы	131
4.2.2 Исследование динамической схемы	136

4.3 Расчет прочностных характеристик платформы	142
4.3.1 Определение схемы закрепления	143
4.3.2 Расчет собственных колебаний конструкции	144
4.3.3 Определение уровня нагрузок	147
4.3.4 Расчет статической прочности конструкции при выведении на орбиту.....	150
4.3.5 Расчет статической прочности конструкции при орбитальной эксплуатации.....	152
4.3.6 Расчет прочности конструкции при воздействии динамических нагрузок	154
4.3.7 Расчет термостатической прочности конструкции при внешних температурных воздействиях.....	158
4.4 Разработка состава и средств аддитивного производства	159
4.4.1 Состав оборудования для производства	159
4.4.2 Установка и эксплуатация робототехнического комплекса для 3Д-печати	163
4.4.3 Функциональные свойства платформы для 3Д-печати.....	165
4.5 Заключение по Главе 4	167
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	169
ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ	171
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	174
ПРИЛОЖЕНИЕ А Акт применения результатов диссертационной работы.....	186
ПРИЛОЖЕНИЕ Б Расчет кинематических характеристик манипулятора	188
ПРИЛОЖЕНИЕ В Расчет динамических характеристик манипулятора	201

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

За время эксплуатации орбитальных станций серии «Салют» 1971-1991 гг., «Скайлэб» 1973-1979 гг., «Мир» 1986-2001 гг., «Международная космическая станция» (МКС) с 1998 г., «Тяньгун» с 2011 г. накоплен значительный опыт пилотируемых космических полётов, позволивший достичь существенного прогресса в освоении космического пространства. Дальнейшее развитие космонавтики нацелено на освоение Луны и планет солнечной системы путем создания автономных пилотируемых систем, предполагающих длительную эксплуатацию за пределами орбиты Земли [56].

Одним из проблемных вопросов является обеспечение функционирования конструктивных элементов и систем при нештатных ситуациях: потеря герметичности обитаемых объемов и образование трещин в корпусных конструкциях, трубопроводах; деформация стыков от механического воздействия; повреждение обшивок корпусов, внешних элементов конструкции от ударов микрометеоритов и несанкционированных действиях; разрушение конструкций из-за усталостных напряжений (Рисунок 1).



Рисунок 1 – Типовые повреждения на космических станциях

Перспективным решением является освоение и внедрение аддитивных технологий на Российской орбитальной станции (РОС), позволяющих

изготавливать детали для замены, восстанавливать поврежденные элементы конструкции путем послойного наплавления материала непосредственно на борту станции (Рисунок 2). Прямой перенос наземных технологий послойного выращивания ограничен условиями космического пространства, что требует проведения междисциплинарных исследований в части влияния невесомости, высокого градиента температур, вакуума, ионизирующего воздействия на процесс плавления и структуру материала.



Рисунок 2 – Аддитивное производство в условиях космического пространства

В зависимости от размещения оборудования условия изготовления принципиально изменяются: внутри замкнутого объема доминируют невесомость, конвективные потоки, способствующие теплоотводу, риск газовключений, снижающих прочность созданного изделия. При размещении в условиях открытого космоса – вакуум и сверхвысокие температурные перепады, влияющие на более интенсивное испарение материала. Указанное разнообразие требует разработки отдельных технологических режимов и математических моделей, создания средств аддитивного производства, адаптированных к эксплуатации в космических условиях, что подтверждает актуальность темы диссертации.

Степень разработанности темы исследования

Отдельные аспекты влияния космической среды на процессы плавления и кристаллизации металлических материалов в условиях невесомости рассматривались в ряде работ авторов Иванова Л.И., Земскова В.С., Кубасова

В.Н., Хазова Н.В., Сараева А.Л., Рубана А.И., Postema R., Wei Y., Luchtenborg J., Zocca A., Jorgensen J.L., Xunzuo S., Hafley R.A., Taminger M.B., Bird R.K. Представлен опыт применения технологий 3Д-печати из полимера на космических станциях в работах авторов Чернявского А.Г., Пожарницкого А.А., Клименова А.В., Hoffman M., Xiaojun L. Harbaugh J. Частично рассмотрены вопросы математического моделирования процесса наплавления в космических условиях авторами Глушак С.О., Taghizadeh M., Wei L., Beckman J. Проблемами применения аддитивных технологий в производстве изделий ракетно-космической техники в наземных условиях представлены множеством авторов: Фрейлехман С.А., Чумаков Д.М., Загидуллин Р.М., Вильданов А. М., Галиновский А.Л., Смелов В.Г., Голубев Е.С., Коберник Н.В., Балякин А.В., Хаймович А.И., Перфильев С.П., Казаков Р.А., Алифанов О.М., Gradl P.R., Tommila C.D., Sacco E., Hedayati R., Cordeiro G., Kusoglu I.M., Masec J., Suarez C.G., Oropeza D., Keum-Oh L., Kerstens F., Ianniello M., Chen X. Существующие работы носят преимущественно фрагментарный характер, посвящены отдельным технологиям, материалам или факторам воздействия.

Недостаточно изученными остаются вопросы применения аддитивных технологий для производства и восстановления космических изделий непосредственно в космическом пространстве, особенности проектирования и оптимизации элементов конструкций, создаваемых в условиях космоса, разработка технических средств, обеспечивающих реализацию данных технологий в открытом космическом пространстве.

Цель работы

Разработка методики изготовления и восстановления конструктивных элементов космической техники методом проволоочной электродуговой аддитивной технологии в условиях космического пространства и обеспечение реализации возможности использования аддитивной технологии в процессе освоения Луны и дальнего космоса.

Задачи исследования

Для достижения цели сформулированы следующие **задачи:**

1. Сформировать критерии оценки для осуществления отбора и классификации элементов конструкции космических аппаратов (КА), изготовление которых возможно и целесообразно методами аддитивных технологий.

2. Разработать методику изготовления и восстановления элементов конструкции КА методом электродугового аддитивного производства в условиях космического пространства.

3. Исследовать физико-механические характеристики элемента конструкции, оптимизированного для изготовления электродуговым методом.

4. Разработать математическую модель установки, реализующей электродуговой метод производства в условиях открытого космоса.

Объект исследования

Объектом исследования в диссертации являются элементы конструкции космического аппарата.

Предмет исследования

Предметом исследования в диссертации является процесс изготовления и восстановления элементов конструкции методом электродугового аддитивного производства в условиях космического пространства.

Научная новизна работы

К новым научным результатам относятся:

1. **Разработка методики изготовления и восстановления элементов конструкции** космических изделий для производства и ремонтных работ в условиях космического пространства.

2. **Создание новой математической модели и выполнение численного моделирования** установки, реализующей метод изготовления элементов конструкции в условиях космического пространства.

3. **Формирование предложений по составу и средствам аддитивного производства** методом проволоочной электродуговой технологии на борту орбитальной космической станции и Луны.

Теоретическая значимость диссертации заключается в исследовании

возможности получения элемента конструкции космического аппарата методом аддитивного послойного выращивания и применения данной технологии в условиях космического пространства.

Практическая значимость диссертации заключается в разработке методики, позволяющей выполнять производственные, ремонтно-восстановительные и сборочно-сварочные работы непосредственно на орбитальной станции и поверхности Луны, в формировании состава и конфигурации платформы, реализующей аддитивный метод производства.

Результаты исследований нашли практическое применение при выполнении работы по теме:

«Разработка и обоснование предложений по использованию 3D-печати для обслуживания и ремонта элементов перспективной лунной пилотируемой (посещаемой) инфраструктуры и предложений по проектному облику средств аддитивного производства, предназначенных для обслуживания и ремонта элементов перспективной лунной пилотируемой (посещаемой) инфраструктуры при решении задач исследования и освоения Луны на этапах «Вылазка», «Форпост», «База» в рамках государственного контракта от 07.10.2019 №851/851-0313А/19/141, шифр СЧ НИР «Пастораль-1» [52].

Методология и методы исследований

Теоретические исследования осуществлены методами математического моделирования с использованием программ численного решения трансцендентных и дифференциальных уравнений с применением пакета Mathcad. Численное моделирование выполнено методами конечно-элементного анализа с применением программного пакета ANSYS Workbench. Экспериментальные исследования деталей, изготовленных методом проволоочной электродуговой технологии аддитивного формирования, осуществлены по стандартным методикам на аттестованном оборудовании.

Положения, выносимые на защиту

На защиту выносятся следующие научные положения:

1. Методика изготовления и восстановления элементов конструкции

космических изделий для производства и ремонтных работ в условиях космического пространства.

2. Результаты исследования физико-механических характеристик элемента конструкции, оптимизированного для изготовления методом проволочной электродуговой технологии аддитивного формирования.

3. Математическая модель и численное моделирование установки, реализующей метод изготовления элементов конструкции в условиях космического пространства.

Степень достоверности полученных результатов

Достоверность научных результатов подтверждается:

1. Использованием фундаментальных уравнений механики твердого тела.
2. Применением аттестованного оборудования и средств измерений для регистрации параметров в экспериментальном исследовании, использованием стандартизованных методик обработки результатов экспериментального исследования и численного моделирования.
3. Сходимостью результатов численного моделирования с экспериментальными данными;
4. Использованием современных аналитических и численных методов для решения задач математического моделирования.

Апробация результатов исследования

Основные положения и результаты доложены и обсуждены на **международных и всероссийских научных конференциях:**

- XXIII, XXII научно-техническая конференция ученых и специалистов (2024 г., 2021 г., г. Королев, РКК «Энергия»),
- XVI, XIV всероссийский межотраслевой молодежный конкурс научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики» (2024 г., 2022 г., г. Москва, МАИ (НИУ)),
- XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства (2023 г., г. Москва, МГТУ им.

Баумана),

– всероссийский молодежный конкурс научно-технических работ «Орбита молодежи 2023» (2023 г., г. Москва, ГК «Роскосмос»),

– XIX международная конференция «Авиация и космонавтика» (2020 г., г. Москва, МАИ (НИУ)).

Публикации

По теме диссертационной работы опубликовано 6 научных работ, 3 из которых в изданиях Перечня ВАК РФ по специальности 2.5.13., получено Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2025615924 от 11.03.2025. Доклады по теме работы, представленные на конференциях, отмечены наградами:

1) диплом I степени лауреата XXIII научно-технической конференции ученых и специалистов;

2) диплом призера за 3 место всероссийского молодежного конкурса научно-технических работ «Орбита молодежи 2023»;

3) диплом за 3 место в номинации «Робототехника, интеллектуальные системы и авиационное вооружение» XVI всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики».

Личный научный вклад автора

Результаты исследований, представленные в диссертационной работе, получены лично соискателем или при непосредственном участии соискателя. Исследования включают разработку математических моделей, аналитических методов и алгоритмов, обработку и анализ результатов экспериментальных данных. Все полученные результаты отражены в выносимых на защиту Положениях.

Структура и объём работы

Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения, списка сокращений, списка литературы из 102 наименований, трех приложений. Общий объем диссертации составляет 204 страницы, 81 рисунков и 28 таблиц.

ГЛАВА 1 АНАЛИЗ СОВРЕМЕННОГО СОСТОЯНИЯ ВОПРОСА ПРИМЕНЕНИЯ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

1.1 Применение аддитивных технологий в космическом пространстве

Исследованием применения аддитивных технологий (АТ) в условиях пониженной гравитации и лунного пространства занимаются ученые из России, США, Китая [55,65,75,77,81,82,95]. Имеется множество примеров и планов применения аддитивных технологий в космическом пространстве [55,65,75,81,82].

В рамках проекта «Аддитивное строительство с мобильным размещением» (АСМЕ - Additive Construction with Mobile Emplacement) рассматривается возможность использования планетарных материалов - реголитовых смесей и связующих для изготовления объектов лунной инфраструктуры на месте [81].

В 2015 году Национальным управлением по авиации и исследованию космического пространства (NASA – National Aeronautics and Space Administration) проведен эксперимент на МКС, в рамках которого изготовлено несколько деталей методом послойного наплавления полимерной нити. Изготовление элементов прошло успешно [82].

В 2020 году Китайской академией космических технологий (CAST – China Academy of Space Technology) проведена серия экспериментов, в результате которых реализована печать из полимерных композитов, армированных углеродным волокном в условиях космического полета [75].

В 2018 году на борту Российского сегмента МКС (РС МКС) проведен первый в мире успешный эксперимент по печати живых тканей в условиях невесомости [65].

В июне 2022 года на МКС доставлен отечественный 3Д-принтер, разработанный в РКК «Энергия» совместно с Томским политехническим и государственным университетом. Принтер реализует технологию печати послойного наплавления полимерной нитью: аналог FDM – fused deposition

modeling, с помощью которой планируется изготавливать тестовые модели [55,67].

В 2024 году европейским космическим агентством (ESA – European Space Agency) на МКС доставлена установка «Metal3D» для экспериментальной отработки технологии послойного аддитивного выращивания проволокой из нержавеющей стали с применением лазерного источника плавления. Проведены первые попытки печати, в результате которых отработаны режимы наплавления проволоки на металлическую подложку. В дальнейшем планируется изготовление экспериментальных образцов с последующей доставкой на Землю с целью исследования свойств полученного материала [78,80].

Значимыми исследованиями в области изготовления образцов из металлических материалов в условиях пониженной гравитации являются эксперименты зарубежных ученых.

В 2007 году специалистами NASA проводилось исследование метода электронно-лучевого производства свободной формы (EBF³ – electron beam freeform fabrication) в условиях невесомости [95]. Для реализации данного исследования разработано портативное спецоборудование. Испытания проводились с использованием самолета, движущегося по серии параболических траекторий для создания невесомости. Технология электронно-лучевого производства в условиях невесомости жизнеспособна, высота слоев и микроструктура материала существенно не отличается при изготовлении конструкций в наземных условиях. Потребовалась корректировка расстояния между подложкой и проволокой, регулировка скорости подачи материала.

Аналогичное исследование реализовано специалистами ESA в 2019 году [77]. Для проведения эксперимента изготовлено оборудование, реализующее метод плавления лазерным лучом (LBM – laser beam manufacturing) с равномерным осаждением металлического порошка потоком газа. Для печати использовался порошок из нержавеющей стали в азотно-аргоновой атмосфере. В результате эксперимента изготовлено два образца в виде гаечных ключей в различных условиях: один образец в земных условиях (1g), другой в условиях

пониженной гравитации (μ -g). Несмотря на малые габариты и ограниченное количество образцов, проведен микроструктурный анализ (EBSD - Electron BackScatter Diffraction), в результате которого выявлено наличие столбчатой структуры с удлиненными зернами, наклонёнными против направления выращивания, угол наклона около 40° . При первом исследовании микроструктуры образцов не обнаружено никаких отклонений от деталей, изготовленных в наземных условиях.

Исходя из вышеуказанных примеров установлено, что для достижения возможности изготовления элементов конструкции необходимо проводить исследования аддитивных технологий в условиях космического пространства. Результаты исследования позволят использовать полученный опыт в освоении Луны и в развитии пилотируемых миссий на планеты солнечной системы.

В результате проведенного анализа установлено, что применение проволочных технологий наиболее целесообразно в условиях космоса по следующим причинам:

- 1) Нет необходимости в доставке защитного газа, в том числе и для осаждения порошков, и последующей утилизации;
- 2) Хранение и доставка проволоки полимерной, металлической, существенно проще, чем порошка.

1.2 Проволочные технологии аддитивного формования

В настоящее время проволочные технологии аддитивного формования обретают всё большее применение в исследовании и изготовлении конструкций различного назначения [10,28,30,34,48,51,69,85]. Преимуществом технологий послойного наплавления из металлической проволоки является достаточно широкий сортамент применяемого материала, экономичный расход филамента, высокая скорость выращивания относительно порошковых технологий печати [8,46,89]. На сегодняшний день существует четыре основных метода,

реализующие печать металлической проволокой и различающиеся типом энергетического воздействия [1,30,36, 89]:

Метод электронно-лучевого аддитивного производства (ЭЛАП, EBAM – electron beam additive manufacturing) – технология послойного выращивания изделия за счет плавления сфокусированным электронным пучком металлической проволоки в вакууме [1,46, 89,92].

Метод прямого лазерного выращивания металлом (ПЛВМ, LWC – laser wire cladding) – процесс, при котором осуществляется подача металлической проволоки в ванну расплавленного металла под действием лазерного луча [10,30, 36,46].

Метод проволочной электродуговой технологии аддитивного формирования (ПЭТАФ, WAAM – wire-arc additive manufacturing) – технология плавления непрерывно подающегося расходуемого металлического материала - проволоки и перенос расплавленного металла на ранее сформированный слой под действием электрической дуги [1,46,64,87,100,101]. Отличительной особенностью ПЭТАФ от WAAM является возможность функционирования в вакууме [52].

Метод быстрой плазменной наплавки (БПН, RPD - rapid plasma deposition) – технология послойного формирования изделия при плазменном воздействии на непрерывно подаваемую металлическую проволоку [64,97].

Исходя из типа энергетического воздействия, методы ЭЛАП и ПЛВМ относятся к лучевым технологиям, тогда как методы ПЭТАФ и БПН – к электродуговым [64]. Данные технологии используются для производства заготовок, с последующей механической обработкой, обладающих характеристиками схожими с литьевыми заготовками [51]. В Таблице 1.1 представлены сводные данные по представленным технологиям.

Основные условия и ограничения при определении технологии аддитивного выращивания для производства в условиях открытого космического пространства:

- **уровень тепловложения;**
- **влияние внешних излучений (температуры) в процессе наплавления;**

- **энергоэффективность** луча/дуги;
- вакуум и отсутствие конвективного охлаждения;
- **влияние невесомости** и реактивных сил;
- отсутствие необходимости в инертном газе;
- **сложность конструкции исполнительного органа** и возможность периодического обслуживания в условиях космоса;
- физико-механические свойства получаемого материала;
- стабильность процесса наплавления;
- геометрическая точность формирования валиков;
- качество получаемой поверхности: количество пор, включений, шлаков;
- скорость выращивания.

Таблица 1.1 – Основные типы проволочных аддитивных технологий

Тип	Лучевые технологии		Электродуговые технологии	
Вид	Электронный луч	Лазер	Электрическая дуга	Плазма
Название технологии	ЕВАМ, EBF ³ , ЭЛАП	LBM, LWC, ПЛВМ	WAAM, ПЭТАФ	RPD, БПН
	Метод электронно-лучевого аддитивного производства	Метод прямого лазерного выращивания металлом	Метод проволочной электродуговой технологии аддитивного формирования	Метод быстрой плазменной наплавки
Предел прочности (АМг5)	223±3 МПа	214±1 МПа	273±1 МПа	290±1 МПа
Мощность	2-3 кВт	4-7,5 кВт	0,85-1,7 кВт	2-6 кВт
Скорость выращивания	200 мм/мин	400-5000 мм/мин	200-500 мм/мин	0,5-2 кг/час
Температура в зоне наплавления	~ 2500 °С	~ 2000 °С	~ 2000 - 2500 °С	~ 2500 °С

Сравнительный анализ технологий ЭЛАП и холодного переноса металла (СМТ – cold metal transfer, аналог ПЭТАФ) проведен специалистами Института физики прочности и материаловедения (ИФПМ) в 2019 году [1]. В рамках исследования изготовлен образец из алюминиевого сплава АМг5 вышеуказанными методами. В результате комплексного анализа установлено, что

в обоих случаях наблюдается незначительное изменение слоя по высоте в пределах $\pm 0,1$ мм при высоте слоя 1,7 мм для СМТ и 2,1 мм для ЭЛАП, сохраняются механические свойства по всему уровню изделия: предел прочности: для СМТ 273 ± 1 МПа, для ЭЛАП 223 ± 3 МПа; относительное удлинение: для СМТ $24,6 \pm 0,7\%$; для ЭЛАП $26,1 \pm 0,7\%$. В случае метода СМТ тепловложения оказались существенно ниже за счет использования защитного газа, а механические свойства образцов выше, благодаря наличию интерметаллидов и твердорастворного упрочнения в структуре полученного материала.

Специалистами Санкт-Петербургского государственного морского технического университета совместно с Санкт-Петербургским политехническим университетом им. Петра Великого проведены исследования технологии прямого выращивания из алюминиевой проволоки марки AlMg6, диаметром 1,2 мм с использованием лазерного и лазерно-дугового воздействия [2,51]. Для исследования применялась лазерная установка с максимальной мощностью луча в 16 кВт и источник питания дуги с максимальным током 550А. Цель исследования - сравнение микротвердости и химического состава материала образцов, полученных двумя различными способами: лазерным и лазерно-дуговым методом. При металлографическом анализе установлено, что микроструктуры образцов, изготовленных двумя различными методами, имеют сходство: микротвердость материала, полученного методом лазерно-дугового воздействия, значительно выше за счет большего энерговложения, но наблюдается неравномерность значений по сечению. Химический состав в обоих случаях на уровне алюминиевой проволоки марки AlMg6.

В рамках научно-исследовательской работы (НИР) «Пастораль-1» специалистами отделения материаловедения «РКК «Энергия» им. С.П. Королева» проведены исследования стандартных образцов, изготовленных методом ПЭТАФ: проволока марки СвАМг6 1,2ПхБр по ГОСТ 7871-2019, Ø1,2 мм [52]. Для проведения испытаний применялись стандартные образцы на растяжение по ГОСТ 1497-84-84 тип I (5 шт.), на усталость по ГОСТ 25.502-79 тип IV (5 шт.) и на определение ударной вязкости по ГОСТ 9454-78 тип U (5 шт.). Стандартные

образцы вырезаны из заготовки, длинная сторона которых ориентирована вдоль направления выращивания (Рисунок 1.1).

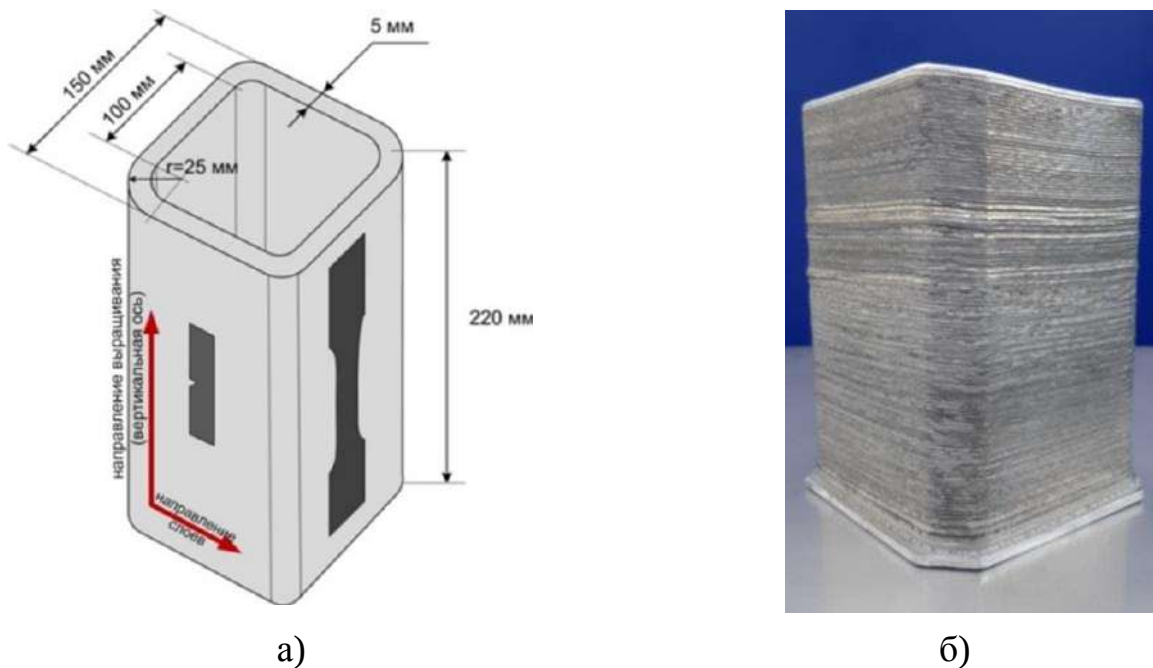


Рисунок 1.1 – Заготовка для стандартных образцов [52]
а – эскиз заготовки и схема выреза образцов; б – изготовленная заготовка

По результатам статических испытаний прочность образцов в среднем составляет 271 МПа, разрушение происходит по зоне сплавления проволок. Коэффициент прочности участков сплавления слоев составляет от 0,7 до 0,77 от предела прочности сплава АМг6 (Таблица 1.2) [52].

Таблица 1.2 – Результаты статических испытаний образцов из алюминиевого сплава АМг6, изготовленных методом ПЭТАФ [52]

№ образца	Ширина образца, мм	Толщина образца, мм	Предел прочности σ_B , МПа	Предел текучести $\sigma_{0.2}$, МПа	Удлинение δ , %	Сужение ψ , %
1	20,00	3,40	256,23	146,57	9,00	12,05
2	19,91	3,04	280,24	147,27	12,82	13,46
3	20,02	3,08	273,99	146,12	10,27	12,57
4	20,05	3,06	275,62	146,81	11,22	11,69
5	20,18	3,04	270,54	146,52	10,04	13,62
Среднее:			271,32	146,66	10,67	12,68

При испытаниях на усталостную прочность предел выносливости образцов при достижении циклических нагрузок в 2×10^6 циклов составляет 8,14 кгс/мм²

(Таблица 1.3). Традиционный сплав АМг6 выдерживает базу 2×10^6 циклов при максимальном напряжении цикла 10 кгс/мм^2 [52].

Таблица 1.3 – Результаты испытаний на усталостную прочность образцов из сплава АМг6, изготовленных методом ПЭТАФ [52]

№ п/п	Максимальное напряжение цикла, кгс/мм^2	Уровень нагружения σ/σ_B	Кол-во циклов до разрушения, N	Примечание
1	13,57	0,5	137 000	разрушен
2	10,85	0,4	477 722	разрушен
3	9,5	0,35	980 000	разрушен
4	8,14	0,3	2 190 533	не разрушен (база 2×10^6)

Результаты испытаний на ударную вязкость образцов в зоне сплавления проволоки, имеющей пористую структуру, составляет от 1,17 до 1,4 ($\text{кгс} \times \text{м}$)/ см^2 , и около 2,4 ($\text{кгс} \times \text{м}$)/ см^2 по основному металлу проволоки (Таблица 1.4). Для сплава АМг6 – поковки, штамповки – ударная вязкость составляет 3,0 ($\text{кгс} \times \text{м}$)/ см^2 [52].

Таблица 1.4 – Результаты испытаний ударной вязкости образцов из алюминиевого сплава, изготовленных методом ПЭТАФ [52]

№ образца	Энергия удара, Дж	Толщина сечения образца по месту надреза, мм	Высота сечения образца по месту надреза, мм	Площадь сечения образца по месту надреза, мм	Ударная вязкость, a_n , Дж/см ²	Ударная вязкость, a_n , ($\text{кгс} \times \text{м}$)/с м ²
1	1,4	2	6	12	11,67	1,17
2	2,7	1,9	5,9	11,21	24,09	2,41
3	1,7	2	5,9	11,8	14,41	1,44
4	2,8	2	5,9	11,8	23,73	2,37
5	1,4	2	5,9	11,8	11,86	1,19

В микроструктуре полученного материала в зоне сплавления проволоки и в структуре основного материала обнаружено наличие хаотично расположенных пор и выделения β – фазы (Al_3Mg_2) по границам зерен в виде сплошной сетки, что значительно снижает коррозионную стойкость сплава. Изломы имеют вязкий характер разрушения, присутствуют мелкие поры около от 20 до 80 мкм и наличие

интерметаллидов железа, марганца [52].

В результате исследований в рамках НИР «Пастораль-1» установлено, что материал, полученный методом ПЭТАФ, существенно не отличается от традиционного сплава АМг6, пригоден для изготовления изделий космической техники с учетом полученных физико-механических характеристик материала [52].

Основные положения, требования, ограничения и особенности проектирования и изготовления изделий методами прямого подвода энергии представлены в ГОСТ Р 70242-2022 [26].

Преимущества проволочных технологий относительно других технологий аддитивного выращивания [8]:

- возможность использования в условиях открытого космического пространства без специальной камеры прямо на поверхности станции;
- большая область построения объектов, вплоть до нескольких метров по всем направлениям;
- экономичный расход филамента и отсутствие необходимости переработки неиспользованного материала;
- возможность использования сразу двух проволок для создания интерметаллидных конструкций [40];
- высокая скорость печати изделий.

Недостатки проволочных технологий:

- минимальная толщина стенок детали от 2 мм [76];
- необходимость использования металлической подложки и проволоки идентичного материала;
- необходимость в механической доработке детали;
- ребристость поверхности, образованной при наплавлении слоев друг на друга;
- высокая исходная шероховатость поверхности.

Несмотря на имеющиеся недостатки проволочных технологий, возможность изготовления конструктивных элементов космической техники в условиях

пониженной гравитации является ключевым преимуществом над аналогичными методами аддитивного производства.

Применение проволочных технологий печати в условиях орбитального полета позволит решать несколько задач [8]:

- изготовление изделий для временной и аварийной замены вышедших из строя деталей и элементов до доставки запасных частей с Земли;
- изготовление изделий для замены, вышедших из строя деталей и элементов, не требующих особых условий изготовления на Земле;
- изготовление экспериментальных образцов типовых элементов и фрагментов конструкций;
- проведение ремонтно-восстановительных работ деталей и элементов путем послойного наращивания;
- проведение сварочных работ: полуавтоматическая и автоматическая сварка.

Определение типа оборудования, реализующего технологию послойного формирования является одной из задач при переносе технологии печати в условия космического пространства. Характеристика используемого оборудования напрямую зависит от массогабаритных свойств деталей конструкции. Возможно несколько вариантов оборудования в зависимости от типа аддитивной печати:

- Закрытая и герметичная камера внутри обитаемого объема: металл, полимер;
- Закрытая камера на внешней поверхности космической станции или на поверхности Луны: металл, полимер;
- Установка открытого типа с манипулятором и рабочей областью: металл.

Закрытая (герметичная) камера внутри обитаемого объема: преимуществом данного варианта оборудования является возможность контроля процесса изготовления без необходимости внекорабельной деятельности (ВКД), стабильный температурный режим. Недостатком является малый ограниченный объем $\sim 300\text{-}400$ мм, негативные последствия, образованные механическими

воздействиями в процессе демонтажа изделия с подложки: металлическая пыль, стружка.

Закрытая камера на внешней поверхности космической станции или на поверхности Луны: преимуществом является более объемная камера по сравнению с установкой для обитаемого объема, возможность автономного использования при использовании собственных бортовых сетей (БС), солнечной батареи (СБ), защита от воздействия внешних факторов космического пространства или лунной пыли при использовании на поверхности Луны. Недостатком является ограниченный объем камеры порядка 600-800 мм.

Установка открытого типа с манипулятором и рабочей областью: установка представляет многозвенный манипулятор, закрепленный на плоской рабочей поверхности с элементами крепления, габариты которого определяются в зависимости от потребностей. Преимуществом является возможность изготовления габаритных деталей и сборочных конструкций, отсутствие дополнительного оборудования для создания вакуума. Недостатком является влияние внешних факторов космического пространства.

Для определения степени влияния факторов внешней среды на неоднородность и изотропность получаемых материалов, требуется проведение исследований с учетом локального расположения производственного оборудования при совокупности условий:

- влияние градиента температур и вакуума;
- влияние конвективного переноса тепла и невесомости;
- влияние лучистого теплообмена и невесомости.

При применении аддитивных технологий на борту орбитальной космической станции следует учитывать электрические мощности, вырабатываемые системами электроснабжения (СЭС). Для МКС значение составляет в пределах 75-90 кВт с напряжением 120В [91]. Потребляемая мощность бортового аддитивного оборудования ограничена до 1 кВт при размещении внутри модуля и до 1,5 кВт снаружи [58].

На основе анализа источников [1,2,36,51,52,89] определено:

1) Применение технологии прямого лазерного выращивания в условиях космического пространства возможно, имеется существенный недостаток в потреблении электроэнергии: мощность лазера в среднем от 4 до 7,5 кВт [2,36], высокая конструктивная сложность установки для периодического обслуживания.

2) Технология ЭЛАП обладает высокой энергоэффективностью $\sim 90\%$ [89], номинальное напряжение на уровне 30-150 кВ с током пучка 1-30 мА [1,89]. В результате мощность электронного луча достигает ~ 3 кВт.

3) Метод ПЭТАФ характеризуется высокой энергоэффективностью до 90% [51], низким напряжением в 10-30 В, с током дуги 40-89 А [1]. Мощность дуги достигает значений $\sim 1,7$ кВт, но из-за импульсного характера воздействия значение вдвое меньше максимального, что способствует меньшему нагреву и тепловложению относительно других методов послойного выращивания [1,51].

По результатам анализа установлено, что наиболее подходящим методом, способным решать задачи по изготовлению, обслуживанию и ремонту элементов конструкции, удовлетворяющим требованиям по энергоэффективности, качеству получаемого материала и простотой обслуживания в условиях космического пространства, является метод ПЭТАФ.

1.3 Исследование аддитивных технологий на РС МКС и РОС

В период с 2016 по 2029 гг. запланировано выполнение целевых работ с проведением космических экспериментов (КЭ) «3Д-печать» и «Космическая фабрика» на базе РС МКС [42,43]. Работы выполняются с целью исследования и отработки технологий аддитивного послойного выращивания в условиях космического пространства.

В рамках КЭ «3Д-печать» изготовлена и доставлена научная аппаратура для аддитивного выращивания термопластичными полимерными материалами [55,67]. Научная аппаратура состоит из FDM-принтера (Рисунок 1.2), USB-носителей, кабелей и блоков полимерных нитей - PLA-пластик [42]. Основные параметры научной аппаратуры приведены в Таблице 1.5.



Рисунок 1.2 – FDM-принтер, установленный на PC MKS [16]

Таблица 1.5 – Параметры научной аппаратуры «3D-принтер» [67, 42]

№ п.п	Параметр, единица измерения	Значение параметра
1	Габариты принтера (длина × ширина × высота), мм, не более	500 x 500 x 400
2	Габариты изготавливаемых образцов (длина × ширина × высота), мм, не более	200 x 100 x 50
3	Материал изготавливаемых с использованием принтера образцов	Термопластичные полимеры с температурой плавления не более 280 °C
4	Температура внешней поверхности корпуса принтера в процессе изготовления изделия, °C, не более	40
5	Скорость печати, мм ³ /с, не менее	3
6	Потребляемая мощность в режиме изготовления образцов, Вт, не более	350

Исследования метода послойного наплавления филамента в условиях невесомости включает несколько этапов, в рамках которых осуществляется отработка технологии печати на орбитальной станции и последующее сравнение изготовленных элементов с наземными образцами. В результате оценки ожидается выявление особенностей и ограничений орбитального производства изделий из полимерных материалов, рекомендации к дальнейшей эксплуатации технологии печати в условиях космического полета [42].

В процессе выполнения КЭ изготовлены испытательные образцы: элементы конструкции – лопатки, кронштейны для крепления камер для ВКД, ремкомплект в виде шпильки для дрели [42]. Стандартные образцы для испытаний доставлены на Землю, проведен анализ структуры и свойств полученного полимерного материала [15]. По результатам исследований установлено, что механические свойства образцов идентичны земным [82].

В рамках КЭ «Космическая фабрика» планируется экспериментальная отработка технологии послойного выращивания и сварка металлических конструкций в условиях открытого космического пространства на РС МКС. Для выполнения эксперимента разрабатывается научная аппаратура, в состав которой входит: блок металлической печати (Рисунок 1.3), зарядное устройство и расходные материалы в виде металлической проволоки [43]. Основные параметры научной аппаратуры приведены в Таблице 1.6 [52].

Выполнение эксперимента состоит из нескольких этапов: наземной подготовки, орбитальной эксплуатации и анализа экспериментальных данных на Земле. На этапе наземной подготовки проводится изготовление и испытание оборудования для запуска к МКС. Этап орбитальной эксплуатации предполагает доставку и монтаж оборудования аддитивной наплавки на РС МКС с внешней стороны, изготовление образцов изделий и возврат полученных элементов на Землю. В заключительном этапе предусмотрен анализ физико-механических свойств полученного материала и сравнение с образцами, изготовленными по аналогичным технологическим режимам в наземных условиях [43].

Таблица 1.6 – Основные параметры научной аппаратуры [52]

№ п/п	Параметр, единица измерения	Значение параметра
1	Габариты НА (длина × ширина × высота), мм, не более	800 x 800 x 500
2	Габариты изготавливаемых образцов (длина × ширина × высота), мм, не более	200 x 150 x 150
3	Материал изготавливаемых с использованием принтера образцов	Сплавы алюминия
4	Скорость формирования изделия, мм ³ /с, не менее	30
5	Потребляемая мощность в режиме формирования изделий, Вт, не более	2 000

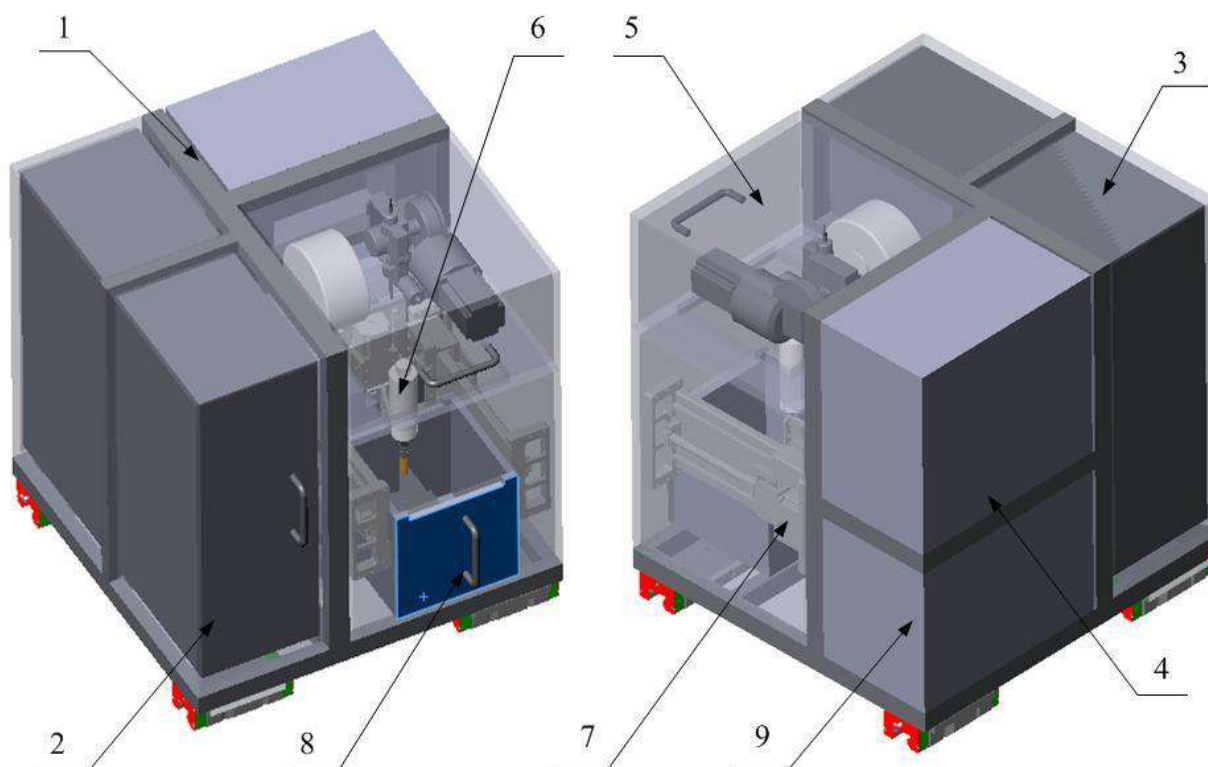


Рисунок 1.3 – Прототип научной аппаратуры аддитивного производства изделий методом ПЭТАФ [52]

1 - монтажный блок; 2 - блок питания; 3 - блок энергораспределения; 4 - блок формирования дуги; 5 - блок расходного материала; 6 - блок горелки; 7- блок траектории выращивания; 8 - блок рабочей зоны; 9 - блок управления.

В результате КЭ «Космическая фабрика» ожидается исследование процессов аддитивной наплавки и сварки в условиях открытого космического пространства, проведение оценки технических и технологических ограничений метода изготовления и выработка рекомендаций о применении технологии ПЭТАФ в условиях невесомости [43].

Для последующего внедрения проволоочных аддитивных технологий на орбитальную космическую станцию необходимо провести ряд исследований с решением множества технических задач:

1. Исследование поведения материалов в космических условиях:

- влияние невесомости и температуры $\pm 150^{\circ}\text{C}$ на формирование микроструктуры и механических свойств наплавленных материалов;
- эксперименты с растеканием, адгезией и кристаллизацией расплавленного материала;

- анализ деградации материалов и покрытий под воздействием ионизирующего воздействия;

- разработка радиационно-стойких сплавов алюминия, титана, стали.

2. Оптимизация процессов аддитивной послойной наплавки:

- отработка режимов наплавки: ток, напряжение, скорость подачи проволоки;

- использование импульсных или гибридных технологий - лазер+дуга;

- разработка алгоритмов компенсации тепловых деформаций в условиях вакуума и пониженной гравитации.

3. Разработка и адаптация оборудования аддитивной наплавки, способных функционировать в условиях невесомости и других особенностей космической среды:

- создание компактных и энергоэффективных установок;

- разработка и исследование систем хранения и подачи проволоки устойчивых к вибрации, вакууму, радиации;

- разработка систем терморегуляции и защиты критически важных узлов установки.

4. Разработка и автоматизация программ управления с применением искусственного интеллекта (ИИ):

- создание ИИ-алгоритмов для предсказания и устранения дефектов печати в реальном времени;

- использование компьютерного зрения и сенсоров: термокамеры, лидары, для контроля качества наплавки;

- разработка виртуальных моделей аддитивной печати, адаптированных к космическим условиям.

5. Разработка инфраструктуры для хранения, транспортировки и переработки отходов 3Д-печати на космической станции:

- организация зон хранения запасов расходных материалов и готовых изделий на станции;

- разработка и тестирование оборудования для хранения и переработки

отходов: обломки спутников, отработанные детали, для получения вновь используемого сырья для изготовления.

6. Разработка средств обеспечения безопасности экипажа при эксплуатации установки для 3Д-печати:

- разработка и испытания противопожарных систем;
- термоизоляция модулей для предотвращения перегрева модулей станции;
- системы фильтрации и удаления металлических фракций в зоне аддитивной наплавки.

7. Разработка и формирование нормативной базы и стандартов для применения аддитивных технологий в космическом пространстве:

- стандарты качества для космического аддитивного производства;
- инструкции и обучение экипажа для работы и обслуживания космического аддитивного оборудования.

1.4 Внедрение аддитивных технологий в программу освоения Луны

Развитие проекта по исследованию и освоению лунного и окололунного пространства в значительной степени зависит от технических и экономических возможностей программы. Размещение долговременных обитаемых баз и производственной инфраструктуры Лунного базирования является одной из приоритетных задач при освоении земного спутника. Ключевым ограничивающим фактором является высокая стоимость вывода грузов с Земли, что является экономически нецелесообразным при доставке всех необходимых конструкций: жилых модулей, ангаров, опорных элементов инфраструктуры в готовом виде. Перспективным способом снижения стоимости является эксплуатация автоматизированных систем для строительства «на месте». Многими космическими агентствами разрабатываются концепции аддитивного строительства объектов инфраструктуры: лунных баз, дорог, посадочных площадок из лунного реголита [81,88,89,93]. Существенным недостатком

подобного строительства является отсутствие силового каркаса из металлоконструкций, обеспечивающего жесткость и устойчивость сооружения. Одним из вариантов решения является доставка и эксплуатация проволочного аддитивного оборудования, реализующего технологию послойного наплавления изделий металлом. Учитывая опыт исследования и внедрения технологии на космической станции, результаты которого предполагаются для получения в будущем (раздел 1.3), возможно использование задела для применения метода производства на Луне. Реализация технологии послойной наплавки в лунной среде сталкивается с рядом особых, нетипичных для орбитальной эксплуатации, условий. Помимо массогабаритных ограничений, связанных с размещением полезной нагрузки в объеме транспортно-грузового корабля и размерами выходных люков, имеется ряд условий, которые необходимо учитывать при внедрении аддитивного оборудования для функционирования на Луне:

1) Агрессивная лунная среда: лунная пыль представляет абразивный материал, вызывающий износ и поломки оборудования, загрязнение оптических систем, создающих проблемы для механизмов. В качестве решения возможно дооснащение оборудования системой самоочистки, защита исполнительных механизмов специальными покрытиями и материалами, эксплуатация оборудования внутри камеры или герметичного корпуса.

2) Высокий перепад температур от -173°C до $+127^{\circ}\text{C}$: в зависимости от выбора месторасположения лунной базы: северный или южный полюс, экваториальная зона - длительность воздействия экстремальной температуры значительно выше, чем на орбитальной станции. Потребуется адаптация аддитивного оборудования в части термостатирования узлов и исполнительных механизмов.

3) Пониженная гравитация - $1/6$ от Земной: в условиях невесомости и на орбитальной станции доминирующую роль в формировании расплавленной ванны играют силы поверхностного натяжения. Для производства и ремонта изделий в условиях лунной гравитации требуется исследование процесса наплавки и адаптация режимов изготовления.

4) Требования к электроэнергии: для работоспособности аддитивного оборудования необходим стабильный и мощный источник энергии ~3-4 кВт. В условиях длительной тени при расположении базы на полюсах Луны, возможно применение компактных ядерных реакторов, в случае недостатка энергии от солнечных панелей и аккумуляторов. Стоимость разработки и доставки подобных установок крайне высока.

5) Требование к наличию подготовленной поверхности: для установки и эксплуатации аддитивного оборудования необходима ровная и уплотненная площадка. Работоспособность и качество получаемых изделий непосредственно зависит от устойчивости исполнительной аппаратуры.

Для долговременного размещения аппаратуры аддитивного производства на Луне необходимо наличие высокоскоростной двусторонней связи «Земля – Луна», либо «орбитальная станция – Луна», контейнеры для размещения запасных частей и расходного материала: проволоки, металлических заготовок.

Внедрение аддитивных технологий в программу освоения Луны состоит из основных этапов:

Этап 1: Доставка прототипа аддитивного оборудования, адаптированного для эксплуатации на лунной поверхности - после исследования и внедрения технологии на орбитальной станции.

Этап 2: Развертывание производственного комплекса на лунной базе: установка на подготовленной поверхности, подключение к электроэнергии и системе связи, калибровка оборудования, исследование и адаптация процесса наплавки.

Этап 3: Изготовление базовых элементов инфраструктуры: сваи, балки, защитные экраны, корпуса, ёмкости - для отработки технологии производства.

Этап 4: Расширение производимых изделий: сложных конструкций, каркасов для новых жилых и лабораторных модулей, ферменных конструкций; внедрение системы переработки реголита для производства расходных материалов.

1.5 Формирование номенклатуры элементов конструкции для аддитивного производства в условиях космического пространства

Для решения задачи изготовления элементов конструкции на космической станции и напланетной базе необходимо учитывать несколько условий:

- тип аддитивного производства;
- ограничения, связанные с типом камеры: открытая, закрытая;
- окружающая среда: наличие вакуума или среды инертного газа для исключения влияния на хим. свойства материала;
- влияние внешних возмущений: перепад температур, вибрация, собственные колебания оборудования для печати.

Критерии отбора сформированы исходя из анализа разработанных элементов конструкции пилотируемых изделий РКК «Энергия» [49]: «Орёл», модулей МКС, РОС, «Союз-МС», «Прогресс-МС», с учетом вышеперечисленных условий и конструктивно-технологических возможностей и ограничений проволочных технологий 3Д - печати.

1.5.1 Основные критерии отбора элементов конструкции

1) Геометрическая сложность

Оцениваются геометрические параметры элемента:

- массогабаритные характеристики;
- наличие полостей, консольных частей;
- наличие криволинейных поверхностей: цилиндрические, конические, сферические, тороидальные;
- местоположение относительно базовой поверхности, оси;
- наличие/отсутствие разъемных, неразъемных соединений резьбовых поверхностей, дополнительных элементов крепления;
- толщины стенок: от 0,6 мм для метода FDM, от 1,5 мм до 6 мм для метода ПЭТАФ [76].

2) Отсутствие высоких циклических нагрузок

Рассматриваются конструкции, не воспринимающие несущие нагрузки: кронштейны для крепления приборов и навесного оборудования, заглушки, элементы крепления кабелей, трубопроводов, элементы системы обеспечения теплового режима (СОТР). При разработке изделий, изготовление которых планируется в условиях космического полёта или лунного пространства, характер и уровень нагрузок значительно ниже, чем для аналогичных элементов, изготавливаемых в наземных условиях. Для элементов, эксплуатация которых предполагает функционирование исключительно в условиях космического полёта, возможно снижение требований к прочностным характеристикам.

3) Совместимость материала

Рассматриваются элементы конструкции, для которых возможна замена материала на аналогичный или изготовление из другого типа материала с обеспечением заданных требований физико-механических свойств, с учетом характера функционирования и эксплуатации изделия на борту космической станции или на Луне.

При оценке возможности использования альтернативных материалов для изготовления элементов конструкции в условиях космического пространства учитывается:

- уровень механических нагрузок при эксплуатации элемента в составе изделия, без учета этапа выведения на орбиту;
- месторасположение элемента конструкции;
- минимизация полимерных материалов в герметизированных обитаемых отсеках.

4) Условия эксплуатации

Рекомендуются конструктивные элементы, используемые в диапазонах температур от -150°C до $+150^{\circ}\text{C}$ в герметичных, негерметичных замкнутых и незамкнутых объемах.

Не рекомендуются изделия с условиями эксплуатации:

- работа в среде высоких температур от $+150^{\circ}\text{C}$: элементы ракетных двигателей (РД);
- работа в среде высокого давления от 2 атм: баллоны, системы наддува;
- высокие статические и динамические нагрузки: рамные конструкции, корпуса;
- работа в условиях высокой подвижности: механизмы, шарниры.

При внеземных условиях производства достижение заданных технических требований к конструкции затруднительны и требуют дополнительных исследований и испытаний.

5) Наличие неразъёмных соединений

Рассматриваются узлы, изготовление которых возможно в виде единой детали вместо сборочного элемента. Подобные элементы имеют габариты от 300 мм в одном из направлений, либо систему внутренних полостей, выполнение которых традиционными методами является затруднительным.

6) Возможность оптимизации

Оценивается реализуемость ввода пустотелых ячеек вместо цельного материала, изменение геометрии конструкции с сохранением стыкуемых поверхностей, облегчение конструкции путем ввода вырезов на стенках детали. Для большинства деталей теловращения - болты, гайки, шайбы, втулки, оптимизация конструкции не требуется.

7) Потребность в последующей механической обработке

В зависимости от характера использования детали анализируется степень необходимости обработки поверхности:

- требования к шероховатости: в пределах $Ra1,6$; точности формы в пределах 0,1 мм: плоскость, цилиндр, конус;
- требования к обеспечению зазоров;
- наличие резьбовых и гладких отверстий;
- требования к покрытию обработанной поверхности;
- учет теплового расширения материала при обработке.

8) Сложность демонтажа и последующей установки детали в условиях космоса или Луны

Оценивается возможность доступа к элементу конструкции:

- снаружи или внутри отсека;
- способ фиксации элемента: болт, шпилька, замок, механизм;
- глубина установки: на поверхности, под обшивкой, за интерьером;
- количество элементов, которые требуется демонтировать для доступа к требуемой детали;
- возможность установки без специального инструмента.

9) Необходимость нанесения защитного покрытия

Оценивается необходимость и целесообразность нанесения защитного покрытия после изготовления для исключения влияния газовой среды.

Применение данных критериев определяется методами экспертной оценки, с учетом характера эксплуатации и типа конструктивного элемента.

1.5.2 Классификация элементов

По сформулированным критериям проведен комплексный анализ элементов конструкции пилотируемых космических комплексов, в результате которого определена классификация элементов, изготовление, обслуживание и ремонт которых возможны с использованием аддитивных технологий.

Укрупненно структура отобранных элементов конструкции классифицирована по группам (Рисунок 1.4):

- элементы крепления приборов и агрегатов;
- элементы крепления кабелей и трубопроводов;
- корпуса приборов и агрегатов;
- элементы системы обеспечения теплового режима (СОТР);
- элементы системы жизнеобеспечения (СЖО);
- корпуса емкостей для воды и контейнеров твердых отходов;
- теплообменники;

- трубопроводы;
- корпуса электроразъемов;
- инструменты;
- элементы интерьера;
- крепежные элементы, заглушки, крышки.

Представленные конструктивные элементы рассматриваются как типовые конструкции, имеющие первичное применение в разработанных пилотируемых космических изделиях и требующие адаптации при изготовлении в условиях космического пространства.

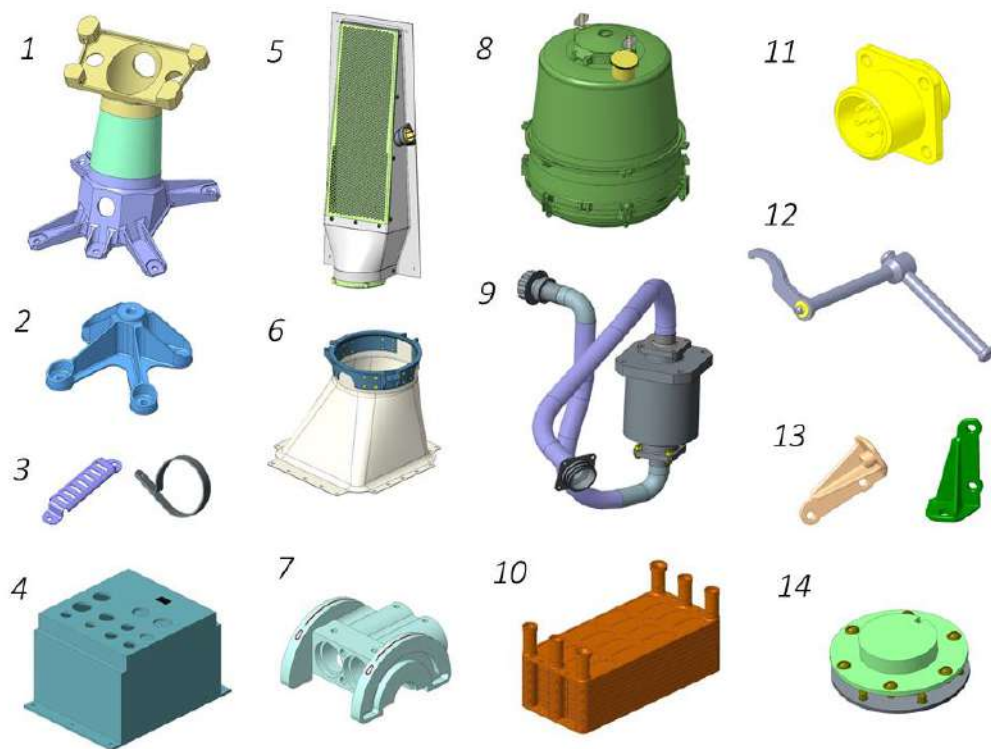


Рисунок 1.4 – Типовые элементы конструкции

1,2 – элементы крепления приборов и агрегатов; 3 – элементы крепления кабелей и трубопроводов; 4 – корпуса приборов и агрегатов; 5,6 – элементы СОТР; 7 – элемент СЖО; 8 – корпус контейнера для хранения твердых отходов; 9 – трубопровод воздушной системы; 10 – теплообменник; 11 – корпус электроразъема; 12 – инструмент; 13 – элементы крепления интерьера; 14 – заглушка.

Ниже приведены характеристики классифицированных элементов:

1) Элементы крепления приборов и агрегатов – конструктивные элементы от 100 до 450 мм, в большинстве случаев представляющие переходные фрезерованные кронштейны из сплавов алюминия, титана, стали (Рисунок 1.4, поз. 1, 2). Элементы характеризуются наличием множества отверстий, фланцев, поверхностей для установки приборов и агрегатов. Данные элементы устанавливаются на силовые рамы, корпусные элементы: конические, цилиндрические, сферические и плоские поверхности с помощью болтов, винтов, шпилек. Для производства данных элементов необходимо обеспечение высоких требований по точности расположения и формы отверстий, сопрягаемых поверхностей. При изготовлении аддитивными методами в условиях космического пространства потребуется дополнительная механическая обработка.

2) Элементы крепления кабелей и трубопроводов – конструктивные элементы от 10 до 80 мм, обеспечивающие закрепление к каркасу и фиксацию кабельных бухт и трубопроводов (Рисунок 1.4, поз. 3). Представляют металлические прижимы, с одним или несколькими полыми отверстиями. Возможно изготовление из полимерных материалов.

3) Корпуса приборов и агрегатов – элементы от 50 до 250 мм. Представляют сборные конструкции из плоских стенок, собранных в прямоугольные емкости, с элементами крепления оборудования во внутренних поверхностях (Рисунок 1.4, поз.4). Корпуса закрепляются на плоские поверхности переходных кронштейнов. Отличительная особенность корпусов приборов - наличие вентиляционных отверстий и тепловых радиаторов для пассивного отведения тепла. При использовании проволоочных технологий печати потребуется механическая обработка для выполнения плоских посадочных поверхностей.

4) Элементы системы обеспечения теплового режима – представляют различные элементы от 50 до 900 мм: трубопроводы, вентиляторы, воздухопроводы, рассекатели, раструбы, радиаторы (Рисунок 1.4, поз. 5, 6). Изготавливаются из сплавов алюминия: листов, поковок, труб, кругов. Рассекатели имеют большие габариты и сложную геометрическую форму и изготавливаются из

композиционных материалов. Для изготовления методами аддитивных технологий требуется учитывать габаритные размеры и толщину стенок изделий. Некоторые элементы - рассекатели и воздухопроводы, используются в обитаемых герметичных объемах, в случае изготовления из полимеров следует использовать пожаробезопасные материалы, не имеющие токсичных выделений при горении.

5) Элементы системы жизнеобеспечения – ответственные элементы конструкции, применяемые в пилотируемых космических кораблях, орбитальных модулях. Изделия представляют штуцера, корпуса системы очистки воздуха, сборники (Рисунок 1.4, поз. 7). Изготовление деталей СЖО требует наличия высокого уровня шероховатости поверхности в пределах $Ra1,6$, точности расположения отверстий. Габариты элементов варьируются от 80 до 250 мм. При изготовлении аддитивными методами потребуются дополнительная механическая обработка.

6) Корпуса и крышки емкостей для воды и контейнеров твердых отходов – элементы габаритами до 1200 мм, изготавливаются из алюминиевого сплава (Рисунок 1.4, поз. 8). Требуется нанесение защитного покрытия. Изготовление проволоочной электродуговой технологией возможно и целесообразно при необходимости.

7) Теплообменники – агрегаты габаритами от 200 до 600 мм (Рисунок 1.4, поз.9). Характеризуются наличием внутренних полостей, каналов. Изготавливаются из теплопроводных материалов: медь, алюминий. При изготовлении проволоочной электродуговой технологией необходима оптимизация конструкции в части изменения геометрии каналов, введения дополнительной механической обработки в посадочных поверхностях.

8) Трубопроводы – конструктивные элементы, имеющие широкий диапазон возможных типоразмеров от $\varnothing 10$ до $\varnothing 120$ мм. В зависимости от рабочего тела в форме жидкости или газа, фланцы трубопроводов имеют разные типы соединения: разъёмные: резьбовые, муфтовые, фланцевые, раструбные; неразъёмные: сварные, клеевые (Рисунок 1.4, поз. 10). Изготовление возможно из металлических сплавов, полимеров, композиционных материалов. При

производстве методами аддитивных технологий целесообразно изготовление штуцеров и соединительных элементов.

9) Корпуса электроразъемов - конструктивные элементы от 40 до 120 мм, имеющие цилиндрическую форму корпуса и круглую форму контактного интерфейса (Рисунок 1.4, поз. 11). Характеризуются наличием резьбовых поверхностей от Ø20 до Ø40 мм, наличием множества мелких отверстий от Ø1 мм., герметичный и негерметичных полостей. При производстве в условиях пониженной гравитации допустимо изготавливать из термопластов и металлических сплавов с учетом требований в конструкторской документации.

10) Инструменты – приспособления, с помощью которых осуществляется установка, демонтаж, сборка, разборка элементов. В космических станциях помимо стандартного инструмента, гаечные и рожковые ключи, отвертки, используется специнструмент, имеющий узконаправленное применение (Рисунок 1.4, поз.12). Габаритные размеры инструментов составляют от 50 до 500 мм. Изготовление инструмента на борту космической станции или напланетной базы допустимо в случае необходимости. На инструменты отсутствуют высокие требования по допускам и отклонениям от формы, возможно упрощение конструкции при изготовлении проволочными технологиями печати. Для обеспечения требований по точности и шероховатости поверхностей, заданных в технической документации, потребуется механическая обработка.

11) Элементы интерьера – конструктивные элементы, использующиеся для крепления обшивки внутреннего объема космического модуля (Рисунок 1.4, поз.13). Возможно изготовление из полимерных материалов без дополнительной обработки.

12) Крепежные элементы, заглушки, крышки – изделия различных форм и размеров от 10 до 150 мм. Изготавливаются из полимерных материалов и алюминиевых сплавов (Рисунок 1.4, поз.14). Изготовление крепежных элементов: болтов, винтов, гаек, шпилек, втулок проволочными технологиями из металлических сплавов целесообразно в случае отсутствия комплекта ЗИП. Выполнение резьбы для данных деталей в условиях космического пространства

является затруднительным. Конструкцию заглушек и крышек возможно оптимизировать под технологию аддитивного производства с минимальной механической обработкой.

Используемыми материалами при изготовлении методом ПЭТАФ предпочтительными являются сплавы металлов: алюминия, титана, стали. Для производства деталей из термопластов и композиционных материалов предпочтительно использование технологии FDM.

1.5.3 Формирование структуры элементов

Применение разработанных критериев отбора конструктивных элементов реализовано в рамках работ по НИР «Пастораль-1» [52], в результате которого сформирована номенклатура изделий из ~ 100 наименований деталей, предназначенных для изготовления методами аддитивных технологий в условиях космического пространства. Номенклатура представляет таблицу в виде систематизированного списка, с набором параметров (Рисунок 1.5).

№ п.п.	Наименование	Габариты			Условия эксплуатации		Материал		Технологии АП	Покр-тие	Дополнительные условия	Примечание
		Масса, кг	Объем, л	Размер, мм	Т°С	Место-расположения	Исходный	Альтернативный				

Рисунок 1.5 – Формат таблицы номенклатуры элементов

Для определения параметров отобранных изделий введены условные обозначения [52]:

«ЛМ» – возможно применение любого альтернативного материала - металлического, полимерного, с соблюдением условий безопасности;

«БП» – элементы, не требующие нанесения покрытия;

«ВК» – повышенные требования к отсутствию острых граней;

«Х» – отсутствие необходимости в механической обработке;

«М» – требуется выполнение резьбы;

«У» – изделие со сварными соединениями.

Для обозначения технологии аддитивного производства используются условные обозначения, в соответствии с Таблицей 1.7.

Таблица 1.7 – Расшифровка условных обозначений [52]

Условное обозначение	Тип материала	Процесс формования
А	Металлы (в виде проволоки)	Проволочная электродуговая технология аддитивного формирования (ПЭТАФ)
Б	Филамент (нить) твердого термопластичного материала	Послойное наложение расплавленной полимерной нити (FDM)

Для обозначения месторасположения в КА используются условные обозначения, в соответствии с Таблицей 1.8.

Таблица 1.8 – Расшифровка условных обозначений [52]

Обозначение месторасположения	Характеристика месторасположения
НГО	Месторасположение в негерметичном открытом объеме (например, на внешней поверхности КА под ЭВТИ)
НГЗ	Месторасположение в негерметичном замкнутом объеме (например, расположение оборудования и систем в агрегатном отсеке)
ГО	Месторасположение в герметичном объеме
КП	Месторасположение на внешней поверхности КА и полностью открытое
ГК	Месторасположение в герметичном контуре
ГЗОО	Месторасположение в герметично замкнутом обитаемом отсеке

В примечании указываются особые требования, предусмотренные разработчиком изделия: нанесение надписей, покраска в зебру, специальные покрытия.

1.6 Заключение по Главе 1

1. Проведен анализ исследований аддитивных технологий производства в ракетно-космической отрасли, в результате которого установлено, что применение проволочных технологий наиболее целесообразно в условиях космического пространства.

2. Рассмотрены четыре основных метода, реализующие 3Д-печать металлической проволокой: ЭЛАП, ПЛВМ - лучевые; ПЭТАФ, БПН - дуговые. Проведен сравнительный анализ технологий, по результатам которого установлено, что наиболее подходящим методом, способным решать задачи по изготовлению, ремонту и обслуживанию конструкций в условиях космического пространства, является метод ПЭТАФ.

3. Представлены исследования аддитивных технологий на борту РС МКС, в рамках которых выполняются эксперименты по послойному наплавлению испытательных образцов из полимерных материалов. Результаты исследования элементов показали идентичность механических свойств с земными образцами. Представлен планируемый эксперимент по отработке послойного выращивания и сварке металлических конструкций. Сформирован список исследований, необходимых для внедрения аддитивных технологий на орбитальную станцию.

4. Сформулированы условия и ограничения, которые необходимо учитывать при внедрении аддитивных технологий на поверхность Луны: лунная пыль, высокий перепад температур, пониженная гравитация, требования к наличию электроэнергии, связи и подготовки поверхности. Показаны этапы внедрения аддитивных технологий в программу освоения Луны.

С учётом метода аддитивного производства и условий космического пространства сформированы критерии для осуществления отбора и классификации элементов конструкции изделий РКК «Энергия», изготовление, ремонт которых возможен и целесообразен в условиях космоса, разработана соответствующая номенклатура.

ГЛАВА 2 РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ И ВОССТАНОВЛЕНИЯ КОНСТРУКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ МЕТОДОМ ПРОВОЛОЧНОЙ ЭЛЕКТРОДУГОВОЙ АДДИТИВНОЙ ТЕХНОЛОГИИ В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

2.1 Структура методики изготовления

Методика изготовления элементов конструкции КА представляет сложный технический процесс, состоящий из множества этапов. На Рисунке 2.1 показана укрупненная структура этапов изготовления.



Рисунок 2.1 – Методика изготовления конструктивных элементов КА

Разработанная методика изготовления включает семь основных этапов:

1) Выбор элемента конструкции. На данном этапе оценивается возможность изготовления изделия методом аддитивного послойного наращивания, задаются параметры, учитывающие особенности для производства и дальнейшей эксплуатации детали.

2) Анализ и оптимизация конструкции детали под технологию изготовления. В рамках данного этапа проводится расчет прочности конструкции, на основе которого выполняется топологическая оптимизация изделия, учитывающая возможности и ограничения технологии печати и параметры, заданные на первом этапе методики.

3) Разработка конструкторской документации (КД) и формирование требований, предъявляемых к изделию. На текущем этапе происходит формирование 3Д-моделей и чертежей, в которых отражаются: основные размеры изделия; указание зон технологического припуска; требования к сопрягаемым поверхностям, отверстиям, фланцам, для которых необходима механическая обработка; указание направления выращивания детали или частей конструкции; определение системы координат.

4) Разработка управляющей программы и моделирование процесса наплавления. На данном этапе проводится моделирование процесса печати, анализируется степень влияния температурных нагрузок процесса аддитивной наплавки, вызывающих усадку и коробление геометрии детали. Формируется 3Д-модель с компенсированной геометрией, разрабатывается стратегия выращивания и постобработки конструкции.

5) Наземная отработка программы изготовления. Отрабатывается процесс изготовления с целью анализа соответствия компьютерному моделированию. По результатам отработки вносятся корректировки при необходимости.

6) Передача файлов для изготовления на внеземной станции. На данном этапе производится передача пакета файлов по защищенному каналу от наземного командного центра на орбитальную или напланетную станцию. В пакете

содержатся управляющие программы для производственной платформы, 3Д-модели, техническая документация на изделие.

7) Изготовление элемента конструкции. В завершающем этапе проводится непосредственное изготовление конструкции аддитивным методом под контролем оператора с наземного командного центра и космонавта на станции. Процесс изготовления включает: отладку установки, аддитивную наплавку по управляющей программе, механической доработки изделия, нанесения покрытия, отделения подложки от детали, демонтаж изделия с рабочей области. В результате элемент конструкции помещается в зону хранения готовых изделий до момента дальнейшей установки и эксплуатации.

Предложенную методику возможно адаптировать для различных условий изготовления: гравитационные силы планет солнечной системы.

2.1.1 Выбор элемента конструкции

Первый этап методики изготовления содержит два сценария, при которых определяется дальнейшая стратегия изготовления элемента:

- 1) Выбор типового изделия из разработанной номенклатуры элементов по разделу 1.5.3;
- 2) Разработка нового элемента, не входящего в классификацию элементов пилотируемых космических изделий: детали космических аппаратов, лунной инфраструктуры, ферменные конструкции.

При выборе типового элемента конструкции КА из разработанной номенклатуры возможен переход к следующему этапу методики, имеющийся задел сформирован по разработанным критериям отбора.

В случае создания нового элемента или выбора объекта, не относящегося к классификации, требуется проведение комплексной оценки конструкции, осуществляемой в соответствии с заданными критериями.

Для определения трудоемкости аддитивного производства детали в условиях космоса вычисляется коэффициент сложности изготовления:

$$k_{\text{СИ}} = \sum_i W_i \cdot K_i \in (0 \dots 1), \quad (2.1)$$

где $K_i = \sum_j w_{ij} \cdot x_{ij} \in (0 \dots 1)$ – средневзвешенная оценка критерия: 0 – наиболее сложные условия; 1 – наиболее выполнимые условия; W_i – глобальный вес критерия; w_{ij} – вес параметра внутри критерия; x_{ij} – частный параметр критерия.

В Таблице 2.1 представлены критерии и параметры для оценки сложности изготовления аддитивными методами в условиях космического пространства.

Таблица 2.1 – Критерии и параметры оценки деталей

№	Критерий	Параметр	Формула	Обозначения	w_{ij}
1	Геометрическая сложность W = 0,14	Массогабаритное соответствие	$x_{11} = \min(\frac{L_{\max}}{L}, \frac{B_{\max}}{B}, \frac{H_{\max}}{H}, \frac{m_{\max}}{m}, 1)$	L, B, H, m – габариты, масса детали; $L_{\max}, B_{\max}, H_{\max}, m_{\max}$ – предел рабочей зоны построения	0,2
		Полости и консольные элементы	$x_{12} = 1 - (0,5C_{\text{конс}} + 0,5C_{\text{пол}})$	$C_{\text{конс}}$ – доля консольных элементов; $C_{\text{пол}}$ – доля труднодоступных полостей	0,2
		Криволинейные поверхности	$x_{13} = 1 - \frac{C_{\text{крив}}}{C_{\text{крив, max}}}$	$C_{\text{крив}}$ – показатель сложности поверхности; $C_{\text{крив, max}}$ – нормировочное значение	0,15
		Положение относительно базы и оси	$x_{14} = 0,5x_{\text{баз}} + 0,5x_{\text{ось}}$	$x_{\text{баз}}$ – положение поверхности отн. базы; $x_{\text{ось}}$ – положение поверхности отн. оси	0,15
		Разъёмные/неразъёмные соединения, резьбы	$x_{15} = 1 - (0,4C_{\text{резьб}} + 0,3C_{\text{раз}} + 0,3C_{\text{креп}})$	$C_{\text{резьб}}, C_{\text{раз}}, C_{\text{креп}}$ – доли резьбовых, разъёмных и крепёжных элементов	0,1
		Толщина стенки	$x_{16} = \min(\frac{t}{t_{\min}}, \frac{t_{\max}}{t}) \geq 1$	t – фактическая толщина стенки; $t_{\min}, t_{\max}$ – минимально и максимально достижимая для процесса АТ	0,2
2	Отсутствие высоких циклических нагрузок W = 0,15	Максимальное напряжение	$x_{21} = 1 - \frac{\sigma_{\max}}{[\sigma]}$	$\sigma_{\max}$ – расчётное максимальное напряжение; $[\sigma]$ – допускаемое напряжение	0,4
		Амплитуда циклического напряжения	$x_{22} = 1 - \frac{\sigma_a}{[\sigma_a]}$	σ_a – амплитуда цикла; $[\sigma_a]$ – предел выносливости	0,3
		Коэффициент запаса прочности	$x_{23} = \frac{n}{n_{\min}}$	n – расчётный запас прочности; $n_{\min}$ – минимальный допустимый запас прочности	0,2
		Характер нагружения	$x_{24} = 1 - C_{\text{дин}}$	$C_{\text{дин}}$ – доля динамического нагружения	0,1

Продолжение Таблицы 2.1

№	Критерий	Параметр	Формула	Обозначения	w
3	Совместимость материала W = 0,15	Соответствие физико-механических свойств	$x_{31} = \sum_k w_k \cdot \min\left(\frac{p_k^{AT}}{p_k^{TP}}, 1\right)$	p_k^{AT} – свойство материала после АТ; p_k^{TP} – требуемое значение; w_k – вес свойства	0,35
		Допустимый уровень механической нагрузки	$x_{32} = \min\left(\frac{[\sigma_{MAT}]}{\sigma_{ЭКСП}}, 1\right)$	$[\sigma_{MAT}]$ – допускаемое напряжение материала; $\sigma_{ЭКСП}$ – эксплуатационное напряжение	0,3
		Расположение элемента	$x_{33} = 1 - C_{расп}$	$C_{расп}$ – критичность расположения детали	0,2
		Ограничения применения полимеров	$x_{34} = 1 - C_{пла}$	$C_{пла}$ – несовместимость полимеров с вакуумом/УФ/радиацией	0,15
4	Условия эксплуатации W = 0,15	Температурный диапазон	$x_{41} = \frac{(\Delta T_{ЭКСП} \cap \Delta T_{ДОП})}{\Delta T_{ЭКСП}}$	$\Delta T_{ЭКСП}$ – эксплуатационный диапазон температур; $\Delta T_{ДОП}$ – допустимый диапазон температур	0,4
		Рабочее давление	$x_{42} = 1 - \frac{p_{ЭКСП}}{[p]}$	$p_{ЭКСП}$ – рабочее давление; $[p]$ – допускаемое давление	0,2
		Статическая нагрузка	$x_{43} = 1 - \frac{\sigma_{СТ}}{[\sigma_{СТ}]}$	$\sigma_{СТ}$ – статическое напряжение; $[\sigma_{СТ}]$ – допускаемое значение	0,2
		Динамическая нагрузка/подвижность механизма	$x_{44} = 1 - C_{мех}$	$C_{мех}$ – интенсивность динамических воздействий	0,2
5	Наличие неразъёмных соединений W = 0,10	Возможность объединения деталей	$x_{51} = 1 - \frac{N_{ДЕТ}^{AT}}{N_{ДЕТ}^{ИСК}}$	$N_{ДЕТ}^{ИСК}$, $N_{ДЕТ}^{AT}$ – число деталей до/после	0,4
		Наличие внутренних полостей	$x_{52} = \frac{V_{ПОЛ}}{V_{ДЕТ}}$	$V_{ПОЛ}$, $V_{ДЕТ}$ – объём полостей и детали	0,3
		Габарит изделия	$x_{53} = \min\left(\frac{L_{ХАР}}{L}, 1\right)$	$L_{ХАР}$ – характерный габаритный размер, мм	0,2
		Снижение количества сборочных операций	$x_{54} = 1 - \frac{N_{СОЕД}^{AT}}{N_{СОЕД}^{ИСК}}$	$N_{СОЕД}^{ИСК}$, $N_{СОЕД}^{AT}$ – число соединений до/после АТ	0,1
6	Возможность оптимизации W = 0,10	Введение внутренних ячеек	$x_{61} = \frac{V_{ЯЧ}}{V_{ДОП}}$	$V_{ЯЧ}$, $V_{ДОП}$ – объём ячеистой структуры и допустимый объём	0,35
		Снижение массы	$x_{62} = \frac{m_{ИСК} - m_{ОПТ}}{m_{ИСК}}$	$m_{ИСК}$, $m_{ОПТ}$ – исходная и оптимизированная масса	0,3
		Введение вырезов	$x_{63} = \frac{V_{ВЫР}}{V_{ДОП}}$	$V_{ВЫР}$, $V_{ДОП}$ – объём вырезов и допустимый объём	0,2
		Сохранение сопрягаемых поверхностей	$x_{64} = \frac{N_{СОПР}^{СОХР}}{N_{СОПР}^{ОБЩ}}$	$N_{СОПР}^{СОХР}$, $N_{СОПР}^{ОБЩ}$ – сохранённые и общие сопрягаемые поверхности	0,15

Продолжение Таблицы 2.1

№	Критерий	Параметр	Формула	Обозначения	w
7	Потребность в мех. обработке W = 0,08	Требования к шероховатости	$x_{71} = 1 - C_{Ra}$	C_{Ra} – доля поверхностей, требующих постобработки с учетом класса Ra	0,25
		Требования к геометрической точности	$x_{72} = 1 - C_{гем}$	$C_{гем}$ – доля размеров с жёсткими допусками	0,2
		Зазоры и посадки	$x_{73} = 1 - C_{сопр}$	$C_{сопр}$ – доля точных сопряжений	0,2
		Резьбовые и гладкие отверстия	$x_{74} = 1 - C_{от}$	$C_{от}$ – доля отверстий, требующих доработки	0,15
		Покрyтия и тепловое расширение	$x_{75} = 1 - C_{тепл}$	$C_{тепл}$ – критичность требований к покрытиям и тепловому расширению	0,2
8	Сложность демонтажа и установки W = 0,08	Доступ к детали	$x_{81} = 1 - C_{дост}$	$C_{дост}$ – стеснённость доступа	0,25
		Способ фиксации	$x_{82} = 1 - C_{фикс}$	$C_{фикс}$ – сложность крепления	0,2
		Глубина установки	$x_{83} = 1 - C_{распл}$	$C_{распл}$ – относительная глубина расположения	0,2
		Количество демонтируемых элементов	$x_{84} = 1 - \frac{N_{дем}}{N_{дем,мах}}$	$N_{дем}$, $N_{дем,мах}$ – фактическое и нормируемое число элементов	0,2
		Работа без специального инструмента	$x_{85} = 1 - C_{инстр}$	$C_{инстр}$ – необходимость спецоснастки	0,15
9	Необходимость защитного покрытия W = 0,05	Необходимость покрытия	$x_{91} = 1 - C_{покр}$	$C_{покр}$ – критичность необходимости покрытия	0,4
		Сложность нанесения	$x_{92} = 1 - C_{нан}$	$C_{нан}$ – сложность нанесения в условиях космоса	0,3
		Масса покрытия	$x_{93} = 1 - \frac{m_{покр}}{m_{доп}}$	$m_{покр}$, $m_{доп}$ – масса покрытия и допустимая масса	0,2
		Возможность нанесения в космосе	$x_{94} = 1 - C_{косм}$	$C_{косм}$ – доля процессов, невозможных без спецоборудования	0,1

Весовые показатели определены экспертными методами в качестве начальных значений, которые требуют уточнения после экспериментальной верификации. Полученный коэффициент сложности изготовления предназначен для определения потенциальной трудоемкости и позволяет принять решение о целесообразности аддитивного производства рассматриваемой конструкции. В результате принятого решения данные о детали заносятся в таблицу (Рисунок 1.5) с условными обозначениями в соответствии с разделом 1.5.3.

2.1.2 Анализ и оптимизация конструкции детали под технологию изготовления

Для выбранного конструктивного элемента требуется анализ конструкции в части оптимизации под технологию изготовления с учетом условий производства и обеспечением требуемых прочностных свойств. **Ключевые условия и ограничения оптимизации** элемента конструкции, аддитивное производство которого предполагается **в условиях космической среды**:

- обеспечение минимизации массы;
- отсутствие поддерживающих структур;
- угол свеса относительно вектора направления выращивания не более 15°: актуально при изготовлении на планете;
- контроль высоты и толщины наплавленного слоя от 1-2 мм: зависит от диаметра проволоки и материала;
- минимальный радиус не менее 4 мм;
- возможность различного направления выращивания для каждого элемента детали в невесомости;
- необходимость учета очередности выращивания частей конструкции;
- снижение требований к прочности конструкции: при условии исключительно орбитальной эксплуатации;
- применение инструментов топологической оптимизации преимущественно для формирования облегчений;
- непрерывность поверхности выращивания, исключение изолированных зон.

Математическая постановка задачи при топологической оптимизации сводится к минимизации энергии деформации - податливости, являющейся интегральной мерой жесткости конструкции. В линейной упругой постановке целевая функция имеет вид [73]:

$$\min_{\rho} \rightarrow f(\rho) = F^T u(\rho), \quad (2.2)$$

где ρ – вектор переменных проектирования: плотность материала в каждом элементе; $u(\rho)$ – вектор перемещений; F – вектор внешних сил.

Ограничениями при решении целевой функции является объем материала, определяющееся выражением [73]:

$$\sum_{e=1}^N \vartheta_e \rho_e \leq V_{max}, \quad (2.3)$$

где ϑ_e – объем e -го элемента; V_{max} – максимальный допустимый объем материала; ρ_e – плотность материала в e -м элементе:

$$0 < \rho_{min} \leq \rho_e \leq 1; \quad e = 1, 2, \dots, N; \quad \rho_{min} = 0,001. \quad (2.4)$$

Уравнение равновесия вычисляется из выражения [73]:

$$K(\rho)u = F, \quad (2.5)$$

где $K(\rho)$ – матрица жесткости, вычисляемая как [73]:

$$K(\rho) = \sum_{e=1}^N \rho_e^p K_e^0, \quad (2.6)$$

где K_e^0 – матрица жесткости элемента при полном заполнении материала, p – штрафной коэффициент для промежуточных значений.

На Рисунке 2.2 представлена блок-схема оптимизации элемента конструкции с учетом условий и ограничений производства в космическом пространстве.

Оптимизация конструкции выполняется с применением программных средств ANSYS: модуль «Static structural» для первичной оценки прочности исходной детали и поверочного расчета оптимизированного элемента; модуль «Structural optimization» для выполнения топологической или параметрической оптимизации [102]. Применение CAD (computer-aided design) систем PTC Creo, SolidWorks, КОМПАС, необходимо для доработки оптимизированной геометрии под условия аддитивного производства конструкции. Аналогичное моделирование возможно реализовать в схожих программных продуктах, обладающих необходимыми инструментами.

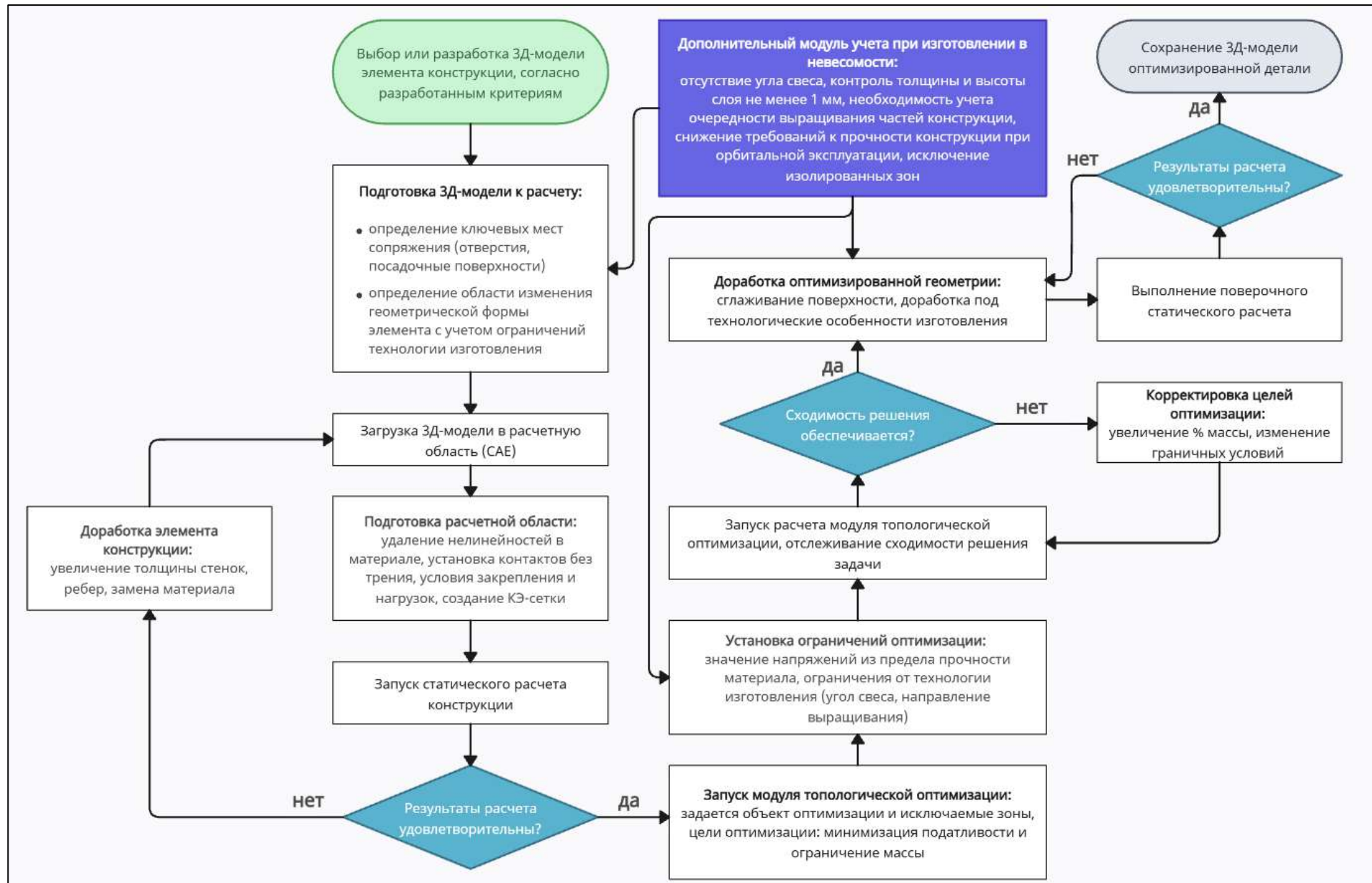


Рисунок 2.2 – Блок-схема алгоритма оптимизации элемента конструкции

На Рисунках 2.3 (а, б, в) приведены примеры элементов конструкций, оптимизированных по разработанному алгоритму и в соответствии с рекомендациями ГОСТ Р 70242-2022 [26]. Представленные конструктивные элементы предназначены для крепления оборудования и размещаются на внешней поверхности космических модулей. Посадочная поверхность кронштейнов на Рисунке 3.3 (а) конической формы; на Рисунке 3.3 (б) сферической формы; на Рисунке 3.3 (в) цилиндрической формы. Положение посадочных отверстий на кронштейне по Рисунку 3.3 (б) изменено в виду возможности альтернативного закрепления на корпусе космического модуля.

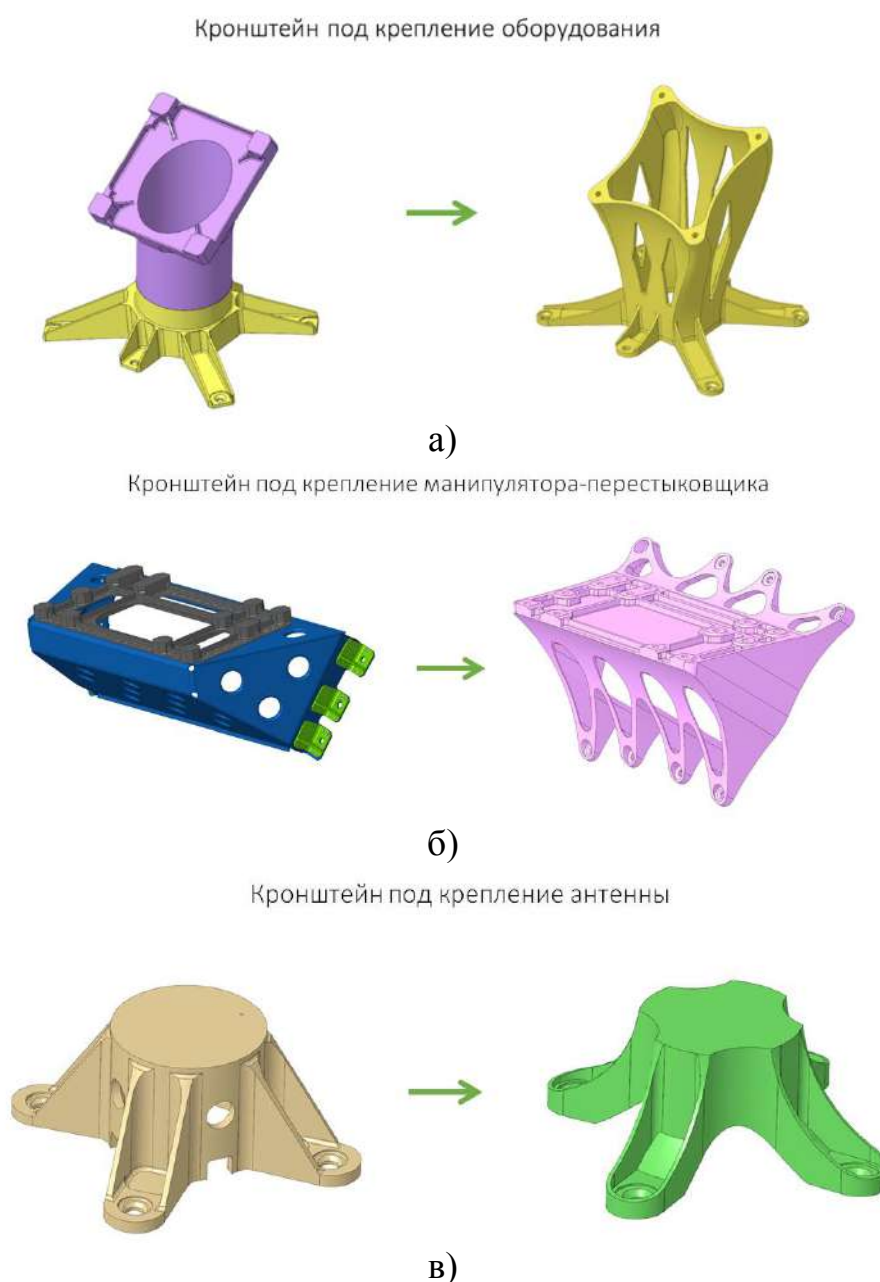


Рисунок 2.3 – Примеры оптимизированных элементов конструкции

2.1.3 Разработка управляющей программы и моделирование процесса наплавления

Процесс электродугового аддитивного производства металлических изделий в условиях открытого космического пространства является сложной нелинейной мультифизической задачей, включающей одновременно электрические, электромагнитные, тепловые, гидродинамические, металлургические, механические и кинематические процессы. В отличие от земного электродугового наплавления, реализуемого в атмосфере защитного газа, космический процесс осуществляется в глубоком вакууме при практически полном отсутствии гравитационных сил и естественной конвекции.

Каждый из перечисленных физических процессов оказывает непосредственное влияние на формирование наплавленного слоя. Электрическая дуга определяет распределение тепловой мощности, которое формирует температурное поле изделия. Температурное поле влияет на вязкость жидкого металла, интенсивность испарения и свойства металлической плазмы. Плазма изменяет электрические характеристики дуги, а движение расплава определяет геометрию наплавленного слоя. После затвердевания возникают остаточные напряжения, влияющие на формирование геометрического контура изготовленного изделия. Одновременно траектория движения производственного оборудования определяет пространственное положение дуги и распределение тепловой энергии по поверхности изделия.

На Рисунке 2.4 представлена схема моделирования процесса наплавления в зависимости от уровня решаемых задач и факторов, учитываемых при моделировании.

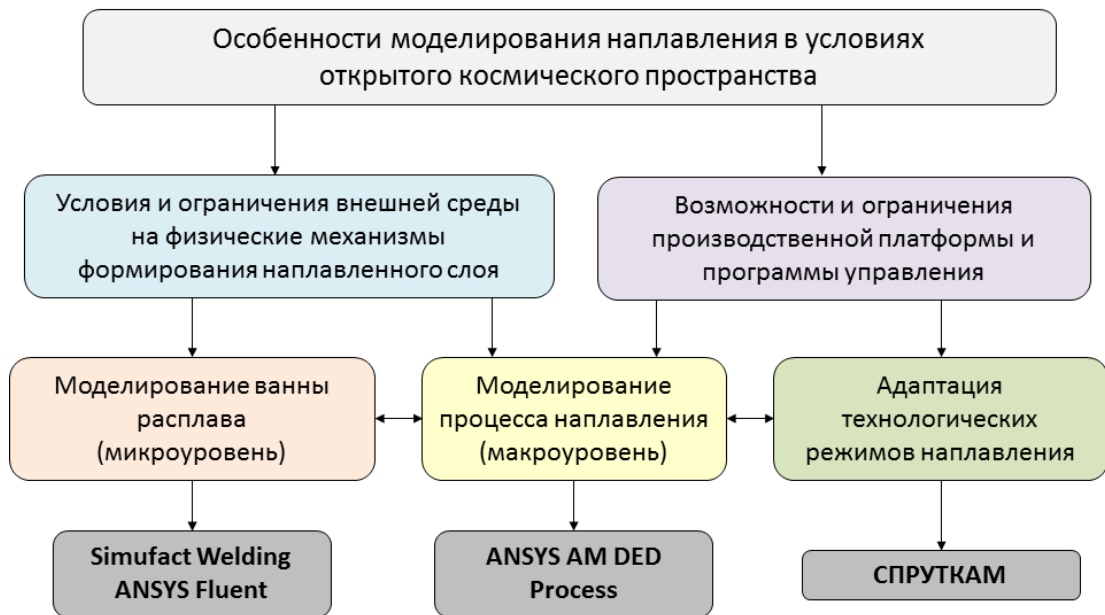


Рисунок 2.4 – Схема моделирования процесса наплавления в условиях космоса

Моделирование ванны расплава является фундаментальной задачей, в которой учитываются факторы космического пространства и определяются доминирующие силы, влияющие на физический процесс плавления материала. Задача адаптации технологических режимов учитывает возможности и ограничения технологии изготовления, особенности управления и действие обобщенных сил рабочего органа на траекторию наплавления при изготовлении детали. Моделирование процесса наплавления объединяет результаты двух других задач для формирования расчетной модели, позволяющей оценить тепловые напряжения и деформации, влияющие на геометрию детали.

К основным факторам внешней среды, влияющие на процесс формирования расплава, относятся:

- глубокий вакуум;
- невесомость;
- отсутствие конвекции, только лучистый теплообмен;
- влияние вакуума на более интенсивное испарение металла;
- влияние реактивных сил на расплав: работа двигателей, гиродинов, колебания оборудования производства;
- отсутствие защитной газовой среды;

– формирование расплава обеспечивается в значительной степени поверхностным натяжением;

В математической постановке процесс моделирования представляет последовательность:

$$\overrightarrow{X^k} \rightarrow M_{\text{распл}} \rightarrow M_{\text{упр}} \rightarrow M_{\text{терм}} \rightarrow \overrightarrow{Y^k} \rightarrow \overrightarrow{X^{k+1}} \rightarrow \dots \rightarrow \overrightarrow{Y^n}, \quad (2.7)$$

где $\vec{X} = \{I, U, \overrightarrow{\vartheta}_{\text{пр}}, \overrightarrow{\vartheta}_{\text{уст}}, P_0, \dot{m}_{\text{пр}}, T_0, \overrightarrow{a}_{\text{орб}}, T_{\text{вн}}, \overrightarrow{F}_{\text{вн}}, M\}$ – вектор входных параметров: I – сварочный ток; U – напряжение дуги; $\overrightarrow{\vartheta}_{\text{пр}}$ – скорость подачи проволоки; $\overrightarrow{\vartheta}_{\text{уст}}$ – скорость перемещения рабочего органа; P_0 – давление окружающей среды; $\dot{m}_{\text{пр}}$ – массовых расход проволоки; T_0 – начальная температура изделия; $\overrightarrow{a}_{\text{орб}}$ – микроускорения станции; $T_{\text{вн}}$ – внешнее тепловое излучение; $\overrightarrow{F}_{\text{вн}}$ – внешние силы; M – характеристики материала; $M_{\text{распл}}$ – модель ванны расплава; $M_{\text{упр}}$ – модель управления производственного оборудования и траектории; $M_{\text{терм}}$ – термомеханическая модель наплавления;

$\vec{Y} = \{T, \overrightarrow{\vartheta}_p, J, \sigma_{\text{ост}}, h_{\text{сл}}, b_{\text{сл}}, \varepsilon\}$ – вектор выходных параметров: T – температурное поле; $\overrightarrow{\vartheta}_p$ – скорость течения расплава; J – плотность электрического тока; $\sigma_{\text{ост}}$ – остаточные напряжения; $h_{\text{сл}}$ – высота наплавленного слоя; $b_{\text{сл}}$ – ширина валика; ε – отклонение геометрии изделия.

Математическая постановка $M_{\text{распл}}$ сводится к решению гидродинамического уравнения Навье-Стокса [32]:

$$\rho \left(\frac{\partial \overrightarrow{\vartheta}_p}{\partial t} + (\overrightarrow{\vartheta}_p \cdot \nabla) \overrightarrow{\vartheta}_p \right) = -\nabla p + \mu \nabla^2 \overrightarrow{\vartheta}_p + \vec{F}_{\Sigma}, \quad (2.8)$$

где ρ – плотность материала; p – давление; μ – динамическая вязкость; $\vec{F}_{\Sigma}$ – вектор объемных сил.

Учитывая особенности факторов внешней среды, движение расплава определяется по совокупности сил:

$$\vec{F}_{\Sigma} = \vec{F}_{\text{нат}} + \vec{F}_{\text{терм}} + \vec{F}_{\text{эл}} + \vec{F}_{\text{вн}} + \vec{F}_{\text{ин}}, \quad (2.9)$$

где $\vec{F}_{\text{нат}}$ - силы поверхностного натяжения; $\vec{F}_{\text{терм}} = f(T_0, T_{\text{вн}}, T)$ - термокапиллярные силы; $\vec{F}_{\text{эл}} = f(J)$ - электромагнитные силы; $\vec{F}_{\text{ин}}$ - инерциальные силы от оборудования;

Давление дуги $p_{\text{arc}} = f(T, I, U)$ и давление отдачи испарения $p_{\text{исп}} = f(\dot{m}_{\text{пр}}, P_0, T)$ являются граничными условиями моделирования. Программная реализация гидродинамической модели возможна в САЕ системах «ANSYS Fluent», «Simufact Welding», является весьма трудоемкой задачей, требующей больших вычислительных мощностей и экспериментальных данных.

Алгоритм моделирования области наплавления в первом приближении в «Simufact Welding» представлен в разделе 2.1.3.

Технологические особенности процесса наплавления в условиях космоса:

- поддержание постоянной длины дуги $\Delta L_{\text{arc}} < 0,1 \dots 0,3$ мм относительно наплавленной поверхности для исключения сфероидизации;
- адаптивная скорость движения и подачи проволоки;
- управление ориентацией электрода по локальной нормали к наплавленной поверхности;
- контроль и адаптация высоты слоя;
- перерасчет траектории после каждого слоя;

Программная реализация $M_{\text{упр}}$ возможна в автоматизированной системе для подготовки управляющих программ (CAM - computer-aided manufacturing). Одним из решений, отвечающим заданным требованиям, является САМ система «СПРУТКАМ», в которой имеются инструменты моделирования аддитивного процесса [63]:

- скорость подачи расходного материала;
- ширина и толщина слоя;
- стратегия формирования слоев: последовательно, зигзаг, с поворотом;
- анализ мертвых зон инструмента;
- возможность регулировки параметров оборудования.

Моделирование процесса наплавления осуществляется в программном модуле «AM DED Process» ANSYS [102]. Для расчета применяется метод «рождения и смерти» элемента, при котором источник тепла не параметризуется. Расчет позволяет оценить степень отклонения геометрии детали в процессе печати и получить компенсированную геометрию. Для моделирования необходима 3Д-модель изделия и основания, на которой выращивается элемент, траектория выращивания в формате G-кода.

Математическая постановка $M_{\text{терм}}$ сводится к решению тепловой задачи, результаты которой являются условиями нагружения для механического анализа конструкции [71]:

$$[C]\{\dot{T}\} + [K_{th}]\{T\} = \{Q\}, \quad (2.10)$$

где $[C] = f(\rho, c_p)$ – матрица теплоемкости, c_p – удельная теплоемкость; $[K_{th}] = f(k, [H])$ – матрица теплопроводности, k – теплопроводность, $[H]$ – матрица, учитывающая конвекцию и излучение; $\{T\}$ – вектор температуры; $\{Q\} = f(Q_{\text{ист}}, \epsilon, h)$ – вектор тепловых потерь, $Q_{\text{ист}}$ – мощность теплового источника, ϵ – степень черноты поверхности, h – коэффициент конвективной теплоотдачи.

Механические напряжения и деформации в матричной форме рассчитываются через уравнение [71]:

$$[K]\{u\} = \{F_{th}\}, \quad (2.11)$$

где $[K] = f(E, \nu)$ – матрица жесткости, E – модуль Юнга, ν – коэффициент Пуассона; $\{u\}$ – вектор узловых перемещений; $\{F_{th}\} = f(\alpha, \Delta T)$ – вектор термических сил, α – коэффициент термического расширения, ΔT – разница температур.

Граничные условия моделирования: коэффициент излучения поверхности; температура внешней среды: 4К для космоса; температура плавления материала в вакууме; конвекция равна нулю.

Алгоритм моделирования процесса наплавления детали и разработки управляющей программы с учетом особенностей производства в условиях открытого космического пространства представлен на Рисунке 2.5.

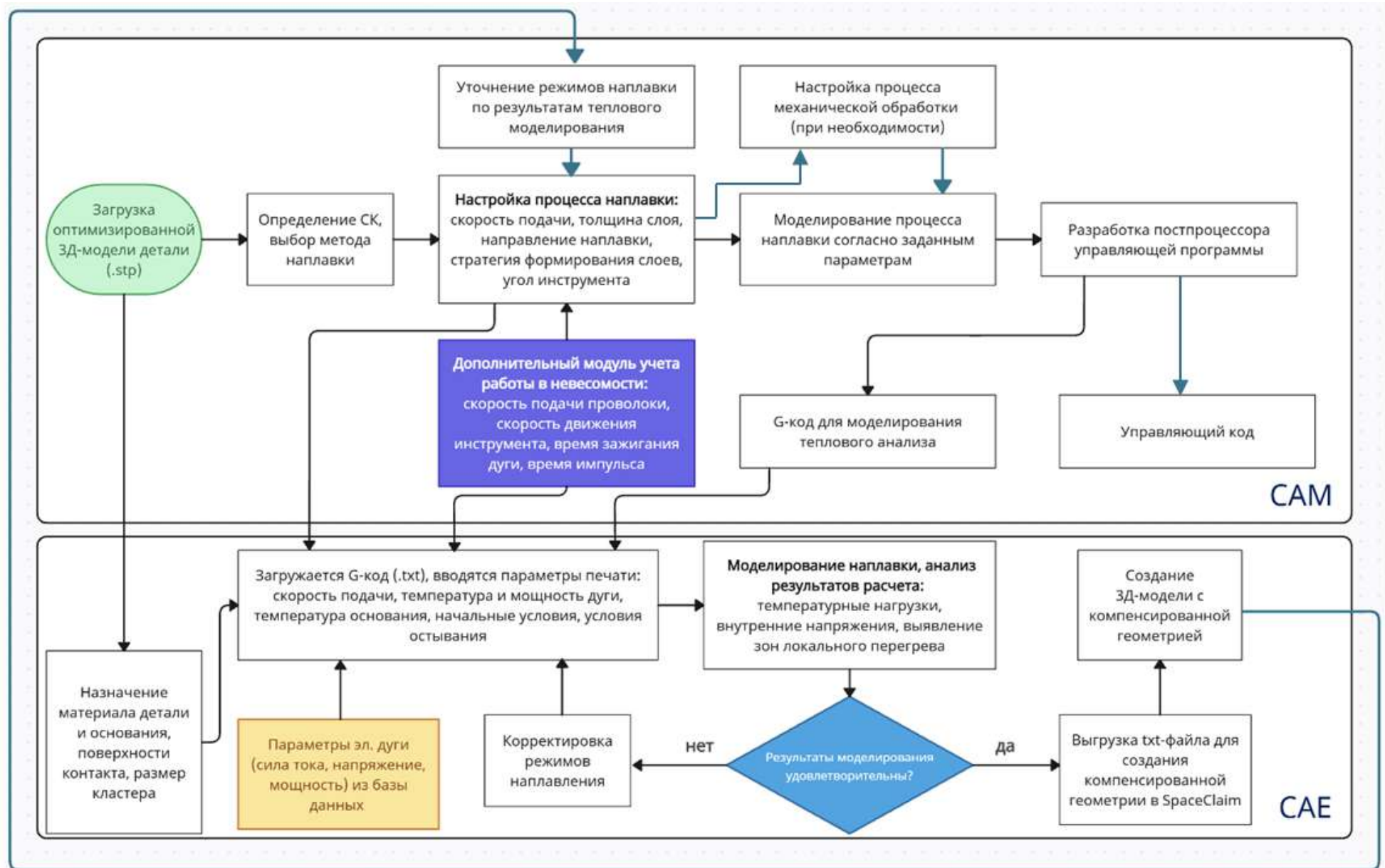


Рисунок 2.5 – Алгоритм разработки управляющей программы и моделирования процесса наплавки

Алгоритм расчета производится в окне помощника «DED Process Wizard»[102]:

- 1) Загружается 3Д-модель детали и 3Д-модель основания;
- 2) Задается материал детали и основания;
- 3) Выбираются поверхности контакта детали и основания;
- 4) Задается размер кластера элемента и выгружается G-код;
- 5) Вводятся параметры печати: скорость подачи, температура и мощность дуги, температура основания, начальные условия, условия остывания;
- 6) Запускается моделирование, в результате которого выдаются температурные нагрузки и внутренние напряжения, возникающие в процессе аддитивной наплавки (Рисунок 2.6 а, б);
- 7) Выгружается текстовый файл в CAD систему «SpaceClaim» с координатами векторов деформированной геометрии;
- 8) Создается компенсированная геометрия, учитывающая деформации конструкции (Рисунок 2.7).

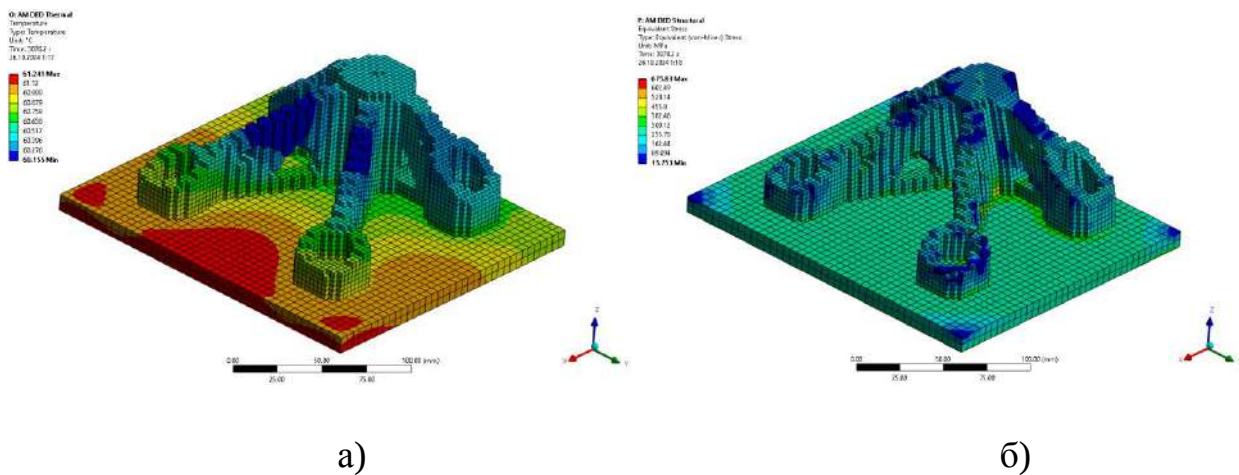


Рисунок 2.6 – Результаты моделирования аддитивной наплавки

а – температурные нагрузки в процессе наплавки; б – внутренние напряжения в процессе наплавки

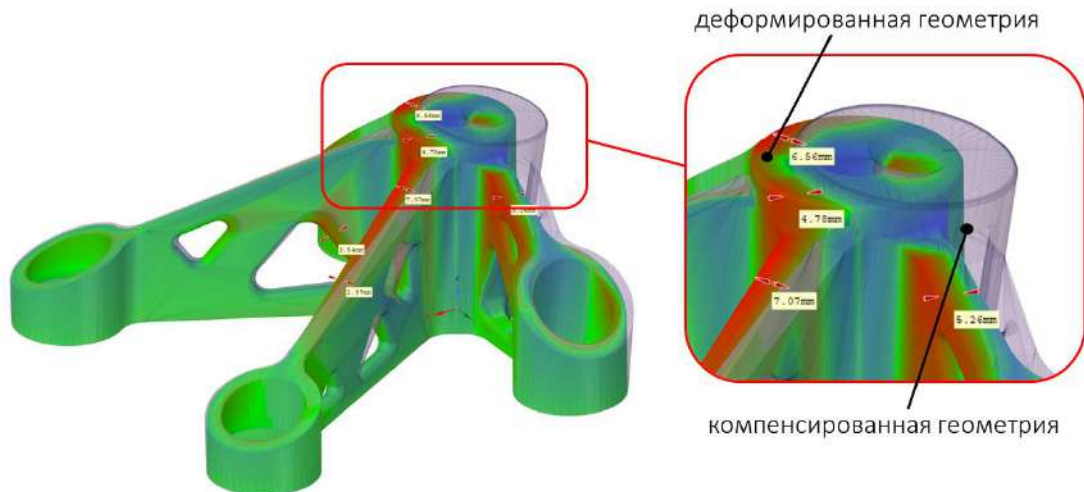


Рисунок 2.7 – Результаты моделирования компенсированной геометрии

Аналогичным образом повторяется процедура разработки управляющей программы для детали с компенсированной геометрией (Рисунок 2.5). При необходимости дополняются процедурами механической обработки поверхностей:

- 1) Выбор зоны механической обработки;
- 2) Выбор инструмента и настройка процесса резания;
- 3) Моделирование процесса механической обработки;
- 4) Разработка постпроцессора для установки.

В результате моделирования формируется исходный код управляющей программы, в котором отражены режимы печати, траектория и скорости перемещения инструмента, и другие технические параметры для оборудования.

Предложенный алгоритм возможно использовать в аналогичных программных продуктах, обладающих необходимыми инструментами.

2.1.4 Наземная отработка программы изготовления

Перед изготовлением элемента конструкции на орбитальной станции или напланетной базе требуется отработка программы печати в наземных условиях.

Цель наземной отработки:

- частичная имитация условий космического пространства: вакуум, температура;
- проверка работоспособности оборудования и систем в созданных условиях;
- проверка кинематики и динамики производственного оборудования;
- проверка правильности работы исполнительных систем, отсутствие коллизий и сингулярности в траектории.

Алгоритм наземной отработки представлен на Рисунке 2.8.

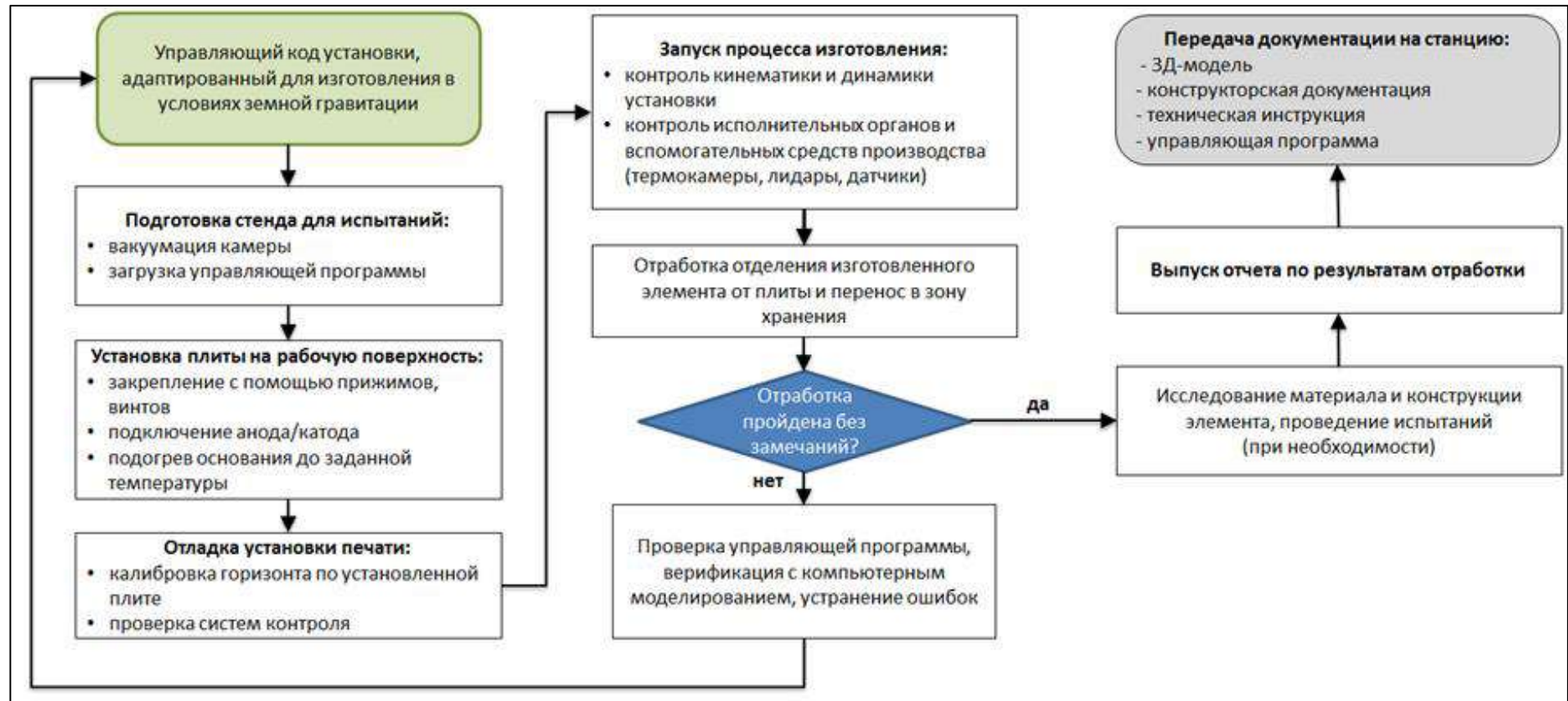


Рисунок 2.8 – Блок-схема алгоритма наземной отработки программы 3Д-печати

После успешного завершения процесса отработки выпускается отчет, в котором содержится информация о проведении испытаний и исследований, выявленные замечания и рекомендации к дальнейшему этапу изготовления на внеземной станции.

Процесс передачи файлов представляет необходимый этап при выполнении задач изготовления на орбитальной или напланетной станции. Состав пакета файлов:

1) 3Д-модель объекта изготовления детали, узла в формате .stp (STEP). 3Д-модель содержит данные о геометрии детали и предназначена для анализа и контроля геометрии готовой детали.

2) Управляющая программа для платформы изготовления в формате .csv или аналогичный. Данный файл содержит информацию о траектории перемещения рабочего органа, линейных и угловых координат, скоростей, ускорений каждого узла манипулятора, техническую информацию о параметрах наплавки: ток и мощность дуги, номинальное напряжение, частота в каждый момент времени.

3) Техническая инструкция по изготовлению элемента конструкции в формате .pdf. Техническая инструкция - текстовый файл с рисунками, в котором отражена информация о подготовке к процессу изготовления, этапах изготовления и руководство по преодолению нештатных ситуаций.

4) Конструкторская документация на объект печати в формате .pdf. КД содержит основную информацию о геометрических параметрах: габаритные и исполнительные размеры, зоны мех. обработки, направление выращивания, технические требования к изделию.

Передача файлов осуществляется по защищенному каналу связи от наземного командного центра на внеземную станцию. Пакет файлов передается в зашифрованном виде для исключения возможности утечки в процессе отправки.

2.1.5 Изготовление элемента конструкции

Заключительным этапом методики является изготовление конструктивного элемента непосредственно на орбитальной или напланетной станции. Алгоритм изготовления на внеземной станции:

1) Установка основания - плиты на рабочую поверхность стола. Плита - металлический лист толщиной не более 10 мм с отверстиями для закрепления к рабочему столу. Размеры плиты не превышают габариты рабочего стола. Плита служит основанием для изготавливаемого изделия и совместима с материалом проволоки, применяемой для выращивания. Использование плиты – многократное.

2) Отладка установки для 3Д-печати: калибровка горизонта по установленной плите. Процесс отладки необходим для определения базовой СК детали и относительного положения СК детали от СК платформы. Процедура требуется для снижения вероятности некорректной работы программы аддитивной наплавки.

3) Запуск процесса изготовления. Наплавка осуществляется по управляющей программе, контроль кинематики и динамики установки, траектории исполнительных органов, температуры области наплавки, тока дуги и других параметров, производится в автоматическом режиме под контролем операторов на станции и наземном пункте управления. Выполнение необходимой механической обработки осуществляется с использованием фрез, свёрл, зенкеров, применяется вспомогательная система сбора металлических фракций. Платформа обеспечивается системой аварийной остановки с переходом на ручное управление.

4) Контроль геометрии элемента конструкции. Контроль геометрии осуществляется автоматизированными средствами: оптическими, лазерными, радиографическими, ультразвуковыми. По результатам измерений принимается решение о допуске изготовленной детали в дальнейшую работу или переработке.

5) Нанесение защитного покрытия: при необходимости. Нанесение покрытий осуществляется нелетучими и негорючими материалами по ГОСТ 9.306-86 [22], не представляющих опасности для станции и экипажа. Работа с покрытиями регламентируется техническими указаниями на материал, инструкциями по работе с материалами во внеземных условиях эксплуатации.

6) Отделение изготовленного элемента от плиты. Процесс отделения выполняется на рабочем столе с помощью электроэрозионной установки: операцию необходимо исследовать на предмет возможности образования металлических фракций в процессе резки и сбора в условиях открытого космического пространства. В момент отделения изготовленный элемент фиксируется с помощью струбцин, универсальной оснастки.

7) Перенос изготовленного элемента в зону хранения. Для хранения готовое изделие не более 600 мм перемещается в контейнер, который, при необходимости, переносится во внутренний объем станции через шлюзовую камеру, где в дальнейшем элемент маркируется и помещается в ячейку. Закрепление детали в ячейке осуществляется с помощью элементов крепления: трос, винт, сетка - для исключения возможности перемещения внутри свободной области ячейки.

В некоторых случаях, преимущественно при изготовлении конструкции в напланетных условиях, требуется выполнение термообработки полученного изделия для снятия остаточных напряжений и достижения требуемых механических свойств. Для данной цели возможно использование портативной печи, имеющей возможность настройки термических режимов. Учитывая массогабаритные ограничения, подобная термообработка доступна для изделий не более 300 мм в одном из направлений. В качестве альтернативы возможно использование метода волнового деформационного упрочнения (ВДУ) деталей, заключающегося в воздействии на структуру материала путем интерференции прямых и отраженных акустических волн, с возможностью регулирования равномерности упрочнения [11,18].

В результате производства изделий во внеземных условиях по предложенной методике возможно в значительной степени увеличить срок службы космической техники, отработать выполнение изготовления элементов космической инфраструктуры «на месте».

2.2 Структура методики восстановления

Процесс восстановления конструктивных элементов при внеземных условиях представляет сложную техническую задачу, решение которой происходит поэтапно. На Рисунке 2.9 показана укрупненная структура методики ремонта элементов конструкции изделий космической техники в условиях орбитальной или напланетной эксплуатации.



Рисунок 2.9 – Методика ремонта элементов конструкции

Разработанная методика ремонта включает пять основных этапов:

1) Анализ характера повреждения и оценка ремонтпригодности. В рамках данного этапа проводится оценка целостности конструкции и тип повреждения: механическое, термическое, коррозионное; фактор - внутренний или внешний, вызвавший повреждение. Оценивается целесообразность ремонта.

2) Разработка мероприятий по восстановлению деталей конструкции в космосе. На текущем этапе выполняется моделирование режимов сварки поврежденного участка конструкции, формируется управляющая программа и последовательность подготовки к ремонту.

3) Наземная отработка программы восстановления детали. На данном этапе отрабатывается процесс ремонта с использованием аналогичного поврежденного элемента на наземном производственном комплексе.

4) Передача файлов для проведения ремонтных работ на внеземной станции. На данном этапе производится передача пакета файлов по защищенному каналу от наземного командного центра на орбитальную или напланетную станцию. В пакете содержатся управляющие программы для производственной платформы, эскизы доработки конструкции, техническая документация на ремонтируемое изделие.

5) Выполнение восстановительных работ на внеземной станции. В заключительном этапе производится перенос поврежденного элемента конструкции в рабочую зону производственной платформы и выполняется ремонт по разработанному алгоритму.

2.2.1 Анализ характера повреждения и оценка ремонтпригодности

Для выполнения ремонтных работ поврежденного элемента конструкции необходимо оценить характер и фактор повреждения, целесообразность ремонтных работ. Основные типы повреждений, возникающие в процессе эксплуатации космической техники:

1) Механические повреждения: пробой, трещина, деформация, частичное

разрушение элемента на два и более составляющих. Подобные повреждения возникают в результате действия внешних факторов:

- удар микрометеорита;
- несанкционированное воздействие экипажа, при монтаже конструкции;
- циклические долговременные колебания, вызывающие усталостные напряжения;
- нештатная посадка на поверхность Луны [66,90].

2) Термические повреждения: расслоение покрытий, разрушение разъемных и неразъемных соединений, возникающих при перегреве или при переохлаждении элементов.

3) Коррозийные повреждения: окисление металлических поверхностей под действием кислорода - характерно для деталей в обитаемых отсеках с поврежденным покрытием, приводящих к разрушению материала.

4) Радиационные повреждения: деградация и потеря прочности материалов из-за воздействия высокоэнергетических частиц - космической радиации.

Оценка ремонтпригодности изделий космической техники регламентируется ГОСТ Р 58625-2019 [25]. Стандартом установлены количественные и качественные показатели, закладываемые при разработке изделия. Основные количественные показатели ремонтпригодности: коэффициент технического использования, вероятность восстановления, среднее время восстановления. Качественные показатели ремонтпригодности: использование стандартизованных или унифицированных элементов, возможность взаимозаменяемости, контролепригодность, модульность конструкции, исключение возможности неправильной сборки [25].

Общая оценка ремонтпригодности изделия носит комплексный характер: вычисляется время и вероятность выполнения ремонта, и заложенные в конструкцию принципы, облегчающие процесс технического обслуживания и ремонта.

Применительно к оценке ремонтпригодности деталей, вышедших из строя в условиях космического полёта или при эксплуатации на поверхности Луны, требуется **введение дополнительных количественных и качественных показателей**, условия возникновения повреждений являются нетипичными для наземной эксплуатации, а метод ремонта - наплавка металла, более специфичен в условиях невесомости и пониженной гравитации.

Дополнительные количественные показатели ремонтпригодности в космических условиях подразделены на три основные группы:

1. Показатели, связанные со временем:

Время диагностики повреждения определяется временем работы автоматизированных средств контроля и временем, затрачиваемым оператором на анализ и принятие решения:

$$T_{\text{диаг}} = T_{\text{авт}} \cdot k_1 + T_{\text{оп}} \cdot k_2, \quad (2.12)$$

где $T_{\text{авт}}$ – время автоматизированной диагностики; $T_{\text{оп}}$ – время диагностики оператором; k_1, k_2 – весовые коэффициенты значимости канала диагностики, $k_1 + k_2 = 1$.

Время передачи данных на Землю определяется объёмом передаваемых данных, пропускной способностью канала связи, временем ожидания сеанса и необходимостью согласования проведения работ:

$$T_{\text{пд}} = \frac{V_{\text{дан}}}{C_{\text{кан}}} + T_{\text{ож}} + T_{\text{утв}} \cdot \delta, \quad (2.13)$$

где $V_{\text{дан}}$ – объём передаваемых данных; $C_{\text{кан}}$ – пропускная способность канала связи; $T_{\text{ож}}$ – время ожидания сеанса связи; $T_{\text{утв}}$ – время согласования и утверждения работ; δ – индикатор необходимости утверждения: 0 или 1.

Время подготовки к ремонту складывается из времени разработки ремонтных мероприятий и времени подготовки оборудования:

$$T_{\text{подг}} = T_{\text{разр}} + T_{\text{обор}} \cdot k_3, \quad (2.14)$$

где $T_{разр}$ – время разработки ремонтных мероприятий; $T_{обор}$ – время подготовки оборудования; k_3 – коэффициент сложности подготовки оборудования.

Время выполнения наплавки, постобработки и контроля качества в автоматическом режиме:

$$T_{напл} = T_n + T_{по} + T_{кк}, \quad (2.15)$$

где T_n – время наплавки; $T_{по}$ – время постобработки; $T_{кк}$ – время контроля качества.

Суммарный временной показатель ремонтпригодности:

$$T_{общ} = T_{диаг} + T_{пд} + T_{подг} + T_{напл}, \quad (2.16)$$

2. Показатели, связанные с надежностью процесса - вероятностные:

Вероятность выполнения полного цикла работ без сбоя определяется как произведение вероятностей независимых событий – исправности оборудования, стабильности процесса наплавки и отсутствия критического влияния внешней среды:

$$P_{цикл} = P_{обор} \cdot P_{напл} \cdot P_{внеш}, \quad (2.17)$$

где $P_{обор}$ – вероятность исправности оборудования; $P_{напл}$ – вероятность стабильного протекания процесса наплавки; $P_{внеш}$ – вероятность отсутствия критического влияния факторов внешней среды.

Стабильность процесса наплавки оценивается через коэффициент вариации контролируемого технологического параметра:

$$S_{напл} = 1 - \frac{\sigma_{напл}}{\mu_{напл}}, \quad (2.18)$$

где $\sigma_{напл}$ – среднеквадратичное отклонение контролируемого параметра наплавки: сила тока, скорость подачи проволоки; $\mu_{напл}$ – среднее значение этого параметра.

Влияние факторов внешней среды учитывается через совокупность вероятностей негативного воздействия отдельных факторов с учётом их значимости:

$$P_{\text{внеш}} = \prod_{i=1}^n (1 - w_i \cdot p_i), \quad (2.19)$$

где p_i – вероятность негативного воздействия i -го фактора: радиация, микрометеориты, вакуум, температурные градиенты; w_i – вес значимости фактора ($\sum w_i = 1$).

Коэффициент готовности оборудования определяется наличием расходного материала – проволоки и работоспособностью обеспечивающих систем в зависимости от условий освещённости:

$$K_{\Gamma} = k_{\text{пров}} \cdot K_{\text{СОТР}} \cdot K_{\text{СЭП}} \cdot \eta_{\text{осв}}, \quad (2.20)$$

где $k_{\text{пров}}$ – индикатор наличия проволоки, расходного материала, доля от требуемого запаса; $K_{\text{СОТР}}$ – коэффициент работоспособности системы обеспечения теплового режима; $K_{\text{СЭП}}$ – коэффициент работоспособности системы электропитания; $\eta_{\text{осв}}$ – коэффициент, учитывающий положение аппарата относительно Солнца: свет/тень.

3. Показатели, связанные с качеством восстановления:

Количество этапов восстановительного ремонта – механическая обработка, наплавка, постобработка, нанесение покрытий – определяет комплексный индекс сложности технологического процесса:

$$I_{\text{этап}} = \sum_{i=1}^{N_{\text{эт}}} c_i \cdot t_i, \quad (2.21)$$

где c_i – коэффициент трудоёмкости i -го этапа; t_i – время выполнения i -го этапа; $N_{\text{эт}}$ – общее число этапов восстановительного ремонта.

Механические свойства наплавленного материала оцениваются относительно свойств основного материала конструкции:

$$M_{\text{св}} = a_1 \cdot \frac{\sigma_{\text{в}}}{\sigma_{\text{в,ном}}} + a_2 \cdot \frac{HB}{HB_{\text{ном}}} + a_3 \cdot \frac{\delta}{\delta_{\text{ном}}}, \quad (2.22)$$

где $\sigma_{\text{в}}$ – предел прочности наплавленного материала; HB – твёрдость; δ – относительное удлинение; a_1, a_2, a_3 – весовые коэффициенты ($a_1 + a_2 + a_3 = 1$), зависящие от режима наплавки.

Геометрическая точность наплавки определяется по результатам сравнения фактической формы с 3D-моделью:

$$G_{\text{точн}} = 1 - \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N \frac{|\Delta_j|}{\Delta_{\text{доп}}}, \quad (2.23)$$

где Δ_j – отклонение наплавленной формы от 3D-модели в j -й контрольной точке; $\Delta_{\text{доп}}$ – допустимое отклонение; N – число контрольных точек.

Качество адгезии наплавленного слоя с основным материалом:

$$A_{\text{адг}} = 1 - (b_1 \cdot n_{\text{расс}} + b_2 \cdot n_{\text{пор}} + b_3 \cdot n_{\text{трещ}}), \quad (2.24)$$

где $n_{\text{расс}}$, $n_{\text{пор}}$, $n_{\text{трещ}}$ – относительное количество площади/объёма расслоений, пор и трещин соответственно; b_1, b_2, b_3 – коэффициенты весомости дефекта по степени критичности.

Комплексный индекс качества восстановления:

$$Q_{\text{восст}} = w_1 \cdot \frac{1}{I_{\text{этап}}} + w_2 \cdot M_{\text{св}} + w_3 \cdot G_{\text{точн}} + w_4 \cdot A_{\text{адг}}, \quad (2.25)$$

где $w_1 \dots w_4$ – весовые коэффициенты вклада частных показателей качества ($\sum w_i = 1$).

Дополнительные качественные показатели, предъявляемые к изделиям при оценке ремонтпригодности в условиях космоса:

1. Доступность поврежденных элементов:

$$D = w_1 \cdot d_{\text{расп}} + w_2 \cdot d_{\text{дост}} + w_3 \cdot d_{\text{уст}} + w_4 \cdot d_{\text{пан}}, \quad (2.26)$$

где $d_{\text{расп}}$ – балл, отражающий местоположение элемента: снаружи модуля – 1; внутри – 0,3...0,5 – в зависимости от глубины залегания; $d_{\text{дост}}$ – балл физической

доступности повреждённого участка: отсутствие препятствий – 1; наличие – 0; $d_{уст}$ – возможность позиционирования детали в рабочей зоне манипулятора для проведения ремонта – 0...1; $d_{пан}$ – наличие съёмных панелей или разборных узлов – 0 или 1; w_1, w_2, w_3, w_4 – весовые коэффициенты ($\sum w_i = 1$).

2. Совместимость материалов:

$$C_{\text{мат}} = v_1 \cdot c_{\text{напл}} + v_2 \cdot c_{\text{хим}} + v_3 \cdot c_{\text{покp}} + v_4 \cdot (1 - c_{\text{охл}}), \quad (2.27)$$

где $c_{\text{напл}}$ – возможность «наплавления» материала изделия, коэффициент свариваемости – 0...1; $c_{\text{хим}}$ – коэффициент химической/физической совместимости присадочной проволоки с ремонтируемым материалом; $c_{\text{покp}}$ – наличие подходящего защитного покрытия – 0 или 1; $c_{\text{охл}}$ – необходимость охлаждения инертным газом для снижения термических напряжений; v_1, v_2, v_3, v_4 – весовые коэффициенты.

3. Геометрическая сложность изделия:

$$G_{\text{сл}} = u_1 \cdot \frac{N_{\text{кан}}}{N_{\text{кан,мах}}} + u_2 \cdot K_{\text{крив}} + u_3 \cdot \frac{Ra_{\text{треб}}}{Ra_{\text{баз}}} + u_4 \cdot \frac{m \cdot V}{m_{\text{мах}} \cdot V_{\text{мах}}}, \quad (2.28)$$

$N_{\text{кан}}$ – количество внутренних каналов; $N_{\text{кан,мах}}$ – максимальное количество каналов; $K_{\text{крив}}$ – коэффициент кривизны поверхности повреждённого участка; $Ra_{\text{треб}} / Ra_{\text{баз}}$ – отношение требуемой шероховатости поверхности к базовой; m, V – масса и характерный габаритный размер изделия; $m_{\text{мах}} = 1000$ кг, $V_{\text{мах}}$ – соответствует ограничению по габариту 1500 мм; u_1, u_2, u_3, u_4 – весовые коэффициенты ($\sum u_i = 1$).

Целесообразность ремонта оценивается по совокупности количественных и качественных показателей, рассчитывается общий индекс ремонтпригодности:

$$K_{\text{РЕМ}} = \alpha \cdot \frac{1}{T_{\text{общ}}} + \beta \cdot P_{\text{цикл}} + \gamma \cdot Q_{\text{восст}} + \eta \cdot D + \theta \cdot C_{\text{мат}} + \lambda \cdot (1 - G_{\text{сл}}), \quad (2.29)$$

где $\alpha = 0,15$; $\beta = 0,2$; $\gamma = 0,2$; $\eta = 0,15$ $\theta = 0,15$; $\lambda = 0,15$ – весовые коэффициенты вклада соответствующих групп показателей.

Весовые показатели определены как начальные значение, которые требуют уточнения экспериментальными данными.

Значения оценок показателей вносятся по форме Таблицы 2.2 с расчетом общего индекса ремонтпригодности поврежденного элемента.

Таблица 2.2 – Формат таблицы оценки ремонтпригодности элемента

	местонахождение (внутри, снаружи отсека)	отсутствие препятствий	возможность разбора	возможность установки на рабочий стол	Итого
Доступность элемента					
	сложность наплавления	наличие подходящей проволоки	наличие подходящего покрытия	необходимость охлаждения инертным газом	
Совместимость материала					
	наличие внутренних каналов	требования к шероховатости, точности	массогабаритные характеристики	сложность формы ремонтируемой поверхности	
Геометрическая сложность					
	время диагностики	время согласования работ	время подготовки к ремонту	время наплавки, постобработки	
Время ремонта					
	вероятность безотказной работы оборудования	наличие проволоки в необходимом кол-ве	стабильность систем СОТР, СЭП	износ вспомогательных инструментов	
Надежность ремонта					
	кол-во этапов ремонта	стабильность мех. свойств	геометрическая точность наплавки	качество адгезии	
Качество ремонта					
Общий индекс ремонтпригодности*					

*оценка от 0 до 0,4 – ремонт нецелесообразен; от 0,4 до 0,6 – высокий уровень сложности ремонта; от 0,6 до 0,8 – средний уровень сложности ремонта; от 0,8 до 1 – простой ремонт.

В результате расчета общего индекса ремонтпригодности определяется сложность восстановления, условно разделенного на три уровня: «простой», «средний» и «высокий». Примеры повреждений и объем восстановительных работ, характерные для каждого уровня сложности:

– «простым» ремонтом является заделка пробоя в панелях ММЗ, обшивке корпуса МКА, путем наплавления металла на область размерами не более

Ø20 мм, где не требуется выполнение механической обработки, кроме подготовки кромок; отсутствуют требования к обеспечению шероховатости, точности поверхности и герметичности восстановленного контура.

– «Средним» уровнем сложности ремонта является устранение трещины в изделии размером до ~ 100 мм в длину и не более ~ 2 мм в ширину. Для проведения ремонтных работ выполняются незначительные механические операции: подготовка кромок, выполнение отверстий на границах трещины для исключения роста; наплавка материала, нанесение защитного покрытия.

– «Высоким» уровнем сложности ремонта является восстановление геометрии детали путем наплавки отсутствующей части конструкции, возникшее в результате частичного разрушения объекта, и другие повреждения, с обеспечением требований по точности и шероховатости поверхности.

2.2.2 Разработка мероприятий по восстановлению деталей конструкции в космосе

По результатам анализа и оценки ремонтпригодности поврежденного элемента конструкции формируется программа ремонтно-восстановительных работ. **Ключевыми условиями и ограничениями** при моделировании процесса сварочных работ, по сравнению с процессом аддитивной наплавки в условиях космического пространства, являются:

- более объемная ванна расплава, требующая точной подгонки двух свариваемых элементов;
- повышенные локальные напряжения из-за резкого изменения температур;
- вероятность остаточных напряжений выше из-за формы расплава и разнотолщинностью свариваемых элементов.

На Рисунке 2.10 представлена блок-схема разработки мероприятий по выполнению ремонтно-восстановительных работ.

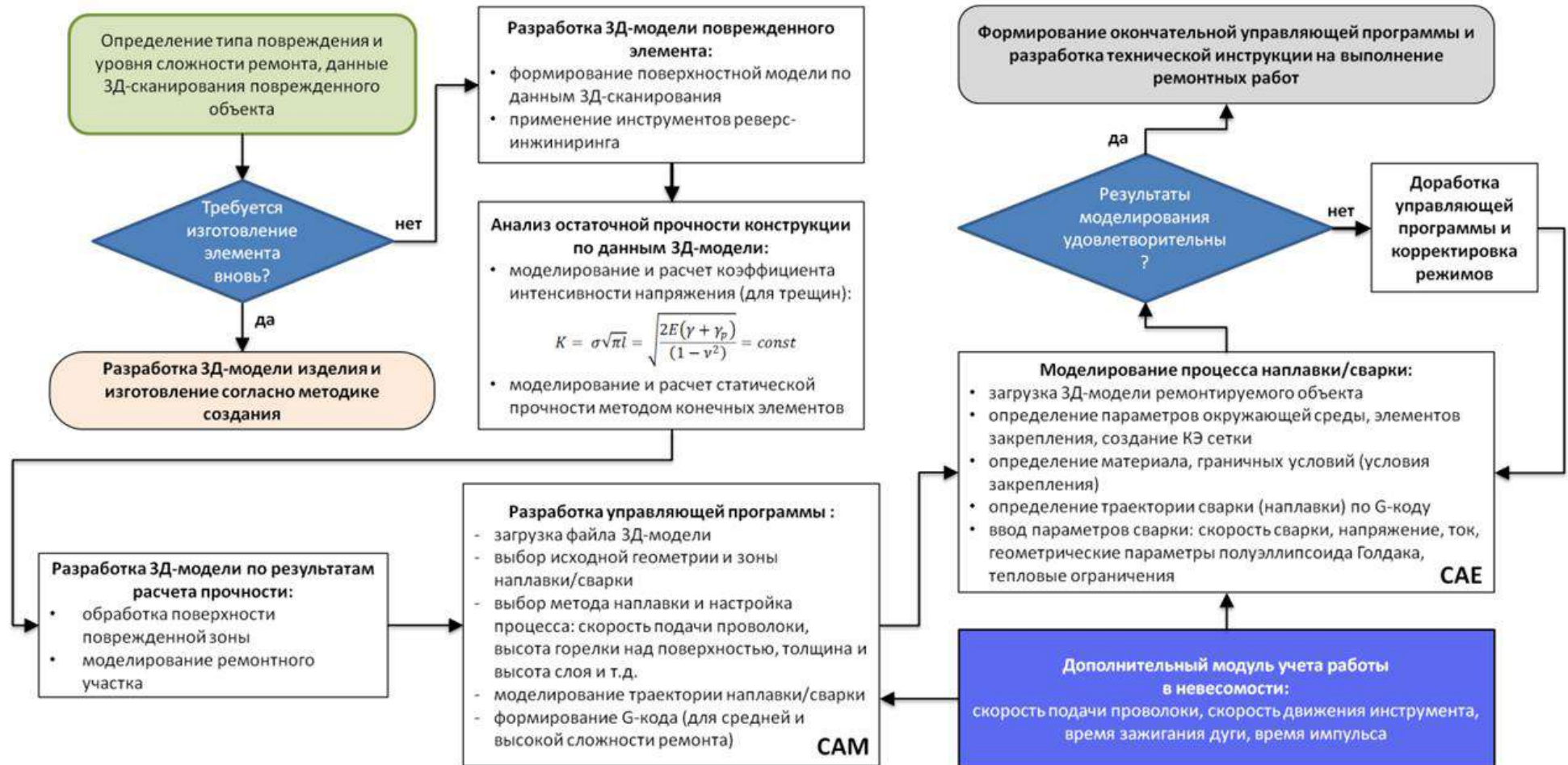


Рисунок 2.10 – Блок-схема разработки мероприятий по выполнению ремонтно-восстановительных работ

Основные этапы алгоритма восстановления детали:

1. Разработка 3Д-модели поврежденного элемента по результатам оптического или лазерного сканирования, измерениям, фотоснимкам. Для построения 3Д-модели возможно применение инструментов реверс-инжиниринга, при котором используются результаты 3Д-сканирования для создания поверхности модели из облака точек. Моделирование твердотельной геометрии из поверхностной модели возможно в специализированных программных продуктах - CAD-система «Geomagic design X»[3]. Помимо моделирования поврежденной геометрии с помощью данной системы возможно создание «восстановленной» исходной геометрии детали при необходимости изготовления вновь.

2. Выполнение анализа конструкции поврежденного элемента методом конечных элементов для оценки остаточной прочности конструкции. Анализ выполняется для повреждений среднего и высокого уровня сложности, с применением CAE (computer-aided engineering) систем. Основным случаем расчета является анализ усталостной прочности с целью прогнозирования развития повреждения – трещины, при действии эксплуатационных нагрузок. В работе [62] представлена методика оценки степени влияния дефекта на несущую способность конструкции, в основе которого определяются критерии механики разрушения: линейной - для хрупких материалов; и нелинейной - для пластичных материалов. Основной параметрической оценкой методики является расчет коэффициента интенсивности напряжения (КИН), численное значение которого характеризует состояние дефекта и трещиностойкость материала [53, 62]:

$$K = \sigma\sqrt{\pi l} = \sqrt{\frac{2E(\gamma + \gamma_p)}{(1 - \nu^2)}} = const, \quad (2.30)$$

где σ – номинальное – приложенное напряжение вдали от трещины, МПа;
 l – характерный размер трещины, мм; E – модуль упругости;
 $\gamma = const$ – коэффициент влияния, учитывающий геометрию и конфигурацию трещины, способ нагружения; γ_p – работа пластической деформации при образовании единицы поверхности; ν – коэффициент Пуассона.

Методика определения КИН и прогнозирование предела выносливости резьбовых деталей изложена в диссертации [50]. Применение вышеуказанных методик возможно для анализа конструкции поврежденного элемента и разработки стратегии предстоящего ремонта.

3. Разработка управляющей программы для наплавления поврежденной области. На основе результатов анализа повреждения формируется 3Д-модель с ремонтируемым участком (Рисунок 2.11), и выгружается в САМ систему для моделирования программы управления наплавки и выполнения механической обработки роботизированными средствами.

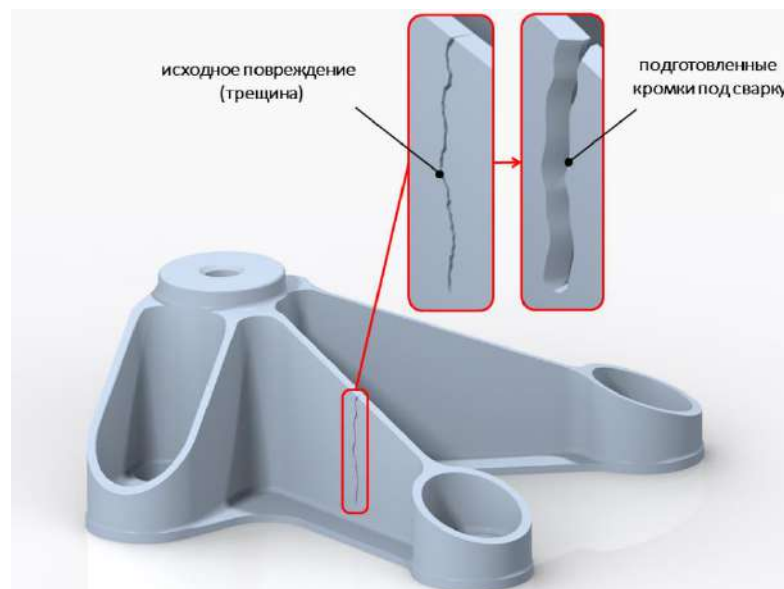


Рисунок 2.11 – Поврежденный кронштейн до и после подготовки к ремонту

4. Моделирование процесса сварки, наплавки для оценки остаточных напряжений и степени отклонения вновь создаваемого контура. Выполнение анализа целесообразно для ремонта с средним и высоким уровнем сложности, при наличии вероятности изменения геометрии ремонтируемой детали при термическом воздействии электрической дуги. Подбор режимов наплавления: напряжение, сила тока, режим пульсации, производится посредством моделирования в программных продуктах «SYSWELD», «Simufact Welding», «SIMMAX-WELDING» [13,19]. Программы позволяют моделировать различные технологии сварки с учетом особенностей параметров процесса и материалов,

прогнозировать остаточные напряжения, деформации и риск образования трещин в сварных соединениях.

Особенностью моделирования дуговой сварки **является параметризация источника тепла**, который представляет двойной полуэллипсоид Голдака в движущейся СК и определяется по формуле [84]:

$$q(x, y, z, t) = \begin{cases} \frac{6\sqrt{3}f_f Q}{abc_f \pi \sqrt{\pi}} \exp\left(-\frac{3x^2}{a^2} - \frac{3y^2}{b^2} - \frac{3(z - v(t - \tau))^2}{c_f^2}\right), & z - v(t - \tau) \geq 0 \\ \frac{6\sqrt{3}f_r Q}{abc_r \pi \sqrt{\pi}} \exp\left(-\frac{3x^2}{a^2} - \frac{3y^2}{b^2} - \frac{3(z - v(t - \tau))^2}{c_r^2}\right), & z - v(t - \tau) < 0 \end{cases}, \quad (2.31)$$

где $q(x, y, z, t)$ – пространственное распределение плотности теплового потока внутри двух четвертей эллипсоида - переднего и заднего; (x, y, z) – координаты точки подвижной СК; t – текущее время, с; τ – начальное время, с; a – полуось по ширине шва, мм; b – полуось по глубине проплавления, мм; c_f – полуось по длине передней части источника, мм; c_r – полуось по длине задней части источника, мм; f_f, f_r – доля энергии, приходящиеся на переднюю и заднюю части ($f_f + f_r = 2$); $Q = \eta \cdot U \cdot I$ – эффективная тепловая мощность, передаваемая на изделие, Вт; η – КПД процесса; v – скорость сварки, мм/с.

Алгоритм моделирования дуговой сварки в условиях космического пространства в ПО «Simufact Welding»:

1) Создается проект дуговой сварки, в котором задаются параметры: температура окружающей среды, размерность и направление вектора ускорения свободного падения, количество свариваемых объектов (3Д-моделей), элементов закреплений, роботов дуговой сварки. В условиях невесомости значение вектора свободного падения задается равным $g = 0,00001 \text{ м/с}^2$.

2) Выгружается 3Д-модель ремонтируемой детали и добавляется в дерево проекта.

3) Корректируется конечно-элементная сетка, созданная автоматически в зоне сварки.

4) Задается материал детали и проволоки, путем назначения в дереве проекта в разделе «деталь» и «робот» из библиотеки материалов или создается материал вручную путем ввода параметров плотности, коэффициент Пуассона, модуля упругости, теплофизических свойств.

5) Задаются граничные условия в виде фиксированных площадок, подшипников, прижимов на поверхностях детали, контакты создаются автоматически.

6) Задается траектория сварки путем выгрузки файла в формате G-кода или в формате управляющей программы (.csv), либо создается вручную по узловым точкам 3Д-модели. Созданная траектория добавляется в дерево проекта в раздел «робот».

7) Задаются режимы сварки: скорость сварки в мм/с, напряжение дуги в вольтах, ток дуги в амперах, КПД процесса, геометрические параметры полуэллипсоида Голдака: размеры по длине, ширине, и глубине полуосей в мм. Для более точного моделирования задаются тепловые ограничения: излучение с внешних поверхностей, теплоотвод от оснастки, максимальные значения теплового потока, степень черноты объекта. В случае сварки в условиях открытого космического пространства значения конвективного излучения от оснастки и изделия задаются равными нулю. Настроенная программа сварки добавляется в дерево проекта в раздел «робот» и задаются параметры:

- время начала сварки;
- время зажигания дуги;
- направление сварки;
- положение горелки относительно плоскости сварки;
- форма сварного шва.

8) Запускается моделирование дуговой сварки, в результате которого выдается изображение распределения тепловых полей, металлургических фаз,

области напряжений и деформаций.

Для определения оптимальной тепловой мощности дуги, скорости перемещения и формы сварочной ванны возможно введение ограничений по температуре теплового потока, максимально допустимых значений напряжения и тока дуги.

Пример результата моделирования сварки трещины в Simufact Welding приведен на Рисунке 2.12 (а, б, в).

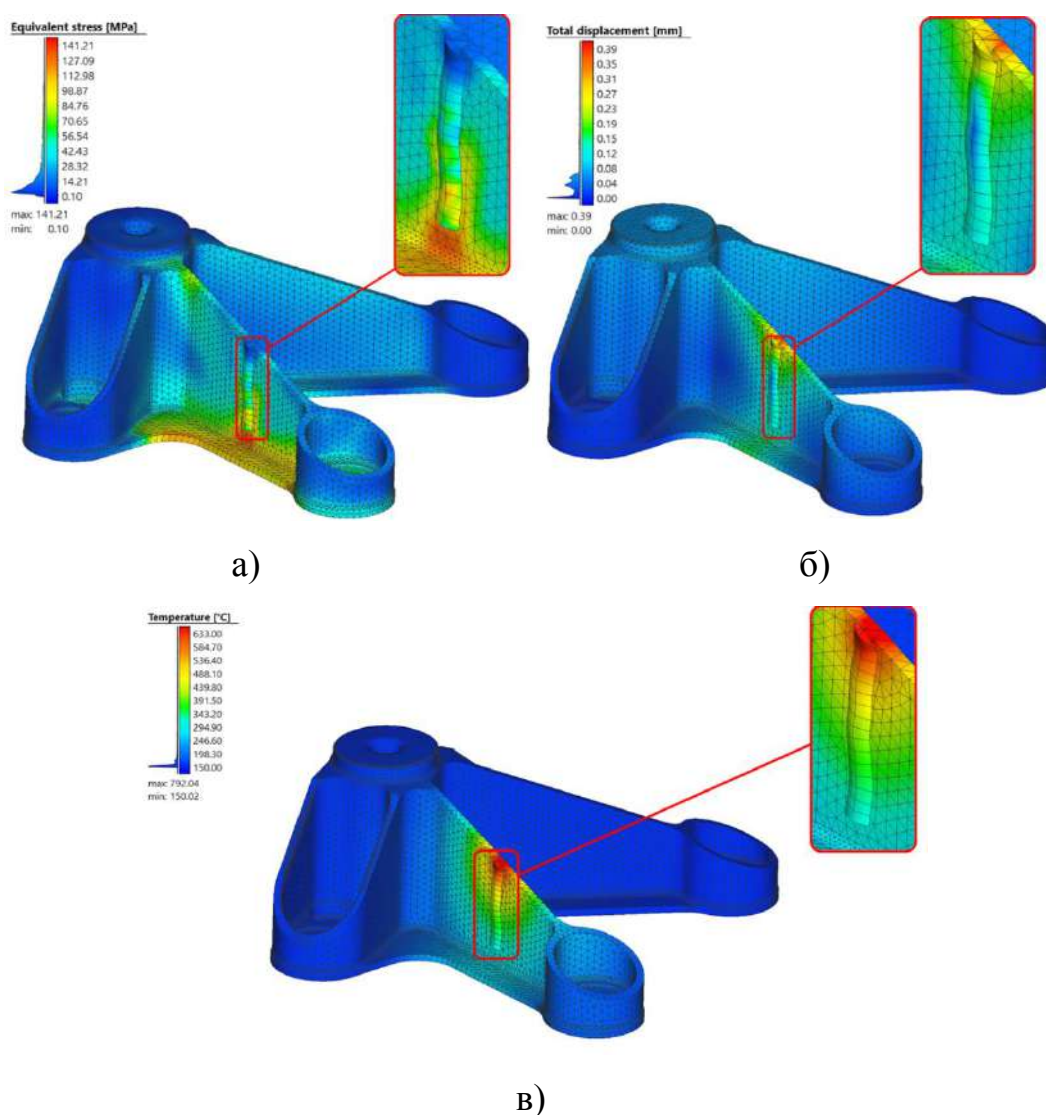


Рисунок 2.12 – Примеры результатов моделирования сварки трещины

а – эквивалентные напряжения, МПа; б – суммарные перемещения, мм;
в – распределение тепловых полей, С°

Моделирование наплавки отсутствующей части конструкции выполняется в программном модуле «AM DED Process» ANSYS: алгоритм расчета приведен в

разделе 2.1.3, при этом 3Д-моделью «основания» является ремонтируемое изделие, а «деталь» – вновь наплавляемая область. В результате моделирования определяются зоны деформации геометрии в новой наплавленной области и формируется компенсированная геометрия. Если деформация геометрии возникает вблизи ремонтируемой области, необходима корректировка программы управления в части изменение напряжения, тока и скорости подачи материала для снижения тепловложения.

5. Доработка управляющей программы по результатам моделирования.

Вносятся изменения в разработанную программу управления и дополнительные операции:

- нанесение адгезирующих покрытий;
- применение инертного газа - в небольших количествах;
- защита окружающих элементов специальными материалами - повышение качества и надежности ремонтных работ.

6. Разработка технической инструкции на выполнение ремонтных работ. В результате комплексного анализа конструкции и моделирования процесса наплавки формируется инструкция, охватывающая все циклы ремонта изделия:

- демонтаж элемента;
- установка на рабочий стол;
- зачистка зоны восстановления;
- выполнение наплавки, сварки;
- контроль качества ремонта;
- нанесение покрытия;
- возвращение восстановленной конструкции в работу.

По результатам отработки инструкция дополняется информацией о преодолении нештатных ситуаций: нерасчетная траектория наплавления, отсутствие адгезии материала, парирование ошибок системы.

2.2.3 Наземная отработка программы восстановления детали

С целью анализа корректности работы производственной платформы и оценки качества ремонтных работ проводится наземная отработка программы ремонта элемента, который требуется восстановить. Для возможности выполнения отработки изготавливается образец поврежденного элемента или части конструкции по чертежам или эскизам. Алгоритм наземной отработки представлен на Рисунке 2.13.

После успешного завершения процесса отработки выпускается отчет, в котором содержится информация о проведении испытаний и исследований, выявленные замечания и рекомендации к дальнейшему этапу ремонтных работ на внеземной станции.

Состав пакета для выполнения ремонтных работ состоит из файлов:

1) 3Д-модель поврежденного элемента в формате .stp (STEP). 3Д-модель содержит данные о геометрии поврежденной детали с восстановленным участком и предназначена для анализа и контроля геометрии отремонтированного элемента.

2) Управляющая программа для платформы изготовления в формате .csv

3) Техническая инструкция на выполнение ремонтных работ в формате .pdf. Техническая инструкция представляет текстовый файл с рисунками, эскизами, схемами, в котором отражена информация о подготовке и выполнения процесса ремонта, руководство по преодолению нештатных ситуаций.

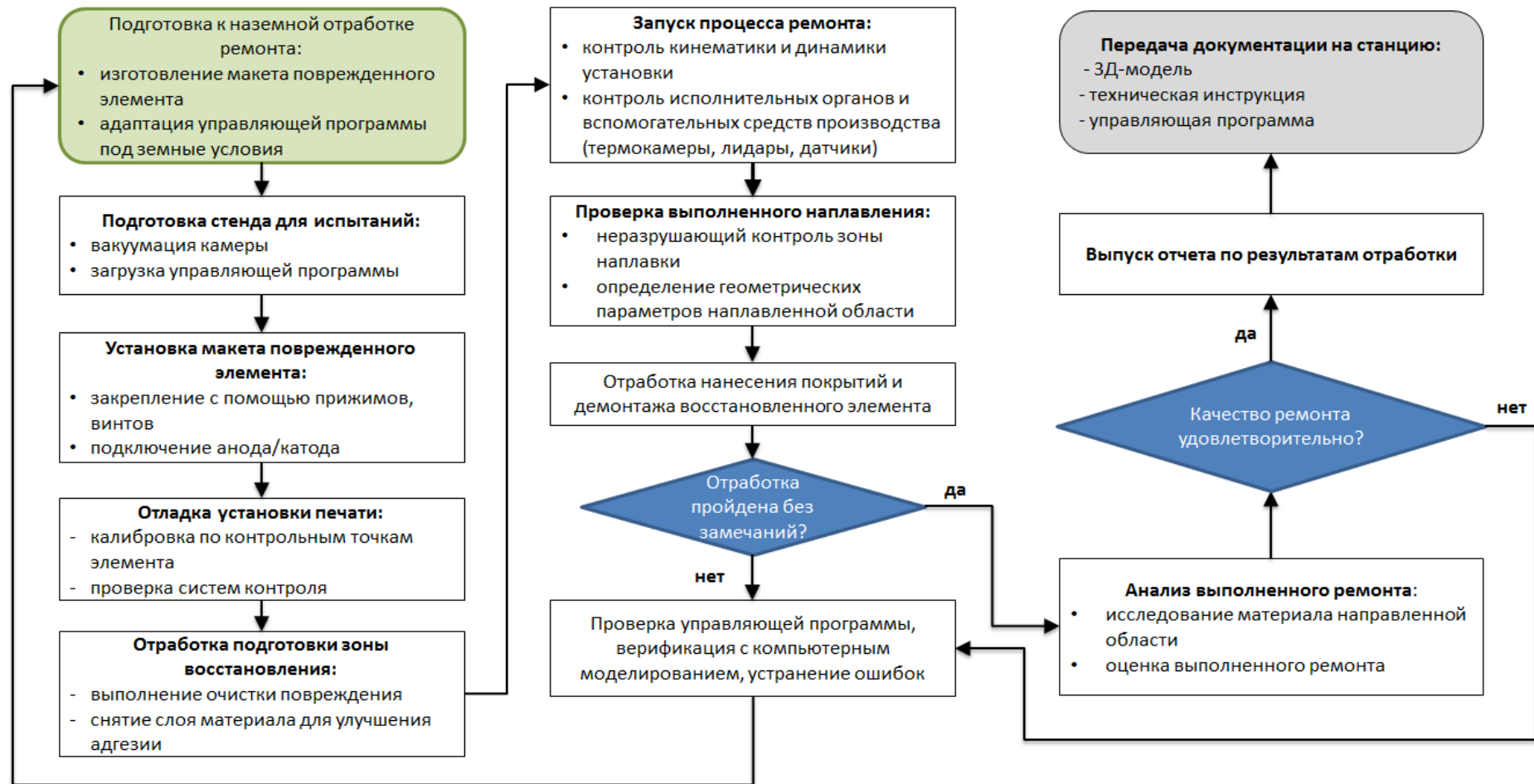


Рисунок 2.13 – Алгоритм наземной отработки восстановления детали

2.2.4 Выполнение восстановительных работ на внеземной станции

Заключительным этапом является выполнение ремонтно-восстановительных работ непосредственно в рабочей зоне производственной установки. Алгоритм восстановления конструкции:

1) Установка поврежденного элемента на рабочую поверхность стола.

Для закрепления конструкции используются универсальные приспособления: струбцины, уголки, прижимы, тиски, которые заблаговременно комплектуются либо изготавливаются вновь прямо на станции, и устанавливаются на рабочий координатный стол. Закрепление ремонтируемой конструкции обеспечивает отсутствие перемещений во всех степенях свободы.

2) **Отладка установки печати.** Определяются габаритные зоны элемента и пространственное расположение ремонтируемого участка. Дополнительный контроль осуществляется с помощью средств компьютерного зрения и сопоставляется с данными моделирования.

3) **Подготовка зоны восстановления.** Выполняются механические операции по удалению составных элементов, покрытий, заусенцев. При необходимости наносятся покрытия, повышающие адгезию путем удаления оксидных пленок - для алюминиевых сплавов, загрязнений, окислений, грунтовочных смесей: в зависимости от типа материала, обеспечивающих минимизацию дефектов сварного шва [31,38].

4) **Запуск процесса сварки / наплавления.** Контроль параметров процесса:

- кинематика и динамика оборудования;
- траектория движения исполнительного инструмента;
- температура зоны наплавления;
- ток, напряжение дуги;
- скорость подачи проволоки.

Контроль осуществляется автоматически по сопоставлению данных с измерительных систем, установленных на платформе изготовления, с данными моделирования и управляющей программы. Управление сваркой/наплавкой осуществляется через программный интерфейс, в котором выведены основные данные параметра процесса, с возможностью экстренной остановки работы, и видеотрансляция от средств контроля изготовления. При отклонении от расчетных значений свыше 5% решение о продолжении процесса принимается оператором в наземном пункте управления или космонавтом на станции.

5) Контроль качества ремонта. Для определения наличия дефектов: трещин, непроваров, наплывов, в сварных швах применяются методы неразрушающего контроля, при котором используются оптические и радиографические или ультразвуковые системы, выполняется верификация с наземным образцом по ГОСТ Р ИСО 17637-2024, ГОСТ Р 55724-2013 [23,27]. По результатам выполненной проверки принимается решение о допуске в дальнейшую работу или необходимости доработки выполненного ремонта.

6) Нанесение покрытия - при необходимости. Покрытия наносятся для защиты сварных швов от окисления, коррозии при эксплуатации элемента в обитаемых модулях, механических повреждений, теплового воздействия солнечного излучения. В зависимости от материала используются различные типы покрытий: цинковые, фосфатные, лакокрасочные, соответствующие требованиям ГОСТ 9.306-86, ОСТ 92-1443-87 или аналогичным стандартам, регламентированных для изделий РКТ [22,47].

7) Демонтаж восстановленного элемента конструкции. После завершения ремонтных работ восстановленное изделие демонтируется. При необходимости хранения отремонтированного элемента конструкции перемещается в зону хранения, аналогично п. 7 раздела 2.1.5.

Упрочнение сварных соединений и наплавленных областей выполняется методами термообработки и ВДУ, с учетом возможностей и ограничений, указанных в разделе 2.1.5. В зависимости от габаритных размеров и доступности

восстановленной области возможно применение иных типов упрочнения: электроискровые; ультразвуковые; возможность применения которых требуется исследовать в условиях орбитального полета.

В результате выполненных ремонтно-восстановительных мероприятий изделие возвращается в штатную эксплуатацию, формируется отчет о проделанной работе. Надежность ремонтных работ подтверждается проведенным контролем качества вновь образованных соединений и ремонтируемой зоны в целом. Возможность выполнения ремонта конструкций по предложенной методике позволяет увеличить надежность и ресурс космических изделий при орбитальных и напланетных условиях эксплуатации.

2.3 Выполнение сборочно-сварочных работ

Процесс сборочно-сварочных работ выполняется при необходимости изготовления крупногабаритных изделий: каркасов солнечных батарей; антенн; ферменных конструкций; свай для лунных баз; корпусов; емкостей; сборкой частей конструкции с образованием сварных соединений. Сборка осуществляется из элементов, доставленных с Земли и изготовленных «на месте», с учетом области досягаемости установки. Алгоритм сборочно-сварочных работ базируется на предложенных методах изготовления изделий:

1) Подготовка КД в соответствии с требованиями единой системы конструкторской документации (ЕСКД). Если необходимо изготовление частей конструкции «на месте», разработка и производство выполняется по предложенной методике аддитивного производства по разделу 2.1.

2) Подготовка технологической документации в части разработки и изготовления технологической оснастки - при необходимости - по требованиям единого стандарта технологической документации (ЕСТД) при изготовлении на борту внеземной станции.

3) Разработка управляющей программы для выполнения сборочно-сварочных операций аналогично п. 3 раздела 2.2.2. Вместо 3Д-модели ремонтируемой детали выгружаются 3Д-модели объектов сборки, для которых необходима увязка.

4) Моделирование процесса сварки п. 4 раздела 2.2.2, с подбором режимов наплавления.

5) Наземная отработка сборочно-сварочных работ, подготовка и передача технической документации в виде чертежей, эскизов, 3Д-моделей, программ управления и технических инструкций аналогично разделу 2.2.3.

6) Монтаж технологической оснастки на рабочий стол и выполнение сборочно-сварочных работ аналогично разделу 2.2.4. Вместо поврежденного элемента устанавливаются объекты сборки с помощью робототехнических систем.

Предложенный алгоритм сборочно-сварочных работ расширяет универсальность средств производства и позволяет в значительной мере упростить освоение планет солнечной системы и дальнего космического пространства за счет применения опыта в производстве и сборке изделий непосредственно на орбитальной станции или поверхности Луны.

2.4 Заключение по Главе 2

1. С целью опережающего развития аддитивного производства на борту космической станции и на Луне в части обеспечения возможности изготовления конструктивных элементов разработана методика, состоящая из семи основных этапов. Предлагаемая методика имеет возможность адаптации под гравитационные силы различной величины.

2. Представлен расчет коэффициента сложности изготовления на основе разработанных критериев оценки, при проектировании новых конструкций для изготовления аддитивным методом непосредственно на внеземной станции.

Для анализа и оптимизации конструкции предложен алгоритм, содержащий этапы расчета прочности исходной конструкции и применение методов топологической оптимизации с последующей доработкой элемента под технологию изготовления. Приведены примеры оптимизированных конструкций по разработанному алгоритму.

3. Для разработки управляющей программы создан алгоритм моделирования процесса изготовления, включающий этапы подготовки предварительных технологических режимов аддитивного выращивания, выполнение теплового анализа процесса наплавки для оценки изменения геометрии детали, получение компенсированной геометрии по результатам анализа и формировании окончательной программы изготовления.

4. Для оценки корректности разработанной управляющей программы и верификации результатов моделирования предложен алгоритм наземной отработки изготовления, при котором частично имитируются условия космоса. Составлен перечень документов, необходимых для передачи на внеземную станцию с целью производства изделий на месте.

5. Разработан процесс изготовления элемента конструкции, в рамках которого выполняется отладка оборудования, наплавление по управляющей программе, контроль качества и демонтаж изготовленного элемента. Хранение конструкций осуществляется в специализированных ячейках на борту станции.

6. Для увеличения срока службы и надежности космической техники разработана методика восстановления конструктивных элементов, включающая пять основных этапов. Предложенная методика применима для различных условий эксплуатации.

7. Для объективной оценки ремонтпригодности и целесообразности выполнения ремонта изделия предложен расчет общего индекса ремонтпригодности, заключающегося в вычислении суммарной оценки разработанных количественных и качественных показателей. В результате

выполненного расчета определяется сложность и целесообразность восстановления поврежденной конструкции.

8. На основе результатов оценки ремонтпригодности конструкции разработан алгоритм восстановительного ремонта, содержащий этапы создания 3Д-модели поврежденного элемента, выполнение конечно-элементного анализа для оценки остаточной прочности конструкции, разработки управляющей программы с моделированием процесса ремонта в САМ и САЕ системах для подбора режимов сварки.

9. Разработан процесс ремонтных работ, в рамках которого выполняется: установка поврежденного элемента; подготовка зоны наплавления путем снятия покрытий, заусенцев; нанесения адгезирующих покрытий; выполнение сварочных операций по управляющей программе; контроль качества ремонта и нанесение покрытий. По результатам выполненных восстановительных процедур объект ремонта направляется в дальнейшую эксплуатацию.

10. На основе разработанных методик изготовления и ремонта предложен алгоритм процесса выполнения сборочно-сварочных работ крупногабаритных конструкций с учетом области досягаемости производственного комплекса. Предложенные решения позволяют в значительной степени упростить освоение планет солнечной системы и дальнего космического пространства.

ГЛАВА 3 АНАЛИЗ ПРОЦЕССА ИЗГОТОВЛЕНИЯ И ИССЛЕДОВАНИЕ ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕМЕНТА КОНСТРУКЦИИ

3.1 Выбор элемента конструкции

Из разработанной номенклатуры деталей выбран типовой элемент, принадлежащий к классу конструктивных элементов для крепления приборов и агрегатов (Рисунок 3.1).

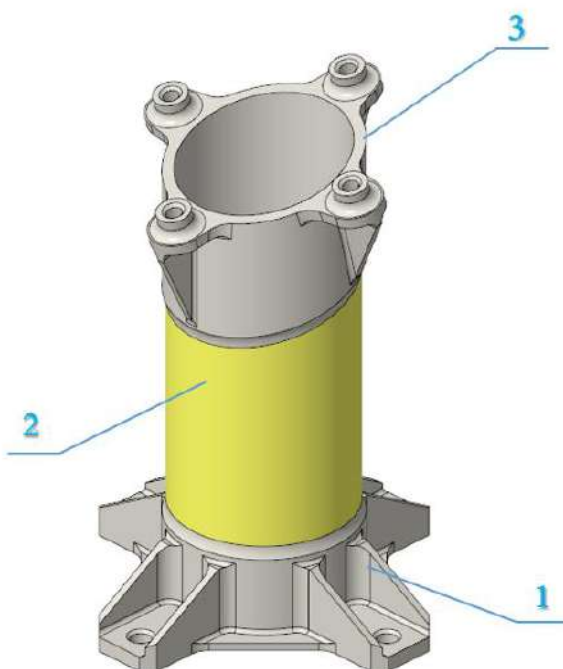


Рисунок 3.1 – Элемент конструкции КА
1 - основание, 2 - центральная часть, 3 - фланец

Элемент конструкции – кронштейн, состоящий из трех деталей: основания, центральной части и фланца. Габаритные размеры элемента составляют 200x200x257,8 мм, расчетная масса 1,4 кг. Максимальная толщина стенок кронштейна: не более 4 мм.

Кронштейн предназначен для установки прибора на внешней поверхности космического модуля. Изготавливается из алюминиевого сплава АМг6. Основание – фрезерованная деталь, имеющая посадочные поверхности со

сквозными отверстиями для крепежа, усиленные ребрами жесткости. Центральная часть представляет профильную трубу $\varnothing 100 \times 3$ мм. Фланец имеет посадочные поверхности под установку оборудования, выполненных в виде бобышек. Сборка составных частей кронштейна производится образованием неразъемного соединения с помощью аргонно-дуговой сварки. В результате подобной технологии изготовления требуется дополнительная механическая обработка в части выполнения плоскости на посадочной поверхности и проведение резьбовых отверстий уже после сборки. Причиной является наличие остаточных напряжений после сварки, приводящих к изменению геометрии исходной конструкции. Изготовление цельнофрезерованного кронштейна является трудоемким: габарит детали ~ 300 мм, сложность обработки внутренних поверхностей.

На основе оценки изделия по разработанным критериям раздела 1.5.1 выполнен расчет коэффициента сложности изготовления (Таблица 3.1) по формуле (2.1). Полученный результат свидетельствует о возможности и целесообразности изготовления элемента конструкции аддитивным методом.

Таблица 3.1 – Оценка сложности изготовления детали

Критерий	K_1	K_2	K_3	K_4	K_5	K_6	K_7	K_8	K_9	$k_{\text{СИ}}$
Оценка	0,7	0,8	1	0,9	0,8	0,9	0,8	0,8	1	0,851

3.2 Анализ конструкции и оптимизация 3Д-модели под условия изготовления

Элемент конструкции воспринимает эксплуатационные нагрузки во время выведения космического модуля на целевую орбиту. Наиболее опасным случаем при выведении является статическое воздействие, вызванное действием совокупности сил при движении ракетносителя. Перегрузка с учетом коэффициента безопасности составляет $22,5g$. Масса установленного прибора на верхнем фланце составляет 10 кг, с центром тяжести в 350 мм от нижней поверхности элемента (Рисунок 3.2). Действие перегрузки – во всех направлениях.

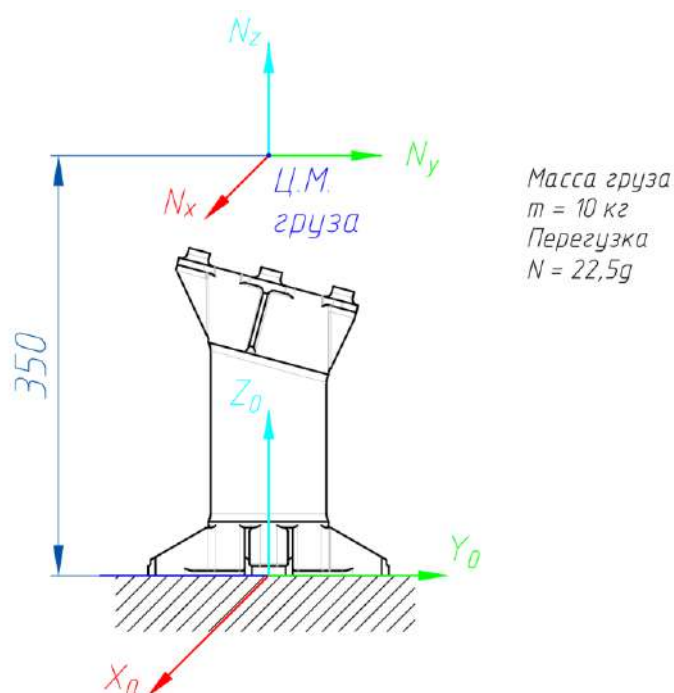


Рисунок 3.2 – Схема действия нагрузок на этапе выведения

Расчет на статическую прочность кронштейна (Рисунок 3.3) проводился методом конечных элементов с применением программного комплекса ANSYS [52].

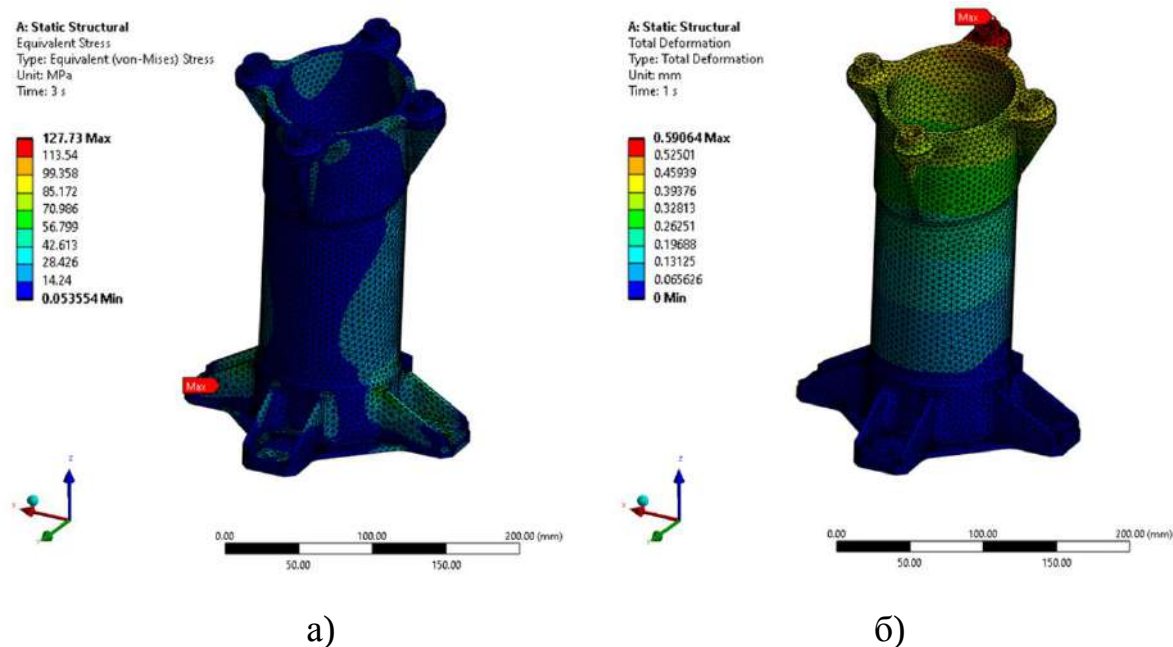


Рисунок 3.3 – Результаты статического расчета исходной конструкции
 а – максимальные эквивалентные напряжения, МПа; б – максимальные суммарные перемещения, мм

В результате анализа статического анализа исходной конструкции установлено, что максимальные эквивалентные напряжения возникают в зоне

крепления кронштейна к корпусу космического модуля и достигают значений $\sigma_{\text{экв}} = 127,7$ МПа (Рисунок 3.3, а). Максимальные перемещения достигают значений $\delta_{\text{макс}} = 0,59$ мм в зоне крепления прибора на фланце кронштейна (Рисунок 3.3, б).

Совместно с сотрудниками Института физики, прочности и материаловедения (ИФПМ) СО РАН исходный элемент оптимизирован. Основные принципы оптимизации элемента конструкции [7,52]:

- сохранение конфигураций ключевых мест сопряжения – крепежные фланцы кронштейна с отверстиями;
- изменение геометрической формы элемента конструкции для обеспечения возможности изготовления детали методом аддитивного послойного выращивания с учетом имеющихся ограничений;
- минимизация массы изделия, с сохранением способности выдерживать эксплуатационные нагрузки.

Исходная 3Д-модель оптимизирована в два этапа (Рисунок 3.4):

- изменена геометрическая форма детали с учетом возможностей и ограничений проволоочной технологии: максимальный угол наклона вертикальной стенки 15° , толщина не менее 2 мм.
- снижение массовых характеристик за счет интеграции верхнего фланца к основному телу элемента.

В результате технологической оптимизации достигнуто уменьшение массы до 1,15 кг с сохранением ключевых мест сопряжения, обеспечена возможность изготовления элемента методом ПЭТАФ.



Рисунок 3.4 – Этапы технологической оптимизации элемента конструкции

По результатам повторного расчета на статическую прочность оптимизированного элемента установлено, что максимальные эквивалентные напряжения достигают $\sigma_{\text{ЭКВ}} = 178,5$ МПа (Рисунок 3.5, а), суммарные перемещения составляют $\delta_{\text{макс}} = 0,77$ мм (Рисунок 3.5, б) и возникают в аналогичных зонах исходной конструкции.

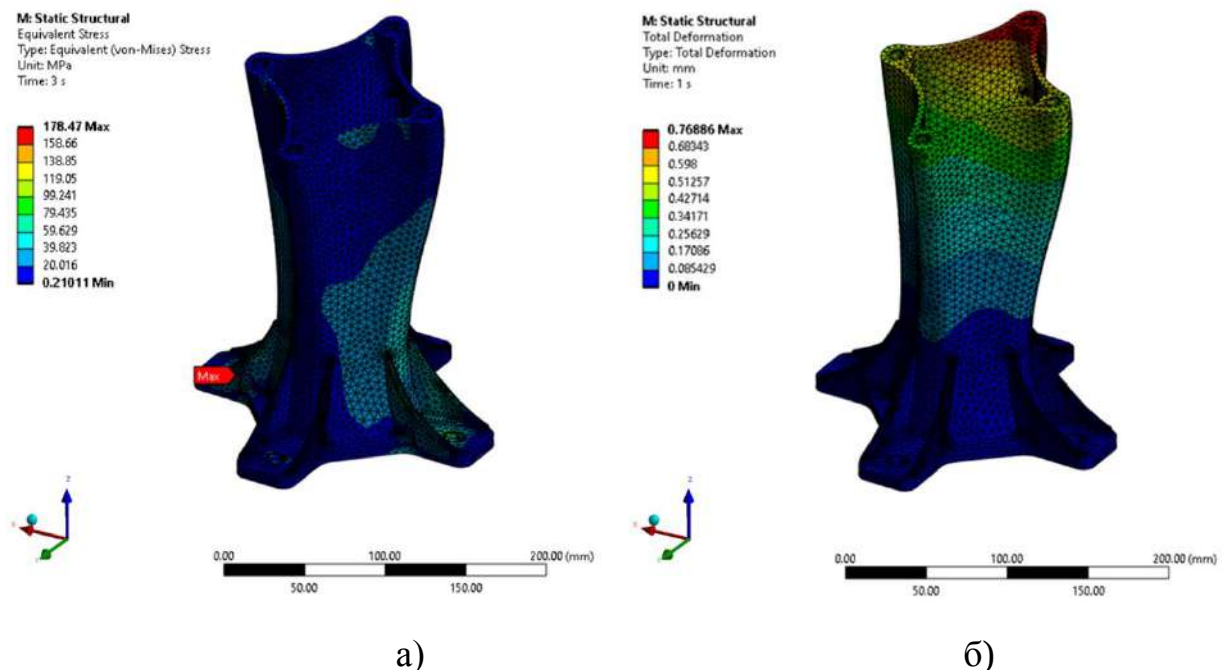


Рисунок 3.5 – Результаты повторного статического расчета конструкции
а – максимальные эквивалентные напряжения, МПа; б – максимальные суммарные перемещения, мм

Для расчета удалены все нелинейности в характеристиках материала для возможности выполнения топологической или параметрической оптимизации. Запас прочности с учетом коэффициента нелинейности составляет [7]:

$$n = \frac{\sigma_B}{k_l \sigma_{\text{ЭКВ}}} = \frac{285}{1,36 \cdot 178,5} = 1,178, \quad (3.1)$$

где $k_l = \frac{\sigma_{\text{ЭКВ лин}}}{\sigma_{\text{ЭКВ}}}$ – коэффициент нелинейности, $\sigma_{\text{ЭКВ лин}}$ – эквивалентные напряжения элемента конструкции с билинейными свойствами материала; σ_B – предел прочности материала проволоки АМг6 [21].

Следующим этапом анализа конструкции является оптимизация с точки зрения прочности - топологическая или параметрическая. В качестве зон оптимизации (Рисунок 3.6, а) выбраны боковые стенки кронштейна, данная область имеет наибольшую площадь и наименьшие эквивалентные напряжения в текущих условиях нагружения. Условием оптимизации является снижение массы в диапазоне от 5% до 30% и учет предела прочности материала в 210 МПа без учета коэффициента нелинейности. В результате выполненной оптимизации (Рисунок 3.6, б) наиболее оптимальными зонами размещения облегчений являются области с наименьшим распределением плотности материала - ячейки синего цвета в районе верхнего фланца. С учетом особенностей технологии ПЭТАФ, имеются требования к форме облегчений: угол наклона восходящих граней не более 30°, радиус закругления замыкающих кромок не более 4 мм. Выполнение облегчений технически неоправданно - поле оптимального размещения имеет малую площадь.

На оптимизированный элемент разработана КД с указанием зон механической обработки, направления выращивания детали, определением системы координат (Рисунок 3.7). Разработанная документация соответствует ЕСКД и ОСТ 92-0594-2006.

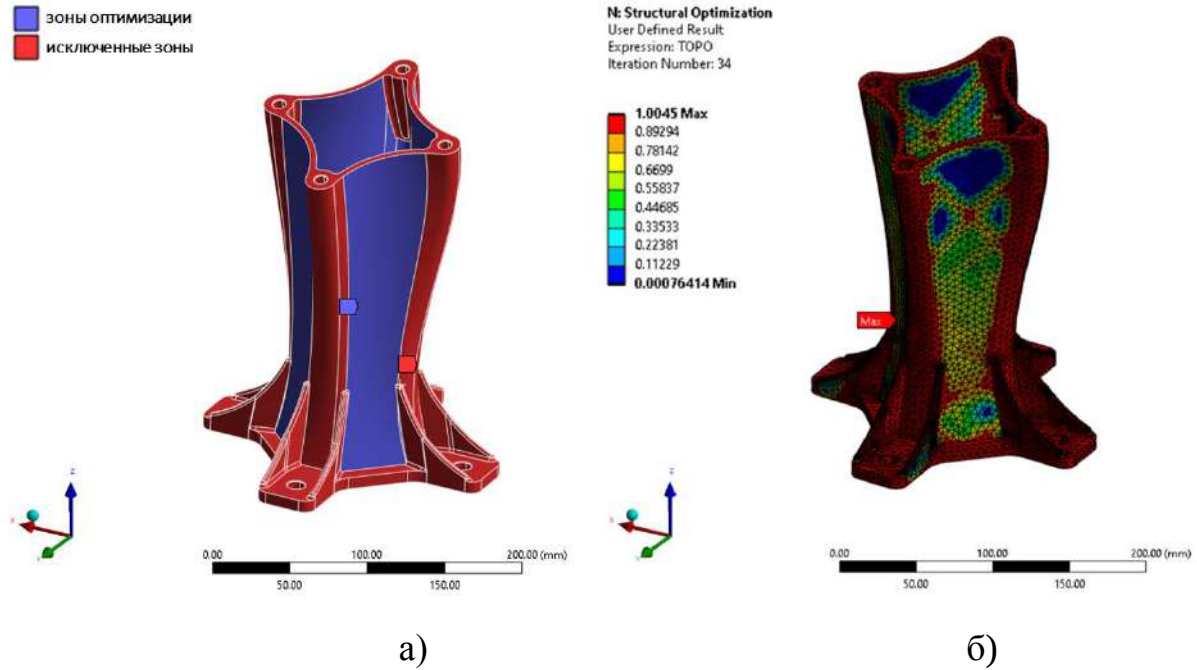


Рисунок 3.6 – Прочностная оптимизация элемента конструкции
а – выбор зоны оптимизации; б – результат топологической оптимизации

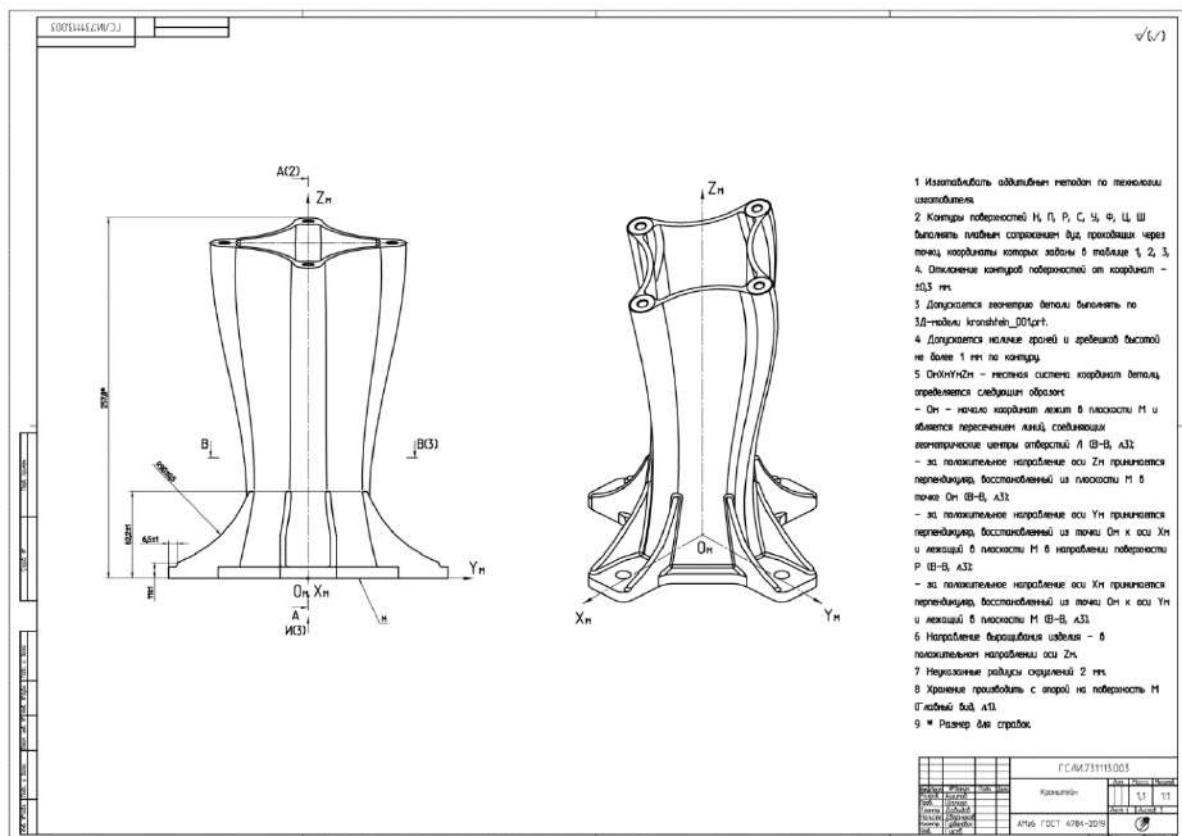


Рисунок 3.7 – Рабочая конструкторская документация для изготовления изделия аддитивным методом

3.3 Разработка управляющей программы

Для разработки управляющей программы и последующего изготовления методом ПЭТАФ проведен анализ конструкции с определением стратегии выращивания. Ввиду сложной формы детали, определены четыре зоны построения объекта вдоль высоты изделия (Рисунок 3.8):

Зона I (0-8 мм) – нижний фланец кронштейна, с 4 сквозными отверстиями.

Зона II (8-64 мм) – основное тело элемента с ребрами жесткости от нижнего фланца.

Зона III (64-170 мм) – основное тело от ребер жесткости до интегрированного верхнего фланца.

Зона IV (170-257,8 мм) – интегрированный верхний фланец с глухими отверстиями.

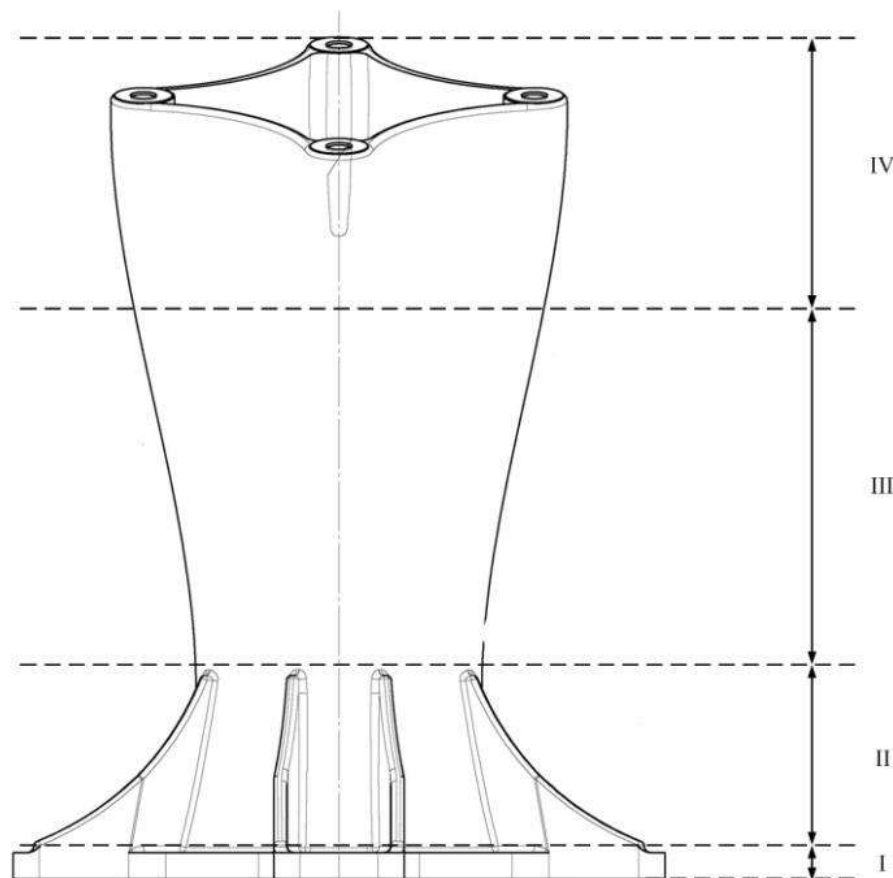


Рисунок 3.8 – Зоны выращивания изделия [7]

Значения технологических параметров для аддитивного послойного выращивания экспериментальной модели по зонам приведены в Таблице 3.2.

Таблица 3.2 – Параметры выращивания экспериментальной модели [7,52]

№ зоны	Напряжение, В	Сила тока, А	Скорость выращивания, мм/мин	Скорость подачи проволоки, м/мин	Толщина слоя, мм	Примечание
I	13,5	120	600	8,0	4,5	
II	12,7	80	800	4,5	1,2	
III	12,0	55	100	5,5	1,8	
IV	12,3	73	400		1,8	стенка основного тела изделия выращивается за два прохода из двух параллельных валиков шириной 50% от толщины основного тела изделия

Для моделирования процесса послойного формирования детали и создания кода управляющей программы использована САМ система «СПРУТКАМ». Перед выгрузкой 3Д-модели изготавливаемой детали, в рабочем пространстве программы воссоздан участок аддитивной печати, состоящий из рабочего стола и робота-манипулятора Fanuc ArcMate 100iD из библиотеки программы [63,79]. За начало базовой СК установлен центр рабочего стола, относительно которой рассчитывались перемещения рабочего инструмента при моделировании аддитивного процесса.

Выгружены 3Д-модели детали с технологическими припусками в зоне механической обработки, и основания в формате «STEP» и установлены в рабочее пространство оборудования в точке начала базовой СК. Для моделирования процесса на вкладке «Технология» выбран процесс «Наплавка 3D», заданы параметры:

- характеристика рабочего инструмента: длина, диаметр горелки, высота инструмента над поверхностью;
- процесс формирования слоев: толщина валиков, поворот траектории относительно предыдущего слоя, стратегия выполнения отверстий;
- скорость подачи материала;

- безопасный уровень отвода инструмента;
- построена карта осей оборудования для обеспечения безопасности процесса.

В результате моделирования аддитивного процесса по заданным параметрам получен код управляющей программы и геометрия изделия с визуализацией послойной наплавки. Для получения G-кода применен алгоритм, преобразующий исходный код управляющей программы - координаты положения рабочего инструмента в окне постпроцессора. Сгенерированный G-код выгружен в формате текстового файла (.txt).

Для анализа и оценки напряжений, возникающих в процессе наплавления материала, выполнено моделирование в программном модуле «AM DED Process» ANSYS [102]. Выгружены 3Д-модели детали и основания в окне помощника «DED Process Wizard» указаны:

- поверхности контакта и закрепления деталей;
- размеры кластера: 3 мм;
- условия процесса моделирования: температура дуги $T_{arc} = 1000^{\circ} \text{C}$, температура подогрева основания $T_{осн} = 80^{\circ} \text{C}$, силы тока, напряжения дуги и скорость подачи проволоки по Таблице 3.2;
- условия отвода тепла: коэффициент теплопроводности аргона $\lambda = 0,016 \frac{\text{Вт}}{\text{м} \cdot \text{К}}$, температура окружающей среды $T_{окр} = 23^{\circ} \text{C}$.

В качестве допущения в расчете использовано значение объема расплавления материала в размере 2 см^3 для упрощения и оптимизации процедуры моделирования.

В результате анализа моделирования процесса наплавки обнаружены области конструкции со средней температурой выше 400°C (Рисунок 3.9 а, б, в, г), при которой возможны изменения в физико-механических свойствах материала, образование «горячих» трещин в конструкции. Наиболее уязвимыми зонами являются области пересечения центрального контура с боковыми ребрами (Рисунок 3.9, б), области формирования бобышек (Рисунок 3.9, в, г). С учетом

допущений, заложенных при моделировании, полученные результаты представляют приближенную оценку тепловых напряжений и деформаций, и нуждаются в подтверждении экспериментальными данными.

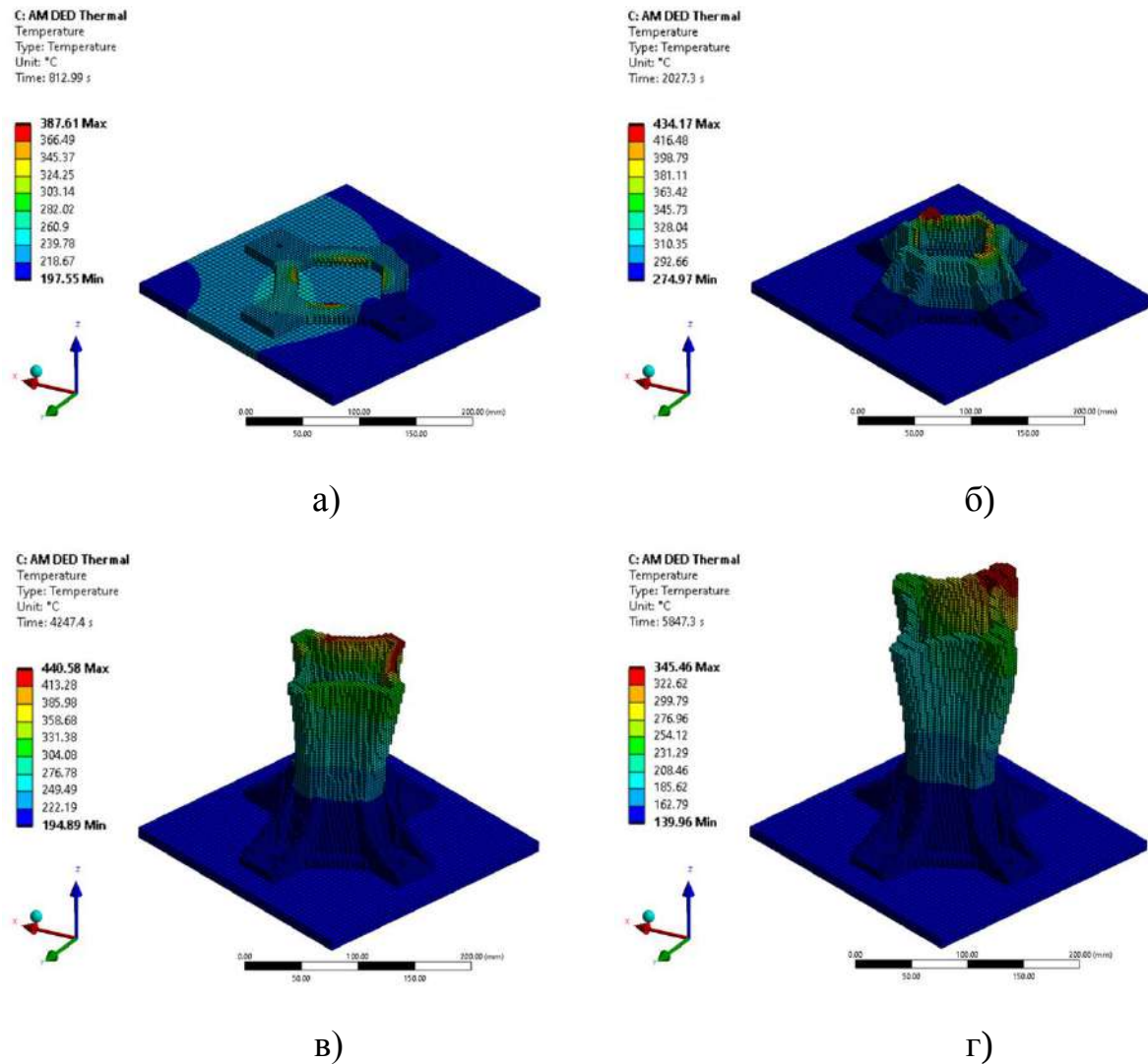


Рисунок 3.9 – Результаты распределения температуры при моделировании аддитивной послойной наплавки, °C
а – зона I; б – зона II; в – зона III; г – зона IV

На Рисунке 3.10 (а, б) представлены результаты перемещений конструкции при воздействии тепловых деформаций, возникающих в процессе изготовления. Данные результаты позволяют оценить степень отклонения конструкции относительно номинальной модели (Рисунок 3.10, а), направление вектора каждого кластера (Рисунок 3.10, б).

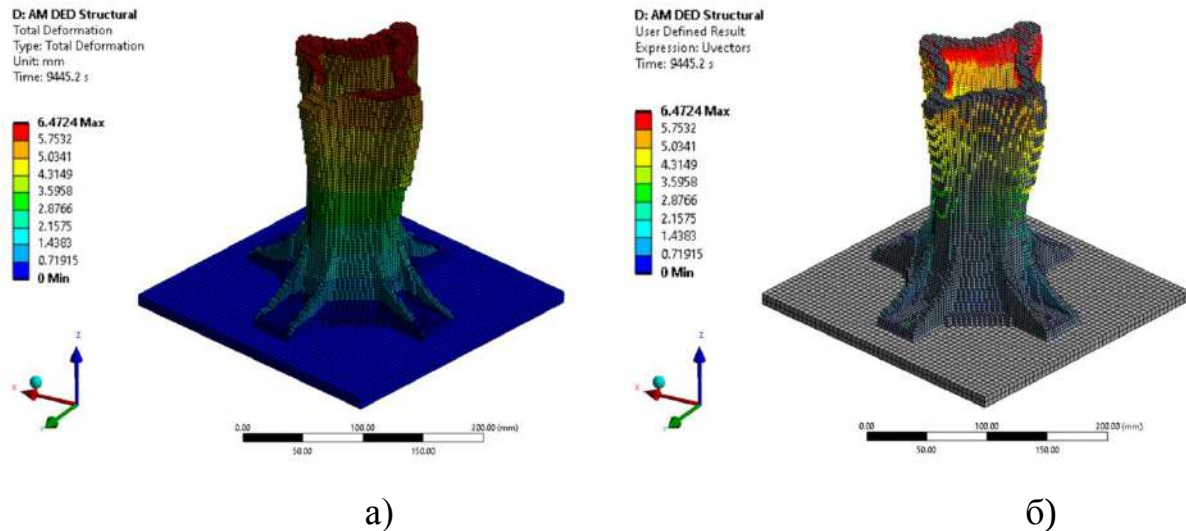


Рисунок 3.10 – Результаты суммарных перемещений конструкции при моделировании аддитивной послойной наплавки
а – суммарные перемещения, мм; б – направление перемещений

По результатам выполненного моделирования получены координаты векторов кластеров относительно СК детали и выгружены в CAD систему «SpaceClaim» программного пакета ANSYS. Результаты моделирования деформированной и компенсированной геометрии представлены на Рисунке 3.11. Максимальные отклонения достигнуты в зоне «вогнутых» стенок изделия и составляют до 0,78 мм во внешнем направлении и до 0,89 мм во внутреннем.

Для окончательной разработки управляющей программы выгружена 3Д-модель детали с компенсированной геометрией, заданы зоны механической обработки: процесс «Чистовая послойная», «Обработка отверстий» по КД. В настройке параметров обработки заданы данные о режущем инструменте, скорости и глубины обработки каждого из участков. В результате моделирования получен алгоритм изготовления детали (Рисунок 3.12), преобразованный в рабочий управляющий код робота.

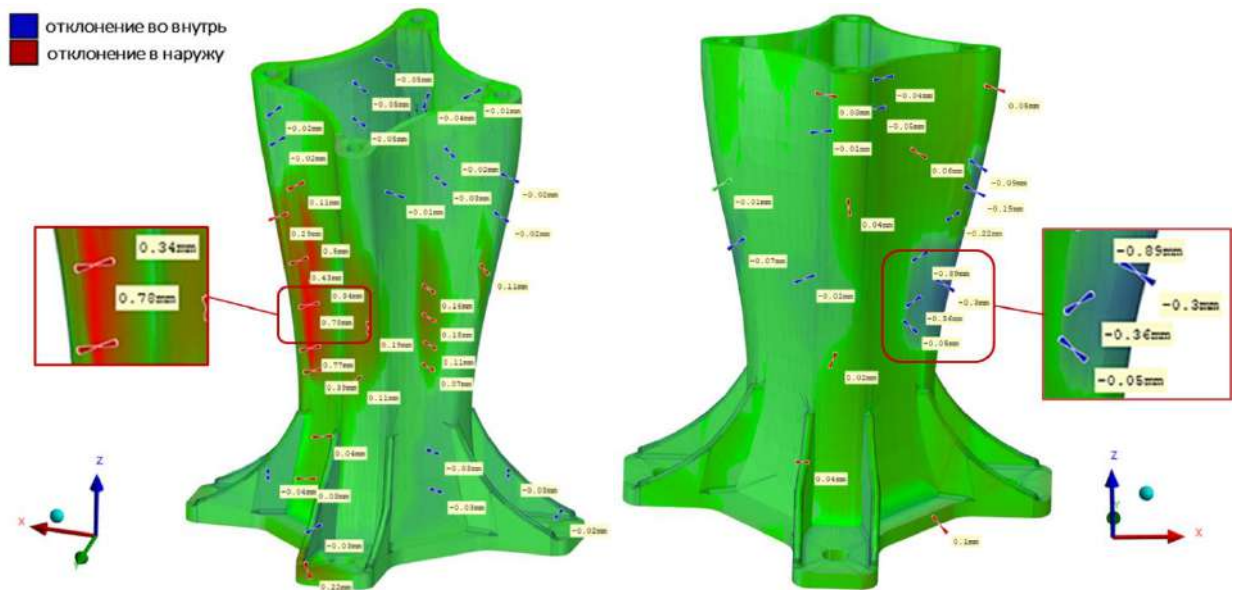


Рисунок 3.11 – Отклонения между деформированной и компенсированной геометрии детали

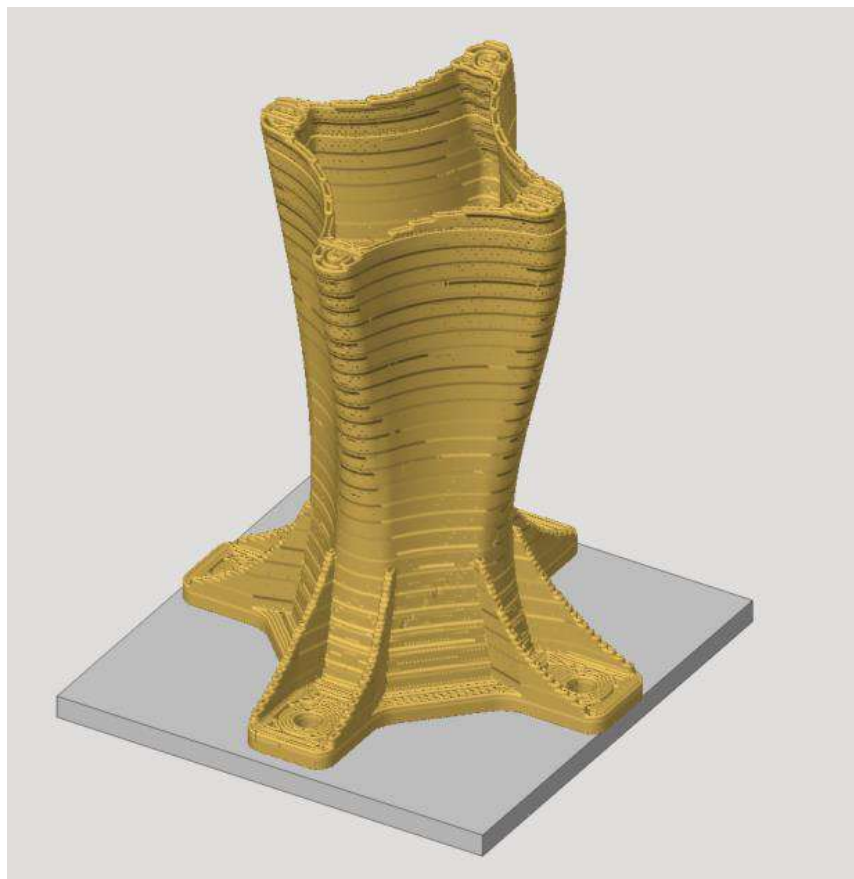


Рисунок 3.12 – Визуализация результата моделирования аддитивной наплавки кронштейна

3.4 Изготовление элемента конструкции в наземных условиях

Изготовление модели проведено на производственной площадке ИФПМ СО РАН с использованием комплекса оборудования для аддитивного выращивания, состоящего из дугового сварочного источника, реализующего технологию MIG (metal inert gas) – плавление электрода в среде защитного газа - аргона особой чистоты, и 6-ти осевого робота-манипулятора Fanuc ArcMate 100iD [72,76]. Расход защитного газа на всех режимах аддитивного выращивания составляет 15 л/мин. Для изготовления использована проволока толщиной 1,2 мм марки СвАМг6 1,2ПхБр по ГОСТ 7871-2019 [21], производства ООО «Авиаль». Образцы выращены на подложках из сплава АМг6 размером 220x220x5 мм, выполненных из листового проката АМг6 по ГОСТ 21631-76. В процессе выращивания рабочий инструмент неподвижен, подача проволоки осуществлена перпендикулярно подложке.

На Рисунке 3.13 представлен процесс изготовления изделия методом ПЭТАФ.

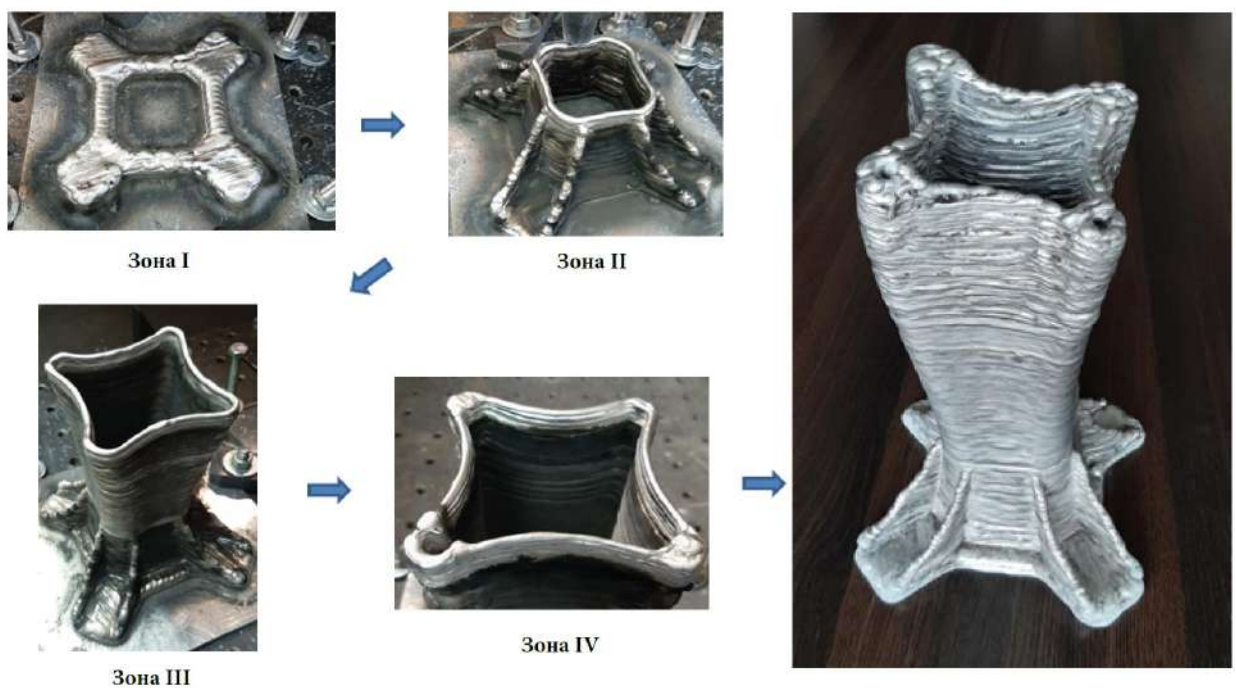


Рисунок 3.13 – Процесс изготовления изделия методом ПЭТАФ [52]

В процессе изготовления изделия в зонах II, IV произведена периодическая остановка процесса наплавления из-за локального перегрева материала на участках пересечения основного тела с ребрами в зоне II, и в области формирования бобышек и отверстий в зоне IV. Снижение тепловложения на подобных участках возможно при оптимизации режимов печати:

- изменение напряжения, тока, скорости подачи материала;
- разработке уточненных численных моделей и верификации с результатами моделирования;
- применение систем контроля: термодатчики, сканеры; наплавка в условиях вакуума [52].

Отделение детали от основания выполнено с применением электроэрозионного проволочно-вырезного станка струйного типа DK7750. В завершающем этапе изготовления осуществлена механическая обработка поверхностей, указанных в КД:

- на верхнем фланце обработана плоскость под углом $15^{\circ} \pm 5'$ и проведены 4 отверстия М10-7Н (Рисунок 3.14, а);
- на нижнем фланце обработана плоскость и проведены 4 отверстия $\varnothing 11\text{H}14$ (Рисунок 3.14, б).



а)



б)

Рисунок 3.14 – Доработка поверхностей изготовленных элементов
а – верхний фланец; б – нижний фланец

В результате аддитивного послойного выращивания изготовлено два изделия. Толщина стенок варьируется от 4,5 мм до 6,5 мм - номинал 4 мм, местами имеются наплывы материала, выступающие за контур изделия. Масса экспериментального образца составляет: 1,45 кг; по КД: 1,1 кг [7].

3.5 Исследования физико-механических характеристик экспериментального образца

3.5.1 Последовательность и методика проведения испытаний

Реализованы испытания на вибрационное и статическое воздействие экспериментальной детали с установленным массовым имитатором массой 15 кг. Целью испытаний на вибрационное воздействие является определение демпфирующих свойств модели при различных уровнях вибрационного воздействия. Испытания на статическое воздействие проведены для определения прочностных и жесткостных свойств детали.

Для оценки прочности конструкции и сравнения результатов экспериментального исследования проведено численное моделирование методом конечных элементов с использованием программного комплекса ANSYS [45].

Для расчета динамической прочности конструкции используется общее уравнение движения [12,99]:

$$[M]\{\ddot{x}\} + [C]\{\dot{x}\} + [K]\{x\} = \{F(t)\}, \quad (3.2)$$

где $[M]$ – матрица масс, $[C]$ – матрица демпфирования, $[K]$ – матрица жесткости, $\{x\}$ – перемещение, $\{F\}$ – сила, t - время.

Из соотношения (3.2) определяются значения узловых перемещений по заданным внешним силам в любой момент времени. В зависимости от метода решения уравнения учитывается пластичность и ползучесть материала, деформации, нелинейное изменение жесткости при увеличении напряжений.

Для статического анализа используется уравнение движения, все зависящие от времени слагаемые равны нулю [99]:

$$[K]\{x\} = \{F\}. \quad (3.3)$$

Результатом статического расчета является определение эквивалентных напряжений, деформаций и перемещений конструкции при воздействии статической нагрузки. Эквивалентные напряжения определяются формулой [60]:

$$\sigma_{\text{э}} = \sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]}, \quad (3.4)$$

где $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ – главные напряжения по направлениям x, y, z.

Связь между напряжениями и деформациями [60,33]:

$$\{\varepsilon\} = [E]^{-1}\{\sigma\} + \{\varepsilon_0\}, \quad (3.5)$$

где ε_0 – начальные деформации,

$$[E]^{-1} = \begin{bmatrix} 1/E & -\nu/E & 0 \\ -\nu/E & 1/E & 0 \\ 0 & 0 & 1/G \end{bmatrix}, \quad (3.6)$$

$[E]^{-1}$ – матрица модуля упругости, ν – коэффициент Пуассона, G – модуль сдвига.

Расчет выполнен для модели с толщиной стенки $\delta = 4$ мм, соответствующей конструкторской документации. Для проведения сравнительного анализа данных, полученных в ходе эксперимента и расчета, определены массовые характеристики изготовленного элемента. Эквивалентная толщина стенки изделия, определенная по фактической массе модели составила $\delta_{\text{экв}} \approx 5$ мм.

Уровни вибрационного воздействия выбирались для минимизации вероятности разрушения экспериментальной модели. Уровни статического нагружения подобраны из условия определения прочности конструкции, до разрушения элемента.

3.5.2 Испытания при воздействии гармонической вибрации

Испытания экспериментальной модели на воздействие гармонической вибрации проведены на базе отделения экспериментальной отработки полноразмерных изделий РКК «Энергия» в два этапа. Первый этап – испытания по определению амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) кронштейна при воздействии нагрузок по осям X, Y, Z модели (Рисунок 3.15). Определение АЧХ выполнено при диапазоне частот от 5 до 2000 Гц с амплитудой виброускорения от 0,15 g до 0,5 g.

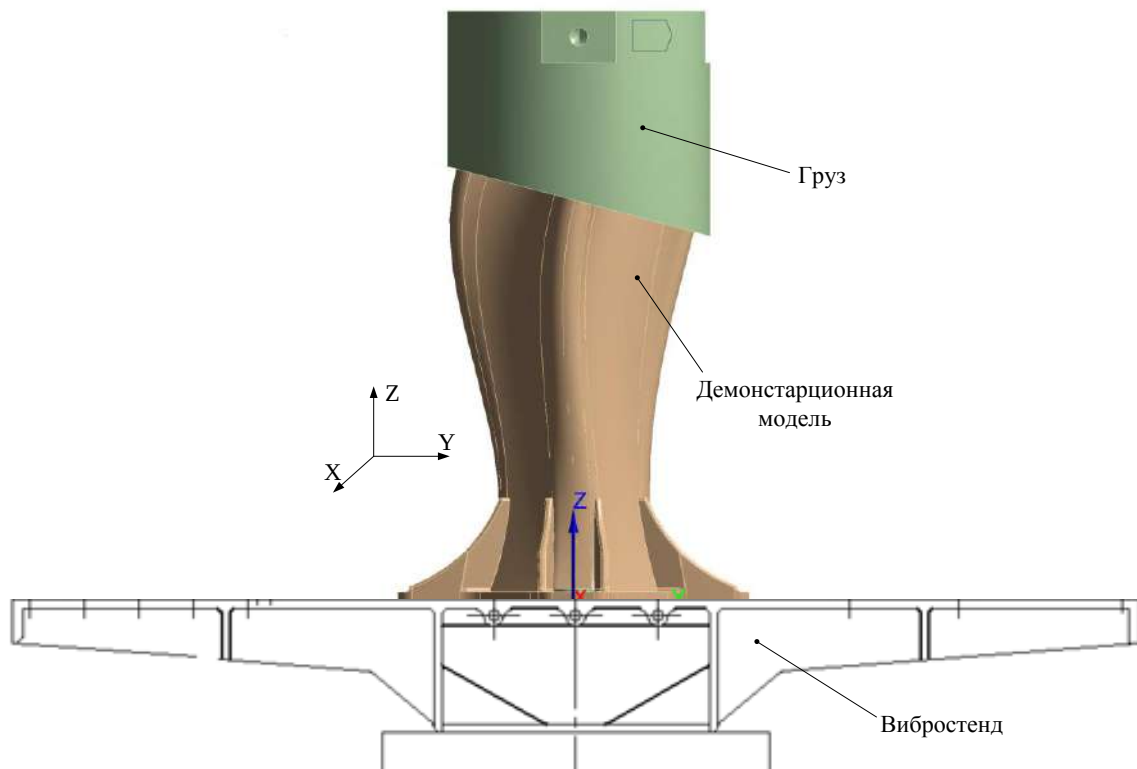


Рисунок 3.15 – Схема испытаний на гармоническое воздействие экспериментальной модели

Второй этап – испытания при воздействии гармонической вибрации. Значение амплитуды гармонического воздействия откорректировано по результатам определения АЧХ (Таблица 3.3). Режимы вибрационного воздействия приведены в Таблице 3.4.

Таблица 3.3 – Режимы вибрационного нагружения при испытаниях по определению АЧХ

Направление возбуждения	Режим	
Y	Частота, Гц	
	5-200	200-2000
	Амплитуда виброускорения, g	
	0,15-0,50	0,50
X	Частота – 20 - 1000 Гц	
	Амплитуда виброускорения – 0,5 g	
Z	Частота – 20 - 2000 Гц	
	Амплитуда виброускорения – 0,5 g	

Таблица 3.4 – Режимы вибрационного нагружения в направлении осей XYZ

Направление возбуждения	Режим			
Y	Частота, Гц			
	5-20	20-50	50-200	200-2000
	Амплитуда виброускорения, g			
	1,00-2,00	2,00	2,00-4,00	4,00
X	Частота, Гц			
	20-40		40-1000	
	Амплитуда виброускорения, g			
	3,00-5,00		5,00	
Z	Частота, Гц			
	20-40		40-2000	
	Амплитуда виброускорения, g			
	3,00-5,00		5,00	

Испытания экспериментального образца осуществлены на электродинамическом вибростенде LING V964LS под автоматическим управлением цифровой системы управления виброиспытаниями Laser (Рисунок 3.16). Для измерений и регистрации вибрационных воздействий на объекте

испытаний использована система измерений LMS SCADAS III.



а)

б)

в)

а – по оси Y; б – по оси X; в – по оси Z

Рисунок 3.16 – Вибропрочностные испытания экспериментального образца

Полученные АЧХ и отклики экспериментальной модели, полученные при нагружении последовательно по осям, в виде зависимости амплитуды колебаний от частоты, приведены на Рисунках 3.17, 3.18, 3.19.

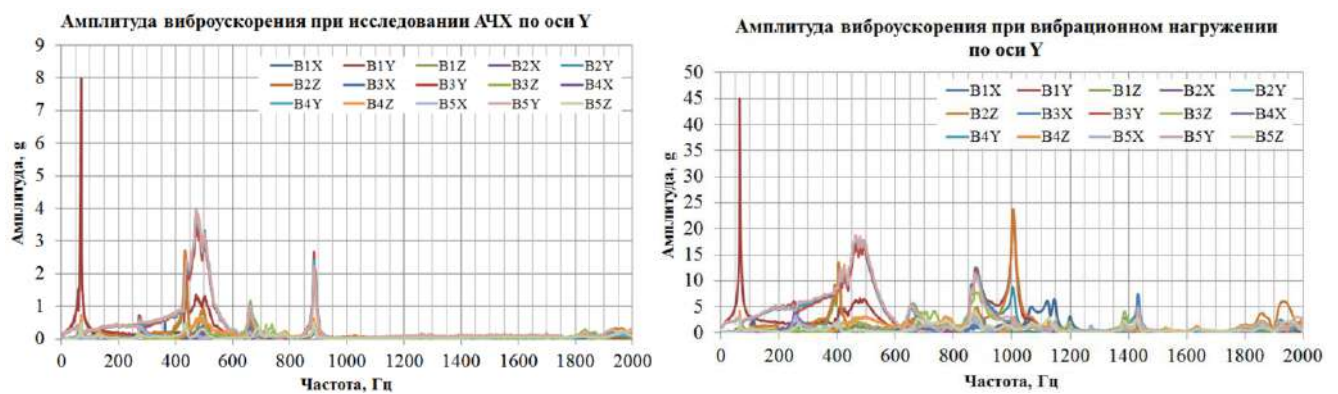


Рисунок 3.17 – Амплитуда виброускорения по оси Y [7]

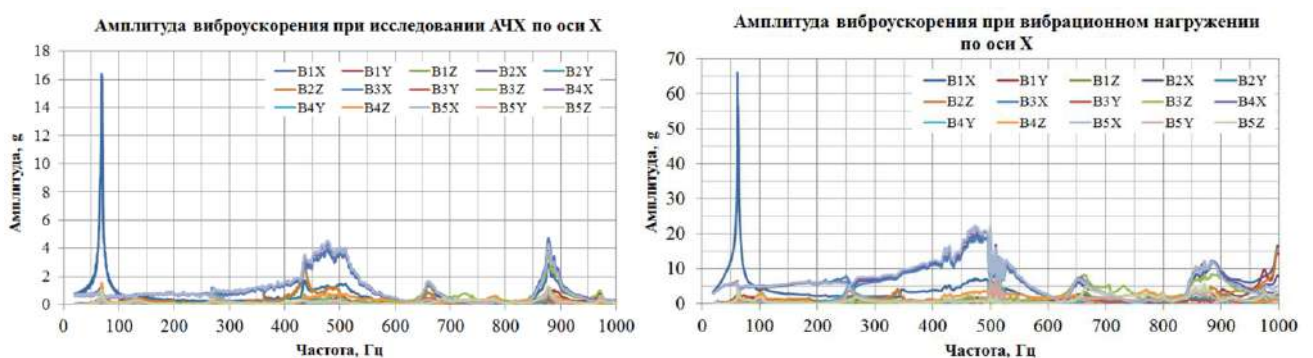


Рисунок 3.18 – Амплитуда виброускорения по оси X [7]

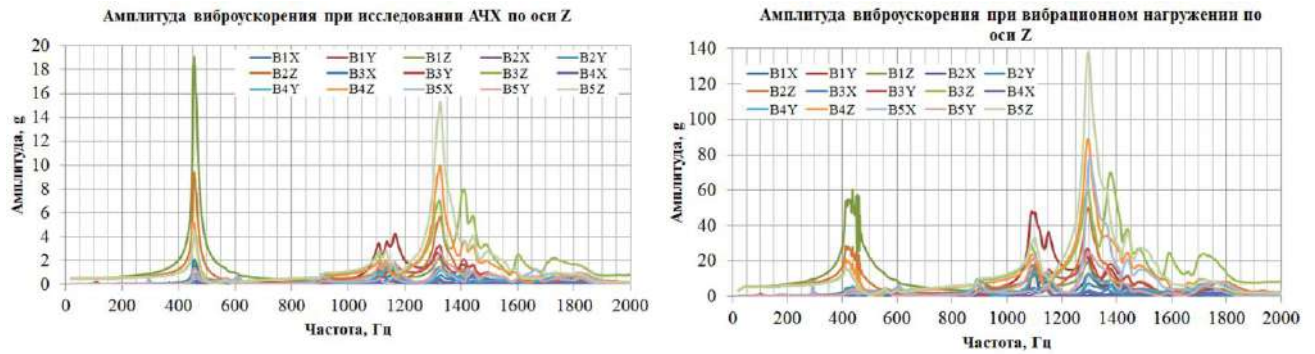


Рисунок 3.19 – Амплитуда виброускорения по оси Z [7]

Приведенные результаты показывают, что первая частота собственных колебаний экспериментальной модели с грузом составляет $f \approx 69$ Гц. Экспериментальное определение формы колебаний не проведено [7].

Расчетное значение частоты первого тона колебаний, полученное с помощью модального анализа методом конечных элементов, равно 66 Гц. Соответствующая форма колебаний показана на Рисунке 3.20 [7].



Рисунок 3.20 – Первая форма колебаний модели, частота 66 Гц

Погрешность в значении частоты первого тона составляет меньше 5%, что свидетельствует о соответствии эквивалентной толщине стенки к заданной в КД $\delta = 4$ мм [7].

Сравнение коэффициентов усиления k_y на основе амплитуды первого тона

колебаний при определении АЧХ и вибрационном режиме нагружения позволяет определить параметры демпфирования испытываемой модели [7].

Коэффициент демпфирования k_d модели:

- при определении АЧХ – 2%: при входном воздействии 0,35g;
- при вибрационном нагружении – 2,5%: при входном воздействии 2,23g.

По результатам анализа установлено, что полученные значения допустимо принять за коэффициент демпфирования созданного материала, учитывая особенности структуры экспериментальной модели: сплошной материал, небольшое количество узлов соединения [7].

3.5.3 Испытания при воздействии статической нагрузки

Испытания на статическую прочность экспериментальной модели, изготовленного методом ПЭТАФ, проведено в два этапа.

Первый этап – нагружение кронштейна силой в направлении оси X системы координат, приведенной на Рисунке 3.21, с плавным увеличением силы до значения $F = 880$ кгс.

Второй этап – нагружение кронштейна силой с плавным увеличением силы до разрушения в направлении оси Y.

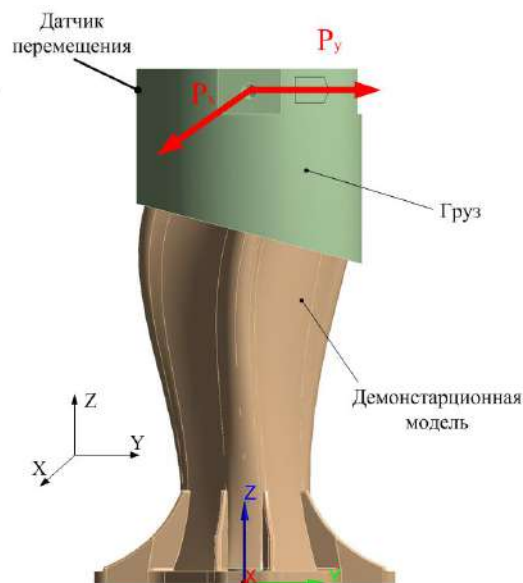
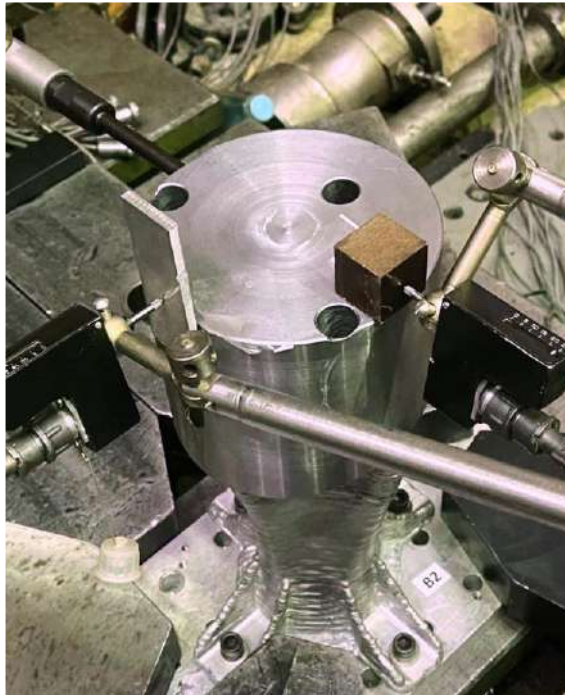


Рисунок 3.21 – Схема испытаний на статическое воздействие кронштейна [7]



а)



б)



в)

Рисунок 3.22 – Статические испытания экспериментального образца [7]

а – закрепление датчиков перемещения при испытаниях по оси X;

б – закрепление датчиков перемещения при испытаниях по оси Y;

в – общий вид закрепления

Статические испытания экспериментального образца проведены с закреплением переходной плиты на силовой пол (Рисунок 3.22). Нагружение произведено гидроцилиндром ТВ-5, с максимальным тянущим усилием ~5000 кгс. Регистрация перемещений объекта испытаний осуществлено датчиками линейного перемещения ДП25, максимальный диапазон измерения - 25 мм [7].

Результатами статических испытаний второго этапа является график зависимости перемещения от силы, показанный на Рисунке 3.23.

Перемещения определялись по линии действия силы на грузе.

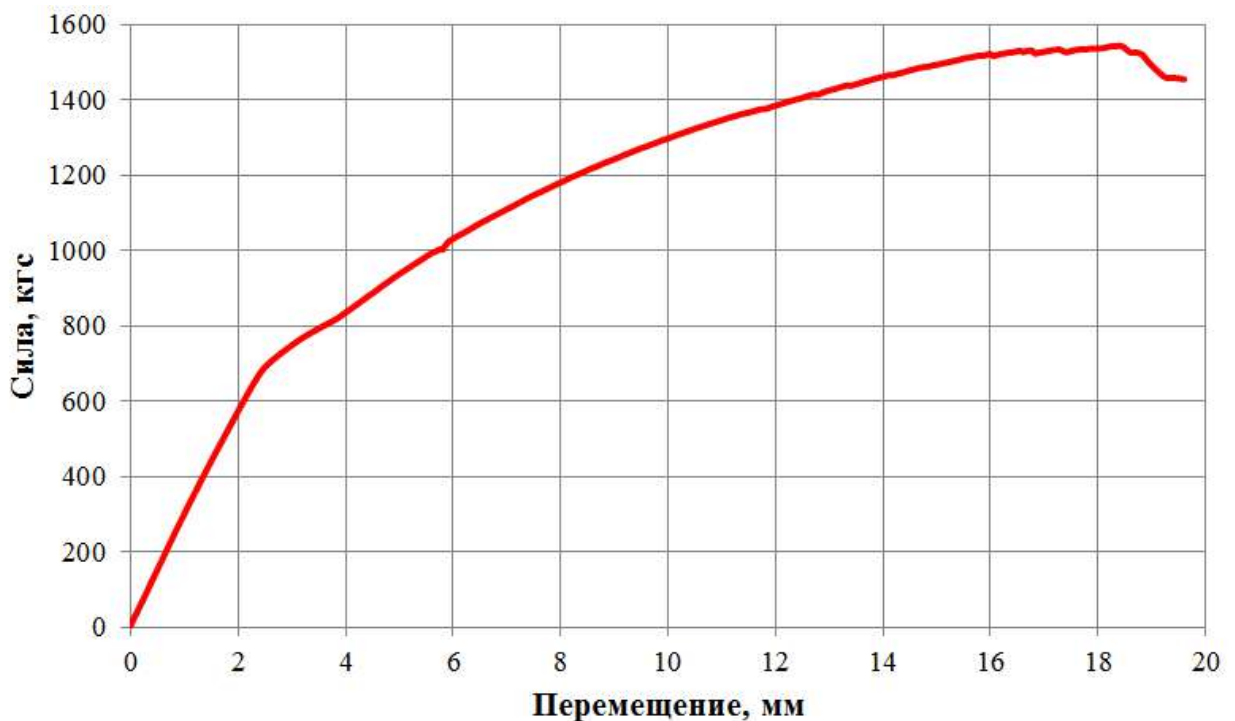


Рисунок 3.23 – График зависимости перемещений от силы при статических испытаниях [7]

Общий вид экспериментального элемента после статических испытаний представлен на Рисунке 3.24. Разрушение образца первично возникает в зоне сплавления проволок ребра и основания. Позднее происходит перераспределение нагрузки в зоне ребер, что приводит к разрушению второго ребра. Максимальное усилие, при котором осуществлено разрушение модели - 1530 кгс. Максимальное значение перемещения, измеренное по линии действия силы в верхней точке

груза (Рисунок 3.23), составляет 19,6 мм [7]. Наблюдается частичное разрушение материала в месте закрепления детали к оснастке (Рисунок 3.24).



Рисунок 3.24 – Разрушение экспериментального элемента

Для проведения сравнительного анализа выполнен расчет конечно-элементной модели с граничными условиями, соответствующими экспериментальному закреплению испытуемого образца. В расчетной модели использован изотропный материал с билинейной диаграммой σ - ϵ , построенной по

средним значениям Таблицы 1.2. Данные значения получены в ходе исследований стандартных образцов по ГОСТ 1497-84 тип I, изготовленных методом ПЭТАФ [52].

Распределение эквивалентных напряжений и пластических деформаций в расчетной модели приведены на Рисунках 3.25 и 3.26 [7].

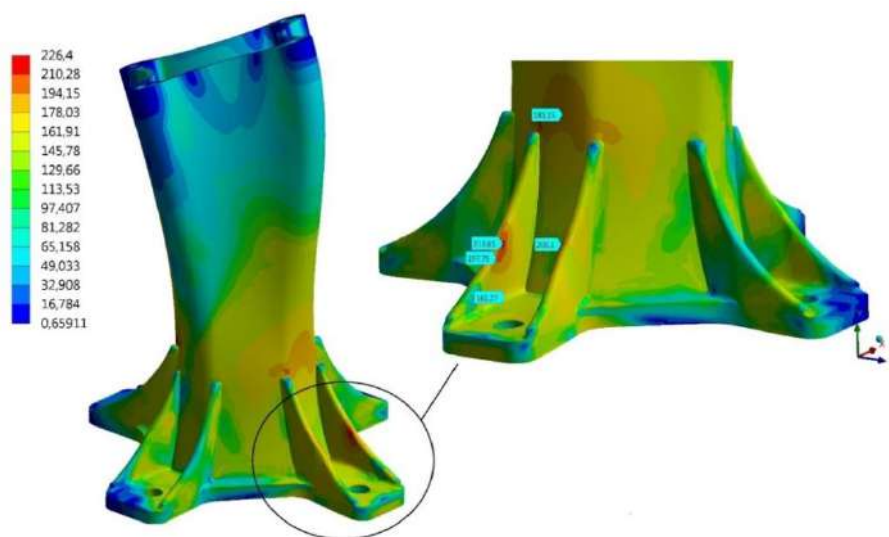


Рисунок 3.25 – Эквивалентные напряжения КЭ модели при статическом расчете, МПа [7]

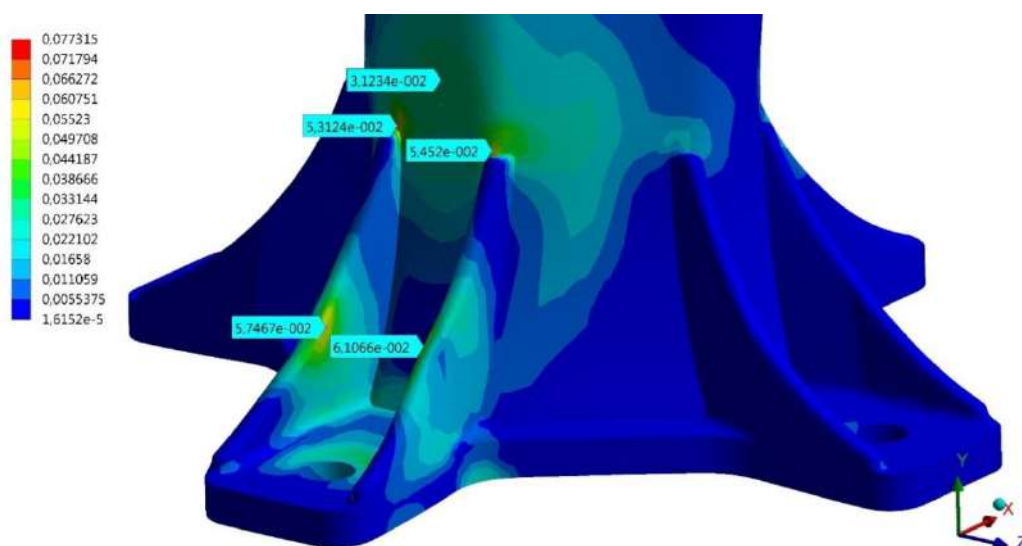


Рисунок 3.26 – Пластические деформации КЭ модели при статическом расчете, мм/мм [7]

Перемещения при статическом воздействии приведены на Рисунке 3.27.

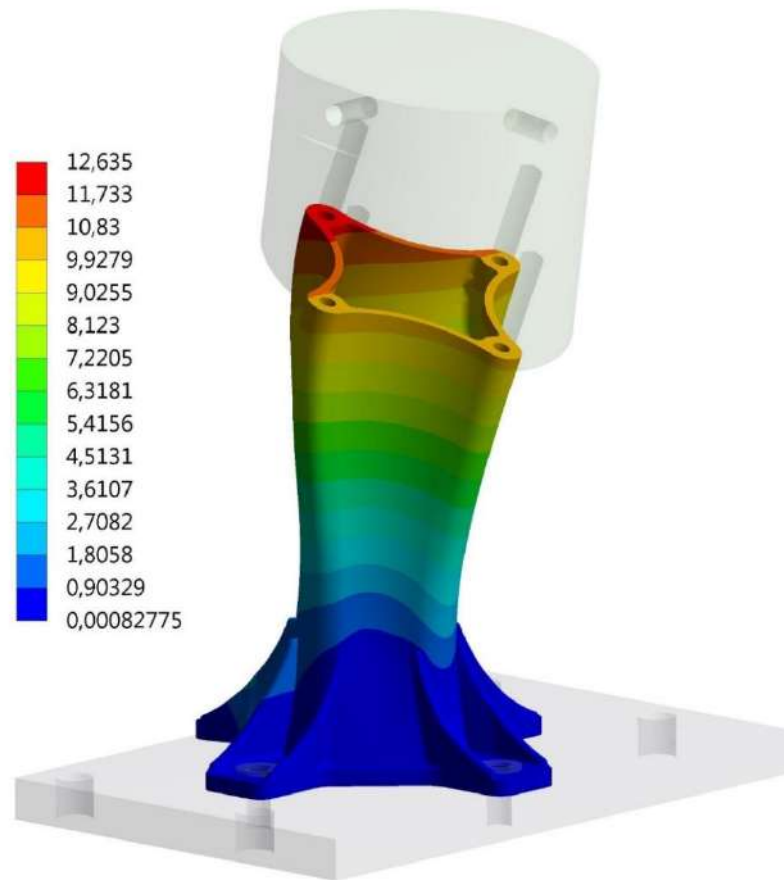


Рисунок 3.27 – Перемещения КЭ модели при статическом расчете, мм

При достижении силы, равной силе разрушения натурального образца 1530 кгс, в КЭ модели максимальные напряжения составляют 226 МПа и реализуются в зоне ребер и в зоне крепления модели к оснастке. Аналогичным образом ведет испытываемая модель при эксперименте, после появления трещины по линии сплавления проволок, за исключением первичного разрушения в зоне сплавления проволок в месте крепления «лапки» к переходной плите. Максимальное значение перемещений при расчете составляют 13,0 мм [7].

Статический расчет с аналогичным эксперименту нагружением не реализовал усилие, приводящее к появлению напряжений, равных пределу прочности материала (Таблица 1.2). Появление трещины в месте крепления к переходной плите не моделировалось и не учтено в расчете [7].

3.5.4 Результаты микроструктурного анализа материала изготовленного кронштейна

Исследования материала образца, разрушенного при испытаниях, выполнено сотрудниками отделения материаловедения РКК «Энергия» с помощью универсального исследовательского стереомикроскопа OLYMPUS SZX10 для макрофотографирования и электронного микроскопа ZEISS EVO MA 10 с энергодисперсионной рентгеновской спектроскопией (ЭДС) для фрактографического анализа и элементного анализа микроучастков изломов [7].

Толщина стенки, по которой осуществлено разрушение элемента, составляет 340 мкм (Рисунок 3.28).

В результате фрактографического исследования выявлено, что излом имеет вязкий характер разрушения, присутствуют многочисленные газовые поры размером от 20 до 500 мкм (Рисунок 3.29) [7].

Химический анализ материала изделия соответствует сплаву АМг6 (Рисунок 3.30), из которого изготовлены образцы для механических испытаний (Рисунок 3.31, спектр 5,6). В поверхностном слое детали отсутствует марганец (Mn) (Рисунок 3.31, спектр 4,7) [7].

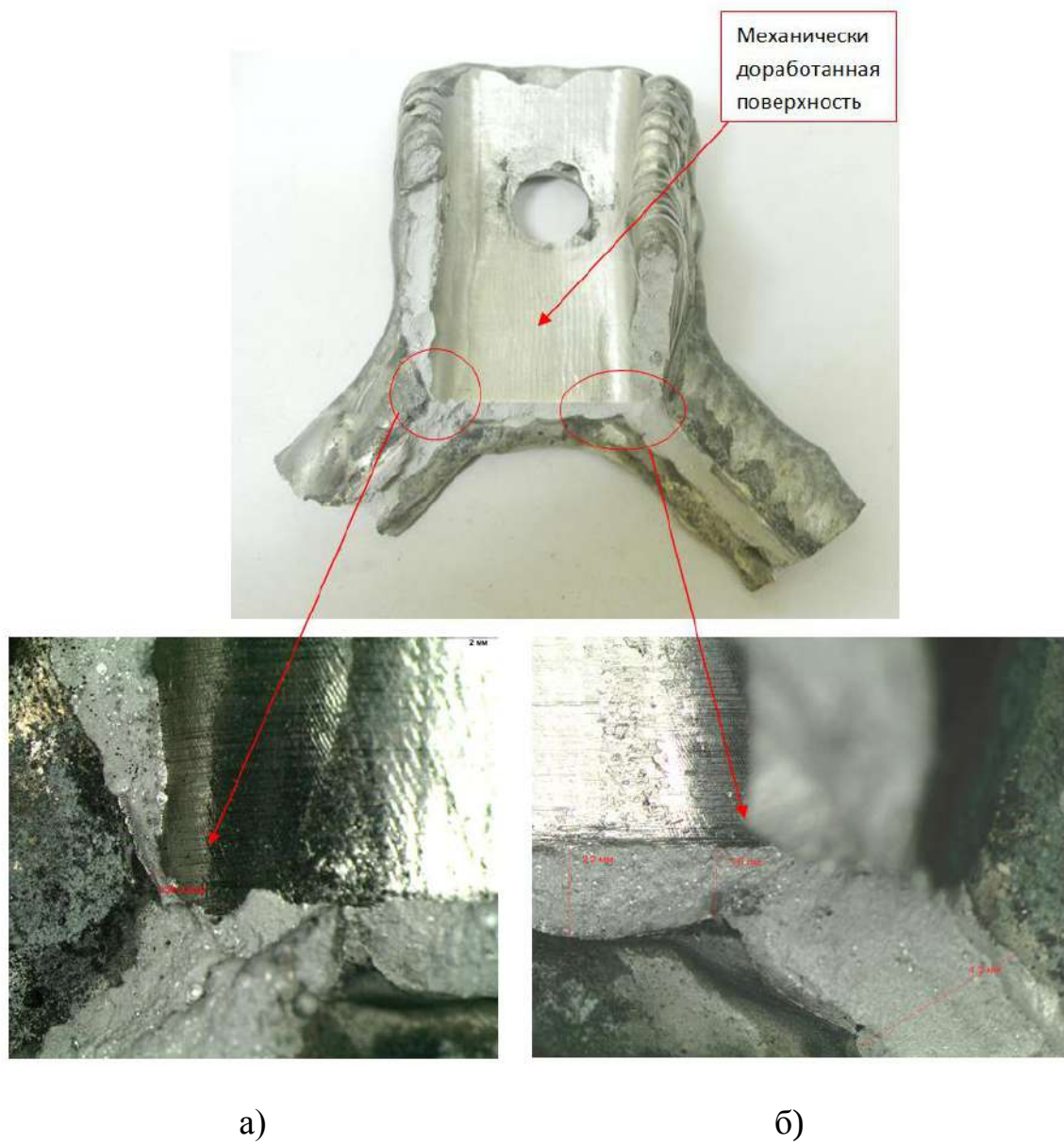


Рисунок 3.28 – Место разрушения испытанного элемента [7]

а – место разрушения, толщина стенки после механической обработки 339 мкм;
б – толщина стенки без механической обработки 4,2 мм, в области механической обработки толщина стенки от 1,6 до 2,2 мм.

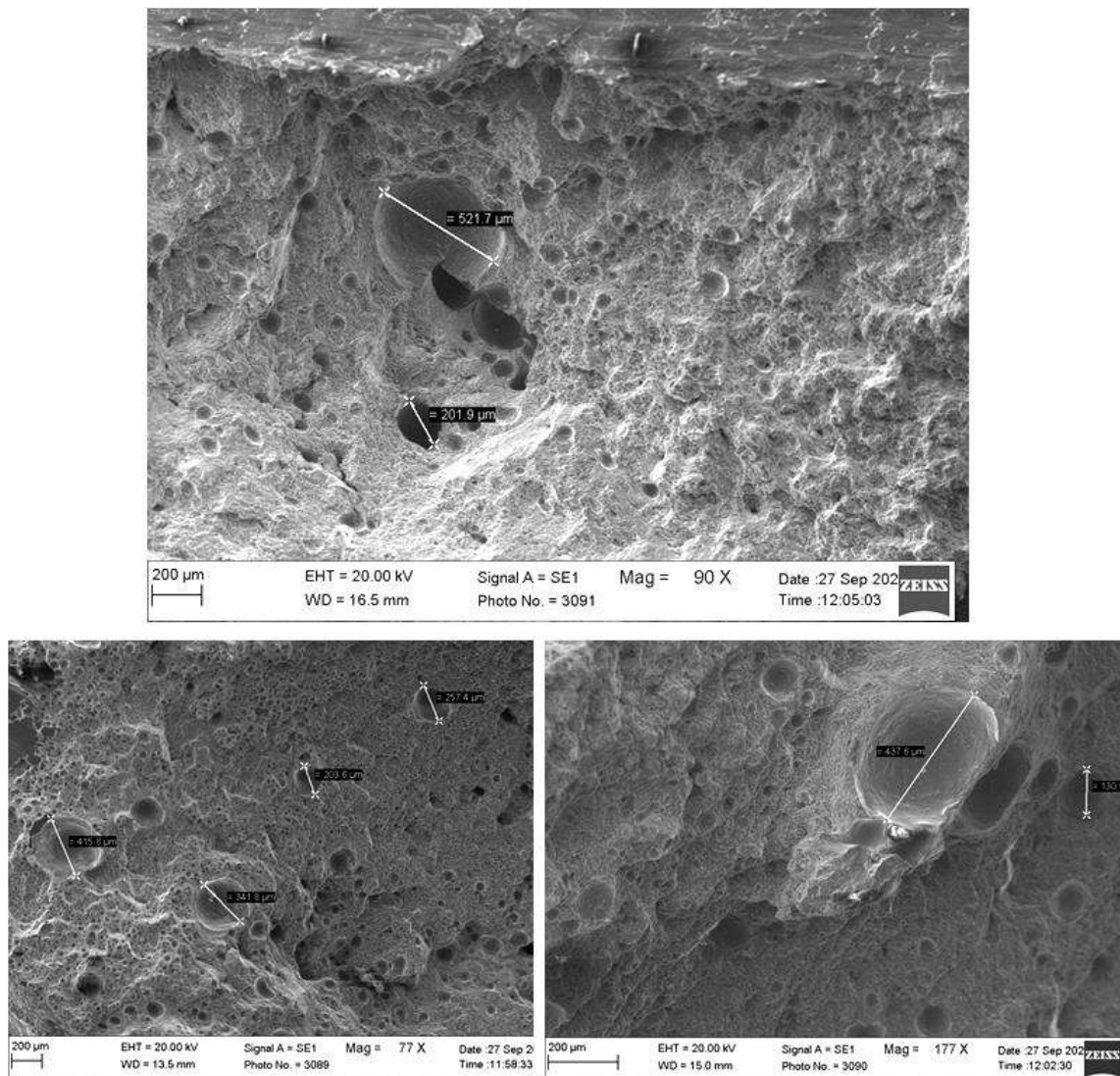


Рисунок 3.29 – Фрактографический анализ места разрушения [7]

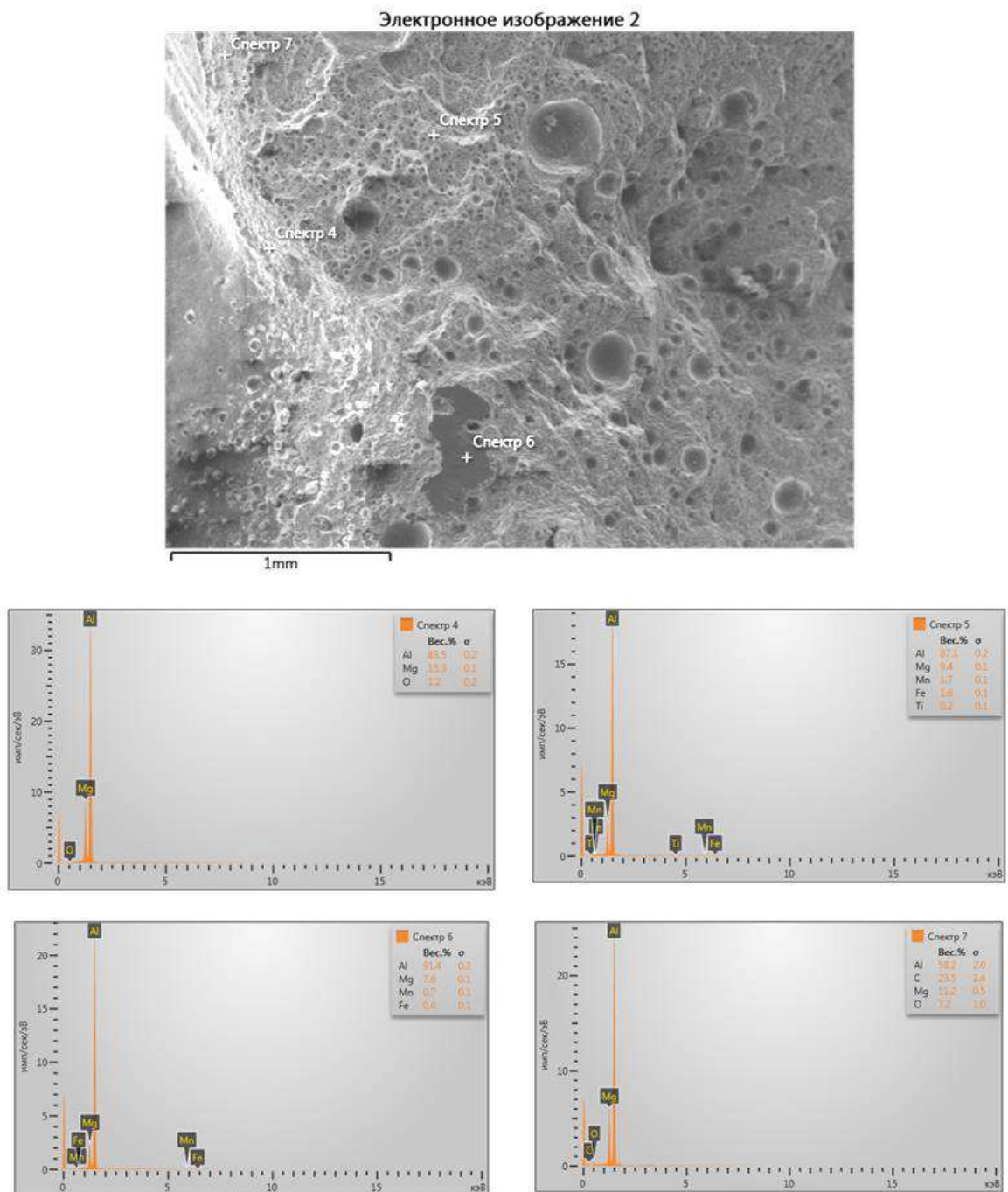


Рисунок 3.30 – Химический анализ материала экспериментального образец [7]

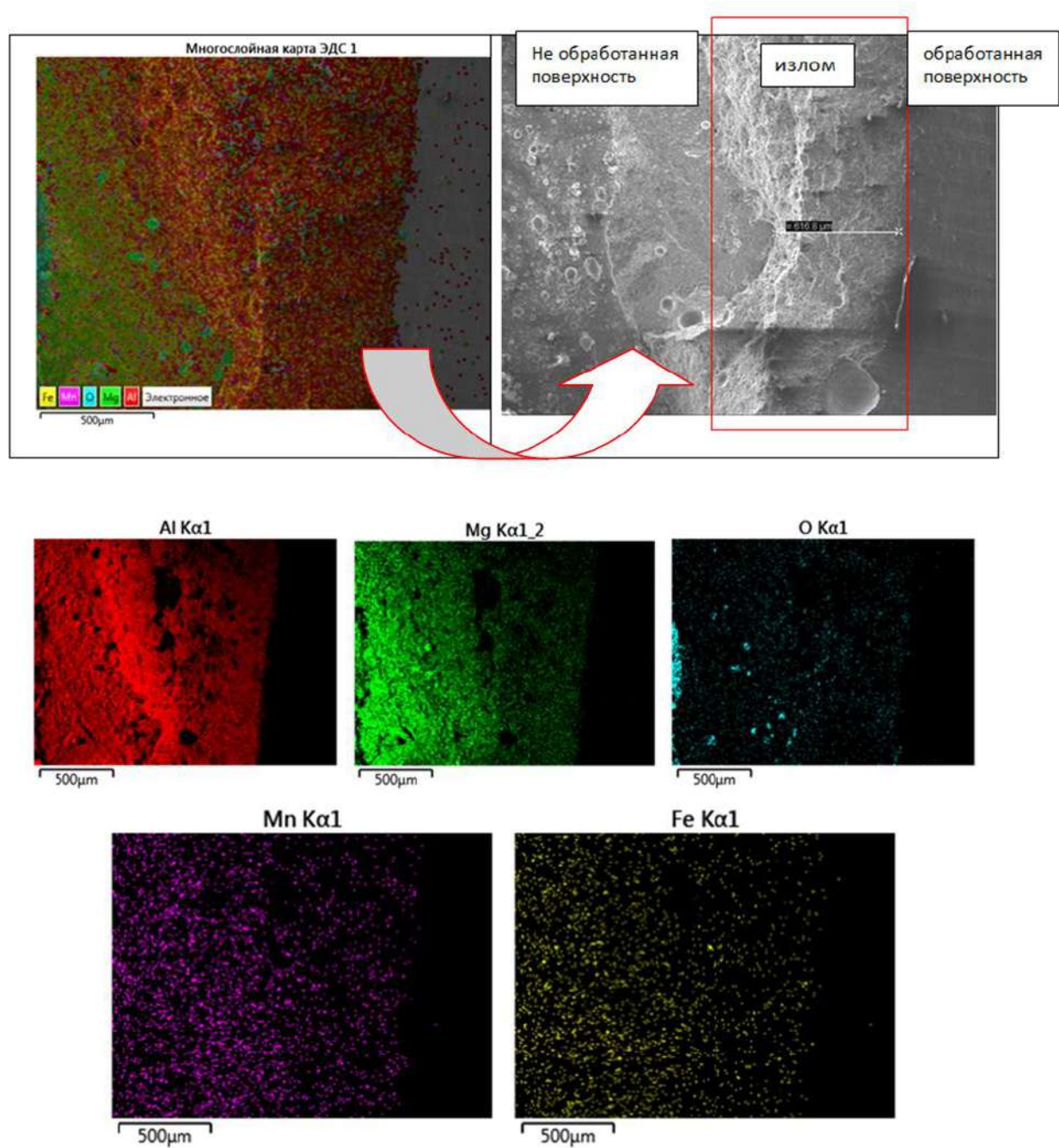


Рисунок 3.31 – Распределение элементов основного материала элемента конструкции [7]

3.5.5 Заключение о возможности применения технологии ПЭТАФ для изготовления конструктивных элементов космической техники

В результате проведенных испытаний и исследований элемента конструкции, изготовленного методом ПЭТАФ, установлено [7]:

- Для обеспечения требований по шероховатости, плоскостности, линейности поверхности требуется дополнительная механическая обработка.
- Отклонение по толщине стенок составляет от 0,5 до 2,5 мм от номинальной толщины, что приводит к росту массовых характеристик и изменению контура изделия.
- Химический анализ материала по сечению изделия в целом соответствует сплаву АМгб, но на поверхностном слое отсутствует марганец.
- Наличие наплывов материала, выступающих за контур изделия, в некоторых случаях требует механической доработки из-за наличия острых кромок.
- Разрушение экспериментального элемента произошло по месту крепления к переходной плите по самой тонкой части основания кронштейна в 340 мкм, излом имеет вязкий характер разрушения, присутствуют многочисленные газовые поры размером от 20 до 500 мкм.

Внедрение технологии ПЭТАФ в производство космических изделий на вземных условиях возможно [7]:

- при оптимизации технологических режимов печати в части повышения точности и качества поверхности после серии космических экспериментов;
- при использовании закладных элементов, резьбовых втулок в случае необходимости разъемного соединения;
- при обеспечении минимальной возможности механической доработки;
- при использовании листовых заготовок - основания из того же материала, что и изготавливаемое изделие.

3.6 Заключение по Главе 3

1. Для анализа процесса изготовления и исследования физико-механических характеристик элемента конструкции выбран и оптимизирован кронштейн, принадлежащий классу конструктивных элементов для крепления приборов и агрегатов. Оптимизация конструктивного элемента заключается в снижении массы детали, в адаптации конструкции под технологические и прочностные ограничения. Для оптимизации использованы программные средства САПР по разработанной методике.

2. На оптимизированный элемент конструкции разработана конструкторская документация, сформированы технические требования к конструкции, изготавливаемого аддитивным методом.

3. Для возможности изготовления конструктивного элемента по КД, разработана стратегия выращивания детали, выполнено моделирование процесса аддитивной наплавки, в результате которого проанализированы напряжения и деформации конструкции при воздействии тепловых нагрузок от электрической дуги. Получена компенсированная геометрия изделия и разработана управляющая программа для изготовления детали аддитивным методом.

4. Изготовление детали методом ПЭТАФ выполнено с применением комплекса оборудования для аддитивного выращивания, состоящего из дугового сварочного источника и робота-манипулятора с 6-ю степенями свободы. Толщина стенок изготовленного элемента составляет от 4,5 мм до 6,5 мм, местами имеются наплывы материала, выступающие за контур изделия. Масса элемента составила 1,45 кг.

5. Проведены испытания и исследования изготовленного элемента конструкции. При гармоническом воздействии частота и форма колебаний первого тона экспериментальной модели в 66 Гц совпадают: погрешность составляет 5%, с расчетной КЭ моделью в 69 Гц. Коэффициент демпфирования k_d испытываемой конструкции при определении АЧХ составляет 2%, при вибрационном нагружении – 2,5%, что в первом приближении позволяет принять полученные

значения за коэффициент демпфирования созданного материала. Значение силы и перемещения при статических испытаниях в момент разрушения составляет $F_p = 1530$ кгс и $d = 19,6$ мм соответственно.

6. Разрушение экспериментальной модели при статическом испытании имеет схожий характер с появлением максимальных напряжений в КЭ модели, за исключением первичного разрушения в зоне сплавления проволок в месте крепления «лапки» к переходной плите.

7. Возникновение первичных трещин обнаружено в зоне механической доработки детали, толщина стенки которой составила 340 мкм, при этом излом имеет вязкий характер разрушения. На срезе материала присутствуют многочисленные газовые поры размером от 20 до 500 мкм.

8. Химический анализ материала по сечению изделия в целом соответствует сплаву АМг6, но на поверхности отсутствует Mn.

9. В результате испытаний и исследований установлено, что получаемый материал пригоден для производства изделий космической техники, а применение технологии ПЭТАФ в условиях космического пространства возможно при оптимизации технологических режимов наплавления, возможности механической обработки поверхностей сопряжения, при наличии листовых заготовок, служащих основанием для аддитивного послойного выращивания деталей.

ГЛАВА 4 РАСЧЕТ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЛАТФОРМЫ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ И ВОССТАНОВЛЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ В УСЛОВИЯХ ОТКРЫТОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

Для реализации возможности изготовления и ремонта элементов конструкции в условиях космического пространства необходимо проведение цикла космических экспериментов с целью исследования технологии печати и анализа технологических режимов, обеспечивающих требуемые свойства материала конструкции. Для расчета проектных характеристик платформы достаточно исходных данных:

- максимальные габаритные размеры элементов конструкции;
- условия эксплуатации: факторы космического пространства;
- требования к прочности и надежности конструкции при выведении и эксплуатации на борту космической станции;
- ограничения, связанные с габаритно-массовыми характеристиками платформы;
- трудоемкость при сборке и установке платформы печати на внешней поверхности космической станции.

На этапе проектирования платформы для печати необходимо учитывать тип конструкции, реализующего метод изготовления. Различают три типа оборудования, применяемых для 3Д-печати на производстве [64]: робототехнический комплекс (РТК), консольная и порталная установки. Каждая система обладает рядом преимуществ и недостатков. РТК представляет платформу, состоящую из одного или нескольких роботов-манипуляторов, выполняющих операции по наплавке или механической обработке. Преимуществом РТК является низкое энергопотребление, компактность, большая область досягаемости при изготовлении крупногабаритных узлов. Недостатком является техническая сложность оборудования, сложность программирования

управляющей программы [72]. Портальная установка представляет П-образную конструкцию, перемещаемую вдоль оси рабочего стола по направляющим рельсам с помощью сервоприводов и шаговых моторов. Консольная установка имеет жестко закрепленный элемент – консоль, на который устанавливается рабочий орган, который имеет одну степень свободы. В портальных и консольных установках рабочий стол линейно перемещается вдоль одной или двух осей, обеспечивая возможность печати по трем линейным координатам. Преимуществом данных типов установок является высокая безопасность процесса эксплуатации, точность печати, качества наплавки, простота программирования управляющей программы. Недостатком – малый объем построения объектов, не более трех степеней свободы, большие габаритные размеры. Сравнение оборудования для эксплуатации в условиях космоса приведено в Таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Сравнение оборудования для аддитивного производства в условиях открытого космического пространства

Параметр	Манипулятор (РТК)	Консольная установка	Портальная установка
1. Технологическая гибкость	Высокая. 5+ степеней свободы, наплавка под любым углом без поддержек и поворота детали	Средняя. Для изменения ориентации инструмента требуются дополнительные поворотные оси	Высокая. Габариты определяются рабочей зоной
2. Габаритно-массовые характеристики	Наименьшие при одинаковой рабочей зоне. Складная кинематическая схема облегчает транспортировку	Высокие. Габариты определяются рабочей зоной	Высокие. Габариты определяются рабочей зоной
3. Доставка и установка на станции	Возможна доставка в собранном виде; установка сводится к креплению основания и подключению коммуникаций	Требуется доставка отдельными модулями и последующая сборка	Требуется доставка отдельными модулями и последующая сборка
4. Защищенность в условиях открытого космоса	Достаточно СОТР, ЭВТИ и ММЗ на поверхности звеньев	Для крупной рабочей зоны целесообразна защитная камера; возрастают требования к СОТР	Для крупной рабочей зоны целесообразна защитная камера; возрастают требования к СОТР
5. Надежность и ремонтпригодность	Высокая при модульном исполнении. Возможна замена отдельных мехатронных узлов в процессе эксплуатации	Требуется оценки надежности большого количества конструктивных элементов и приводов	Требуется оценки надежности большого количества конструктивных элементов и приводов

Продолжение Таблицы 4.1

Параметр	Манипулятор (РТК)	Консольная установка	Портальная установка
6. Опыт космической эксплуатации	Эксплуатация Canadarm2, Dextre, JEMRMS и ERA подтверждает применимость многозвенных роботизированных систем в орбитальных условиях [47, 61,86,94,96]	Отсутствует	В обитаемых отсеках для космических экспериментов [55,78]
7. Периодическое обслуживание	На МКС выполнялись ремонт, замена и модернизация элементов манипуляторов [5, 37, 47]	Отсутствует опыт обслуживания на космических станциях	
8. Стоимость вывода на орбиту (при цене ~1–1,5 млн руб/кг) [44]	Ниже за счет меньшей массы	Значительно выше за счет больших габаритов и возрастающей массы	

На основании проведенного сравнения многозвенный робот-манипулятор является наиболее целесообразной архитектурой роботизированного технологического комплекса для аддитивного изготовления в открытом космическом пространстве. Основные преимущества:

- высокая кинематическая гибкость;
- относительно низкие габаритно-массовые характеристики;
- возможность транспортировки и монтажа в собранном виде;
- наличие значительного опыта эксплуатации многозвенных роботизированных систем в условиях орбитального полета.

Ключевые условия и ограничения при эксплуатации производственного оборудования в условиях открытого космического пространства:

- влияние внешних излучений: температура, радиация; на механизмы и оборудование;
- влияние приливных сил и моментов, вызванных движением космической станции по орбите;
- необходимость обеспечения прочности и стойкости конструкции и исполнительных механизмов для возможности выведения и эксплуатации в

условиях космоса;

- необходимость обеспечения терморегуляции конструкции и оборудования;
- необходимость защиты конструкции от микрометеоритов;
- модульность и взаимозаменяемость мехатронных систем;
- дублирование систем контроля: датчиков, камер;
- обеспечение резервных каналов управления;
- необходимость обеспечения контроля динамических колебаний, возникающих при изготовлении конструкции.

4.1 Исходные данные

Формирование исходных данных произведено на основе анализа номенклатуры элементов конструкций: определение максимальных габаритных размеров; тип материала; особые условия изготовления; требований к прочности и надежности конструкции при выведении и эксплуатации на орбитальной станции по положениям РК-98-КТ [54]. Учтены условия эксплуатации платформы для печати, требования по доставке, размещению и функционированию аппаратуры на космической станции [58]. Цель проектного расчета – определение характеристик установки, необходимых для функционирования на поверхности орбитальной космической станции и на Луне.

Основные требования к проектированию робототехнического комплекса:

- Область печати: 1500x1500x1500 мм;
- Точность позиционирования: не менее 0,1 мм;
- Масса: не более 500 кг;
- Степеней свободы: не менее 3, не более 6;
- Габаритные размеры в транспортировочном состоянии: не более 2000x800x800 мм;
- Требования к энергопотреблению: электропитание постоянным

током - 120 ± 2 В; энергопотребление в режиме ожидания/работы – 400/2500 Вт;

- Класс IP защиты: 54;
- Гарантийный срок службы – не менее 10 лет и 10000 часов.

Условия эксплуатации:

- перепад температур: $\pm 150^\circ \text{C}$;
- плотность атмосферы: $2,79 \times 10^{-13} \text{ кг/м}^3$;
- ионизирующее воздействие;
- невесомость;
- Класс IP защиты: 54;
- высокие статические и динамические нагрузки при выведении;
- циклические нагрузки от космического модуля.

Для проектного расчета робота-манипулятора требуется определение габаритно-массовых характеристик с последующей разработкой математической модели. Разработана 3Д-модель манипулятора в САПР «PTC Creo 7.0» (Рисунок 4.1), на основе типовых конструктивных решений промышленных роботов дуговой сварки: Kuka, Fanuc, Hanwha [72].

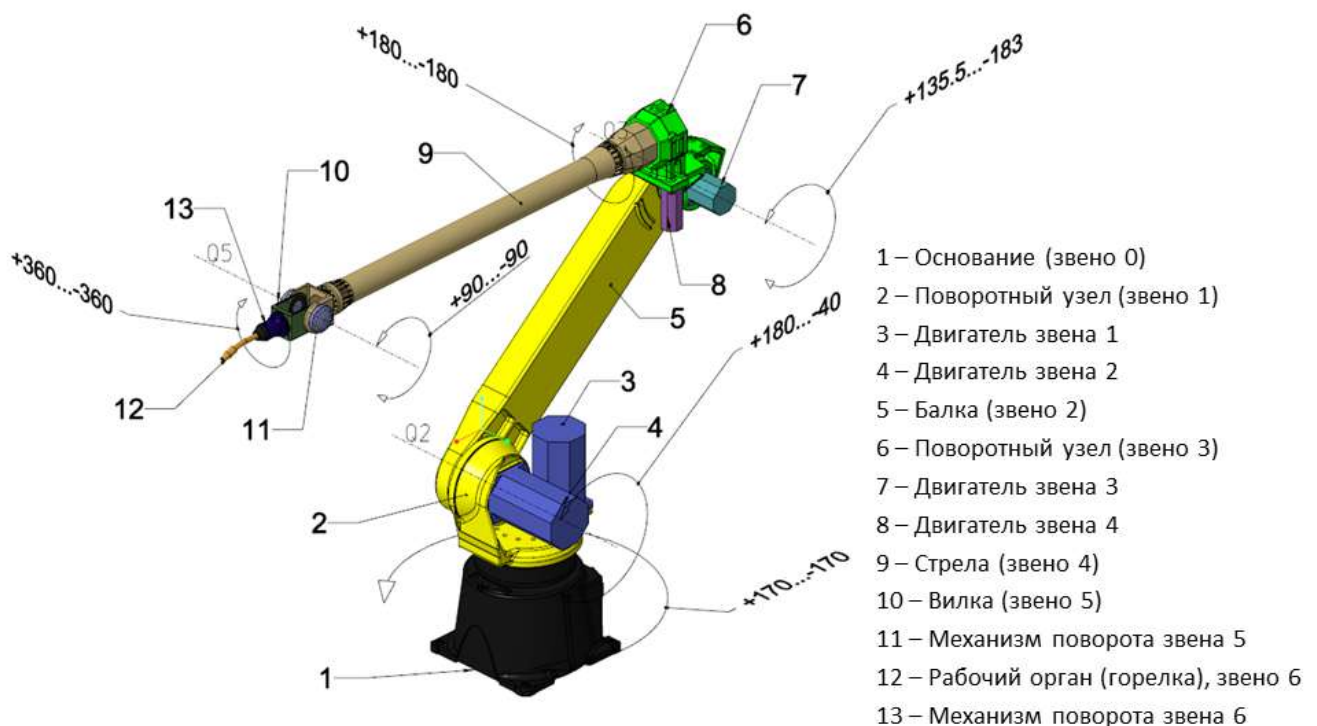


Рисунок 4.1 – Конструктивная схема манипулятора

На Рисунке 4.2 представлен габаритный чертеж манипулятора с основными размерами. Силовые элементы конструкции - звенья 1-5, выполнены из материала АМг6, детали механизмов и приводов – конструкционные стали марок 30ХГСА, 40ХН, 60С2.

Габаритно-массовая сводка по узлам манипулятора представлена в Таблице 4.2. Масса каждого узла состоит из входящих сборочных единиц: силовых конструктивных элементов, двигателей, механизмов и крепежа. Значения массы определены расчётно в САПР «PTC Creo 7.0» на основе аналогичных элементов, применяемых в конструкции промышленных манипуляторов.

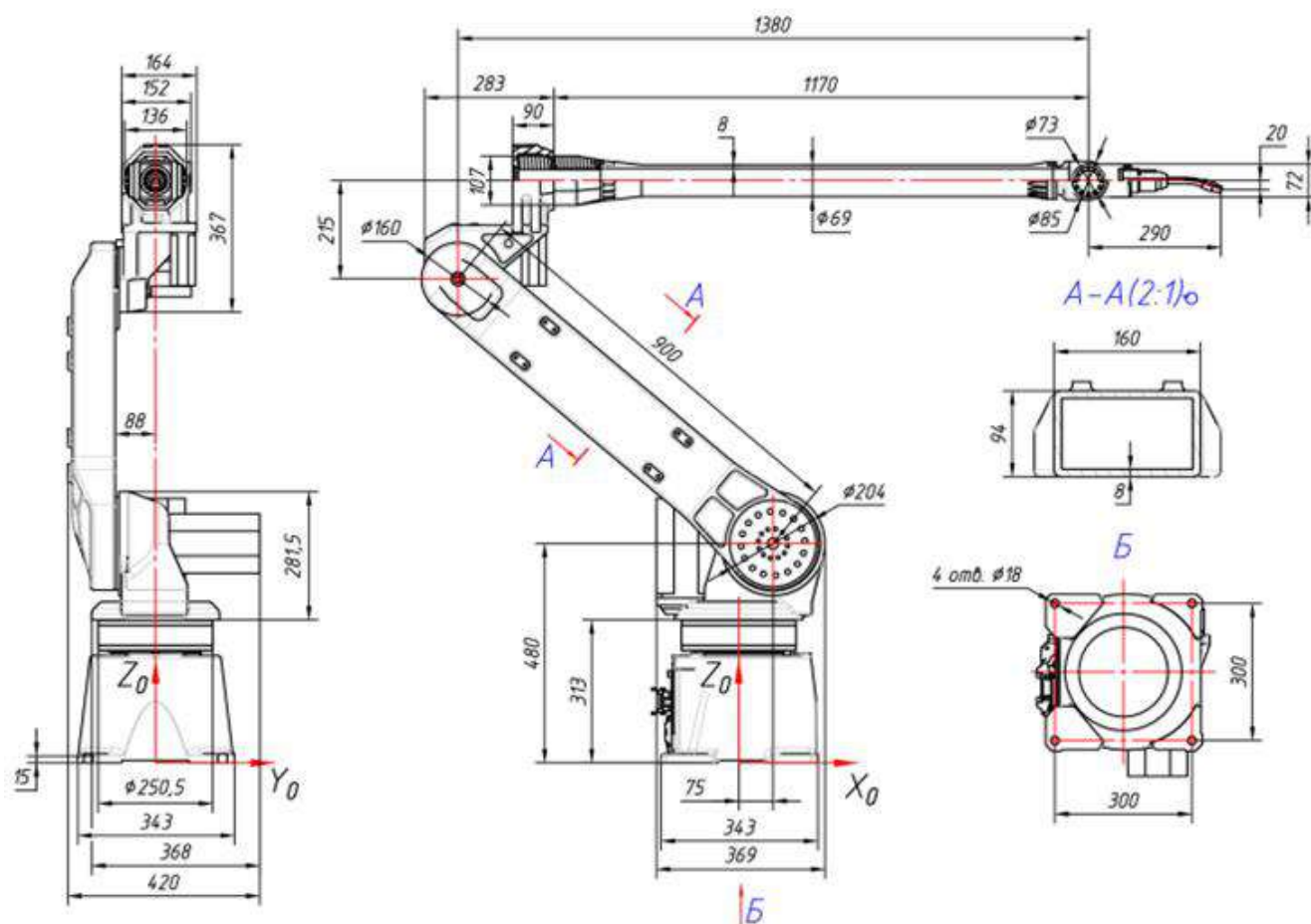


Рисунок 4.2 – Габаритный чертеж манипулятора

Таблица 4.2 – Габаритно-массовая сводка по узлам манипулятора

Наименование узла	Габаритные размеры, мм	Масса, кг
Основание (звено 0)	343×343×313	45,10
Поворотный узел (звено 1)	368×369×281,5	78,80
Балка (звено 2)	1082×204×94	23,04
Поворотный узел (звено 3)	283×367×164	16,46
Стрела (звено 4)	1212,5×107×107	7,84
Вилка (звено 5)	183×77×72	0,60
Рабочий орган (звено 6)	217×46×50	1,00
Итого		172,84

4.2 Математическое моделирование многозвенного манипулятора

Цель математического моделирования – определение геометрических и инерционных параметров звеньев и взаимодействие в пространстве. Алгоритм математического моделирования состоит из определения кинематической и динамической схемы манипулятора. Моделирование кинематической схемы представляет решение прямой и обратной задачи кинематики с применением трансцендентных и дифференциальных уравнений. Динамический анализ манипулятора осуществлен с применением метода Ньютона-Эйлера при решении прямой и обратной задачи динамики [9,35,37].

4.2.1 Исследование кинематической схемы

Кинематическая схема представляется в виде последовательно связанных звеньев манипулятора. В промышленных манипуляторах вращательный тип сочленений - кинематических пар 5-го класса с одной степенью свободы, относительное положение которых определяется угловой переменной - обобщенной координатой q_i . Число степеней свободы определяется из выражения [39]:

$$n = 6k - \sum_{i=1}^5 i P_i, \quad (4.1)$$

где k – число подвижных звеньев; P_i – число кинематических пар i -го класса.

Основой кинематического анализа является решение прямой и обратной задачи кинематики для определения взаимосвязи систем координат (СК) в пространстве.

Для решения прямой задачи кинематики используется метод Денавита-Хартенберга, по которому присваиваются СК звеньям манипулятора, определяются параметры кинематической схемы для матрицы однородного преобразования [39]. Алгоритм присвоения СК содержит условия:

1. Присвоение осей x_i , y_i , z_i производится последовательно от основания манипулятора до рабочего органа;
2. Направление оси z_i совпадает с осью вращения звена;
3. Направление оси x_i перпендикулярно и пересекает ось z_{i-1} .
4. Направление оси y_i дополняет СК до правой.

Кинематическая схема манипулятора с присвоенными СК показана на Рисунке 4.3.

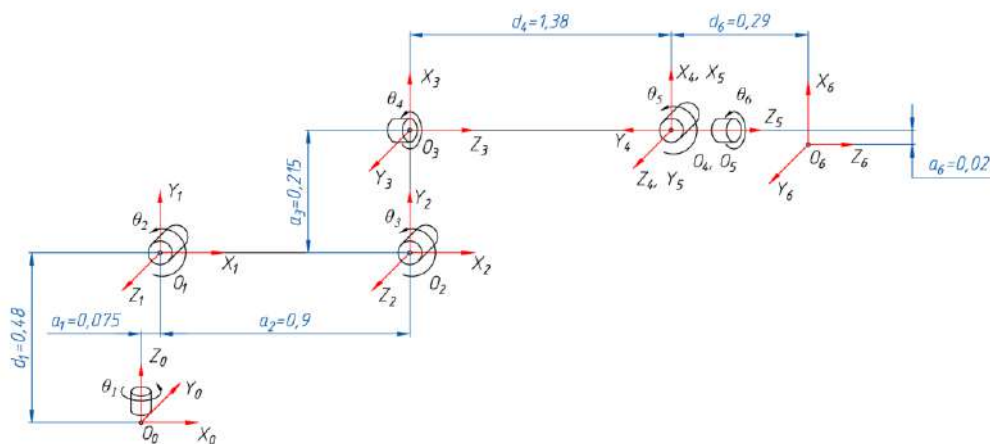


Рисунок 4.3 – Кинематическая схема манипулятора

Параметры матрицы преобразования Денавита-Хартенберга (a_i , d_i , α_i , θ_i) представляют числовые значения, определяемые геометрическими параметрами манипулятора (Рисунок 4.3) [14]:

- a_i – расстояние вдоль оси x_i между началом СК O_{i-1} и O_i ;
- d_i – расстояние вдоль оси z_{i-1} между началом СК O_{i-1} и O_i ;
- α_i – угол вдоль оси x_i между осью z_{i-1} и z_i ;
- θ_i – угол вдоль оси z_{i-1} между осью x_{i-1} и x_i .

Для α_i , θ_i положительное значение угла определяется по правилу правой руки. Обобщенными координатами q_i являются переменные углы θ_i , значения которых определяют положение СК рабочего органа относительно базовой СК манипулятора. Значения a_i , d_i , $\alpha_i = \text{const}$, являются геометрическими параметрами конструкции (Таблица 4.3).

Таблица 4.3 – Параметры Денавита-Хартенберга

Звено, i	$a_i, м$	$d_i, м$	$\alpha_i, град$	$\theta_i, град^*$
1	0,075	0,48	90	0
2	0,9	0	0	0
3	0,215	0	90	90
4	0	1,38	-90	0
5	0	0	90	0
6	-0,02	0,29	0	0

* в начальный момент времени.

Матрица преобразования для проектируемого робота-манипулятора с вращательным типом звеньев и шестью степенями свободы:

$$T_6^0(t) = \prod_{i=1}^6 T_i^{i-1}(t), \quad (4.2)$$

где

$$T_i^{i-1}(t) = \begin{bmatrix} \cos \theta_i(t) & -\cos \alpha_i \sin \theta_i(t) & \sin \alpha_i \sin \theta_i(t) & a_i \cos \theta_i(t) \\ \sin \theta_i(t) & \cos \alpha_i \cos \theta_i(t) & -\cos \theta_i(t) \sin \alpha_i & a_i \sin \theta_i(t) \\ 0 & \sin \alpha_i & \cos \alpha_i & d_i \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

Для исследования кинематики манипулятора разработано программное обеспечение (ПО) в Mathcad 15, математическая модель которого представлена в Приложении Б. Алгоритм математического моделирования представлен на Рисунке 4.4.

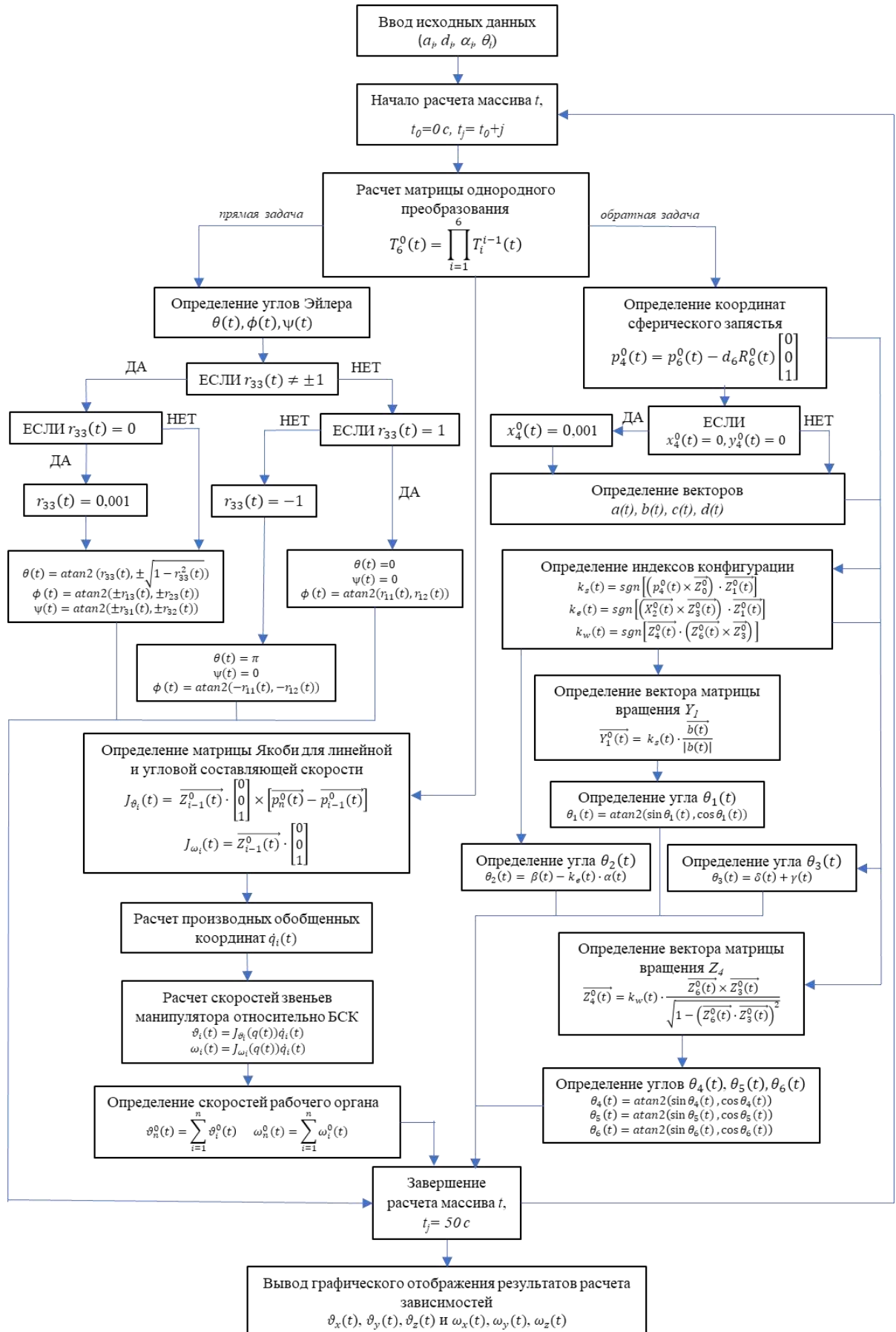


Рисунок 4.4 – Алгоритм математического моделирования кинематики манипулятора

В результате математического моделирования исследованы кинематические характеристики разработанного манипулятора по заданному закону движения. Результатом моделирования являются графики зависимости линейной и угловой скорости рабочего органа относительно базовой СК (Рисунок 4.5, 4.6).



Рисунок 4.5 – Линейная скорость $v_x(t)$, $v_y(t)$, $v_z(t)$ рабочего органа, м/с

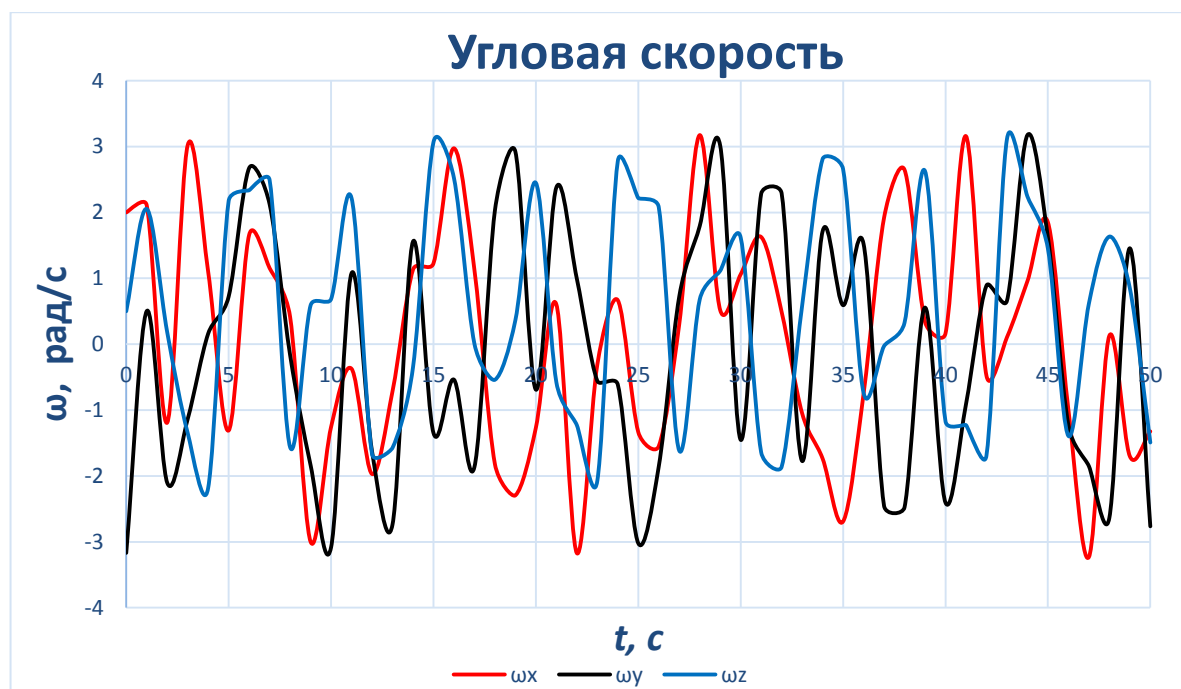


Рисунок 4.6 – Угловая скорость $\omega_x(t)$, $\omega_y(t)$, $\omega_z(t)$ рабочего органа, рад/с

4.2.2 Исследование динамической схемы

Основой динамического анализа является решение прямой и обратной задачи динамики для определения значений обобщенных сил, по заданному закону движения, при действии внешних сил.

Динамический анализ манипулятора осуществлен с применением метода Ньютона-Эйлера, основанный на принципе баланса сил и моментов. Уравнение баланса сил при поступательном движении звена [35]:

$$\overrightarrow{f_i(t)} - \overrightarrow{f_{i+1}(t)} + m_i \overrightarrow{g(t)} = m_i \overrightarrow{a_{c_i}(t)}, \quad (4.4)$$

где $\overrightarrow{f_i(t)}$ – вектор силы реакции опоры $i-1$ -го звена, действующего на i -ое звено, Н; $\overrightarrow{f_{i+1}(t)}$ – вектор силы реакции опоры i -го звена, действующего на $i+1$ -ое звено, Н; m_i – масса i -го звена, кг; $\overrightarrow{g(t)}$ – вектор ускорения свободного падения м/с²; $\overrightarrow{a_{c_i}(t)}$ – вектор линейного ускорения центра масс (ЦМ) i -го звена, м/с².

Уравнение баланса моментов для вращательного движения звеньев [35]:

$$\begin{aligned} \overrightarrow{\tau_i(t)} - \overrightarrow{\tau_{i+1}(t)} + \overrightarrow{f_i(t)} \times \overrightarrow{r_{i-1,c_i}} - \overrightarrow{f_{i+1}(t)} \times \overrightarrow{r_{i,c_i}} = \\ = I_i \overrightarrow{\dot{\omega}_i(t)} + \overrightarrow{\omega_i(t)} \times [I_i \overrightarrow{\omega_i(t)}], \end{aligned} \quad (4.5)$$

где $\overrightarrow{\tau_i(t)}$ – вектор момента $i-1$ -го звена, действующего на i -ое звено, Н×м; $\overrightarrow{\tau_{i+1}(t)}$ – вектор момента i -го звена, действующего на $i+1$ -ое звено, Н×м; $\overrightarrow{f_i(t)} \times \overrightarrow{r_{i-1,c_i}}$ – момент силы реакции опоры в O_{i-1} , Н×м; $\overrightarrow{f_{i+1}(t)} \times \overrightarrow{r_{i,c_i}}$ – момент силы реакции опоры в O_i , Н×м; $\overrightarrow{r_{i-1,c_i}}$ – радиус-вектор из O_{i-1} в ЦМ i -го звена, м; $\overrightarrow{r_{i,c_i}}$ – радиус-вектор из O_i в ЦМ и в СК i -го звена, м; $\overrightarrow{\dot{\omega}_i(t)}$ – угловое ускорение ЦМ i -го звена, рад/с², I_i – тензор инерции относительно СК звена, кг×м².

На Рисунке 4.7 показана схема действий сил и моментов, направление векторов скоростей и положения ЦМ на примере звена 2.

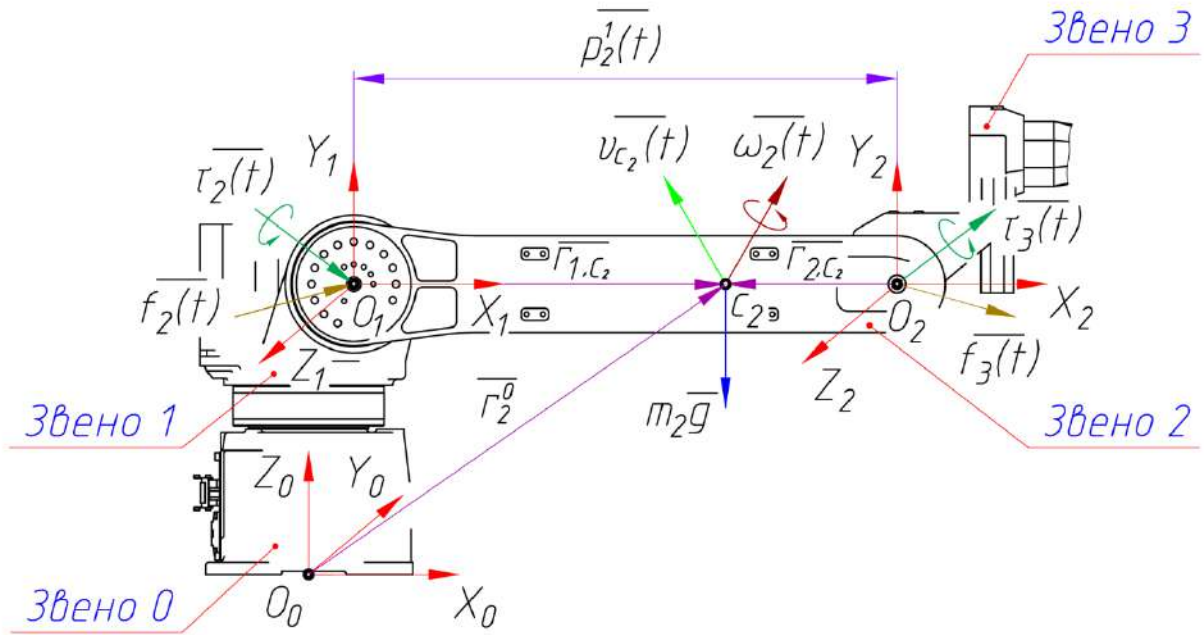


Рисунок 4.7 – Схема действия сил и моментов и направление векторов

При движении вдоль орбиты сила притяжения к планете уравновешивается центробежной силой [32]:

$$\frac{GMm}{R_0^2} = mR_0\omega_0^2, \quad (4.6)$$

где G – гравитационная постоянная, $\frac{\text{Н} \cdot \text{м}^2}{\text{кг}^2}$; M – масса планеты, кг; m – масса тела, кг; R_0 – расстояние от ЦМ планеты до ЦМ тела, м; ω_0 – угловая скорость тела на орбите, рад/с.

Положение центра масс манипулятора не совпадает с центром масс космической станции, возникают приливные силы, действующие на каждый узел. Учитывая, что расстояние от ЦМ планеты до ЦМ манипулятора составляет $R = R_0 + \Delta R$, при этом $\Delta R \ll R_0$, при разложении по ряду Тейлора [32]:

$$F_{\text{пр}} = -3 \frac{GMm\Delta R}{R_0^3} = -3m\omega_0^2\Delta R, \quad (4.7)$$

Приливные моменты:

$$M_{\text{пр}} = F_{\text{пр}} \times \Delta R = -3\omega_0^2 \times I, \quad (4.8)$$

где I – тензор инерции, $\text{кг} \cdot \text{м}^2$.

Учет приливных сил и моментов, действующих на каждое звено относительно собственной СК звена, осуществляется по алгоритму:

1. Определяется относительное положение СК ЦМ космической станции относительно базовой СК манипулятора, аналогично алгоритму присвоения СК по методу Денавита-Хартенберга - $T_0^{\text{ЦМ}}(t)$, необходимо ориентировать ось Z в направлении действия силы притяжения.

2. Вычисляется матрица преобразования – положение i -го звена манипулятора относительно СК ЦМ станции:

$$T_i^{\text{ЦМ}}(t) = T_0^{\text{ЦМ}}(t) \cdot T_6^0(t) \quad (4.9)$$

3. Из полученной матрицы преобразования определяется матрица поворота - $R_i^{\text{ЦМ}}(t)$ и линейное положение звена относительно СК ЦМ станции - $p_i^{\text{ЦМ}}(t)$;

4. Определяется радиус-вектор $\overrightarrow{r_{c_i}^{\text{ЦМ}}}$ от ЦМ станции до ЦМ i -го звена в СК ЦМ станции:

$$\overrightarrow{r_{c_i}^{\text{ЦМ}}}(t) = p_i^{\text{ЦМ}}(t) + R_i^{\text{ЦМ}}(t) \overrightarrow{r_{l,c_i}}, \quad (4.10)$$

5. Исходя из (4.7) приливная сила, выраженная в собственной СК i -го звена:

$$\overrightarrow{F_{\text{пр}}(t)}_i = (R_i^{\text{ЦМ}}(t))^T \cdot 3m_i\omega^2 \left(e \cdot \overrightarrow{r_{c_i}^{\text{ЦМ}}}(t) \right) e, \quad (4.11)$$

где $e = [0 \ 0 \ 1]^T$, - единичный вектор направления силы притяжения по оси Z .

6. Приливной момент исходя из (4.8) в собственной СК i -го звена:

$$\overrightarrow{M_{\text{пр}}(t)}_i = (R_i^{\text{ЦМ}}(t))^T \cdot 3\omega^2 e \times [I_i^{\text{ЦМ}} \cdot e], \quad (4.12)$$

где $I_i^{\text{ЦМ}} = R_i^{\text{ЦМ}}(t) \cdot I_i \cdot R_i^{\text{ЦМ}}(t)^T$ – тензор инерции i -го звена относительно СК ЦМ станции.

7. Уравнение баланса сил и моментов с учетом приливных членов:

$$\overrightarrow{f_i(t)} - \overrightarrow{f_{i+1}(t)} = m_i \overrightarrow{a_{c_i}(t)} - \overrightarrow{F_{\text{пр}}(t)}_i, \quad (4.13)$$

$$\begin{aligned} \overrightarrow{\tau_i(t)} - \overrightarrow{\tau_{i+1}(t)} + \overrightarrow{f_i(t)} \times \overrightarrow{r_{i-1,c_i}} - \overrightarrow{f_{i+1}(t)} \times \overrightarrow{r_{i,c_i}} = \\ = I_i \overrightarrow{\dot{\omega}_i(t)} + \overrightarrow{\omega_i(t)} \times [I_i \overrightarrow{\omega_i(t)}] - \overrightarrow{M_{\text{пр}}(t)}_i \end{aligned} \quad (4.14)$$

В действительности, значение приливных сил для текущей конфигурации манипулятора составляет порядка $\sim 10^{-3}-10^{-2} \text{ Н}$ и не вносит существенных отклонений в траекторию движения рабочего органа, но имеет значение при длительных операциях. Учет данных сил позволяет снизить накопление ошибок при планировании траекторий и обеспечивать точность позиционирования.

Для исследования динамики манипулятора разработано программное обеспечение в Mathcad 15, математическая модель которого представлена в Приложении В. Алгоритм математического моделирования показан на Рисунке 4.8.

Результатом математического моделирования динамики манипулятора являются графики зависимости обобщенных сил и моментов рабочего органа (Рисунок 4.9, 4.10). Обобщенные силы и моменты включают сумму внешних и инерциальных воздействий, реакции связей, возникающих в звеньях манипулятора. Для напланетной и орбитальной эксплуатации значения обобщенных сил и моментов различаются в зависимости от внешних сил. В представленных Рисунках 4.9, 4.10 приведены значения при эксплуатации на земной поверхности.

На Рисунках 4.11, 4.12 показаны графики зависимостей полной кинетической и потенциальной энергии манипулятора, по заданному закону движения. Кинетическая энергия зависит исключительно от скоростей и инерциальных характеристик изделия, потенциальная энергия зависит от внешних сил. На Рисунке 4.12 отображена зависимость потенциальной энергии на поверхности Земли и Луны.

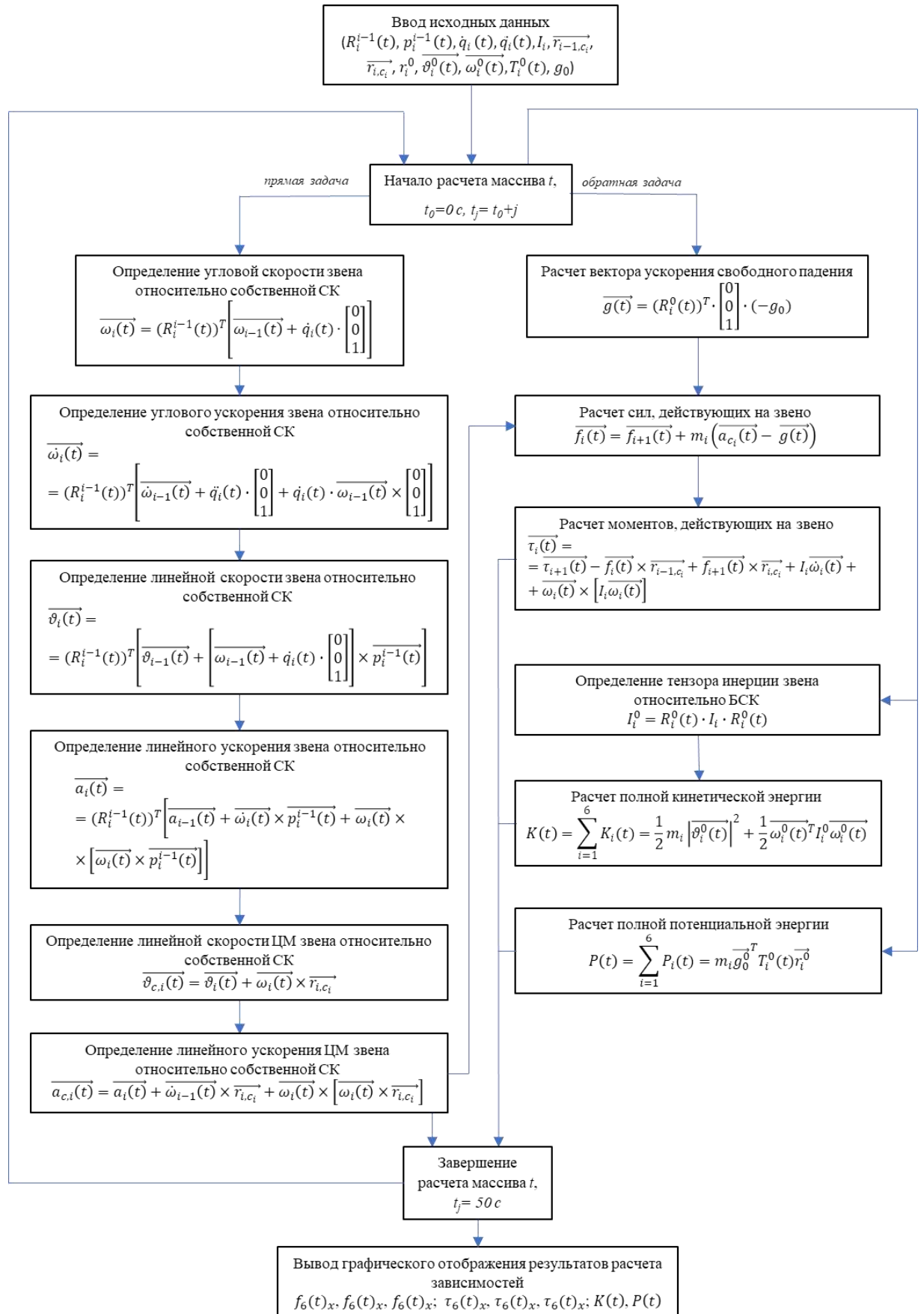


Рисунок 4.8 – Алгоритм математического моделирования динамики манипулятора

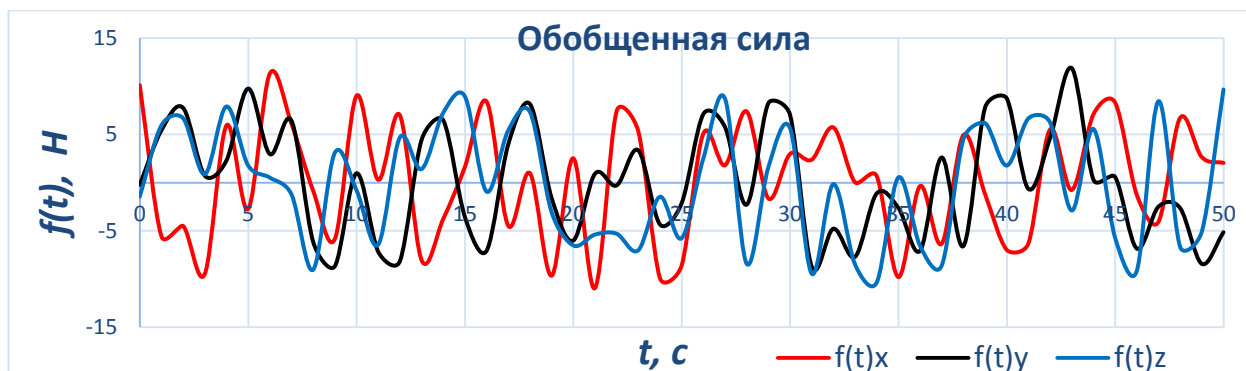


Рисунок 4.9 – Обобщенная сила в рабочем органе, Н



Рисунок 4.10 – Обобщенный момент силы в рабочем органе, Н×м



Рисунок 4.11 – Полная кинетическая энергия манипулятора, Дж

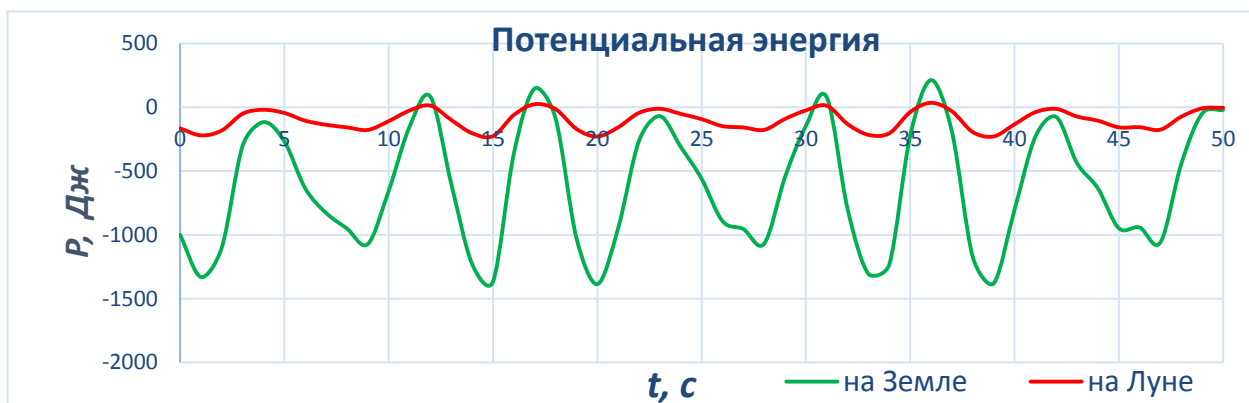


Рисунок 4.12 – Полная потенциальная энергия манипулятора, Дж

4.3 Расчет прочностных характеристик платформы

Для оценки прочностных свойств разработанной конструкции манипулятора выполнено численное моделирование методом конечных элементов в программном пакете ANSYS [45]. Целью численного моделирования является определение уровня напряжений и перемещений конструкции при действии статической и динамической нагрузки на различных этапах полета и эксплуатации.

При определении уровней нагружения рассматриваются расчетные случаи:

- транспортирование на технический комплекс (ТК) автомобильным и железнодорожным способом;
- полет в составе ракеты космического назначения (РКН);
- автономный полет после отделения от РКН;
- орбитальный полет в составе космической станции.

Наиболее опасные случаи нагружения возникают, на этапе выведения изделия на орбиту и в период эксплуатации в составе орбитальной станции.

Алгоритм расчета прочностных характеристик конструкции манипулятора:

1. Определение схемы закрепления для каждого расчетного случая с определением граничных условий;
2. Расчет собственных колебаний конструкции в зависимости от схемы закрепления;
3. Определение уровня нагрузок, возникающих при различных сценариях эксплуатации конструкции;
4. Расчет статической и динамической прочности конструкции по заданным нагрузкам.

Математическая постановка задачи аналогична выражениям (3.2) - (3.6) в разделе 3.5.1.

Результаты расчетов позволяют оценить прочность конструкции в первом приближении. При более детальной разработке требуется уточнение расчета в

части влияния составных частей конструкции: навесных элементов, оборудования, трубопроводов на окончательный запас прочности конструкции.

4.3.1 Определение схемы закрепления

Определение схемы закрепления манипулятора выполнено для двух расчетных случаев: выведение изделия в составе РКН и эксплуатация на орбитальной станции.

На Рисунке 4.13 представлена схема закрепления манипулятора при выведении на орбиту. Схема выбрана исходя из габаритных ограничений в транспортировочном положении и условий обеспечения жесткого закрепления конструкции на корпусе комического модуля. Подобное закрепление возможно реализовать внутри и снаружи отсека, при наличии места под КГЧ. Габариты изделия в транспортировочном положении составляют $\sim 1550 \times 550 \times 450$ мм. Для обеспечения фиксации от проворота звеньев предусмотрена установка транспортировочных болтов.

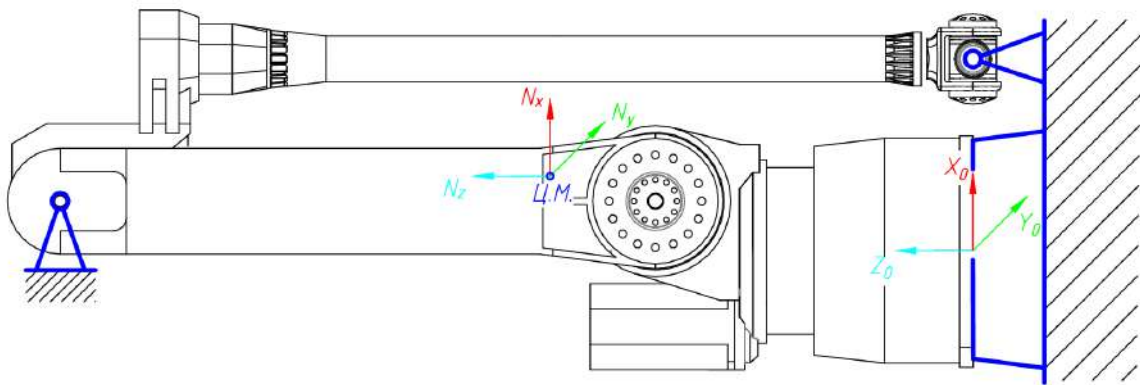


Рисунок 4.13 – Схема закрепления манипулятора при выведении на орбиту

На Рисунке 4.14 (а, б, в) показаны схемы рабочих положений манипулятора при эксплуатации в составе орбитальной станции: в режиме ожидания, в режиме работы в нижней точке на поверхности стола и в максимальной области досягаемости. Закрепление робота реализовано на поверхности рабочего стола за 4 отверстия $\varnothing 18H14$ мм в основании манипулятора - звено 0.

Данное уравнение преобразовано из общего уравнения движения (3.2). Результатом решения уравнения (4.15) является определение собственных частот и форм колебаний, коэффициентов участия, определяющих влияние каждого тона на колебания конструкции [12].

Для выполнения расчета геометрия изделия упрощена в части наличия технологических радиусов от инструмента на сопряжениях кромок, бобышек для крепления внешних элементов и крепежа. В Таблице 4.4 заданы механические характеристики материала для каждого элемента конструкции. Создана конечно-элементная сетка, размеры которой выполнены индивидуально для каждого узла в зависимости от габаритных размеров и геометрической формы конструкции.

Таблица 4.4 – Механические характеристики материала

Материал	Элементы конструкции	Модуль упругости, Е, МПа	Предел текучести, σ_t , МПа	Предел прочности $\sigma_{в}$, МПа
АМг6.М	Силовые элементы	$7,1 \times 10^{-4}$	160	320
30ХГСА	Механизмы, двигатели	$20,0 \times 10^{-4}$	820	1080

На Рисунках 4.15 и 4.16 представлены частота и форма низшего тона собственных колебаний конструкции в зависимости от типа закрепления.

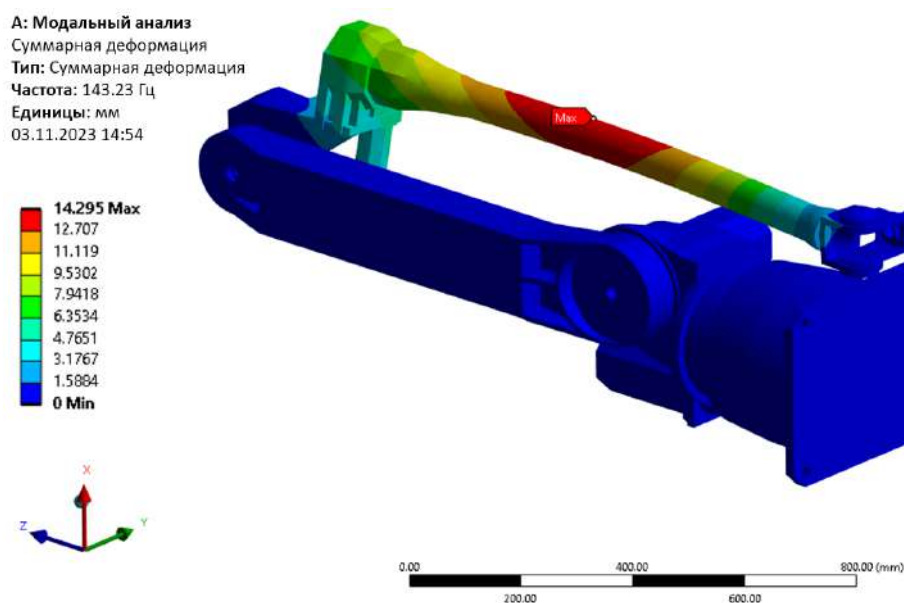


Рисунок 4.15 – Собственные колебания конструкции в транспортировочном положении

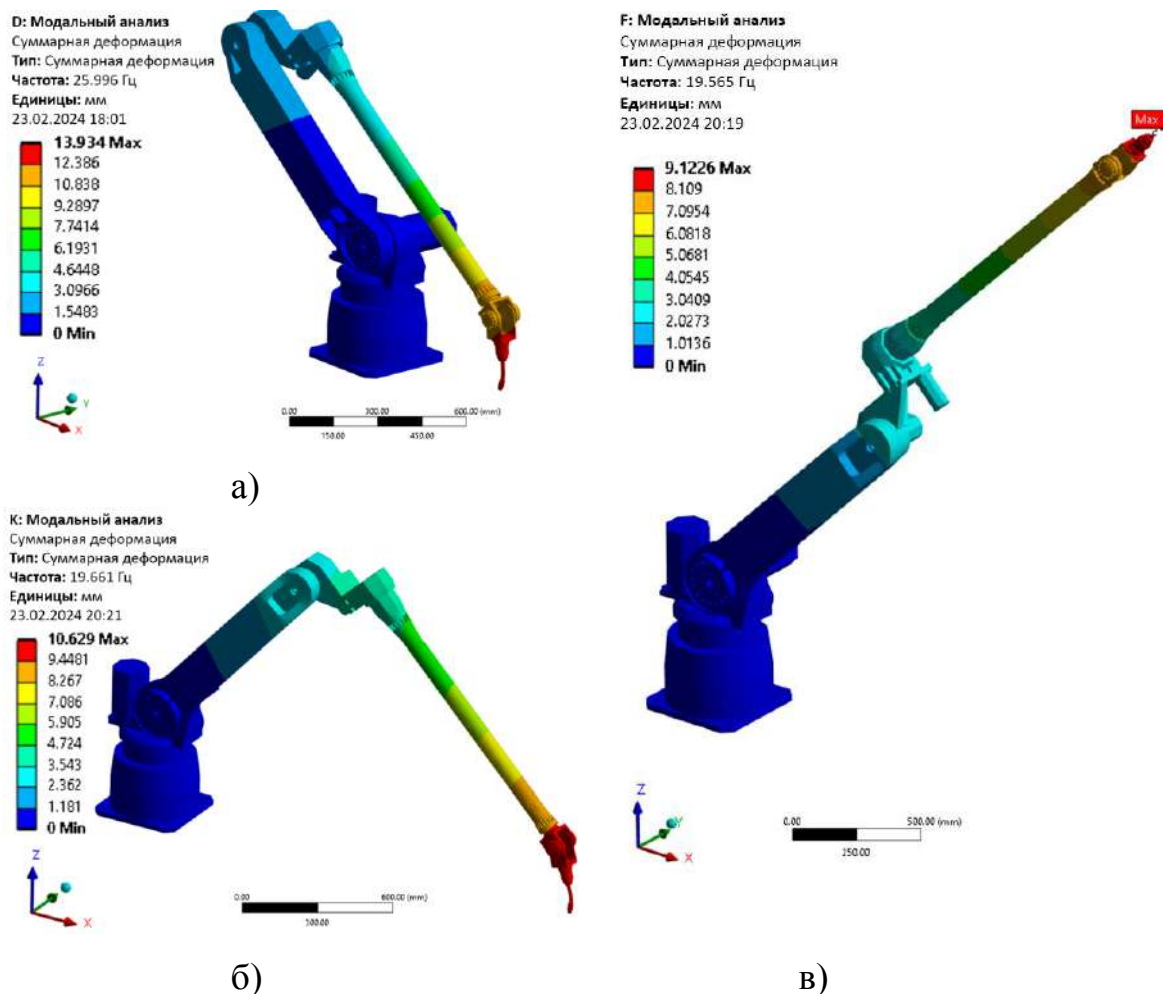


Рисунок 4.16 – Собственные колебания конструкции при эксплуатации на орбитальной станции
а – режим ожидания; б – нижняя точка; в – верхняя точка.

Результаты расчета частоты первых шести тонов собственных колебаний представлены в Таблице 4.5.

Таблица 4.5 – Частоты собственных колебаний конструкции

Расчетный случай		Частота, Гц					
		1-й тон	2-й тон	3-й тон	4-й тон	5-й тон	6-й тон
Выведение на орбиту		143,234	163,448	181,396	185,124	272,170	273,714
Орбитальный полет	а	25,996	27,228	29,523	44,696	119,110	125,960
	б	19,611	25,420	32,281	38,689	119,443	139,984
	в	19,565	25,139	45,993	53,568	140,242	165,473

Для расчета статических нагрузок применяется основная - низшая частота собственных колебаний: 1-й тон, в данном случае отражаются основные варианты реакции структуры на динамическое воздействие.

4.3.3 Определение уровня нагрузок

Наиболее высокие значения нагружения достигаются при выведении КА на орбиту в зоне максимального аэродинамического давления ($q_{\text{макс}}$) и в моментах запуска и отсечек двигательных установок (ДУ). Исходя из опыта запуска орбитальных модулей, определены уровни нагрузок, обусловленные режимами механического нагружения: статические, вибрационные, акустические, ударные нагрузки. Суммарные нагрузки определены с учетом одновременного воздействия нагрузок от вибрации и квазистатических ускорений.

Динамические составляющие ускорений в центре масс агрегатов, обусловленные стационарными случайными вибрациями конструкции, определяются по формуле Майлса:

$$\Delta n = 3 \left[\frac{\pi}{2} \cdot Q \cdot F \cdot S(F) \right]^{1/2}, \quad (4.16)$$

где Q – добротность - коэффициент усиления на резонансной частоте; F – низшая собственная частота колебаний, Гц; $S(F)$ – спектральная плотность виброускорений в местах крепления оборудования, $\text{g}^2/\text{Гц}$.

Предварительная добротность конструкции:

$$Q = 10,5 - 0,1m + 0,5 \cdot 10^{-3} \cdot m^2 \quad (4.17)$$

Динамические составляющие ускорений в центре масс агрегатов, обусловленных стационарными гармоническими вибрациями конструкции:

$$\Delta n = Q \cdot A(F), \quad (4.18)$$

где $A(F)$ – амплитуда виброускорений в местах крепления оборудования, g

В Таблице 4.6 приведены значения широкополосной случайной вибрации при выведении для цилиндрической части модуля - герметичного корпуса в зоне 2 м от стыка с головным обтекателем (Рисунок 4.17). Данные значения определены

для проведения вибропрочностных испытаний корпуса, возможны для применения при расчете уровня статических нагрузок, действующих во время полета РКН.

Таблица 4.6 – Эксплуатационные режимы широкополосной случайной вибрации КГ на участке выведения

Частота, Гц							Время воздействия, с
20	50	100	200	500	1000	2000	
Спектральная плотность виброускорения, $g^2/Гц$							60
0,020	0,020	0,020	0,050	0,050	0,025	0,013	

В Таблице 4.7 приведены значения эксплуатационных режимов гармонической вибрации при выведении космического модуля на орбиту. Значения частоты гармонической вибрации являются исходными данными для динамических испытаний конструкции и используются для расчета статической нагрузки устанавливаемого оборудования на корпус космического модуля.

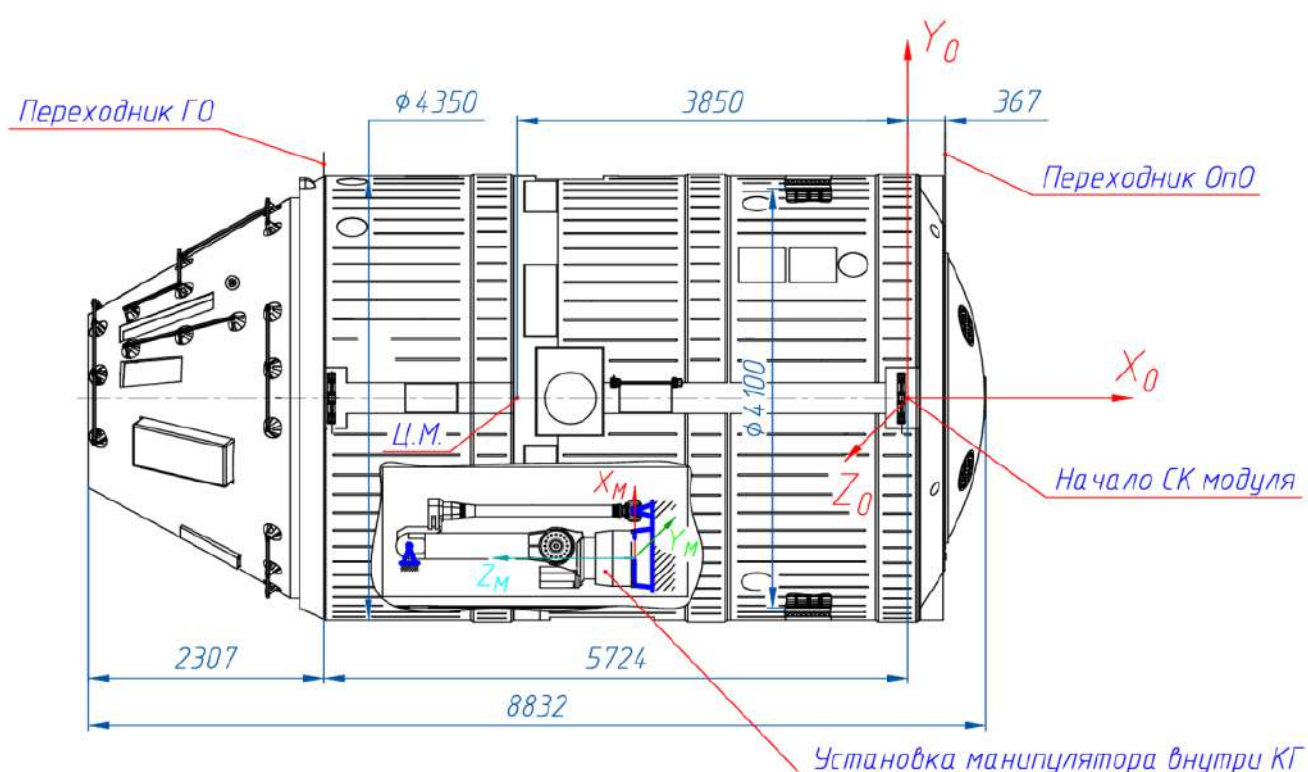


Рисунок 4.17 – Схема космического модуля

Таблица 4.7 – Эксплуатационные режимы гармонической вибрации КГ на участке выведения

Частота, Гц			Время воздействия, с
5	10	20	
Амплитуда виброускорения, g			
0,72	0,94	1,21	300

В результате расчетов определены уровни статических нагрузок для наиболее опасных случаев нагружения (Таблица 4.8). Полученные ускорения действуют последовательно по одному из направлений X или Y, или Z по СК модуля (Рисунок 4.17). Значение ускорений для расчетного случая «Запуск и отсечка ДУ» определено экспериментально при выведении модулей на орбиту.

Таблица 4.8 – Расчетные значения динамических ускорений

Расчетный случай	Напр.	Ускорение, g
Полет в зоне $q_{\max}$	X, Y, Z	$\pm 32,5^*$
Запуск и отсечка ДУ	X	+8 -3
	Y	4
	Z	3
Орбитальный полет	X, Y, Z	± 2
	число циклов	1×10^6

* в случае полета в зоне $q_{\max}$ значения квазистатических ускорений составляют: 2,5g – в продольном направлении и 0,4g – в поперечных направлениях.

Для учета знакопеременности нагрузки от воздействия вибраций расчетный предел прочности имеет вид:

$$\sigma_{\text{рас}} = 0,85 \cdot \sigma_{\text{в}}. \quad (4.19)$$

Коэффициент запаса рассчитывается по формуле:

$$\eta = \sigma_{\text{рас}} / \sigma_{\text{макс}} \quad (4.20)$$

где $\sigma_{\text{макс}}$ – максимальные эквивалентные напряжения, МПа.

4.3.4 Расчет статической прочности конструкции при выведении на орбиту

Для выполнения статического анализа применен расчетный модуль «Static Structural» в программном пакете ANSYS. На Рисунке 4.13 заданы граничные условия конструкции: болтовое соединение у основания и в узлах конструкции, с ограничением линейных и угловых перемещений: консольное закрепление. Для каждого элемента заданы механические характеристики материала, построена конечно-элементная сетка. Для каждого расчетного случая задана нагрузка «Ускорение» (Таблица 4.8), действующая последовательно по направлениям X, Y, Z СК РН.

Результат статического анализа для расчетного случая «Полет в зоне $q_{\max}$ » приведен на Рисунке 4.18 (а, б); для расчетного случая «Запуск и отсечка ДУ» на Рисунке 4.19 (а, б) и Таблице 4.9.

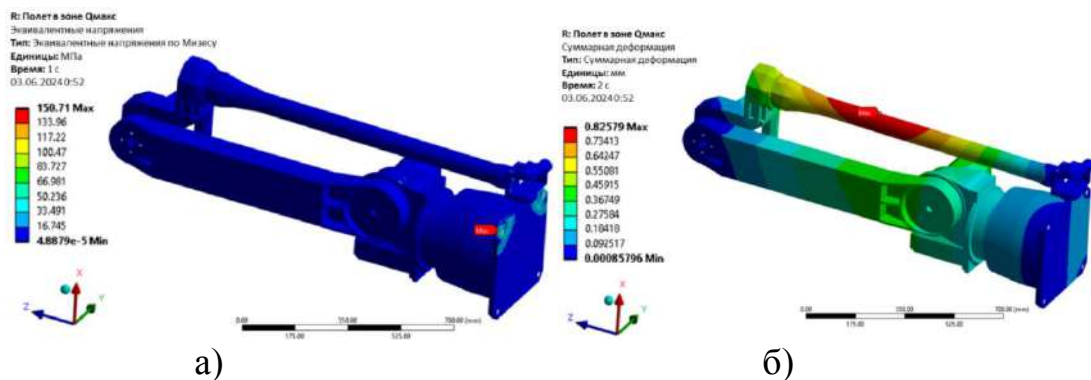


Рисунок 4.18 – Максимальные эквивалентные напряжения и перемещения
а – эквивалентные напряжения, МПа; б – перемещения, мм.

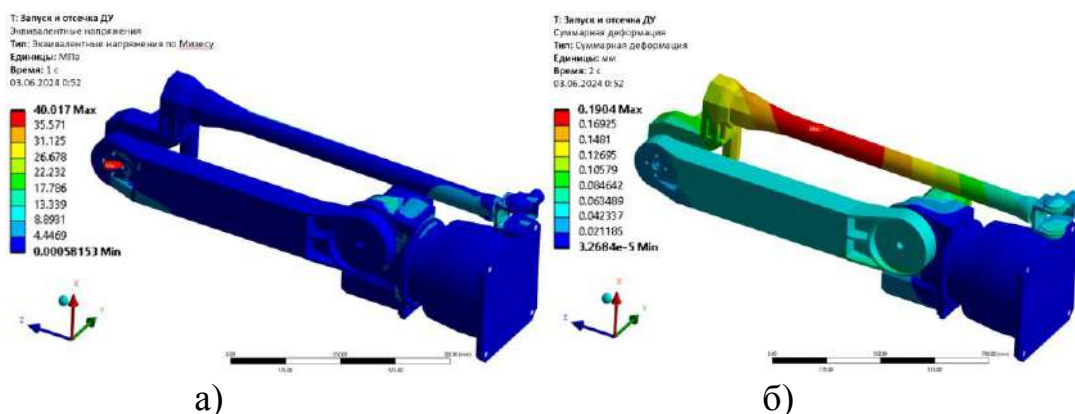


Рисунок 4.19 – Максимальные эквивалентные напряжения и перемещения
а – эквивалентные напряжения, МПа; б – перемещения, мм.

Таблица 4.9 – Результаты статического анализа при выведении конструкции на орбиту (в СК манипулятора)

Расчетный случай	Напр.	Напряжения, σ , МПа	Перемещения, δ , мм	Коэффициент запаса, η
Полет в зоне $q_{\text{макс}}$	X	150,710	0,444	1,805
	Y	149,990	0,825	1,813
	Z	17,635	0,009	15,424
Запуск и отсечка ДУ	X	17,362	0,005	15,666
	Y	12,998	0,007	20,926
	Z	40,017	0,19	6,797

В результате статического анализа установлено, что максимальные эквивалентные напряжения составляют $\sigma_{\text{макс}} = 150,71$ МПа, возникают пластические деформации конструкции в зоне закрепления «основания» к местам крепления корпуса космического модуля. Максимальные перемещения составляют $\delta_{\text{макс}} = 0,825$ мм в зоне звена 4. Минимальный запас прочности при этом достигает значения $\eta_{\text{мин}} = 1,805$ и удовлетворяет условию $\eta_{\text{мин}} \geq 1$.

В результате численного моделирования методом конечно-элементного анализа выполнен расчет статической прочности конструкции робота-манипулятора и узлов крепления к транспортировочной оснастке, оценено напряженно-деформированное состояние (НДС) конструкции при действии расчетной внешней нагрузки при выведении на орбиту. Установлено, что прочность и жесткость конструкции манипулятора удовлетворяет заданным условиям. С учетом высокой массой манипулятора, требуется усиление мест закрепления на корпусе космического модуля, массово-инерционные характеристики оборудования значительно влияют на прочность конструкции космического изделия.

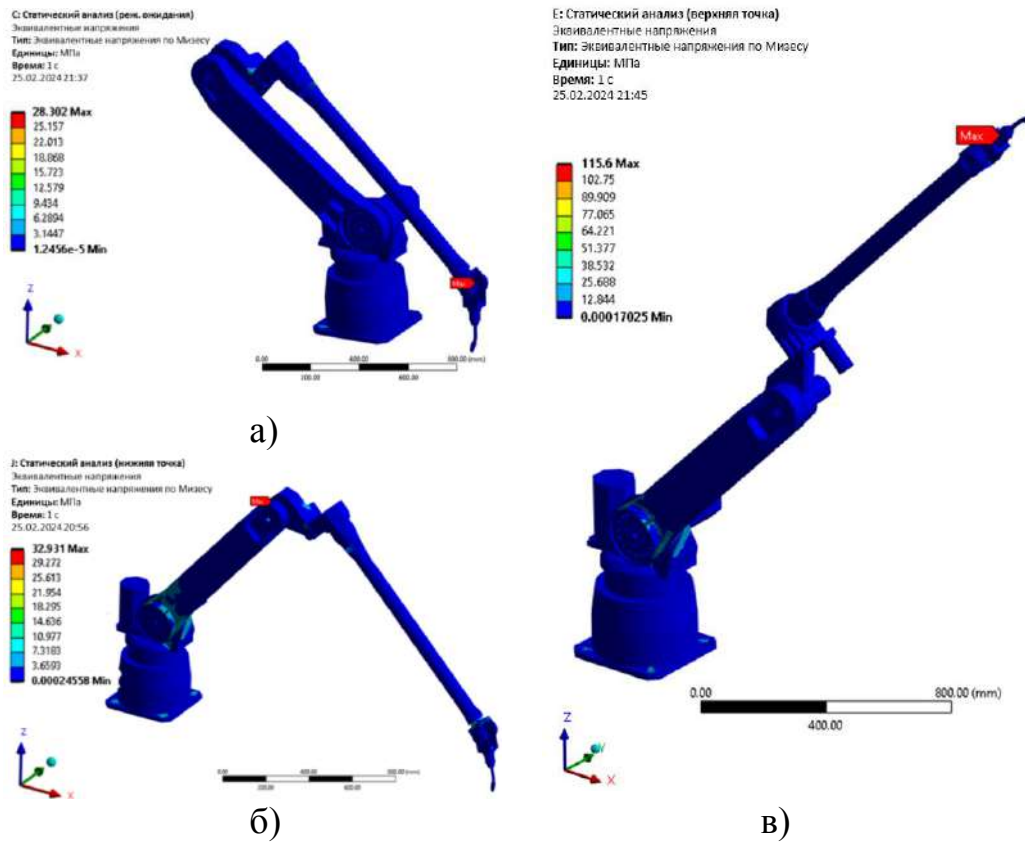
4.3.5 Расчет статической прочности конструкции при орбитальной эксплуатации

Для определения статической прочности конструкции при орбитальной эксплуатации проведено численное моделирование в программном пакете ANSYS, в расчетном модуле «Static Structural» [99]. Рассмотрено три расчетных случая: режим ожидания, режим работы в нижней точке и максимальной области досягаемости (Рисунок 4.14). Для каждого расчетного случая заданы граничные условия конструкции: болтовое закрепление за основание, ограничение линейного перемещения в узлах конструкции. Для статического расчета принято допущение об ограничении углового перемещения между узлами за счет момента сопротивления вращения двигателями манипулятора. Создана конечно-элементная сетка для каждого элемента, заданы условия контакта без трения. Для каждого расчетного случая задана нагрузка «ускорение» (Таблица 4.8), действующая последовательно по направлениям X, Y, Z СК манипулятора.

Результаты статического анализа для каждого расчетного случая представлены на Рисунках 4.20, 4.21 и Таблице 4.10.

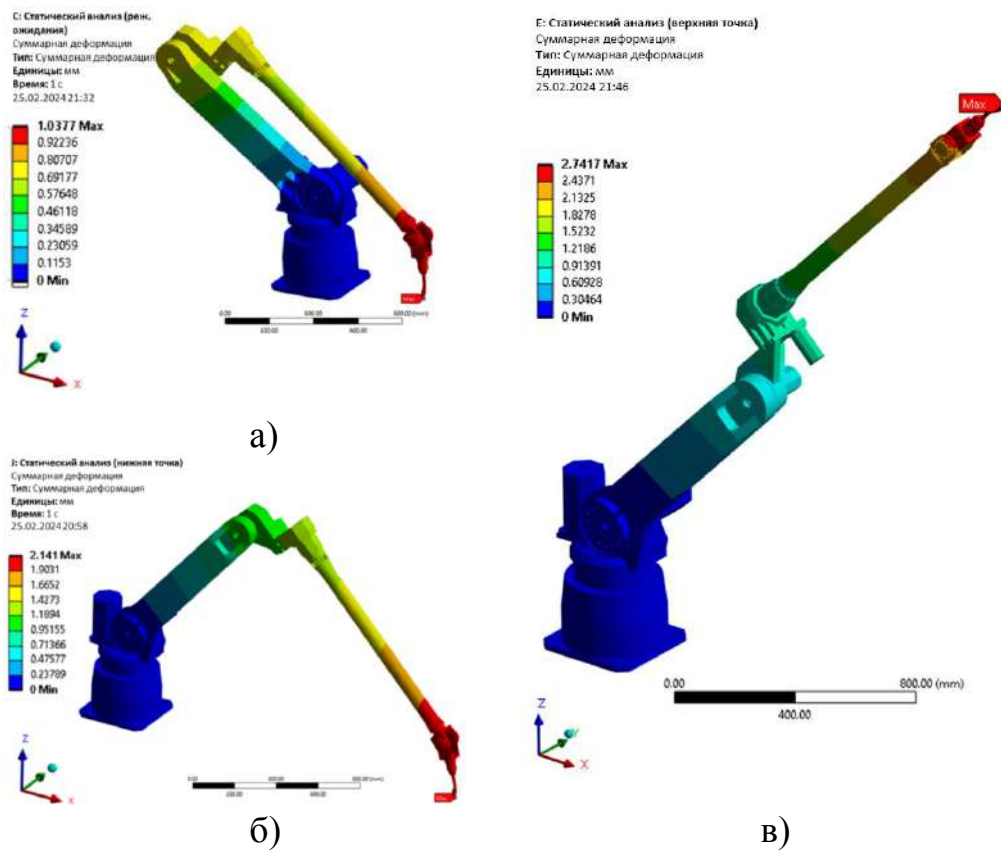
Таблица 4.10 – Результаты статического анализа конструкции при эксплуатации на орбитальной станции

Расчетный случай		Напряжения, σ , МПа			Перемещения, δ , мм			Коэф. запаса, $\eta_{\min}$
		X	Y	Z	X	Y	Z	
Орбитальный полет	а	18,964	21,359	28,302	0,590	1,037	0,753	9,61
	б	19,459	32,931	31,712	0,597	2,141	1,089	8,31
	в	37,478	115,6	32,482	1,351	2,742	1,053	2,35



а – режим ожидания; б – нижняя точка; в – верхняя точка;

Рисунок 4.20 – Максимальные эквивалентные напряжения, МПа



а – режим ожидания; б – нижняя точка; в – верхняя точка;

Рисунок 4.21 – Максимальные перемещения, мм

По результатам расчета на статическую прочность конструкции максимальные эквивалентные напряжения возникают в зоне крепления рабочего органа к звену 5 и достигают $\sigma_{\text{макс}} = 115,6$ МПа. Максимальные перемещения составляют $\delta_{\text{макс}} = 2,74$ мм в зоне рабочего органа. Возникающие напряжения не приводят к необратимой деформации конструкции, при эксплуатации изделия в процессе аддитивной наплавки вынужденные перемещения конструкции способствуют к отклонению рабочего органа от заданной траектории движения.

4.3.6 Расчет прочности конструкции при воздействии динамических нагрузок

В процессе орбитального полета на конструкцию космического модуля действуют различные динамические нагрузки:

- вибрации от стыковки кораблей/модулей на орбитальной станции;
- изменение орбиты станции посредством включения двигательных установок;
- инерциальное воздействие от перемещения массивных объектов: перемещение модулей/кораблей, разгрузка полезного груза;
- нештатные ситуации.

Для оценки динамической прочности конструкции манипулятора проведено численное моделирование в программном пакете ANSYS, в расчетном модуле «Harmonic Response» [99]. Рассмотрено 3 расчетных случая: режим ожидания, режим работы в нижней и в верхней точке. Граничные условия заданы аналогично статическому расчету.

В настройках анализа заданы режимы вибрационного нагружения: амплитуда виброускорения 2g, частота от 0 до 2000 Гц, коэффициент демпфирования материала 3%. Экспериментальное определение коэффициента демпфирования не проводилось, данное значение является теоретическим, основанное на допущениях, связанных с маркой применяемого материала, количеством узлов и соединений.

В результате гармонического анализа получены амплитудно-частотные характеристики (АЧХ) конструкции (Рисунок 4.22) для трех расчетных случаев при действии нагрузки «ускорение» последовательно в направлениях X,Y,Z.

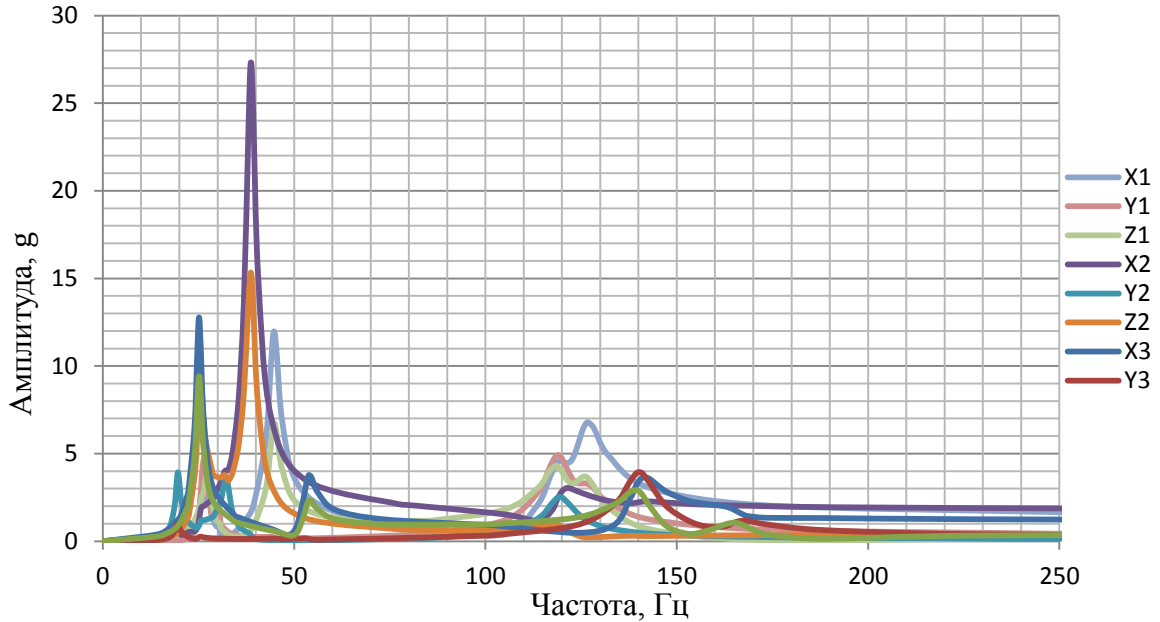


Рисунок 4.22 – График зависимости амплитуды виброускорения от частоты в направлениях X,Y,Z

X1, Y1, Z1, X2, Y2, Z2, X3, Y3, Z3 – графики зависимости для расчетных случаев «режим ожидания», «нижняя точка», «верхняя точка» при действии ускорения в направлениях X,Y,Z;

На представленном Рисунке 4.22 отклики конструкции преимущественно возникают от 15 Гц до 60 Гц и от 110 Гц до 170 Гц: в зоне частот собственных колебаний конструкции (Таблица 4.5), и являются наиболее опасными для данной конфигурации конструкции. После 200 Гц вплоть до 2000 Гц значения амплитуды колебаний равномерны и неизменны. В Таблице 4.11 приведены максимальные значения амплитуды колебаний и резонансных частот для каждого расчетного случая.

Коэффициент усиления по амплитуде [71]:

$$k_y = A_{max} / A_0, \quad (4.21)$$

где A_{max} – максимальная амплитуда колебаний на резонансной частоте, м/с²;
 A_0 – амплитуда колебаний «основания», через которое приложена динамическая

нагрузка, м/с².

Таблица 4.11 – Максимальные значения амплитуды колебаний

Расчетный случай	Режим ожидания			Нижняя точка			Верхняя точка		
Направление возбуждения	X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z
Амплитуда, g	11,96	4,785	6,71	27,318	3,93	15,334	12,769	3,944	9,415
Частота, Гц	44,696	26,612	44,696	38,689	19,611	38,689	25,139	140,242	25,139
Коэффициент усиления, k _y	5,98	2,393	3,355	13,659	1,965	7,667	6,385	1,972	4,706

По данным Таблицы 2.13 максимальное значение амплитуды составляет $A_{max} = 27,318g$ при частоте $N_{рез} = 38,689$ Гц: 4-тон собственных колебаний для расчетного случая «нижняя точка».

Результаты динамического анализа для каждого расчетного случая представлены на Рисунках 4.23, 4.24 и Таблице 4.12.

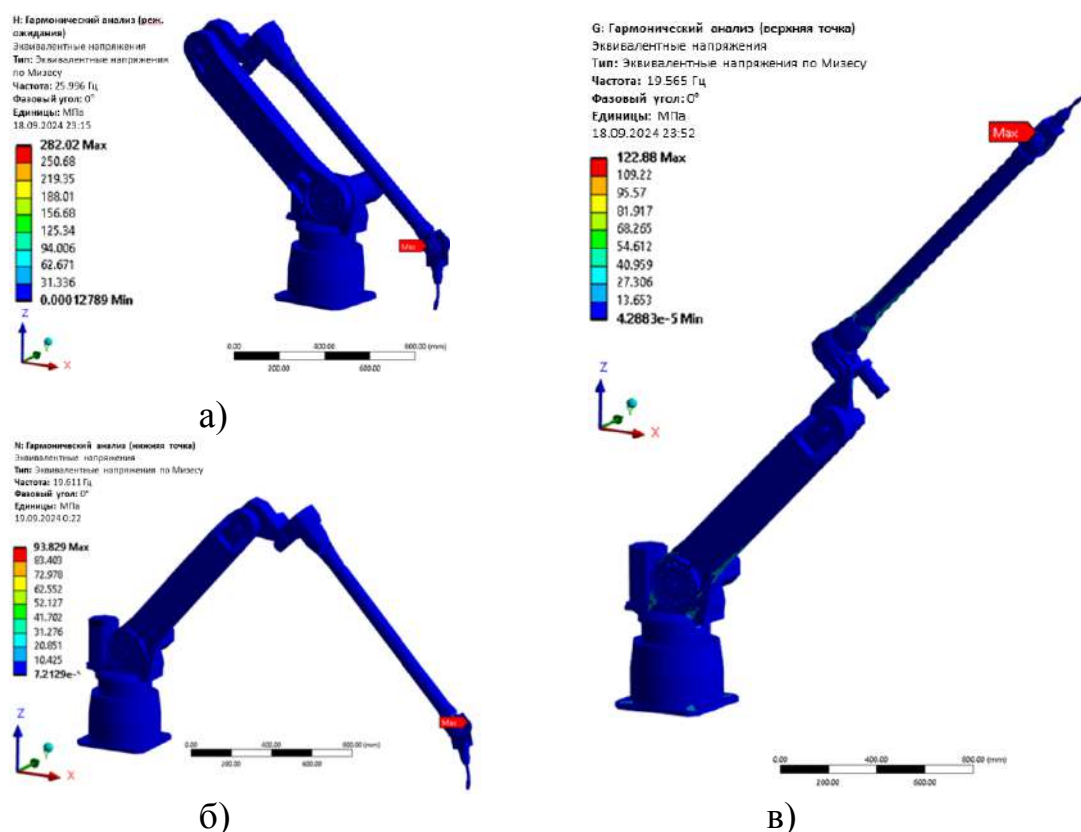


Рисунок 4.23 – Максимальные напряжения при резонансной частоте, МПа

а – режим ожидания; б – нижняя точка; в – верхняя точка;

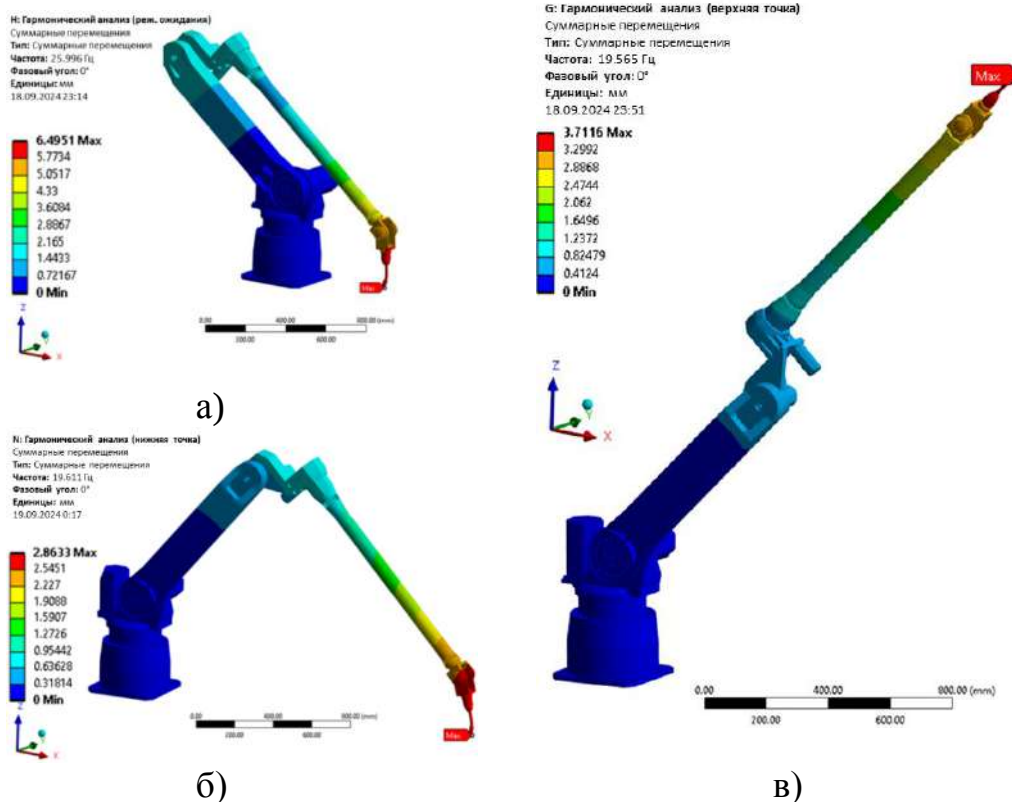


Рисунок 4.24 – Максимальные перемещения резонансной частоте, мм
а – режим ожидания; б – нижняя точка; в – верхняя точка;

Таблица 4.12 - Результаты динамического анализа при эксплуатации на орбитальной станции

Расчетный случай		Напряжения, σ , МПа			Перемещения, δ , мм			Коэф. запаса, $\eta_{\min}$
		X	Y	Z	X	Y	Z	
Орбитальный полет	а	182,29	282,02	238,1	4,103	6,495	5,309	3,82
	б	13,369	48,563	93,829	0,563	0,983	2,863	11,51
	в	122,88	54,961	89,238	3,711	0,522	2,816	8,79

По результатам гармонического анализа (Рисунок 4.22) исследованы отклики конструкции на резонансных частотах, максимальные значения которых не приводят к разрушению конструкции при штатной эксплуатации орбитального модуля (Рисунок 4.23, а, б, в). При достижении резонансных частот установки процесс послойной наплавки или сварочных работ затруднителен в результате значительных перемещений рабочего органа (Рисунок 4.24, а, б, в) [6].

4.3.7 Расчет термостатической прочности конструкции при внешних температурных воздействиях

В процессе орбитальной эксплуатации на изделия космической техники действуют температурные нагрузки в пределах $\pm 150^\circ\text{C}$, в зависимости от нахождения в световом или теневом участке орбиты.

Для моделирования температурных нагрузок и оценки термостатической прочности конструкции робота-манипулятора проведено численное моделирование последовательно в расчетных модулях «Steady-State Thermal» и «Static Structural» программного пакета ANSYS [99].

Матричная форма уравнения для стационарного теплового анализа [71]:

$$[K_{th}]\{T\} = \{Q\}, \quad (4.22)$$

где $[K_{th}] = f(k, \epsilon, \sigma)$ – матрица теплопроводности; k – теплопроводность; ϵ – степень черноты поверхности; σ – постоянная Стефана-Больцмана; $\{T\}$ – вектор узловых температур; $\{Q\}$ – вектор тепловых нагрузок.

Для моделирования задана температура и область излучения вокруг конструкции манипулятора, задана степень черноты поверхности равной $\epsilon = 0,05$ [78]. Результаты моделирования представлены на Рисунках 4.25 (а, б), 4.26 (а, б).

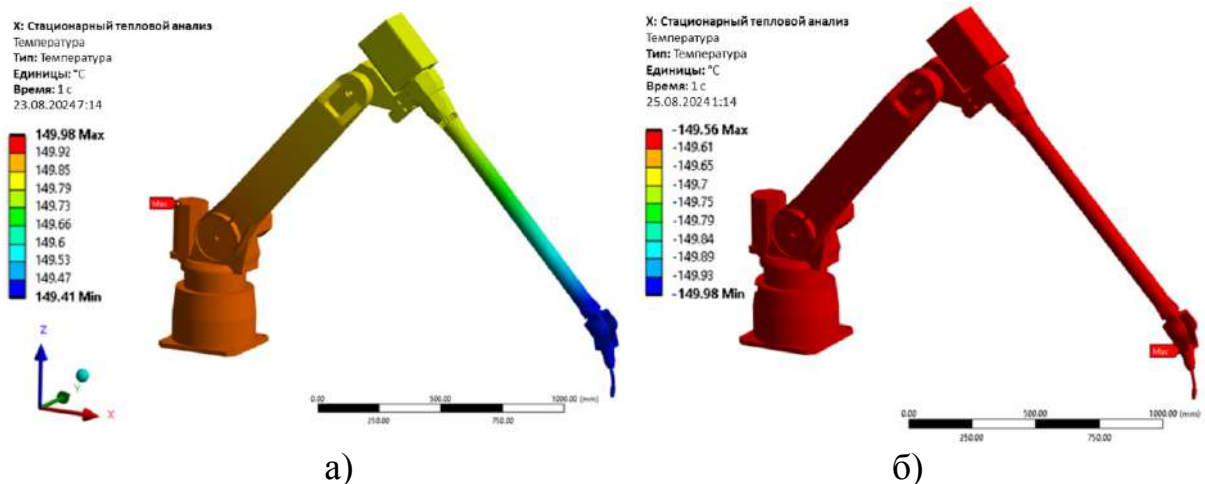


Рисунок 4.25 – Распределение температуры на конструкции робота, $^\circ\text{C}$
а – световой участок орбиты; б – теневой участок орбиты

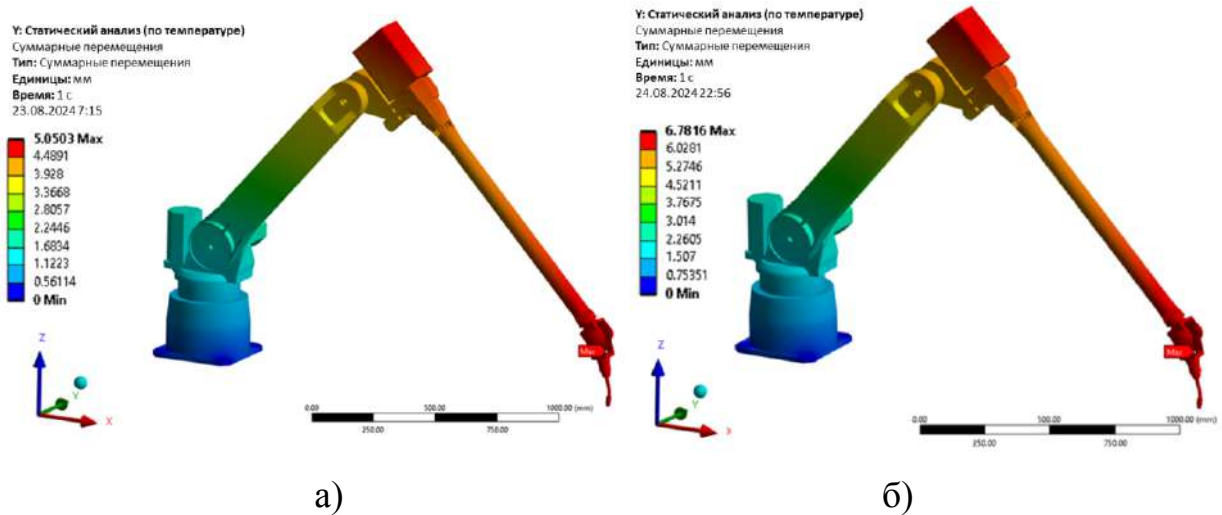


Рисунок 4.26 – Максимальные перемещения при термическом воздействии, мм
а – световой участок орбиты; б – теневой участок орбиты

По результатам предварительной оценки установлено, что деформации, вызванные излучением из внешней среды, являются незначительными и не влияют на целостность конструкции манипулятора (Рисунок 4.25 а, б; 4.26 а, б). Для поддержания работоспособности исполнительных механизмов и электроники необходимо оснащение робота системой СОТР и ЭВТИ.

4.4 Разработка состава и средств аддитивного производства

4.4.1 Состав оборудования для производства

В качестве средства аддитивного производства в условиях открытого космического пространства предложен робототехнический комплекс (РТК) (Рисунок 4.27):

- **робот дуговой аддитивной наплавки:** предназначен для изготовления и ремонта элементов конструкции. Рабочий инструмент представляет горелку, через которое подается проволока - электрод. На внешней поверхности звеньев установлены ЭВТИ и ММЗ для защиты конструкции от внешних факторов космического пространства. Поддержка рабочей температуры в исполнительных механизмах и двигателях осуществляется контуром СОТР, размещенного во внутренних полостях конструкции.

- **робот-манипулятор:** предназначен для установки, перемещения и механической доработки элементов конструкции. Рабочий орган манипулятора оснащен модулем с автоматизированной сменой насадок: инструменты захвата, мех. обработки, сканирования. Внешняя поверхность манипулятора защищена аналогично роботу дуговой наплавки.

- **рабочий координатный стол:** представляет плоскую поверхность размерами 2500x2000 мм, с зоной площадью 1500x1500 мм с возможностью подогрева/поддержания рабочей температуры области наплавки - основания. В данной зоне располагаются резьбовые отверстия М8 для закрепления основания выращиваемого изделия, подключение аноду/катоде оборудования наплавки. На остальной части рабочего стола предусмотрены посадочные поверхности под крепление роботов и оснастки для сменных насадок манипулятора.

- **монтажный блок:** представляет каркас с установленными радиаторами СОТР на боковых стенках и панелью солнечной батареи на верхней части. Во внутреннем объеме установлены блоки электропитания, управления и связи с бортом орбитальной станции.

- **панели солнечной батареи:** состоят из плоских панелей с фотоэлектрическими элементами, размещенные на верхней поверхности монтажного блока. Панели служат для поддержки электропитания в процессе работы комплекса, зарядки аккумуляторных батарей.

- **ёмкости для хранения расходного материала - проволоки:** представляет цилиндрический негерметичный корпус, в котором размещены катушки с проволокой.

- **ёмкости для хранения готовых изделий:** представляют ячейки различных размеров от 200 мм до 1500 мм, оснащенных средствами фиксации изделий и маркировкой.

В качестве вспомогательных элементов для производства робототехнический комплекс оснащается системами:

- **средства контроля изготовления:**

- система технического зрения: камеры с ИИ, лидары;
- средства контроля процесса наплавки: термокамеры, датчики ориентации, скорости, ускорения, инерции;
- система контроля геометрии: оптические или лазерные сканеры;
- система волнового упрочнения;
- система радиографического и ультразвукового контроля для выявления дефектов в структуре изделия;

- **средства отделения изделия от подложки:** представляет проволочно-вырезную электроэрозионную установку, размещенной на поверхности рабочего стола с возможностью перемещения вдоль рабочей области. В процессе отделения изготовленный элемент фиксируется роботом-манипулятором;

- **средства сбора металлических фракций:** представляет систему, состоящую из компрессора, вакуумного насоса и манжеты, устанавливаемого совместно с инструментами механической обработки. Для сбора и удаления металлических фракций, стружки, в процессе механической обработки, в полость манжеты подается инертный газ с последующим всасыванием в емкость с отработанными материалами. Возможно повторное использование газа после очистки. Для ферромагнитных материалов возможно использование магнитных ловушек, представляющих полость с управляемым магнитным полем;

- **средства для переработки материалов:** является устройством с печью для расплавления материала и волочильным станом для получения вновь используемого сырья - проволоки для изготовления.

Предложенный состав оборудования основан на функциональных аналогах, используемых на Земле. Для эксплуатации платформы в составе орбитальной космической станции или в составе напланетной Лунной базы необходима существенная модернизация и адаптация предложенных систем под условия внешней среды по разделу 1.4, с проведением испытаний и исследований.

Процесс разработки и внедрения РТК содержит основные этапы:

- **Этап 1:** запуск прототипа оборудования и проведение первых исследований в рамках космического эксперимента «Космическая фабрика»: 2-3 года после доставки [43].
- **Этап 2:** разработка и изготовление средств аддитивного производства, проведение наземных испытаний и исследований: 4-5 лет.
- **Этап 3:** тестовая эксплуатация платформы на орбитальной станции, отработка режимов изготовления: 1-1,5 года после доставки на борт станции.
- **Этап 4:** доставка и эксплуатация платформы на поверхности Луны: по мере развертывания Лунной базы.

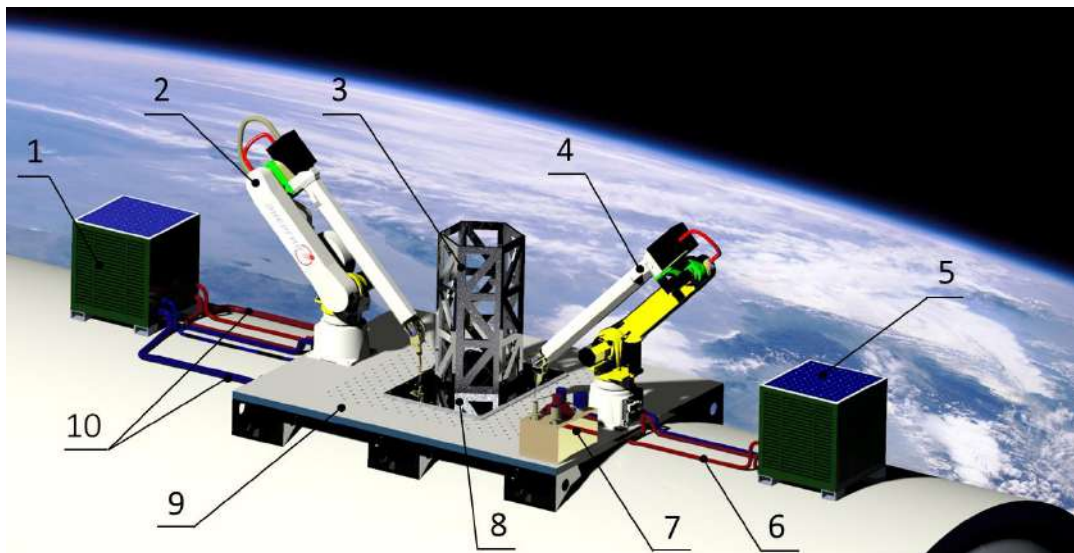


Рисунок 4.27 – Визуализация робототехнического комплекса на орбитальной станции

1 – монтажный блок (блок электропитания, управления, СОТР); 2 – робот дуговой аддитивной наплавки; 3 – объект печати; 4 – робот-манипулятор; 5 – панель солнечной батареи; 6 – кабель электропитания; 7 – сменные насадки для робота-манипулятора (инструменты захвата, мех. обработки, сканирования и т.д.); 8 – подложка (основание) объекта печати; 9 – рабочий координатный стол; 10 – трубопроводы СОТР.

4.4.2 Установка и эксплуатация робототехнического комплекса для 3Д-печати

В соответствии с генеральным графиком создания космического комплекса РОС развертывание станции запланировано в два этапа (Рисунок 4.28) [57,70]:

1) Запуск научно-энергетического модуля (НЭМ), универсального узлового модуля (УУМ), шлюзового модуля (ШМ) и базового модуля (БМ) [70].

2) Запуск и стыковка двух целевых модулей (ЦМ) – ЦМ1 и ЦМ2[79].

Орбитальная станция предназначена для обеспечения выполнения пилотируемых программ, решения целевых научно-технических задач, для отработки космических технологий [57, 70].

Одной из целевых задач Российской станции является ремонт и обслуживание малых космических аппаратов (МКА), выполнение сборочных работ при создании крупногабаритных конструкций. Для этой цели РОС оснащается стационарными и мобильными робототехническими системами (РТС), размещенных на внешней поверхности модулей ЦМ и БМ [29]. Данные робототехнические средства конструктивно и функционально аналогичны манипулятору ERA, эксплуатируемого на РС МКС [59].

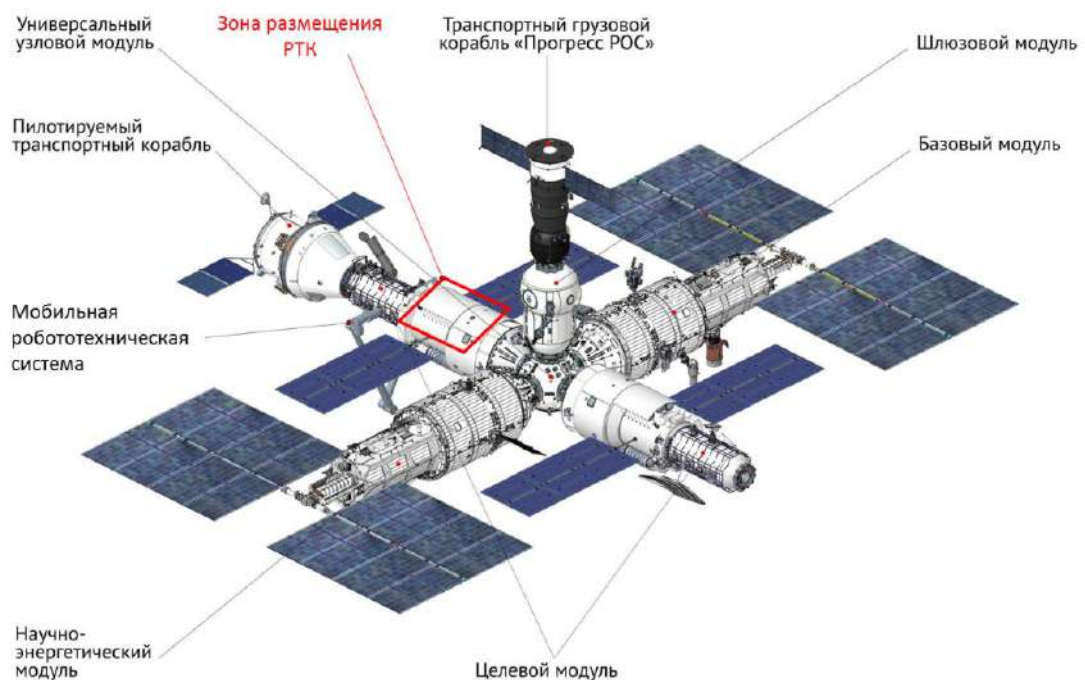


Рисунок 4.28 – Российская орбитальная станция [57]

Для выполнения задач по ремонту и изготовлению конструкций предлагается размещение аддитивного робототехнического комплекса на РОС на внешней поверхности модуля ЦМ1 (Рисунок 4.28). Преимущества предлагаемого размещения:

- близость к выходным люкам шлюзового модуля: доступ к расходным материалам при миссиях снабжения, возможность переноса изготовленного/отремонтированного изделия во внутренний объем станции;
- расположение в непосредственной близости от мобильной РТС;
- близость к зоне перехвата и размещения МКА для ремонта и обслуживания;
- доступ космонавтов к РТК при обслуживании и нештатных ситуациях;
- наличие необходимого пространства для размещения и функционирования РТК.

Доставка РТК на борт космической станции осуществляется по частям:

- основные и вспомогательные системы устанавливаются непосредственно на корпус модуля ЦМ в процессе наземной сборки;
- робот дуговой аддитивной наплавки и робот манипулятор – доставляются в контейнерах с закреплением во внутреннем объеме модуля ЦМ.

Окончательная установка роботов на рабочий стол осуществляется при ВКД двумя космонавтами в последовательности:

- 1) Закрепление основания манипулятора на посадочных местах рабочего стола: 4 болта М16х1,5;
- 2) Подключение контура СОТР манипулятора к основной системе СОТР РТК;
- 3) Подключение контура подачи инертного газа;
- 4) Подключение разъемов электропитания и передачи данных;
- 5) Снятие транспортировочных болтов с узлов звена 1, звена 3, звена 5, звена 6 (Рисунок 4.1);
- 6) Установка модуля сменных насадок для робота-манипулятора, расходного материала - проволоки для робота дуговой наплавки.

Запуск и калибровка РТК осуществляется космонавтом на станции, после завершения ВКД. Калибровка и проверка систем производится в автоматическом режиме. Обслуживание и ремонт РТК реализуется по мере необходимости в рамках срока службы оборудования.

Доставка РТК на поверхность Луны выполняется в составе полезного груза транспортно-грузового корабля. РТК разворачивается внутри камеры, имеющей защиту от лунной пыли.

4.4.3 Функциональные свойства платформы для 3Д-печати

Основные технические характеристики РТК представлены в Таблице 4.13. Полученные значения сформированы на основе математического и численного моделирования и удовлетворяют заданным требованиям при эксплуатации в составе орбитальной станции. Для напланетной эксплуатации возможно незначительное отличие состава и характеристик оборудования от представленной конфигурации.

Таблица 4.13 – Основные технические характеристики РТК

№ звена	Звено 1	Звено 2	Звено 3	Звено 4	Звено 5	Звено 6
Угол поворота, град	+170..-170	+185..-40	+135,5..-183	+180..-180	+90..-90	+360..-360
Максимальная угловая скорость, град/с	260*	240*	260*	430*	450*	720*
Количество управляемых осей, шт	6					
Максимальная нагрузка на кисть, кг	20					
Область досягаемости, мм	2645					
Область 3Д-печати, мм	1500×1500×1500					
Точность позиционирования, мм	0,1					
Напряжение 50-60 Гц, 3 фазы, В	120±2					
Диапазон сварочного тока, А	3-230					
Максимальное энергопотребление в режиме ожидания / работы, Вт	400/2500					
Материалы для 3Д-печати/сварки	проволоки из сплавов алюминия, титана, стали					
Габариты робота в транспортировочном состоянии, мм	~ 1550×550×450					
Габариты робототехнического комплекса (без монтажных блоков), мм	~ 2500×2000×3050					
Масса робота (с учетом СОТР, ЭВТИ, ММЗ), кг	~ 190					

Продолжение Таблицы 4.13

Масса робототехнического комплекса, кг	~ 500
Срок службы РТК, ч, не менее	10000 (10 лет)

* значения сформированы на основе имеющихся характеристик электродвигательных установок на аналогичных робототехнических системах [79].

Функциональные возможности робототехнического комплекса:

- изготовление кронштейнов, обечаек, корпусов и элементов, предназначенных для временной или постоянной замены штатных изделий, габаритами не более 1500 мм;
- изготовление новых конструкций, предназначенных для запуска с орбитальной станции или эксплуатации непосредственно на станции;
- выполнение сборочно-сварочных работ при изготовлении каркасов, ферм в части соединения частей конструкции в пределах области досягаемости;
- выполнение ремонтно-восстановительных работ на поврежденных элементах: обшивки и корпуса космических модулей, КА, кронштейны крепления оборудования, поручни, посредством послойной наплавки материала;
- выполнение незначительной механической обработки в части создания полых и резьбовых отверстий, поверхностей сопряжения.

Перспективы применения разработанной платформы:

1) повышение надежности и ресурса космических изделий: орбитальных модулей, спутников связи и ДЗЗ, пилотируемых кораблей, в процессе орбитального полета за счет возможности ремонта и замены вышедших из строя деталей конструкции;

2) развитие орбитального изготовления ферменных конструкций для буксиров, солнечных батарей, антенн, за счет возможности проведения сборочно-сварочных работ в процессе полета;

3) существенное упрощение процесса освоения лунного и окололунного пространства за счет строительства космической инфраструктуры: силовые элементы конструкции космических баз, каркасы, емкости;

4) применение платформы печати для обслуживания конструкции при полетах на дальнее космическое пространство.

Полученные результаты являются заделом для разработки и изготовления оборудования для эксплуатации при внеземных условиях. Разработанный алгоритм пригоден для анализа характеристик многозвенных систем аналогичной конфигурации при необходимости масштабирования установки.

4.5 Заключение по Главе 4

1. С учетом исходных данных по максимальным габаритным размерам элементов по разделу 1.5.3, условий эксплуатации, требований к прочности и надежности конструкции, выполнен анализ нескольких типов оборудования и обоснован выбор робототехнического комплекса в качестве средства для производства и ремонта конструктивных элементов в условиях космического пространства.

2. Исходя из заданных требований, разработана 3Д-модель установки, входящего в РТК, на основе типовых конструктивных решений промышленных роботов дуговой сварки. Робот является манипулятором с 6-ю степенями свободы с вращательным типом сочленений, относительное положение которых определяется угловой переменной.

3. Для определения геометрических и инерционных параметров звеньев выполнено математическое моделирование манипулятора в ПО «Mathcad 15.0». В результате моделирования разработано ПО для расчета кинематических и динамических характеристик манипулятора для напланетных и орбитальных условий эксплуатации (Приложение Б, В). Результатом расчета программы является отображение графических зависимостей линейных и угловых скоростей, обобщенных сил и моментов рабочего органа от времени.

4. Для оценки прочностных свойств разработанной конструкции манипулятора выполнено численное моделирование методом конечных элементов в программном пакете «ANSYS» с целью определения уровня напряжений и

перемещений конструкции при действии статической, динамической и тепловой нагрузки на наиболее опасных случаях нагружения. По результатам статического, динамического и термостатического анализа установлено, что возникающие напряжения не приводят к необратимой деформации конструкции, при эксплуатации изделия в процессе аддитивной наплавки вынужденные перемещения приводят к значительному отклонению рабочего органа от заданной траектории движения.

5. В результате математического и численного моделирования разработана 3Д-модель платформы печати, состоящая из робота дуговой аддитивной наплавки, робота-манипулятора, рабочего стола, монтажных блоков, систем электроснабжения и терморегуляции. Предложены вспомогательные системы для контроля процесса изготовления, сбора и переработки металлических материалов на борту станции.

6. Максимальные габаритные размеры изделий, доступные для изготовления достигают $1500 \times 1500 \times 1500$ мм, область досягаемости робота составляет 2645 мм. Платформа позволит выполнять работы по изготовлению изделий для временной и постоянной замены деталей, ремонтно-восстановительные и сборочно-сварочные работы.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана методика изготовления и восстановления конструктивных элементов космической техники методом проволоочной электродуговой аддитивной технологии в условиях космического пространства.

В диссертационной работе получены следующие новые научные результаты:

1. Разработана методика изготовления и восстановления конструктивных элементов космической техники методом проволоочной электродуговой технологии в условиях открытого космического пространства и при действии гравитационных сил различной величины.

2. Разработаны критерии оценки конструктивных элементов космической техники, изготовление которых возможно и целесообразно в условиях космического пространства. На основе разработанных критериев сформирована номенклатура элементов из ~ 100 наименований деталей пилотируемых космических изделий: «СОЮЗ-МС», «ПРОГРЕСС-МС», «Орёл», модули Российской орбитальной станции, предложен расчет коэффициента сложности изготовления для производства нового элемента конструкции в условиях космического пространства.

3. Разработаны алгоритмы оптимизации конструкции и моделирования процесса аддитивного наплавления для изготовления и восстановления деталей с учетом влияния условий и ограничений открытого космоса.

4. На основе анализа характера повреждений, возникающих при орбитальной эксплуатации космической техники, предложен метод оценки ремонтпригодности по совокупности количественных и качественных показателей.

5. На основании разработанной методики в наземных условиях изготовлен элемент конструкции, проведены испытания и исследования. По результатам гармонических испытаний частота и форма колебаний первого тона изготовленного элемента совпадает - погрешность 5% с расчетной моделью. При

статических испытаниях значение силы и перемещений в момент разрушения составляет 1530 кгс и 19,6 мм соответственно. Разрушение экспериментальной модели имеет схожий характер с появлением максимальных напряжений в расчетной модели, за исключением первичного разрушения в зоне сплавления проволок. По результатам исследования среза материала изготовленной детали обнаружены многочисленные газовые поры размером от 20 до 500 мкм, химический состав в целом соответствует сплаву АМг6.

6. Разработана математическая модель и выполнено численное моделирование манипулятора с 6-ю степенями свободы, учитывающее эксплуатацию в условиях космического пространства. В математической модели учтено влияние приливных сил и моментов, действующих при движении вдоль орбиты. По результатам анализа напряженно-деформированного состояния конструкции определены зоны максимальных напряжений и перемещений манипулятора при выведении и орбитальной эксплуатации, минимальный запас прочности составляет $\eta=1,8$. На основе результатов численных исследований разработан состав платформы для аддитивного производства в условиях космического пространства с рабочей областью до $1500 \times 1500 \times 1500$ мм.

Перспективы дальнейшей разработки темы

Перспективы развития диссертационной работы возможны в рамках НИР/НИОКР с целью внедрения полученных результатов в опытную эксплуатацию на космическую станцию и последующий перенос технологии производства на поверхность Луны.

ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

В диссертационной работе применяются следующие сокращения и обозначения:

АТ	- аддитивная технология
АЧХ	- амплитудно-частотная характеристика
БМ	- базовый модуль
БС	- бортовая сеть
ВДУ	- волновое деформированное упрочнение
ГЗОО	- гермозамкнутый обитаемый объём
ДУ	- двигательная установка
ЕСКД	- единая система конструкторской документации
ЕСТД	- единая система технологической документации
ИИ	- искусственный интеллект
КА	- космический аппарат
КД	- конструкторская документация
КИН	- коэффициент интенсивности напряжений
КЭ	- космический эксперимент
КЭ	- конечный элемент
МГХ	- массогабаритные характеристики
МКА	- малый космический аппарат
МКС	- международная космическая станция
ММЗ	- микрометериоидная защита
НА	- научная аппаратура
НДС	- напряженно-деформированное состояние
НИР	- научно-исследовательская работа
НЭМ	- научно-энергетический модуль
ОЗК	- обратная задача кинематики
ПЛВМ	- прямое лазерное выращивание металлом

ПО	-	программное обеспечение		
ПЭТАФ	-	проволочная электродуговая технология	аддитивного	формирования
РД	-	ракетный двигатель		
РКН	-	ракета космического назначения		
РКТ	-	ракетно-космическая техника		
РОС	-	российская орбитальная станция		
РС МКС	-	российский сегмент международной космической станции		
РТК	-	робототехнический комплекс		
РТС	-	робототехническая система		
САПР	-	система автоматизированного проектирования		
СБ	-	солнечные батареи		
СЖО	-	система жизнеобеспечения		
СК	-	система координат		
СОТР	-	система обеспечения теплового режима		
СЭС	-	система электроснабжения		
ТК	-	технический комплекс		
УУМ	-	универсальный узловый модуль		
ЦМ	-	центр масс		
ЦМ	-	целевой модуль		
ШМ	-	шлюзовой модуль		
ЭВТИ	-	экранно-вакуумная теплоизоляция		
ЭДС	-	энергодисперсионная рентгеновская спектроскопия		
ЭЛАП	-	электронно-лучевое аддитивное производство		
CAD	-	computer-aided design		
CAE	-	computer-aided engineering		
CAM	-	computer-aided manufacturing		
CAST	-	China Academy of Space Technology		
DMLS	-	direct metal laser sintering		
EBF3	-	electron beam freeform fabrication		

EBAM	-	electron beam additive manufacturing
EBS	-	Electron BackScatter Diffraction
ERA	-	European Robotic Arm
ESA	-	European Space Agency
FDM	-	fused deposition modeling
JEMRMS	-	Japanese Experiment Module Remote Manipulator System
LBM	-	laser beam manufacturing
LWC	-	laser wire cladding
MIG	-	metal inert gas
NASA	-	National Aeronautics and Space Administration
RPD	-	rapid plasma deposition
SLS	-	Space Launch System
SLS	-	selective laser sintering
WAAM	-	wire-arc additive manufacturing

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. А.А. Елисеев, В.Р. Утяганова, А.В. Воронцов, В.В. Иванов, В.Е. Рубцов, Е.А. Колубаев, Сравнительный анализ структуры и механических свойств аддитивных изделий, полученных электронно-лучевым методом и холодным переносом металла // Известия высших учебных заведений. Цветная металлургия. – 2020. – № 4. – С. 65-73. – DOI 10.17073/0021-3438-2020-4-65-73.
2. Ахметов А.Д., Цибульский И.А., Скляр М.О., Корсмик Р.С. Особенности формирования структуры при лазерном и лазерно-дуговом выращивании из алюминиевой проволоки // Пром – Инжиниринг: Труды IV международной научно-технической конференции, Москва-Челябинск-Новочеркасск, 15 -18 мая 2018 года. – Москва-Челябинск-Новочеркасск: Южно-Уральский государственный университет (национальный исследовательский университет), 2018. – с.193-197.- EDN QUZVUS.
3. Александров, Д. В. Получение твердотельных моделей с помощью программ PolyWorks Inspector и Geomagic Design X / Д. В. Александров // Техника и технологии машиностроения: Материалы VIII Международной научно-технической конференции, Омск, 22–25 мая 2019 года. – Омск: Омский государственный технический университет, 2019. – С. 228-235. – EDN NDNAAN.
4. Астахов, М.Ф. Справочная книга по расчету самолета на прочность [Текст] / М.Ф. Астахов, А.В. Караваев, С.Я. Макаров, Я. Я. Суздальцев. – Москва: Государственное издательство оборонной промышленности, 1954. – 710 с.
5. Астронавты НАСА отремонтировали манипулятор МКС в открытом космосе // NTD, URL: <https://ntdtv.ru/?p=63657> (дата обращения: 23.05.2023).
6. Ашимов, И.Н. Расчет проектных характеристик роботизированной платформы для изготовления и ремонта элементов конструкции космических аппаратов в условиях орбитального полета // Вестник Московского

- авиационного института. – 2024. – Т. 31. – № 4. – С. 86–100. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=183587>
7. **Ашимов И.Н.**, Течкина Д.С., Папазов В.М. Исследование элемента конструкции пилотируемого космического комплекса изготовленного методом проволоочной электродуговой технологии аддитивного формирования // Вестник Московского авиационного института. – 2022. – Т. 29. – №4. – С.67-84. DOI:10.34759/vst-2022-4-67-84.
 8. **Ашимов И.Н.**, Папазов В.М. Анализ применения проволоочных технологий 3D-печати в условиях космического пространства // Космическая техника и технологии. – 2023. – № 1(40). – С. 19-28. – EDN PVNTLR.
 9. Ащепкова, Н.С. Метод кинематического и динамического анализа манипулятора с использованием Mathcad / Н.С. Ащепкова // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2015. – Т. 5. -№7(77). – с.54-63.- DOI 10.15587/1729-4061.2015.51105.
 - 10.Балякин А.В., Скуратов Д.Л., Хаймович А.И., Олейник М.А. Применение прямого лазерного сплавления металлических порошков из жаропрочных сплавов в двигателестроении // Вестник Московского авиационного института. – 2021. – Т. 28. – №3. – С. 202-217. – DOI: 10.34759/vst-2021-2-202-217/
 - 11.Баринов, С. В. Масштабный эффект волнового деформационного упрочнения / С. В. Баринов // Транспортное машиностроение. – 2024. – № 9(33). – С. 21-26. – DOI 10.30987/2782-5957-2024-9-21-26. – EDN FQIQER.
 12. Безмозгий И.М., Софинский А.Н., Чернягин А.Г. Моделирование в задачах вибропрочности конструкций ракетнокосмической техники // Космическая техника и технологии. – 2014. – № 3(6). – С. 71–80. EDN: TEMDRT.
 - 13.Биленко, Г. Применение SYSWELD для исследования сварочных деформаций / Г. Биленко // САПР и графика. – 2011. – № 1(171). – С. 28-32. – EDN RZEXHN.
 - 14.Борисов О.И., Громов В.С., Пыркин А.А., Методы управления робототехническими приложениями. Учебное пособие. – СПб.: Университет ИТМО, 2016. – 108 с.

15. В ТГУ изучат прочность лопаток, напечатанных на космическом 3D-принтере / Новости Томского государственного университета, URL: <https://news.tsu.ru/news/v-tgu-izuchat-prochnost-lopatok-napechatannykh-na-kosmicheskom-3d-printere/> (дата обращения: 31.07.2024)
16. В Томске разработали первый российский 3D-принтер для работы в космосе / РИА Новости, URL: <https://ria.ru/20220505/tpu-1786916688.html> (дата обращения: 31.07.2024)
17. Внеземные полимеры / «Коммерсантъ», URL: <https://www.kommersant.ru/doc/7657123> (дата обращения: 01.08.2025).
18. Возможности комбинированного упрочнения металлических материалов волновым деформационным воздействием и последующей термической обработкой / А. В. Киричек, Д. Л. Соловьев, А. В. Яшин [и др.] // Транспортное машиностроение. – 2022. – № 11(11). – С. 18-23. – DOI 10.30987/2782-5957-2022-11-18-23. – EDN VYDNVX.
19. Глобенко, В. А. Сравнительный анализ программного обеспечения для компьютерного моделирования сварных конструкций и технологических процессов сварки и наплавки / В. А. Глобенко, М. С. Хасанов // Молодежный вестник ИрГТУ. – 2025. – Т. 15, № 2. – С. 192-198. – EDN BXQVPC.
20. ГОСТ 2.310-2022 ЕСКД. Нанесение на чертежах обозначений покрытий, термической и других видов обработки, в том числе с использованием аддитивного производства: Межгосударственный стандарт: дата введения 01.01.2023 / Российский институт стандартизации. – Изд. официальное. – Москва : ФГБУ «Институт стандартизации», 2022. – 7 с.
21. ГОСТ 7871-2019. Проволока сварочная из алюминия и алюминиевых сплавов. Технические условия: Межгосударственный стандарт: дата введения 01.02.2020 / Федеральное агентство по техническому регулированию и метрологии. – Изд. официальное. – Москва: Стандартинформ, 2019. – 23 с.
22. ГОСТ 9.306-85 ЕСЗКС. Покрытия металлические и неметаллические неорганические. Виды, ряды толщин и обозначения (с Изменениями №1,2,3): Государственный стандарт союза ССР: дата введения 01.01.1987 / Разработан и

- внесен Академией наук Литовской ССР. – Изд. официальное. – Москва : Издательство стандартов , 1985. – 91 с.
- 23.ГОСТ Р 55724-2013 Контроль неразрушающий. Соединение сварные. Методы ультразвуковые: Национальный стандарт Российской Федерации: дата введения 01.07.2015 / Федеральное агентство по техническому регулированию и метрологии. – Изд. официальное. – Москва: Стандартинформ, 2019, - 27 с.
- 24.ГОСТ Р 56514-2015. Нормы прочности автоматических космических аппаратов: национальный стандарт Российской Федерации: дата введения 01.01.2016 / Федеральное агентство по техническому регулированию. – Изд. официальное. – Москва: Стандартинформ, 2015. – 28 с.
25. ГОСТ Р 58625-2019. Системы и комплексы космические. Анализ ремонтпригодности. Общие требования: Национальный стандарт Российской Федерации: дата введения 01.08.2020 / Федеральное агентство по техническому регулированию и метрологии. – Изд. официальное. – Москва: Стандартинформ, 2020, - 18 с.
- 26.ГОСТ Р 70242-2022 Аддитивные технологии. Изготовление металлических изделий методом прямого подвода энергии и материала. Общие рекомендации по проектированию и изготовлению: Национальный стандарт Российской Федерации: дата введения 01.12.2022 / Федеральное агентство по техническому регулированию и метрологии. – Изд. официальное. – Москва: Российский институт стандартизации, 2022, - 37 с.
27. ГОСТ Р ИСО 17637-2024 Неразрушающий контроль сварных швов. Визуальный контроль соединений, выполненных сваркой плавлением: Национальный стандарт Российской Федерации: дата введения 01.12.2024 / Федеральное агентство по техническому регулированию и метрологии. – Изд. официальное. – Москва: Российский институт стандартизации, 2024, - 11 с.
- 28.Д.А. Баранов, Е.Б. Лукин, В.В. Жуков, М.С. Винокуров, Р.Г. Новгородов, И.В. Осипов, А.Г. Рау, Г.В. Семенов, Производство шар-баллонов для российской космической техники методом электронно-лучевой наплавки проволоки в вакууме // Журнал Аддитивные технологии. –2021. – №3. – С. 4-7.

29. Дикарев, А.В. О создании комплексного стенда-тренажера робототехнических систем для решения научно-прикладных задач на российской орбитальной станции / В. А. Дикарев, А. Н. Симбаев, А. Ю. Кикина, Д.А. Петелин, Ю.С. Чеботарев, Э.В. Никитов, А.В. Фалеев, И.А. Пеньков // Пилотируемые полеты в космос. – 2024. – № 2(51). – С. 47-62. – EDN NJLVXS.
30. Е.В. Раевский, А.Л. Цыганова, Лазерные аддитивные технологии: перспективы применения // Журнал Аддитивные технологии. – 2016. – №1. – С.10-12.
31. Зубенко, Л. Н. Применение модификаторов в составе функциональных покрытий / Л. Н. Зубенко // Технологии и материалы. – 2015. – № 2. – С. 20-23. – EDN UBKZML.
32. Иванов Л.И., Земсков В.С., Кубасов В.Н., Пименов В.Н. и др. Плавление, кристаллизация и фазообразование в невесомости. Эксперимент «Универсальная печь» по программе «Союз» - «Аполлон». М.: Наука, 1979.
33. Каплун, А. Б. ANSYS в руках инженера: Практ. руководство / А. Б. Каплун, Е. М. Морозов, М. А. Олферьева – Москва: УРСС, 2003. – 269 с. – ISBN 5-354-00238-9. – EDN OVIOMZ.
34. Климов, В.Г. Сравнение методов восстановления геометрии пера лопаток турбины из жаропрочных сплавов / В.Г. Климов // Вестник Московского авиационного института. – 2016. – Т.23 - №1. – С. 86-97.
35. Коллюбин С.А., Динамика робототехнических систем: учебное пособие -СПб.: Университет ИТМО, 2017. - 117 с.
36. Корсмик, Р.С. Формирование наплавленного металла при лазерной наплавке и прямом лазерном выращивании с применением проволок / Р.С. Корсмик // Znanstvena Misel. – 2019. – №2-1(27). – С.43-49.
37. Космический мусор продырявил канадский манипулятор на МКС // РИА НОВОСТИ, URL:<https://ria.ru/20210528/kosmos-1734681425.html> (дата обращения: 23.05.2023).
38. Кулюшина, Н. В. Адгезионные покрытия на основе триалкоксисиланов для алюминия и стали / Н. В. Кулюшина, И. А. Козлов, А. Е. Кутырев, Т. А. Ваграмян // Труды ВИАМ. – 2015. – № 8. – С. 5. – EDN UCCBEZ.

- 39.Лесков, А.Г. Кинематика и динамика исполнительных механизмов манипуляционных роботов: учебное пособие/ А. Г. Лесков, К. В. Бажинова, Е. В. Селиверстова. - Москва: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2017. – 102 с.
- 40.Лучин А.В., Астафурова Е.Г., Астафуров С.В., Реунова К.А., Загибалова Е.А., Колубаев Е.А. Формирование биметаллического материала Ti–Al методом проволочного электронно-лучевого аддитивного производства // Frontier Materials & Technologies. – 2023. – № 3. – С. 61–70. DOI: 10.18323/2782-4039-2023-3-65-6.
41. Матвеев, Н.К. Экранно-вакуумная теплоизоляция и определение её характеристик: учебное пособие для вузов / Матвеев Н.К. – Санкт-Петербург : БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова, 2012. – 40 с. – ISBN 978-5-85546-681-2
42. Научные эксперименты на борту РС МКС, КЭ «3Д-печать» / ЦНИИмаш, URL:https://tsniimash.ru/science/scientific-experiments-onboard-the-is-rs/cnts/experiments/3d_pechat/ (дата обращения: 31.07.2024)
43. Научные эксперименты на борту РС МКС, КЭ «Космическая фабрика» / ЦНИИмаш, URL: <https://tsniimash.ru/science/scientific-experiments-onboard-the-is-rs/cnts/experiments/kosm-fabrik/> (дата обращения: 31.07.2024)
44. НИИХиммаш: стоимость доставки килограмма грузов на МКС начинается с миллиона рублей // LENTA.RU, URL: <https://m.lenta.ru/news/2022/11/01/issnjhh/> (дата обращения: 22.07.2023)
- 45.Огородникова, О.М. Компьютерный инженерный анализ в среде ANSYS Workbench [Электронный ресурс] // Екатеринбург: Техноцентр компьютерного инжиниринга УрФУ, 2018. 350с., URL: <https://cae.urfu.ru>
- 46.Осколков А.А., Матвеев Е.В., Безукладников И.И., Трушников Д.Н., Кротова Е.Л. Передовые технологии аддитивного производства металлических изделий // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Машиностроение, материаловедение. – 2018. Т. 20, №3. – С.90-105. DOI:10.15593/2224-9877.2018.3.11

47. ОСТ 92-1443-87 Покрытия металлические и неметаллические неорганические. Общие требования к выбору (с Изменениями №1,2) : Министерство общего машиностроения СССР: дата введения 01.01.1989 – Изд. официальное. – Москва : Издательство стандартов, 1989. – 20 с.
48. Панченко О.В., Курушкин Д.В., Попович А.А. Электродуговое выращивание: технические и экономические преимущества // Технический оппонент. – 2020.- №1(6). – с. 16-22. – EDN UAJMNV.
49. ПАО «РКК «Энергия», пилотируемые космические системы // РКК «Энергия», URL: <https://www.energia.ru/ru/corporation/oa.html>, (дата обращения: 17.08.2022).
50. Письмаров, А.В. Разработка методики прогнозирования предела выносливости упрочненных резьбовых деталей: диссертация канд. тех. наук: 1.1.8 / Письмаров Андрей Викторович. – Самара, 2023. – 203 с.
51. Попович А.А., Суфияров В.Ш., Разумов Н.Г., Панченко О.В., Борисов Е.В., Масайло Д.В., Аддитивные технологии в Санкт-Петербургском политехническом университете Петра Великого: опыт и перспективы использования // Порошковая металлургия: инженерия поверхности, новые порошковые композиционные материалы. Сварка: Сборник докладов 11-го Международного симпозиума. В 2-х частях, Минск, 10-12 апреля 2019 года. – Минск: Республиканское унитарное предприятие «Издательский дом «Белорусская наука», 2019. – с.73-92.
52. Разработка и обоснование предложений по использованию 3D-печати для обслуживания и ремонта элементов перспективной лунной пилотируемой (посещаемой) инфраструктуры и предложений по проектному облику средств аддитивного производства, предназначенных для обслуживания и ремонта элементов перспективной лунной пилотируемой (посещаемой) инфраструктуры при решении задач исследования и освоения Луны на этапах «Вылазка», «Форпост», «База»: отчет СЧ НИР «Пастораль-1– 3D-печать – РКК-Э» / И.И. Хамиц, Р.М. Абдулхаликов, Д.Я. Давыдов, **И.Н. Ашимов** [и др.] – г. Королев, 2021 – 235 с.

53. Ресурс материалов и конструкций: монография / под науч. ред. В.С. Бондаря. М.: Московский Политех, 2019. – 190 с.
54. РК-98-КТ Положение о порядке создания, производства и эксплуатации (применения) космических комплексов [Текст]: постановление Правительства РФ от 22 июля 1998 г., № 819-31.
55. РКК «Энергия» разработала 3D-принтер для МКС // Роскосмос, URL: <https://www.roscosmos.ru/34909/>, (дата обращения: 05.08.2022).
56. Роскосмос: российская лунная программа рассчитана на период до 2040 года // ТАСС, URL: <https://tass.ru/kosmos/5847840>, (дата обращения: 25.07.2022).
57. Российская орбитальная станция // «РКК «Энергия», URL: <https://www.energia.ru/ru/spaceactivities/ros-station.html> (дата обращения: 24.11.2024).
58. Российский сегмент МКС. Справочник пользователя // РКК «Энергия», URL: https://www.energia.ru/ru/iss/researches/iss_rs_guide.pdf (дата обращения: 22.08.2022).
59. Россия запатентовала технологию обслуживания орбитальной станции роботами / ТАСС, URL: <https://tass.ru/ekonomika/24160905> (дата обращения: 01.08.2025)
60. Рудицын, М.Н. Справочное пособие по сопротивлению материалов [Текст] / М. Н. Рудицын, П. Я. Артемов, М. И. Любошиц ; Под общ. ред. М. Н. Рудицына. - Минск : Госиздат БССР, Ред. науч.-техн. лит., 1958. – 509 с.
61. Савин Л.А. Робототехнические системы МКС. Летная эксплуатация робототехнических систем Российского сегмента // Инженерный журнал: наука и инновации, 2019. – вып. 6. – DOI 10.18698/2308-6033-2019-6-1887.
62. Софинский, А.Н. Инженерная методика оценки несущей способности и ресурса конструкции с дефектом // Космическая техника и технологии. – 2020. – № 2(29). – С. 36–49.
63. СПРУТКАМ – отечественная CAD/CAM система для решения производственных задач // Официальный сайт СПРУТКАМ, URL: <https://sprutcam.csoft.ru/rec450345894> (дата обращения: 20.08.2024).

64. Трубашевский Д. С., Переход к проволочным аддитивным технологиям – тренд или необходимость? // 3DTODAY, URL: <https://3dtoday.ru/blogs/ddmlab/perekhod-k-provolochnym-tekhnologiyam-trend-ili-neobkhodimost> (дата обращения: 02.09.2022).
65. Успешное испытание 3D-биопринтера на борту МКС // Роскосмос, URL: <https://www.roscosmos.ru/25829/>, (дата обращения: 05.08.2022).
66. Утечка из радиатора не отразилась на экспериментах на российском сегменте МКС / ТАСС, URL: <https://tass.ru/kosmos/18958197> (дата обращения: 31.07.2024)
67. Федоров, В.В. Разработка и испытания 3D-принтера для космического эксперимента «3D-печать» на Российском сегменте Международной космической станции / В. В. Федоров, В. А. Клименов, А. Г. Чернявский, А.А. Пожарницкий, Р.М. Абдулхаликов, А.В. Лямзин, М.Г. Криницын, Р.К. Беликов, Д.А. Дерусова, В.А. Юркина, В.Н. Дерюшева // Космическая техника и технологии. – 2023. – № 2(41). – С. 24-38. – EDN BEJKEE.
68. Чернухин Ю.В. Введение в робототехнику: Учебное пособие. – Таганрог: ТРТИ, 1990. – 46с.
69. Чумаков, Д.М. Перспективы использования аддитивных технологий при создании авиационной и ракетно-космической техники / Д.М. Чумаков // Труды МАИ. – 2014. - №78. – с.31. – EDN THYWRP.
70. Юрий Борисов утвердил генеральный график создания Российской орбитальной станции / ГК «Роскосмос», URL: <https://www.roscosmos.ru/40681> (дата обращения: 25.08.2024)
71. ANSYS Mechanical ADPL Theory Reference. ANSYS Release 15.0, ANSYS Inc, 2013. URL: <http://www.ansys.com> (accepted: 24.04.2024)
72. ARC Mate 100iD – Робот дуговой сварки // FANUC, URL: <https://www.fanuc.eu/ru/ru/роботы/страница-фильтра-роботов/дуговая-сварка/arcmate-100id> (дата обращения: 03.09.2022).
73. Bendsoe M.P., Sigmund O. Topology optimization: theory, methods and applications. – Berlin: Springer, 2013. – 370 p.

74. Chen X., Su C., Wang Y., Siddiquee A.N., Konovalov S., Jayalakshimi S., Singh R. A. Cold metal transfer (CMT) based wire and arc additive manufacture (WAAM) system // Journal of Surface Investigation: X-ray, Synchrotron and Neutron Techniques. – 2018. – Vol. 12. No.6. – p. 1278-1284. – DOI 10.1134/S102745101901004X.
75. China Focus: China tests 3D printing in space for first time // XINHUANET. URL: http://xinhuanet.com/english/2020-05/09/c_139043414.htm, (дата обращения: 05.08.2022).
76. Ding, D. Wire-feed additive manufacturing of metal components: technologies, developments and future interests [Текст] / D. Ding [et al.] // Int. J. Adv. Manuf. Technol. – 2015. – Vol. 81. – p. 465-481.
77. Enabling the 3D Printing of Metal Components in μ -Gravity/ Andrea Zocca, Jorg Luchtenborg, Thomas Muhler и др. // Advanced Material Technologies. – 2019. – №4 – p. 1-11. – DOI:10.1002/admt.201900506
78. ESA - ESA launches first metal 3D printer to ISS / ESA, URL: https://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/ESA_launches_first_metal_3D_printer_to_ISS (accepted: 08.04.2024)
79. Fanuc - приводные системы // STANKIM, URL: <https://www.stankim.com/uploads/files/kd/47/ic/5b75f70ac38dc.pdf> (дата обращения: 23.05.2023).
80. First metal 3D printing on Space Station / ESA, URL: https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2024/06/First_metal_3D_printing_on_Space_Station (accepted: 10.04.2024)
81. George C., Additive Construction with Mobile Emplacement // NASA facts, Marshall Space Flight Center, Huntsville, URL: www.nasa.gov/marshall – p.1-2, (дата обращения: 25.07.2022).
82. George C., Making things in space will reduce future payload costs// NASA facts, Marshall Space Flight Center, Huntsville, URL: www.nasa.gov/marshall – p.4, (дата обращения: 25.07.2022).

83. Gibson, E. BIG and NASA collaborate to design 3D-printed buildings for the moon / Dezeen, URL: <https://www.dezeen.com/2020/10/01/project-olympus-big-icon-nasa-moon-buildings-3d-printed/> (accepted: 20.10.2025)
84. Goldak J. New finite element model for welding heat source / J. Goldak, A. Chakravarti, M. Bibby // Metal Transact B. – 1984. p. 1-7.
85. Herzog D., Seyda V., Wycisk E., Emmelmann C. Additive manufacturing of metals. Acta Materialia. – 2016, vol. 117. – p. 371–392. – DOI: 10.1016/j.actamat.2016.07.019
86. Japanese Experiment Module Remote Manipulator System. URL: <http://iss.jaxa.jp/en/kibo/about/kibo/rms/> (дата обращения: 23.05.2023).
87. Kisarev A.V., Kobernik N.V. Study on formation of aluminum alloy thin wall produced with WAAM method under various thermal conditions // 3rd International Biannual Conference “Electron Beam Welding and Related Technologies (12–15 November 2019, Moscow, Russian Federation). DOI: 10.1088/1757-899X/759/1/012014
88. Lytvynenko, Y. M. Manual version of 3D printing / Y. M. Lytvynenko, S. O. Ostapenko, A. Rogozinsky, Y. M. Solonin // Science and Innovation. – 2019. – Vol. 15, No. 5. – P. 78-83. – DOI 10.15407/scin15.05.078. – EDN XWDQYY.
89. M. St. Weglowski, S. Btacha, R. Jachym, J. Dutkiewicz, L. Rogal, Electron beam additive manufacturing with wire // Electrotechnica and Electronica. – 2018. – Vol. 53. – No 3-4. – p. 74-78.
90. Marcia Dunn, Private US moon lander still working after breaking leg and falling, but not for long / PHYSORG, URL: <https://phys.org/news/2024-02-private-moon-lander-leg-falling.html> (accepted: 24.04.2024)
91. Mark Garcia, International Space Station Facts and Figures // NASA, URL: <https://www.nasa.gov/feature/facts-and-figures> (дата обращения: 22.08.2022).
92. Matviichuk V. A., Nesterenkov V. M., Rusynik M. O. Application of additive electron-beam technologies for manufacture of metal products // Electrotechnica and Electronica. – 2018. – Vol. 53. – No 3-4. – P. 69-73.

93. Meurisse A., Solar 3D printing of lunar regolith / A. Meurisse, A. Makaya, C. Willsch, M. Sperl // *Acta Astronautica*, Volume 152, 2018. – p.800-810.
94. Remote Manipulator System (Canadarm2) // NASA, URL: https://www.nasa.gov/mission_pages/station/structure/elements/remote-manipulator-system-canadarm2/ (дата обращения: 23.05.2023).
95. Robert A. Hafley, Electron Beam Freeform Fabrication in the Space Environment / Robert A. Hafley, Karen M.B. Taminger, R. Keith Bird // *American Institute of Aeronautics and Astronautics. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.* – 2007- p.1-9. – DOI:10.2514/6.2007-1154
96. Robotic Manipulation and Capture in Space: A Survey / E. Papadopoulos, F. Aghili, O. Ma, R. Lampariello // *Frontiers in Robotics and AI.* – 2021. – Vol. 8. – P. 686723. – DOI 10.3389/frobt.2021.686723. – EDN USIIGR.
97. Shtepmfer F. Method and arrangement for building metallic objects by solid freedom fabrication. Patent EA024135B1, 31.08.2016.
98. Special Purpose Dextrous Manipulator // NASA, URL: https://www.nasa.gov/mission_pages/station/structure/elements/special-purpose-dextrous-manipulator/ (дата обращения: 23.05.2023).
99. Structural Analysis Guide. ANSYS Release 12.1, SAS IP, Inc, 2009. – URL: <https://studylib.net/doc/8399675/structuralanalysis-guide?ysclid=lbp3sy2513506209222> (дата обращения: 15.03.2023)
100. Su C., Chen X., Gao C., Wang Y., Effect of heat input on microstructure and mechanical properties of Al-Mg alloys fabricated by WAAM // *Applied Surface Science.* – 2019. – Vol. 486. P.431-440/ - DOI 10.1016/j.apsusc.2019.04.255.
101. Veiga F., Suárez A., Aldalur E., Bhujangrao T. Effect of the metal transfer mode on the symmetry of bead geometry in waam aluminum // *Symmetry.* – 2021. – Vol. 13. – No 7. – DOI 10.3390/sym13071245.
102. Workbench User's Guide. ANSYS Release 2022 R2, ANSYS Inc, 2022. URL: https://module.umontpellier.fr/pluginfile.php/1850414/mod_resource/content/0/Workbench_Users_Guide.pdf (accepted: 24.08.2024)

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Акт применения результатов диссертационной работы



**ПУБЛИЧНОЕ АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
«РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ КОРПОРАЦИЯ
«ЭНЕРГИЯ» ИМЕНИ С.П. КОРОЛЁВА»
(ПАО «РКК «ЭНЕРГИЯ»)**

Ленина ул., д. 4А, г. Королёв, МО, 141070
Тел. +7 (495) 513-86-55, факс +7 (495) 513-86-20
e-mail: post@rsce.ru; http://www.energia.ru
ОКПО 07530238; ОГРН 1025002032538
ИНН/КПП 5018033937/997450001

№ _____

На № _____ от _____

УТВЕРЖДАЮ

Генеральный конструктор – заместитель

генерального директора

д.т.н., академик РАН

Соловьев
В.А. Соловьев
2026 г.

АКТ

о применении результатов диссертационной работы

Комиссия в составе советника генерального конструктора Магжанова Р.М., начальника отдела Безмозгового И.М. и ведущего научного сотрудника Муляра С.Г. настоящим актом подтверждает, что результаты диссертационной работы на соискание учёной степени кандидата технических наук Ашимова Ильяса Нургалиевича «Разработка методики изготовления и восстановления конструктивных элементов космической техники методом проволоочной электродуговой аддитивной технологии в условиях космического пространства» применены при выполнении научно-исследовательской работы по теме: «Разработка и обоснование предложений по использованию 3D-печати для обслуживания и ремонта элементов перспективной лунной пилотируемой (посещаемой) инфраструктуры и предложений по проектному облику средств аддитивного производства, предназначенных для обслуживания и ремонта элементов перспективной лунной пилотируемой (посещаемой) инфраструктуры при решении задач исследования и освоения Луны на этапах «Вылазка», «Форпост», «База» в рамках государственного контракта от 07.10.2019 №851/851-0313А/19/141, шифр СЧ НИР «Пастораль-1», в период 2019-2021 гг.

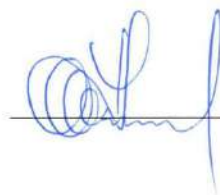
Предложенная автором методика позволяет существенно упростить решение задач по разработке и внедрению аддитивных технологий для

производства и ремонта конструктивных элементов на борту орбитальной станции при освоении Луны и дальнего космического пространства.

Разработанная методика изготовления была реализована в процессе создания типового конструктивного элемента космического модуля – кронштейна, с применением технологии проволоочной дуговой наплавки в наземных условиях в рамках СЧ НИР «Пастораль-1».

Председатель комиссии:

Советник генерального конструктора



Р.М. Магжанов

Члены комиссии:

Начальник отдела 027, к.т.н.



И.М. Безмозгий

Ведущий научный сотрудник отдела 027,
к.т.н.



С.Г. Муляр

Подписи заверяю:

Ученый секретарь, д.ф.-м.н.



О.Н. Хатунцева

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Расчет кинематических характеристик манипулятора

Прямая задача кинематики

Решение прямой задачи кинематики заключается в расчете положения рабочего органа относительно базовой СК манипулятора при заданных значениях обобщенных координат q_i .

Для определения значений положения рабочего органа, скоростей и ускорений задается закон изменения обобщенных координат, зависящий от времени t , т.е. $q_i(t)$. В данном случае закон изменения обобщенной координаты имеет вид:

$$\theta_1(t) = \theta_1 + 0,5t = 0,5t \quad (\text{Б.1})$$

$$\theta_2(t) = \theta_2 + t = t \quad (\text{Б.2})$$

$$\theta_3(t) = \theta_3 + t/3 = 90 + t/3 \quad (\text{Б.3})$$

$$\theta_4(t) = \theta_4 + 2t = 2t \quad (\text{Б.4})$$

$$\theta_5(t) = \theta_5 + 5t/6 = 5t/6 \quad (\text{Б.5})$$

$$\theta_6(t) = \theta_6 + t = t \quad (\text{Б.6})$$

Результатом вычисления выражения (4.2) является матрица, содержащая угловые и линейные значения положения рабочего органа относительно базовой СК. Линейные значения определяются:

$$p_n^0(t) = \begin{bmatrix} p_x(t) \\ p_y(t) \\ p_z(t) \end{bmatrix}. \quad (\text{Б.7})$$

Угловые координаты представляются векторами n_n^0, s_n^0, a_n^0 , имеющих 9 значений, заданных не в явном виде. Для параметризации матриц вращения – сведения девяти значений к трём – применяется метод углов Эйлера $(\theta(t), \phi(t), \psi(t))$, имеющий вид [14,39]:

$$R_n^0(t) = \begin{bmatrix} n_x & s_x & a_x \\ n_y & s_y & a_y \\ n_z & s_z & a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_{11}(t) & r_{12}(t) & r_{13}(t) \\ r_{21}(t) & r_{22}(t) & r_{23}(t) \\ r_{31}(t) & r_{32}(t) & r_{33}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_\phi c_\theta c_\psi - s_\phi s_\psi & -c_\phi c_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi & c_\phi s_\theta \\ s_\phi c_\theta c_\psi + c_\phi s_\psi & -s_\phi c_\theta s_\psi - c_\phi c_\psi & s_\phi s_\theta \\ -s_\theta c_\psi & s_\theta s_\psi & c_\theta \end{bmatrix}, \quad (\text{Б.8})$$

где $c_\phi \equiv \cos \phi(t)$, $s_\phi \equiv \sin \phi(t)$, $c_\theta \equiv \cos \theta(t)$, $s_\theta \equiv \sin \theta(t)$, $c_\psi \equiv \cos \psi(t)$, $s_\psi \equiv \sin \psi(t)$.

Определение углов Эйлера в зависимости от значения элемента $r_{33}(t)$ производится при условиях:

1) Если $r_{33}(t) \neq \pm 1$ ($\cos \theta(t) \neq \pm 1$), тогда по основному тригонометрическому тождеству:

$$\sin \theta(t) = \pm \sqrt{1 - \cos^2 \theta(t)} = \pm \sqrt{1 - r_{33}^2(t)}, \quad (\text{Б.9})$$

$$\theta(t) = \text{atan2}(r_{33}(t), \pm \sqrt{1 - r_{33}^2(t)}). \quad (\text{Б.10})$$

Подставляя полученные значения в (Б.8), оставшиеся углы Эйлера определяются:

$$\phi(t) = \text{atan2}(\pm r_{13}(t), \pm r_{23}(t)), \quad (\text{Б.11})$$

$$\psi(t) = \text{atan2}(\pm r_{31}(t), \pm r_{32}(t)). \quad (\text{Б.12})$$

В случае, когда $r_{33}(t) = 0$, определение $\theta(t)$ приводит к делению на 0, поэтому значение $r_{33}(t)$ принимают равным 0,001 для получения целочисленного результата.

2) Если $r_{33}(t) = 1$ ($\cos \theta(t) = 1$), тогда $\sin \theta(t) = 0$, $\theta(t) = 0$.

Матрица вращения (Б.8) принимает вид:

$$R_n^0(t) = \begin{bmatrix} r_{11}(t) & r_{12}(t) & 0 \\ r_{21}(t) & r_{22}(t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_{\phi+\psi} & -s_{\phi+\psi} & 0 \\ s_{\phi+\psi} & -c_{\phi+\psi} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (\text{Б.13})$$

В данном случае возможно вычисление только суммы углов $\phi(t) + \psi(t)$, что может привести к неоднозначности решения. Для однозначности решения один из углов Эйлера принимается равным нулю, например, $\psi(t) = 0$:

$$\phi(t) = \text{atan2}(r_{11}(t), r_{21}(t)). \quad (\text{Б.14})$$

3) Если $r_{33}(t) = -1$ ($\cos \theta(t) = -1$), тогда $\sin \theta(t) = 0$, $\theta(t) = \pi$.

В таком случае выражение (Б.8) принимает вид:

$$R_n^0(t) = \begin{bmatrix} r_{11}(t) & r_{12}(t) & 0 \\ r_{21}(t) & r_{22}(t) & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -c_{\phi-\psi} & -s_{\phi-\psi} & 0 \\ s_{\phi-\psi} & c_{\phi-\psi} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}. \quad (\text{Б.15})$$

Аналогично выражению (Б.13) в (Б.15) возможно вычисление только разности углов $\phi(t) - \psi(t)$, соответственно для однозначности решения принимается $\psi(t) = 0$ и вычисляется угол $\phi(t)$:

$$\phi(t) = \text{atan2}(-r_{11}(t), -r_{12}(t)). \quad (\text{Б.16})$$

Результатом решения прямой задачи кинематики является матрица преобразования по выражению (4.2), содержащая линейные и угловые значения положения рабочего органа относительно базовой СК. Для исследуемого манипулятора матрица преобразования в начальный момент времени имеет вид:

$$T_6^0(0) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 2,645 \\ 0 & -1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0,675 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (\text{Б.17})$$

В соответствии с (Б.7) координаты рабочего органа:

$$p_6^0(0) = \begin{bmatrix} p_x(0) \\ p_y(0) \\ p_z(0) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2,645 \\ 0 \\ 0,675 \end{bmatrix}, \quad (\text{Б.18})$$

где $p_x(0), p_y(0), p_z(0)$ в метрах.

По выражению (Б.8) значение элемента $r_{33}(t) = 0$, определение углов Эйлера производится по выражениям (Б.10), (Б.11), (Б.12) и имеет вид:

$$\theta(0) = \text{atan2} \left(r_{33}(0), \pm \sqrt{1 - r_{33}^2(0)} \right) = \text{atan2}(0,001, \quad 0,999) = 0,027 \approx 0 \quad (\text{Б.19})$$

$$\phi(0) = \text{atan2}(\pm r_{13}(0), \pm r_{23}(0)) = \text{atan2}(1,0) = 0 \quad (\text{Б.20})$$

$$\psi(0) = \text{atan2}(\pm r_{31}(0), \pm r_{32}(0)) = \text{atan2}(1, 0) = 0 \quad (\text{Б.21})$$

Обратная задача кинематики

Решение обратной задачи кинематики (ОЗК) заключается в расчете значений обобщенных координат q_i по заданным значениям положения рабочего органа относительно базовой СК.

Исходными данными для решения ОЗК являются линейные координаты, определяемые по выражению (Б.7), углы Эйлера $(\theta(t), \phi(t), \psi(t))$, и параметры матрицы преобразования (a_i, d_i, α_i) . Для проектируемого манипулятора с шестью степенями свободы используется геометрический метод решения ОЗК с использованием тригонометрических функций.

Точка O_4 является центром сферического запястья, значение линейных координат в этой точке:

$$p_4^0(t) = p_6^0(t) - d_6 R_6^0(t) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad (\text{Б.22})$$

$$\text{где } p_4^0(t) = \begin{bmatrix} x_4^0(t) \\ y_4^0(t) \\ z_4^0(t) \end{bmatrix}.$$

Индексы конфигурации кинематической цепи необходимы для учета пространственного положения звеньев и прохождения внутренних сингулярных точек. Для манипуляторов с 6-ю степенями свободы применяется 3 индекса: плеча $k_s(t)$, локтя $k_e(t)$ и запястья $k_w(t)$. Индекс плеча определяется выражением [39]:

$$k_s(t) = \text{sgn} \left[\left(p_4^0(t) \times \overrightarrow{Z_0^0} \right) \cdot \overrightarrow{Z_1^0(t)} \right] \quad (\text{Б.23})$$

$$\text{где } \overrightarrow{Z_0^0} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} - \text{единичный вектор вдоль оси } Z_0; \overrightarrow{Z_1^0(t)} = \begin{bmatrix} r_{13}(t) \\ r_{23}(t) \\ r_{33}(t) \end{bmatrix} - \text{вектор матрицы}$$

вращения оси Z_1 относительно базовой СК.

По выражению (Б.23) индекс $k_s(t)$ принимает два значения: «плечо впереди» ($k_s(t) = 1$) при вращении звена 2 вокруг оси Z_1

в положительном направлении приводит к движению звена 4 к оси балки, «плечо сзади» ($k_s(t) = -1$) от оси балки.

Индекс локтя определяется по формуле [39]:

$$k_e(t) = \operatorname{sgn} \left[\left(\overrightarrow{X_2^0(t)} \times \overrightarrow{Z_3^0(t)} \right) \cdot \overrightarrow{Z_1^0(t)} \right] \quad (\text{Б.24})$$

где $\overrightarrow{X_2^0(t)} = \begin{bmatrix} r_{11}(t) \\ r_{21}(t) \\ r_{31}(t) \end{bmatrix}$ – вектор матрицы вращения оси X_2 относительно базовой

СК; $\overrightarrow{Z_3^0(t)} = \begin{bmatrix} r_{13}(t) \\ r_{23}(t) \\ r_{33}(t) \end{bmatrix}$ – вектор матрицы вращения оси Z_3 относительно базовой СК.

По формуле (Б.24) значения индекса $k_e(t)$ принимают вид: «локоть вверх» ($k_e(t) = 1$) при вращении звена 3 по часовой стрелке, и «локоть вниз» ($k_e(t) = -1$) при вращении против.

Индекс запястья определяется выражением [39]:

$$k_w(t) = \operatorname{sgn} \left[\overrightarrow{Z_4^0(t)} \cdot \left(\overrightarrow{Z_6^0(t)} \times \overrightarrow{Z_3^0(t)} \right) \right] \quad (\text{Б.25})$$

где $\overrightarrow{Z_4^0} = \begin{bmatrix} r_{13}(t) \\ r_{23}(t) \\ r_{33}(t) \end{bmatrix}$ – вектор матрицы вращения оси Z_4 относительно базовой СК;

$\overrightarrow{Z_6^0(t)} = \begin{bmatrix} r_{13}(t) \\ r_{23}(t) \\ r_{33}(t) \end{bmatrix}$ – вектор матрицы вращения оси Z_6 относительно базовой СК.

По выражению (Б.25) индекс $k_w(t)$ принимает вид: «запястье вперед» ($k_w(t) = 1$) при вращении звена 5 вокруг оси Z_4 в положительном направлении приводит к «разгибанию кисти», «запястье назад» ($k_w(t) = -1$) к «сгибанию кисти».

В соответствии с кинематической схемой манипулятора (Рисунок Б.1) для определения обобщенной координаты $\theta_1(t)$ используется проекция вектора $\overrightarrow{b(t)}$, содержащий координаты сферического центра O_4 .

Координаты вектора $\overrightarrow{a(t)}$ между центрами O_0 и O_1 с учетом индекса конфигурации $k_s(t)$ определяется выражением:

$$\overrightarrow{a(t)} = k_s(t) \cdot \left(\frac{\overrightarrow{b(t)}}{|\overrightarrow{b(t)}|} \cdot |a_1| \right) + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ d_1 \end{bmatrix}, \quad (\text{Б.26})$$

где $\overrightarrow{b(t)} = \begin{bmatrix} x_4^0(t) \\ y_4^0(t) \\ 0 \end{bmatrix}$ - проекция вектора положения точки O_4 на плоскости X_0Y_0 ;

$b(t) = \sqrt{x_4^0(t)^2 + y_4^0(t)^2}$ - длина проекции вектора $\overrightarrow{b(t)}$.

В случае $x_4^0(t) = 0$ и $y_4^0(t) = 0$ возникает сингулярность, решаемая приравниванием $x_4^0(t) = 0,001$.

Вектор матрицы вращения оси Y_1 относительно базовой СК с учетом индекса конфигурации $k_s(t)$ имеет вид:

$$\overrightarrow{Y_1^0(t)} = k_s(t) \cdot \frac{\overrightarrow{b(t)}}{|\overrightarrow{b(t)}|}. \quad (\text{Б.27})$$

Исходя из Рисунок Б.1 следует:

$$\sin \theta_1(t) = \overrightarrow{X_0^0} \times \overrightarrow{Y_1^0(t)} \cdot \overrightarrow{Z_0^0}, \quad (\text{Б.28})$$

$$\cos \theta_1(t) = \overrightarrow{X_0^0} \cdot \overrightarrow{Y_1^0(t)}, \quad (\text{Б.29})$$

где $\overrightarrow{X_0^0} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$ - единичный вектор вдоль оси X_0 .

Обобщенная координата $\theta_1(t)$:

$$\theta_1(t) = \text{atan2}(\sin \theta_1(t), \cos \theta_1(t)). \quad (\text{Б.30})$$

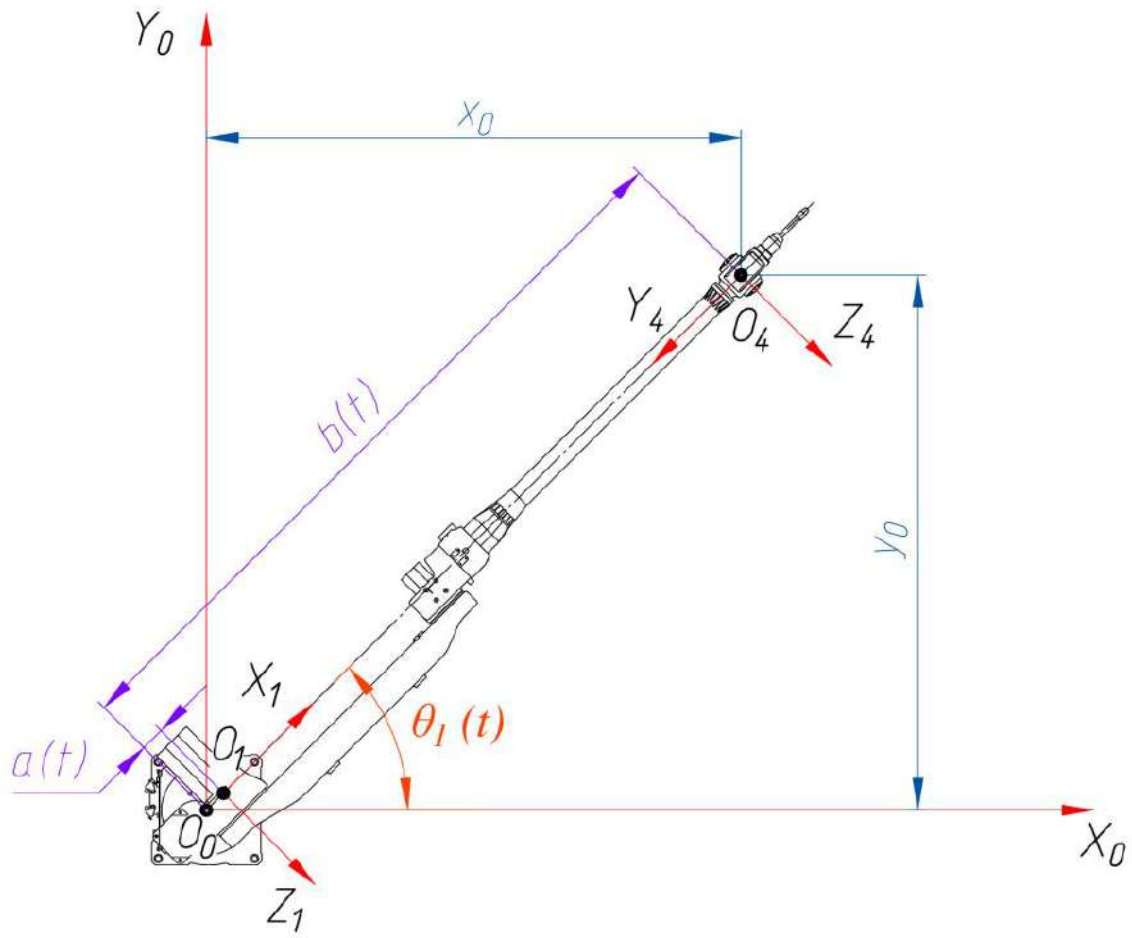


Рисунок Б.1 – Определение угла $\theta_1(t)$ и векторов $\overrightarrow{a(t)}$, $\overrightarrow{b(t)}$

По Рисунку Б.2 векторы $\overrightarrow{c(t)}$, $\overrightarrow{d(t)}$ определяются выражениями:

$$\overrightarrow{c(t)} = p_4^0(t) - \overrightarrow{a(t)} = \begin{bmatrix} c(t)_x \\ c(t)_y \\ c(t)_z \end{bmatrix}, \quad (\text{Б.31})$$

$$\overrightarrow{d(t)} = p_4^0(t) - p_2^0(t) = \begin{bmatrix} d(t)_x \\ d(t)_y \\ d(t)_z \end{bmatrix}, \quad (\text{Б.32})$$

где $p_2^0(t) = \begin{bmatrix} x_2^0(t) \\ y_2^0(t) \\ z_2^0(t) \end{bmatrix}$.

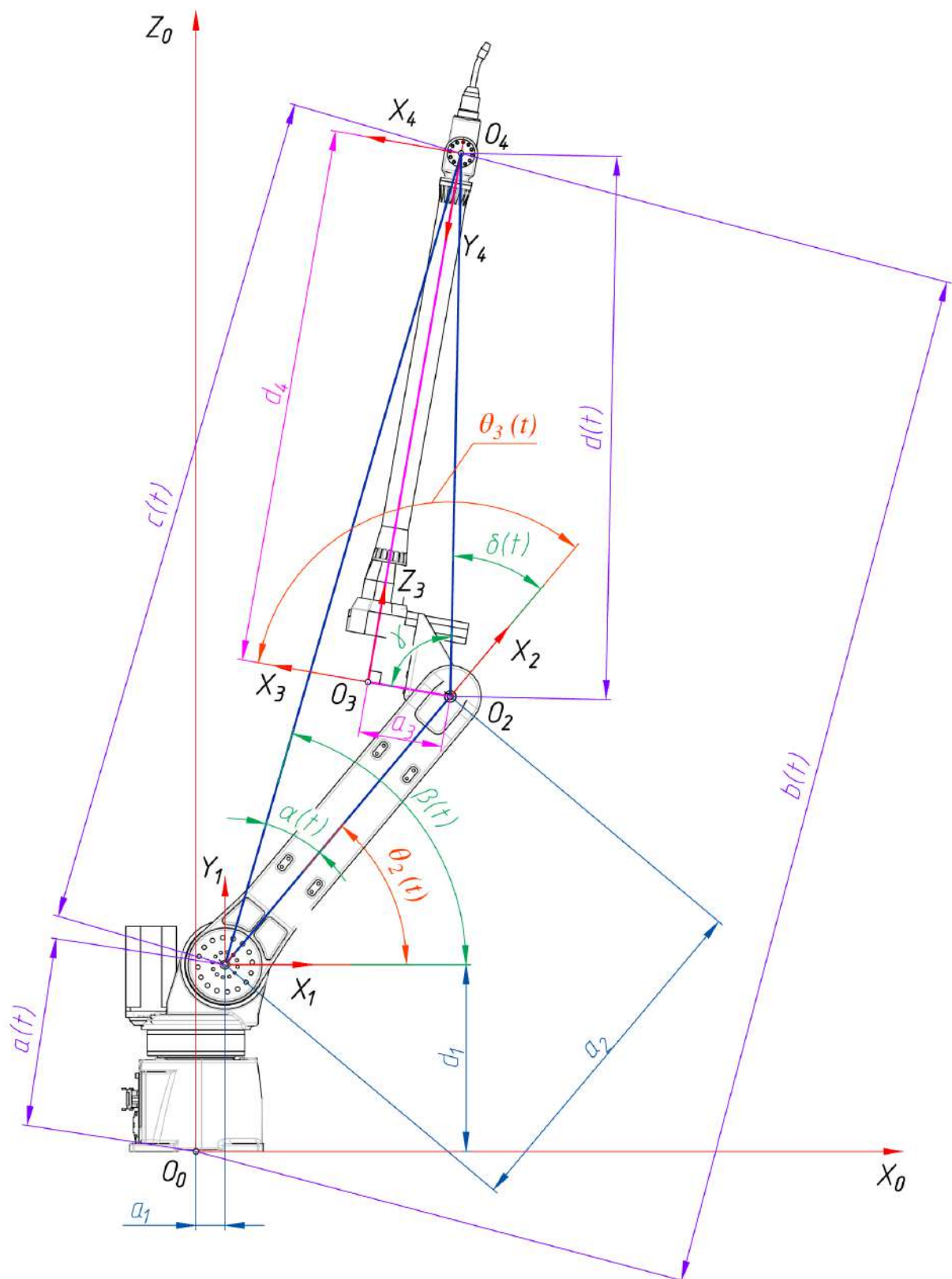


Рисунок Б.2 – Определение векторов $\vec{c}(t)$, $\vec{d}(t)$ и углов $\theta_2(t)$, $\theta_3(t)$.

Длины векторов $\overrightarrow{c(t)}$, $\overrightarrow{d(t)}$ соответственно равны:

$$c(t) = \sqrt{(c(t)_x)^2 + (c(t)_y)^2 + (c(t)_z)^2}, \quad (\text{Б.33})$$

$$d(t) = \sqrt{(d(t)_x)^2 + (d(t)_y)^2 + (d(t)_z)^2}, \quad (\text{Б.34})$$

Полупериметр $P(t)$ треугольника, образованный отрезками a_2 , $c(t)$, $d(t)$ равен:

$$P(t) = \frac{|a_2| + |d(t)| + |c(t)|}{2}. \quad (\text{Б.35})$$

Преобразовывая формулу Герона с теоремой косинусов и разности углов, получают выражения:

$$\sin \frac{\alpha(t)}{2} = \sqrt{\frac{(P(t) - |a_2|) \cdot (P(t) - |c(t)|)}{|a_2| \cdot |c(t)|}}, \quad (\text{Б.36})$$

$$\cos \frac{\alpha(t)}{2} = \sqrt{\frac{P(t) \cdot (P(t) - |d(t)|)}{|a_2| \cdot |c(t)|}}. \quad (\text{Б.37})$$

Следовательно, угол $\alpha(t)$ равняется:

$$\alpha(t) = 2 \cdot \text{atan2} \left(\sin \frac{\alpha(t)}{2}, \cos \frac{\alpha(t)}{2} \right). \quad (\text{Б.38})$$

Исходя из Рисунка Б.2, угол $\beta(t)$ определяется выражениями:

$$\sin \beta(t) = \frac{\overrightarrow{X_1^0(t)} \times \overrightarrow{c(t)} \cdot \overrightarrow{Z_1^0(t)}}{|c(t)|}, \quad (\text{Б.39})$$

$$\cos \beta(t) = \frac{\overrightarrow{X_1^0(t)} \cdot \overrightarrow{c(t)}}{|c(t)|}, \quad (\text{Б.40})$$

$$\beta(t) = \text{atan2}(\sin \beta(t), \cos \beta(t)), \quad (\text{Б.41})$$

где $\overrightarrow{X_1^0(t)} = \begin{bmatrix} r_{11}(t) \\ r_{21}(t) \\ r_{31}(t) \end{bmatrix}$ – вектор матрицы вращения оси X_1 относительно базовой СК.

Обобщенная координата $\theta_2(t)$ с учетом индекса конфигурации $k_e(t)$ определяется разностью двух углов $\alpha(t)$, $\beta(t)$:

$$\theta_2(t) = \beta(t) - k_e(t) \cdot \alpha(t). \quad (\text{Б.42})$$

По Рисунку Б.2 угол $\delta(t)$ определяется выражением:

$$\sin \delta(t) = \frac{\overrightarrow{X_2^0(t)} \times \overrightarrow{d(t)} \cdot \overrightarrow{Z_2^0(t)}}{|d(t)|}, \quad (\text{Б.43})$$

$$\cos \delta(t) = \frac{\overrightarrow{X_2^0(t)} \cdot \overrightarrow{d(t)}}{|d(t)|}, \quad (\text{Б.44})$$

$$\delta(t) = \text{atan2}(\sin \delta(t), \cos \delta(t)), \quad (\text{Б.45})$$

где $\overrightarrow{Z_2^0(t)} = \begin{bmatrix} r_{13}(t) \\ r_{23}(t) \\ r_{33}(t) \end{bmatrix}$ – вектор матрицы вращения оси Z_2 относительно базовой СК.

Угол $\gamma(t)$ определяется из прямоугольного треугольника, образованного отрезками $d_4, a_3, |d(t)|$:

$$\sin \gamma(t) = \frac{d_4}{|d(t)|}, \quad (\text{Б.46})$$

$$\cos \gamma(t) = \frac{a_3}{|d(t)|}, \quad (\text{Б.47})$$

$$\gamma(t) = \text{atan2}(\sin \gamma(t), \cos \gamma(t)), \quad (\text{Б.48})$$

Стороны треугольника $d_4, a_3, |d(t)| = \text{const}$, то и угол $\gamma(t) = \text{const}$.

Обобщенная координата $\theta_3(t)$:

$$\theta_3(t) = \delta(t) + \gamma(t). \quad (\text{Б.49})$$

Вектор матрицы вращения оси Z_4 относительно базовой СК с индексом конфигурации $k_w(t)$ имеет вид:

$$\overrightarrow{Z_4^0(t)} = k_w(t) \cdot \frac{\overrightarrow{Z_6^0(t)} \times \overrightarrow{Z_3^0(t)}}{\sqrt{1 - \left(\overrightarrow{Z_6^0(t)} \cdot \overrightarrow{Z_3^0(t)} \right)^2}}. \quad (\text{Б.50})$$

По кинематической схеме (Рисунок 4.3) обобщенная координата $\theta_4(t)$:

$$\sin \theta_4(t) = \left(\overrightarrow{Z_2^0(t)} \times \overrightarrow{Z_4^0(t)} \right) \cdot \overrightarrow{Z_3^0(t)}, \quad (\text{Б.51})$$

$$\cos \theta_4(t) = \overrightarrow{Z_2^0(t)} \cdot \overrightarrow{Z_4^0(t)}, \quad (\text{Б.52})$$

$$\theta_4(t) = \text{atan2}(\sin \theta_4(t), \cos \theta_4(t)). \quad (\text{Б.53})$$

Аналогично определяется обобщенная координата $\theta_5(t)$:

$$\sin \theta_5(t) = (\overrightarrow{Z_3^0(t)} \times \overrightarrow{Z_6^0(t)}) \cdot \overrightarrow{Z_4^0(t)}, \quad (\text{Б.54})$$

$$\cos \theta_5(t) = \overrightarrow{Z_3^0(t)} \cdot \overrightarrow{Z_6^0(t)}, \quad (\text{Б.55})$$

$$\theta_5(t) = \text{atan2}(\sin \theta_5(t), \cos \theta_5(t)), \quad (\text{Б.56})$$

Для обобщенной координаты $\theta_6(t)$ справедливы выражения:

$$\sin \theta_6(t) = (\overrightarrow{Z_4^0(t)} \times \overrightarrow{Y_6^0(t)}) \cdot \overrightarrow{Z_6^0(t)}, \quad (\text{Б.57})$$

$$\cos \theta_6(t) = \overrightarrow{Z_4^0(t)} \cdot \overrightarrow{Y_6^0(t)}, \quad (\text{Б.58})$$

где $\overrightarrow{Y_6^0(t)} = \begin{bmatrix} r_{12}(t) \\ r_{22}(t) \\ r_{32}(t) \end{bmatrix}$ – вектор матрицы вращения оси Y_6 относительно базовой СК.

Обобщенная координата $\theta_6(t)$:

$$\theta_6(t) = \text{atan2}(\sin \theta_6(t), \cos \theta_6(t)). \quad (\text{Б.59})$$

Кинематика скоростей

Для построения и последующего управления траектории движения рабочего органа необходимо определение скоростей звеньев манипулятора. Сочленения вращательного типа имеют линейную и угловую составляющие:

$$\overrightarrow{\vartheta_i^0(t)} = J_{\vartheta_i}(q(t))\dot{q}_i(t), \quad (\text{Б.60})$$

$$\overrightarrow{\omega_i^0(t)} = J_{\omega_i}(q(t))\dot{q}_i(t), \quad (\text{Б.61})$$

где $\vartheta_i(t)$ – линейная скорость i -го звена, $\omega_i(t)$ – угловая скорость i -го звена, $J_{\vartheta}(q(t))$ и $J_{\omega}(q(t))$ – линейная и угловая составляющая матрицы Якоби, $\dot{q}_i(t)$ – производная обобщенной координаты по времени t .

Матрица Якоби представляет набор частных производных функций линейных и угловых перемещений по переменным обобщенным координатам $\theta_i(t)$:

$$J(q(t)) = \begin{bmatrix} J_{\vartheta_1}(q_1(t)) & \cdots & J_{\vartheta_n}(q_n(t)) \\ J_{\omega_1}(q_1(t)) & \cdots & J_{\omega_n}(q_n(t)) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial x}{\partial q_1} & \cdots & \frac{\partial x}{\partial q_n} \\ \frac{\partial y}{\partial q_1} & \cdots & \frac{\partial y}{\partial q_n} \\ \frac{\partial z}{\partial q_1} & \cdots & \frac{\partial z}{\partial q_n} \\ \frac{\partial \theta}{\partial q_1} & \cdots & \frac{\partial \theta}{\partial q_n} \\ \frac{\partial \phi}{\partial q_1} & \cdots & \frac{\partial \phi}{\partial q_n} \\ \frac{\partial \psi}{\partial q_1} & \cdots & \frac{\partial \psi}{\partial q_n} \end{bmatrix}. \quad (\text{Б.62})$$

Результатом вычисления частной производной из матрицы преобразования (4.2) для линейной составляющей матрицы Якоби является выражение:

$$J_{\vartheta_i}(t) = \overrightarrow{Z_{i-1}^0(t)} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \times \left[\overrightarrow{p_n^0(t)} - \overrightarrow{p_{i-1}^0(t)} \right], \quad (\text{Б.63})$$

где $\overrightarrow{Z_{i-1}^0(t)} = \begin{bmatrix} r_{13}(t) \\ r_{23}(t) \\ r_{33}(t) \end{bmatrix}$ – вектор матрицы вращения по оси Z предшествующего

звена относительно базовой СК; $\overrightarrow{p_{i-1}^0(t)}$ – вектор линейного смещения предшествующего звена относительно базовой СК.

Ось вращения сочленения i совпадает с осью z_i , угловая составляющая матрицы Якоби определяется выражением:

$$J_{\omega_i}(t) = \overrightarrow{Z_{i-1}^0(t)} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}. \quad (\text{Б.64})$$

Скорость рабочего органа определяется как сумма скоростей сочленений манипулятора:

$$\vartheta_n^0(t) = \sum_{i=1}^n \vartheta_i^0(t) = \begin{bmatrix} \vartheta_x(t) \\ \vartheta_y(t) \\ \vartheta_z(t) \end{bmatrix}, \quad (\text{Б.65})$$

где $\vartheta_x(t)$, $\vartheta_y(t)$, $\vartheta_z(t)$ – линейные скорости рабочего органа по осям x , y , z соответственно;

$$\omega_n^0(t) = \sum_{i=1}^n \omega_i^0(t) = \begin{bmatrix} \omega_x(t) \\ \omega_y(t) \\ \omega_z(t) \end{bmatrix}, \quad (\text{Б.66})$$

где $\omega_x(t)$, $\omega_y(t)$, $\omega_z(t)$ – угловые скорости рабочего органа по осям x , y , z соответственно.

Определитель матрицы Якоби $\det J(q(t)) = 0$ и является вырожденной, невозможно вычисление обратной кинематической задачи скоростей в данной постановке.

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Расчет динамических характеристик манипулятора

Прямая задача динамики

Решение прямой задачи динамики заключается в определении скоростей и ускорений при действии сил и моментов. Вычисление скоростей и ускорений выполняется последовательно от 1-го до 6-го звена.

Угловая скорость $\overrightarrow{\omega_i(t)}$ ускорение $\overrightarrow{\dot{\omega}_i(t)}$ i -го звена относительно местной СК определяется выражениями [35]:

$$\overrightarrow{\omega_i(t)} = (R_i^{i-1}(t))^T \left[\overrightarrow{\omega_{i-1}(t)} + \dot{q}_i(t) \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \right], \quad (\text{B.1})$$

$$\overrightarrow{\dot{\omega}_i(t)} = (R_i^{i-1}(t))^T \left[\overrightarrow{\dot{\omega}_{i-1}(t)} + \ddot{q}_i(t) \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \dot{q}_i(t) \cdot \overrightarrow{\omega_{i-1}(t)} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \right], \quad (\text{B.2})$$

где $R_i^{i-1}(t)$ – матрица вращения от СК $i-1$ -го звена к СК i -го звена; $\ddot{q}_i(t)$ – вторая производная обобщенной координаты по времени t ; $\overrightarrow{\omega_{i-1}(t)}$ – вектор угловой скорости $i-1$ -го звена, рад/с; $\overrightarrow{\dot{\omega}_{i-1}(t)}$ – вектор углового ускорения $i-1$ -го звена, рад/с².

Линейная скорость $\overrightarrow{\vartheta_i(t)}$ и ускорение $\overrightarrow{a_i(t)}$ i -го звена относительно местной СК определяется по формулам [35]:

$$\overrightarrow{\vartheta_i(t)} = (R_i^{i-1}(t))^T \left[\overrightarrow{\vartheta_{i-1}(t)} + \left[\overrightarrow{\omega_{i-1}(t)} + \dot{q}_i(t) \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \right] \times \overrightarrow{p_i^{i-1}(t)} \right], \quad (\text{B.3})$$

$$\overrightarrow{a_i(t)} = (R_i^{i-1}(t))^T \left[\overrightarrow{a_{i-1}(t)} + \overrightarrow{\dot{\omega}_i(t)} \times \overrightarrow{p_i^{i-1}(t)} + \overrightarrow{\omega_i(t)} \times [\overrightarrow{\omega_i(t)} \times \overrightarrow{p_i^{i-1}(t)}] \right], \quad (\text{B.4})$$

где $\overrightarrow{\vartheta_{l-1}(t)}$ – вектор скорости $i-1$ -го звена, м/с; $\overrightarrow{p_i^{l-1}(t)} = \begin{bmatrix} p_x(t) \\ p_y(t) \\ p_z(t) \end{bmatrix}$ – координаты

вектора из O_{i-1} в O_i в СК $i-1$ -го звена, м; $\overrightarrow{a_{l-1}(t)}$ – вектор линейного ускорения $i-1$ -го звена, м/с².

Линейная скорость $\overrightarrow{\vartheta_{c,l}(t)}$ и ускорение $\overrightarrow{a_{c,l}(t)}$ ЦМ i -го звена относительно местной СК [35]:

$$\overrightarrow{\vartheta_{c,l}(t)} = \overrightarrow{\vartheta_l(t)} + \overrightarrow{\omega_l(t)} \times \overrightarrow{r_{l,c_l}}, \quad (\text{B.5})$$

$$\overrightarrow{a_{c,l}(t)} = \overrightarrow{a_l(t)} + \overrightarrow{\dot{\omega}_{l-1}(t)} \times \overrightarrow{r_{l,c_l}} + \overrightarrow{\omega_l(t)} \times [\overrightarrow{\omega_l(t)} \times \overrightarrow{r_{l,c_l}}]. \quad (\text{B.6})$$

Для любого момента времени t скорости и ускорения звена 0 (основания) равны нулю:

$$\overrightarrow{\vartheta_0(t)} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}; \overrightarrow{a_0(t)} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}; \overrightarrow{\omega_0(t)} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}; \overrightarrow{\dot{\omega}_0(t)} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (\text{B.7})$$

Решением прямой задачи динамики является вычисление значений скоростей и ускорений звеньев в собственной СК. Полученные результаты используются для решения обратной задачи динамики.

Обратная задача динамики

Решение обратной задачи динамики заключается в определении сил и моментов, развиваемых приводами при движении по заданному закону движения. Вычисление сил и моментов выполняется последовательно от 6-го до 1-го звена.

На основе соотношений (4.4), (4.5) возможно определение выражений для сил и моментов для каждого звена в собственном СК:

$$\overrightarrow{f_i(t)} = \overrightarrow{f_{i+1}(t)} + m_i (\overrightarrow{a_{c_i}(t)} - \overrightarrow{g(t)}), \quad (\text{B.8})$$

$$\begin{aligned} \overrightarrow{\tau_i(t)} = & \overrightarrow{\tau_{i+1}(t)} - \overrightarrow{f_i(t)} \times \overrightarrow{r_{i-1,c_i}} + \overrightarrow{f_{i+1}(t)} \times \overrightarrow{r_{i,c_i}} + I_i \overrightarrow{\dot{\omega}_i(t)} + \\ & + \overrightarrow{\omega_i(t)} \times [I_i \overrightarrow{\omega_i(t)}], \end{aligned} \quad (\text{B.9})$$

Вектор ускорения свободного падения $\overrightarrow{g}(t)$ для i -го звена определяется выражением:

$$\overrightarrow{g}(t) = (R_i^0(t))^T \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \cdot (-g_0), \quad (\text{В.10})$$

где g_0 – ускорение свободного падения на поверхности планеты, м/с^2 .

Вероятно возникновение ускорений при орбитальных маневрах станции: набор/снижение высоты орбиты, разворот вокруг оси орбитального комплекса, стыковка/расстыковка космических кораблей, инерция от перемещений массивных объектов на станции. Учет дополнительных ускорений производится подстановкой значений в выражение (В.10) относительно базовой СК манипулятора:

$$\overrightarrow{g}(t) = (R_i^0(t))^T \cdot \begin{bmatrix} a_x^{\text{доп}} \\ a_y^{\text{доп}} \\ a_z^{\text{доп}} \end{bmatrix}, \quad (\text{В.11})$$

где $a_x^{\text{доп}}$, $a_y^{\text{доп}}$, $a_z^{\text{доп}}$ – дополнительные ускорения, м/с^2 .

В Таблице В.1 представлены значения тензоров инерции I_i звеньев относительно местной СК звена и радиус-векторов $\overrightarrow{r_{l-1,c_l}}$, $\overrightarrow{r_{l,c_l}}$, $\overrightarrow{r_l^0}$ для решения прямой и обратной задачи динамики манипулятора. Значения получены расчетно в модуле анализа массовых характеристик в САПР «PTC Creo 7.0». Масса звеньев приведена в Таблице 4.2.

Таблица В.1 – Исходные данные для динамического моделирования

№ звена	Напр.	Тензор инерции, I_i , $\text{кг} \times \text{м}^2$			Радиус-вектор $\overrightarrow{r_{l-1,c_l}}$, м	Радиус-вектор $\overrightarrow{r_{l,c_l}}$, м	Радиус-вектор $\overrightarrow{r_l^0}$, м
1	X	0,8976	$-1,235 \times 10^{-1}$	$9,972 \times 10^{-2}$	0,010	-0,065	0,010
	Y	-0,1235	1,667	$2,559 \times 10^{-2}$	0,019	-0,015	0,019
	Z	$1,624 \times 10^{-3}$	$2,424 \times 10^{-3}$	1,047	0,464	-0,019	0,464
2	X	$3,472 \times 10^{-1}$	$5,834 \times 10^{-7}$	$7,891 \times 10^{-1}$	0,63	-0,269	0,705
	Y	$5,834 \times 10^{-7}$	4,553	0	0	0	-0,105
	Z	$7,891 \times 10^{-1}$	0	4,313	0,106	0,106	0,480

Продолжение Таблицы В.1

3	X	$3,373 \times 10^{-1}$	$-3,562 \times 10^{-2}$	$9,145 \times 10^{-2}$	0,109	-0,101	1,084
	Y	$-3,562 \times 10^{-2}$	$6,3 \times 10^{-1}$	$2,027 \times 10^{-2}$	0,114	-0,011	0,011
	Z	$9,145 \times 10^{-2}$	$2,027 \times 10^{-2}$	$3,540 \times 10^{-1}$	-0,011	0,109	0,593
4	X	3,988	0	0	0	0	1,792
	Y	0	$1,188 \times 10^{-2}$	0	0	0,563	0
	Z	0	0	3,985	0,817	0	0,695
5	X	$4,91 \times 10^{-3}$	0	0	0	0	2,432
	Y	0	$4,804 \times 10^{-3}$	0	-0,078	0	0
	Z	0	0	$5,756 \times 10^{-4}$	0	0,078	0,695
6	X	$2,765 \times 10^{-2}$	0	$3,171 \times 10^{-3}$	-0,001	0,019	2,490
	Y	0	$2,803 \times 10^{-2}$	0	0	0	0
	Z	$3,171 \times 10^{-3}$	0	$5,893 \times 10^{-4}$	0,135	-0,155	0,693

Полная кинетическая энергия манипулятора относительно базовой СК определяется выражением [35]:

$$K(t) = \sum_{i=1}^6 K_i(t) = \frac{1}{2} m_i \left| \overrightarrow{\vartheta_i^0(t)} \right|^2 + \frac{1}{2} \overrightarrow{\omega_i^0(t)^T} I_i^0 \overrightarrow{\omega_i^0(t)}, \quad (\text{B.12})$$

где $I_i^0 = R_i^0(t) \cdot I_i \cdot R_i^0(t)^T$ – тензор инерции i -го звена относительно базовой СК.

Полная потенциальная энергия относительно базовой СК [35]:

$$P(t) = \sum_{i=1}^6 P_i(t) = m_i \overrightarrow{g_0^0}^T T_i^0(t) \overrightarrow{r_i^0} \quad (\text{B.13})$$

$\overrightarrow{r_i^0} = [r_x^0 \quad r_y^0 \quad r_z^0 \quad 1]^T$ – радиус-вектор, проведенный к центру масс i -го звена от O_0 в базовой СК; $\overrightarrow{g_0^0}^T = [0 \quad 0 \quad -g_0 \quad 0]$ – вектор ускорения свободного падения вида 4×1 .

При действии дополнительных ускорений в процессе орбитального полета вектор $\overrightarrow{g_0^0}^T$ имеет вид:

$$\overrightarrow{g_0^0}^T = [a_x^{\text{доп}} \quad a_y^{\text{доп}} \quad a_z^{\text{доп}} \quad 0]. \quad (\text{B.14})$$