

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации  
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования  
**АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ**  
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)

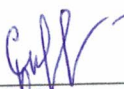
Институт компьютерных и инженерных наук  
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы  
Специальность 24.05.01 – Проектирование, производство и эксплуатация ракет и  
ракетно – космических комплексов  
Специализация – Пилотируемые и автоматические космические аппараты и си-  
стемы

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ  
Зам. зав. кафедрой  
В.В. Соловьев  
« 29 » 01 2024г

**ДИПЛОМНАЯ РАБОТА**

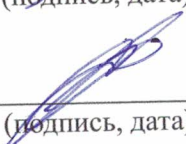
на тему: Разработка радиолокатора для автоматической межпланетной станции с  
миссией исследования Венеры

Исполнитель  
студент группы 8111 – ос

  
\_\_\_\_\_  
(подпись, дата)

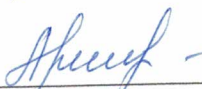
В.А. Скрипаленко

Руководитель  
доцент канд. техн. наук

  
\_\_\_\_\_  
(подпись, дата)


В.В. Соловьев

Консультант по БЖД  
доцент канд. техн. наук

  
\_\_\_\_\_  
(подпись, дата)

А.В. Козырь

Руководитель практики от вуза  
старш. препод. каф. СиТРК

  
\_\_\_\_\_  
(подпись, дата)

М.А. Аревкин

Рецензент

  
\_\_\_\_\_  
(подпись, дата)

Д.С. Умрилов

Благовещенск 2024

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации  
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования  
**АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ**  
**(ФГБОУ ВО «АмГУ»)**

Институт компьютерных и инженерных наук  
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы

УТВЕРЖДАЮ

Зам. зав. кафедрой

В.В. Соловьев

«29» 01 2024г

**ЗАДАНИЕ**

К выпускной квалификационной работе студента Скрипаленко Валерии Андреевны

1. Тема выпускной квалификационной работы: Разработка радиолокатора для автоматической межпланетной станции с миссией исследования Венеры.

учреждена приказом от 19.12.2023 № 3381-уч

2. Срок сдачи студентом законченной работы 01.02.2024г.

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: круговая орбита Земли, высота которой  $H = 200$  км, круговая орбита вокруг поленты цели, высота которой  $H = 500$  км.

4. Содержание выпускной квалификационной работы (перечень подлежащих разработке вопросов): выбор прототипа АМС, описание работы и компоновка АМС, баллистический расчет Земля – Венера, расчет характеристик радиолокации, технологический процесс создания ферменной конструкции крепления радиолокатора, безопасность и экологичность аргонодуговой сварки, экономическая часть.

5. Перечень материалов приложения: титульный лист, цели и задачи, характеристики радиолокационных радаров для исследования Венеры, характеристики радаров радиолокационного исследования Земли, зависимость мощности от

массы радара, зависимость разрешения от мощности радара, зависимость разрешения от площади радиолокационной антенны, зависимость массы от потребляемой мощности РСА, зависимость разрешения в маршрутном режиме от потребляемой мощности РСА, зависимость разрешения в прожекторном режиме от потребляемой мощности РСА, зависимость разрешения в режиме Скансар от потребляемой мощности РСА, зависимость разрешения в МР от площади антенны, схема перелетной орбиты Земля – Венера в гелиоцентрической системе координат, результаты расчета характеристик РСА, характеристики антенны Кассегрена, массовая сводка КА, описание технологического процесса сборки и сварки ферменной конструкции, модель АМС, модель радиолокационной антенны Кассегрена, модель АМС в КГЧ, схема технологического членения АМС.

6. Консультанты по выпускной квалификационной работе (с указанием относящихся к ним разделов): Консультант по БЖД Козырь А.В, доцент, канд. техн. наук.

7. Дата выдачи задания 30.12.2023 г.

Руководитель выпускной квалификационной работы: Соловьев Владислав Викторович, доцент, канд. техн. наук.

Задание принял к исполнению (дата) SPK' 29.12.2023

## РЕФЕРАТ

Дипломная работа содержит 87 с., 10 рисунков, 20 таблиц, 2 приложения, 16 источников.

### АВТОМАТИЧЕСКАЯ МЕЖПЛАНЕТНАЯ СТАНЦИЯ, ВЕНЕРА, РАДИОЛОКАЦИЯ, АРГОНОДУГОВАЯ СВАРКА, АНТЕННА КАССЕГРЕНА, СОЮЗ – 2.1А

В данной работе представлены результаты проектирования радиолокатора с использованием синтезированной апертуры для космического аппарата, который предназначен для осуществления полета на планету Венера, баллистический расчет, осуществлён для определения оптимальной орбиты полета космического аппарата к Венере, также выполнен расчет характеристик радиолокатора.

Цель работы – проектирование радиолокатора с синтезированной апертурой к автоматической межпланетной станции, предназначенной для картографирования Венеры

Для достижения поставленной цели произведено решение следующих задач:

1. баллистическое проектирование полета Земля – Венера;
2. расчет радиолокатора с синтезированной апертурой;
3. формирования состава бортовых систем автоматической межпланетной станции.

## СОДЕРЖАНИЕ

Введение.....	9
1 Общая часть .....	11
1.1 Анализ прототипов.....	11
1.1.1 Пионер – Венера – 1.....	11
1.1.2 «Венера – 15», «Венера – 16» .....	15
1.1.3 Магеллан .....	18
1.2 Режимы работы космических РСА.....	22
1.2.1 Маршрутный режим обзора .....	22
1.2.2 Широкозахватный режим Скансар.....	23
1.2.3 Прожекторный режим обзора .....	24
1.2.4 Поляриметрические режимы радиолокационной съемки .....	25
1.2.5 Интерферометрическая радиолокационная съемка.....	26
1.3 Диапазоны частот, выделенные регламентом радиосвязи .....	27
1.4 Обзор радиолокаторов для исследования Венеры .....	28
1.5 Обзор радиолокаторов для исследования Земли.....	29
2 Специальная часть .....	31
2.1 Баллистический расчет Земля – Венера.....	31
2.1.1 Расчет скоростей перелета .....	33
2.1.2 Определение оптимальной даты старта.....	36
2.2 Расчет характеристик радиолокатора с синтезированной апертурой .....	39
2.2.1 Выбор частотных диапазонов космических радиолокаторов с синтезированной апертурой .....	40
2.2.2 Вычисление обзорных характеристик РСА.....	43
2.3 Описание АМС.....	55
2.4 Обзор бортовых систем .....	56
2.4.1 Бортовая вычислительная система .....	56
2.4.2 Бортовые радиокомплексы .....	57
2.4.3 Телеметрическая система .....	58

2.4.4 Двигательная установка.....	58
2.4.5 Система ориентации и стабилизации.....	59
2.4.6 Система электропитания и система терморегулирования .....	60
2.4.7 Система управления бортовой аппаратурой.....	60
2.5 РН для вывода АМС.....	61
3 Технологическая часть.....	62
3.1 Требования, предъявляемые к конструкции.....	62
3.2 Конструктивно – технологическое членение КА.....	64
3.3 Выбор материала силовой конструкции антенны и переходного отсека ..	64
3.4 Технологический процесс сборки переходной фермы.....	67
4 Безопасность и экологичность.....	75
4.1 Требования к организации рабочего места.....	76
4.2 Средства индивидуальной защиты.....	78
5 Экономическая часть .....	81
5.1 Постановка задачи.....	81
5.2 Стоимость разработки АМС .....	81
5.3 Стоимость изготовления АМС.....	82
Заключение.....	85
Библиографический список .....	86
Приложение А.....	88
Приложение Б .....	89



## ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

- АМС – автоматическая межпланетная станция;
- АФАР – активная фазированная антенная решетка;
- АФУ – антенно – фидерное устройство;
- БАКИС – бортовая аппаратура командно – измерительной системы;
- БВС – бортовая вычислительная система;
- БПФ – быстрое преобразование Фурье;
- БРК – бортовой радиокомплекс;
- В – вертикаль;
- ВИРСА – видеоимпульсные радиолокаторы с синтезированной апертурой;
- Г – горизонталь;
- ГО – головной обтекатель;
- ДНА – диаграмма направленности антенных устройств;
- ДН – диаграмма направленности;
- ДОР – диаграмма обратного рассеяния;
- ДУ – двигательная установка;
- ЗС – земные станции;
- КА – космический аппарат;
- КРЛИ – комплексное радиолокационное изображение;
- КТДУ – корректирующе – тормозная двигательная установка;
- КПИ – командно – программная информация;
- МР – маршрутный режим;
- НДМГ – несимметричный диметилгидразин;
- НКУ – наземный комплекс управления;
- НОО – низкая околоземная орбита;
- ОВЧ – очень высокие частоты;
- ПР – прожекторный режим;
- РЛС – радиолокационная станция;

РЛИ – радиолокационное изображение;  
РСА – радиолокатор с синтезированной апертурой;  
СБ – солнечная батарея;  
СС – скансар;  
СВЧ – сверхвысокие частоты;  
СОиС – система ориентации и стабилизации;  
СТР – система терморегулирования;  
СУБА – система управления бортовой аппаратурой;  
ТМС – телеметрическая система;  
УВЧ – ультравысокие частоты;  
УЭПР – удельная эффективная площадь рассеяния радиоволн;  
ЭМ – электромагнитный;  
ЭПР – эффективная поверхность рассеяния.



## ВВЕДЕНИЕ

Венера, вторая планета от Солнца, занимает особое положение среди планет земной группы, поскольку ее характеристики наиболее схожи с Земными. Например, средний радиус поверхности Венеры на 6% меньше земной и составляет 6052 км, а Земли 6371 км, а масса Венеры ( $4,87 \cdot 10^{24}$  кг), что на 19% меньше Земной ( $5,97 \cdot 10^{24}$ ). Исследование поверхности Венеры представляет отличную возможность для изучения геологических процессов, которые могут быть на нашей планете.

Анализ поверхности в различных диапазонах, например, в оптическом, радио – и инфракрасном диапазоне, является одним из основных подходов к изучению планет.

Оптические исследования имеют высокую разрешающую способность и позволяют наглядно представить данные, но они ограничены в случае непрозрачности атмосферы. в инфракрасном диапазоне получают более детальные изображения, но на больших расстояниях от поверхности наблюдаемого объекта они ограничены из – за сильного поглощения волн в атмосфере.

В 1930 – х годах начались радиоисследования планет с Земли, а с 1946 г. исследования проводились с помощью радиолокации. Однако, радиоисследования, проводимые с Земли, не позволяли полностью исследовать планеты, они не обеспечивали подробного изучения состава и структуры их атмосферы, а также создания детальных карт рельефа. Для подробного изучения строения планет стали использовать радиолокаторы для миссий таких, как зондирование атмосферы и подповерхностного слоя, а также картографирования поверхности.

В результате миссий с использованием радиолокации можно:

– получить изображения, не зависящие от освещенности и погоды, а также от облачного покрова, который может стать препятствием для оптической и инфракрасной съемки;

– определить диэлектрические свойства поверхностного и подповерхностного слоя;

– сформировать высотные профили планеты.

На сегодняшний день остаются актуальными научные задачи высокодетального картографирования планет, исследования атмосферы, а также получения данных о структуре их поверхности и подповерхностных слоях. Применение радиолокации в составе аппаратуры КА позволяет сформировать карты поверхностей планет, вследствие этого можно планировать места посадки межпланетных миссий.

Венера имеет очень плотную атмосферу, состоящую в основном из углекислого газа, что затрудняет изучение ее поверхности. Поэтому для картографирования данной планеты больше всего подходят радиолокационные исследования.

На основе высказанного ранее была поставлена цель: разработка радиолокатора с синтезированной апертурой для автоматической межпланетной станции (АМС), которая предназначена для картографирования Венеры.

Для достижения поставленной цели произведено решение следующих задач:

1. баллистическое проектирование полета Земля – Венера;
2. расчет радиолокатора с синтезированной апертурой;
3. формирования состава бортовых систем автоматической межпланетной станции.

## 1 ОБЩАЯ ЧАСТЬ

### 1.1 Анализ прототипов

#### 1.1.1 Пионер – Венера – 1

Программа Пионер Венера была разработана с целью систематического и всестороннего исследования планеты Венера. В рамках этой программы были разработаны и запущены два космических аппарата: Пионер – Венера – 1 и Пионер – Венера – 2. Космический аппарат Пионер – Венера – 1 был оснащен рядом приборов и инструментов, позволяющих собирать информацию о составе атмосферы планеты, ее структуре и топографии поверхности. Особое внимание уделялось использованию картографического радара, способного проникать сквозь облака и раскрывать детали поверхности Венеры.

20 мая 1978 года с мыса Канаверал был запущен космический аппарат Пионер – Венера – 1. После запуска, 4 декабря 1978 года, он вышел на орбиту Венеры.

##### 1.1.1.1 Механическая конфигурация Пионер – Венера – 1

Основное тело космического аппарата имело геометрическую форму цилиндра с диаметром 2,5 метра и высотой 1,2 метра. Вокруг периметра цилиндрического корпуса был установлен цилиндрический массив солнечных батарей. Такой вид массива был выбран в связи с ориентацией космического аппарата: он был спин – стабилизированным с осью вращения, перпендикулярной плоскости эклиптики. Номинальная скорость вращения космического аппарата составляла 15 об/мин во время полета к Венере и 5 об/мин в орбите.

Основным структурным компонентом была тяговая труба, которая имела форму усеченного конуса. Тяговая труба представляла собой внутреннюю структуру, размещенную внутри цилиндрической оболочки и соединенную с опорными трубами. Большой диаметр тяговой трубы находился внизу космического аппарата. Один конец тяговой трубы соединялся с крепежным элементом космического аппарата, который обеспечивал его надежное закрепление во время запуска.

Электроника для систем космического аппарата и экспериментов установлена на верхней части рамки. Рамка представляет собой круглую пластину из гексагонального сотового материала толщиной два дюйма с алюминиевыми лицевыми пластинами.

Солнечные батареи были прикреплены к цилиндрической структурной оболочке из алюминиевого гексагонального сотового материала диаметром 1,5 метра и высотой 1,2 метра.

Мачта на верхушке космического аппарата удерживала параболическую антенну с высоким коэффициентом усиления и две направленные антенны. Мачта поддерживалась подшипником, позволяющим параболической антенне быть направленной на Землю при вращении космического аппарата под нею.

Твердотопливный ракетный двигатель, был установлен внутри тяговой трубы. Форсунка ракетного двигателя была направлена в противоположном направлении от мачты. Два бака, содержащие гидразиновое топливо для маневренных газовых сопел, были установлены внутри тяговой трубы.

В конструкции космического аппарата была использована (4,7 м.) длинная штанга, которая служила для удерживания трех элементов магнитометра. Во время запуска штанга складывалась. Два магнитометра были размещены около конца штанги: один был ориентирован параллельно оси вращения, а другой – перпендикулярно ей. Третий магнитометр находился на треть расстояния вниз по штанге и был направлен под углом 45 градусов к оси вращения. В верхней передней части космического аппарата была расположена антенна для радарной картографии поверхности.

Тепловой контроль был важным аспектом для космического аппарата, поскольку солнечное излучение вблизи Венеры составляет 2601 ватт на квадратный метр по сравнению с 1361 ваттом на квадратный метр у Земли. Тепловое одеяло, состоящее из 15 слоев алюминизированного каптона, было установлено над рамкой оборудования для защиты внутренней части от нагрева. Листы каптона были

алюминизированы с одной стороны и скручены, чтобы создать маленькие промежутки между слоями. Нагреватели предусматривались на нескольких компонентах для поддержания допустимого диапазона температур для оборудования.

Масса космического аппарата при запуске с Земли составляла 582 кг. Вес включал 43 кг научных приборов.

#### 1.1.1.2 Радар для картографирования поверхности

Радар картографирования поверхности имел два режима работы: режим радиовысотомера и режим бокового обзора. Режим радиовысотомера использовался для формирования топографических данных с поверхности в суборбитальной точке. Режим бокового обзора использовался для получения радиолокационных карт местности низкого разрешения под углами в сторону суборбитальной трассы. В режиме радиовысотомера использовался импульсный радар для измерения изменений высоты поверхности в суборбитальной точке во время движения космического корабля вокруг Венеры.

Радар должен был находиться на расстоянии примерно 4700 км от поверхности, чтобы иметь достаточное соотношение сигнал/шум для точных измерений высоты. Это ограничение, а также наклон орбиты ограничивали широту измерений радаром между 74 градусами северной широты и 61 градусом южной широты. Около 92% поверхности Венеры находится между этими пределами широты и было нанесено на карту радиовысотомером.

Антенна представляла собой отражатель, установленный на краю цилиндрического космического корабля на том конце, на котором находилась антенна с высоким коэффициентом усиления. Диаметр рефлектора составлял 35 сантиметров. Ширина луча антенны составляла 25 градусов в плоскости, параллельной оси вращения, и 29 градусов в плоскости, перпендикулярной оси вращения. Усиление антенны составило 15 дБ. Положение антенны во время обращения по орбите менялось так, чтобы луч антенны был перпендикулярен поверхности Венеры в суборбитальной точке. Например, положение антенны составляло 90 градусов от оси вращения, когда космический корабль пролетал над экватором Венеры.

В режиме радиовысотомера полученный двухфазный модулированный импульс декодировался и подавался на коррелятор. Данные о скорости от генератора эфемерид использовались для настройки частоты приемника с учетом доплеровского сдвига отраженного сигнала.

Точность измерения высоты была лучше 200 метров. Размер зоны измерения высоты в суборбитальной точке составил около 10 км при высоте КА 200 км и около 50 км при высоте КА 4700 км.

Режим бокового обзора мог быть использован только на высотах ниже 550 км, где достигалось адекватное соотношение сигнал/шум. В этом режиме радар передавал немодулированный импульс с длительностью 128 мкс и интервалом повторения импульсов 5280 мкс. Режим бокового обзора был активен в течение интервала вращения корабля непосредственно перед достижением луча антенны суборбитальной точки.

Выход приемника в режиме формирования изображений представлял собой квадратурную пару. Каждый канал подавался на аналого – цифровой преобразователь, и полученные цифровые сигналы были разделены на восемь последовательных интервалов диапазона. Квадратурные сигналы для каждого интервала диапазона обрабатывались с помощью восьмиточечного быстрого преобразования Фурье (БПФ) для извлечения информации об амплитуде в восьми интервалах доплеровской частоты. Полученные амплитуды 64 дальномерных/доплеровских ячеек были телеметрически переданы на Землю и использованы для создания радиолокационных изображений низкого разрешения поверхности. Разрешение снимков составляло около 20 км на наименьших высотах и около 40 км на больших высотах.



Рисунок 1 – Конструкция Пионер – Венера – 1

### 1.1.2 «Венера – 15», «Венера – 16»

Таблица 1 – Характеристики КА «Венера – 15», «Венера – 16»

Параметр	Значение/описание
Стартовая масса, кг	
«Венера – 15»	5250
«Венера – 16»	5300
Ракета – носитель	«Протон – К»
Дата запуска	
«Венера – 15»	02.06.1983 г.
«Венера – 16»	7.06.1983 г.
Габариты, м	
Диаметр	1,1
Высота	5
Тип передатчика	Лампа бегущей волны
Мощность	80
Тип передаваемого сигнала	Импульсно – кодовая модуляция
Скорость передачи сигнала, кбит/с	108
Антенна	
Тип 1	Зеркальная параболическая (параболический цилиндр) с синтезированной аппаратурой



Диаметр, м	1,4 x 6 (эквивалентен размеру антенны – 70 м)
Масса, кг	
Тип 2	Продолжение таблицы 1 Параболическая антенна радиовысотомера
Диаметр, м	
Тип 3	
Диаметр, м	Параболическая антенна радиолонии (рабочая длина волны – 5 см) 2,6
Пространственное разрешение радиолокатора с синтезированной аппаратурой, км	1
Точность определение высоты	230

Цель экспедиции: получение карты поверхности Венеры, а также ее приполярных областей северного полушария, с использованием радиолокации.

Задачи экспедиции: приобретение изображений полярной области и северной с разрешением 1,5 – 2 км, профиля высот рельефа, а также выполнение стереоскопической съемки некоторых участков, сводка радиотепловой карты и установление диэлектрических свойств грунтовой поверхности, исследование атмосферы путем радиопросвечивания и с помощью инфракрасного Фурье – спектрометра.

КА имели радиолокатор. Для съемки Венеры предполагалось воспользоваться методом бистатической радиолокации. КА были оснащены радиолокатором с синтезированной аппаратурой (РСА) «Плюс– В», который имел длину волны 8 см, а также радиовысотомером «Омега», представляющий из себя параболическую антенну [9].

Ракета – носитель с КА «Венера – 15» стартовал с космодрома Байконур 2 июня 1983 г. Старт к Венере произведен с промежуточной околоземной орбиты.

10 октября 1983 г. КА «Венера – 15» вышел на орбиту искусственного спутника Венеры.

Радиолокационное исследование поверхности Венеры велось в перицентре. Оно начиналась на широте 80 градусов за северным полюсом и закачивалась на широте 30 градусов. Полоса изображения получалась длиной 7500 км и шириной 120 км, за 16 минут. Рабочий диапазон высот радиолокационной системы составлял от 1000 до 2000 км. Однако площадь съемки наращивалась 1,5 градусов каждые сутки из – за вращения планеты вокруг оси.

Карта северного полюса планеты сделана по схеме, суть которой заключалась в том, что ось X смотрит на подспутниковую точку, при этом отклоняется от плоскости орбиты примерно на 20 градусов. Благодаря этой схеме след радиолокатора проходил через северный полюс планеты.

7 января «Венера – 15» на связь не вышла.

РН с КА «Венера – 16» стартовала с космодрома Байконур 7 июня 1983 г. Старт к планете произведен с промежуточной околоземной орбиты. Спустя 129 суток КА вышел на орбиту искусственного спутника. Орбиты отличалась от орбиты «Венеры – 15».

20 октября проведена первая съемка планеты КА «Венера – 16»

Съемка проводилась регулярно и без перерывов. Исключением были Перерывы только из – за профилактики наземных средств и на проведение коррекции орбиты для того чтобы поддержать параметры на нужных пределах.

Информационный пробел на формируемой карте Венеры, который произошел в результате потри трех дней на заход Венеры за Солнце и двух дней на восстановление ориентации КА, решили «закрыть» с помощью коррекции траектории, при которой плоскость орбиты была развёрнута на 18 градусов назад, что вернуло ситуацию на 12 дней назад.

18 июня КА на связь не вышел

В итоге построенная карта составляла от 30 градусов с. ш. до полюса планеты при этом разрешение составляло от 1 до 2 км. Картирование поверхности Венеры благодаря радиолокации привело к важным открытиям свойств поверхности планеты и изучению рельефа в целом [2].

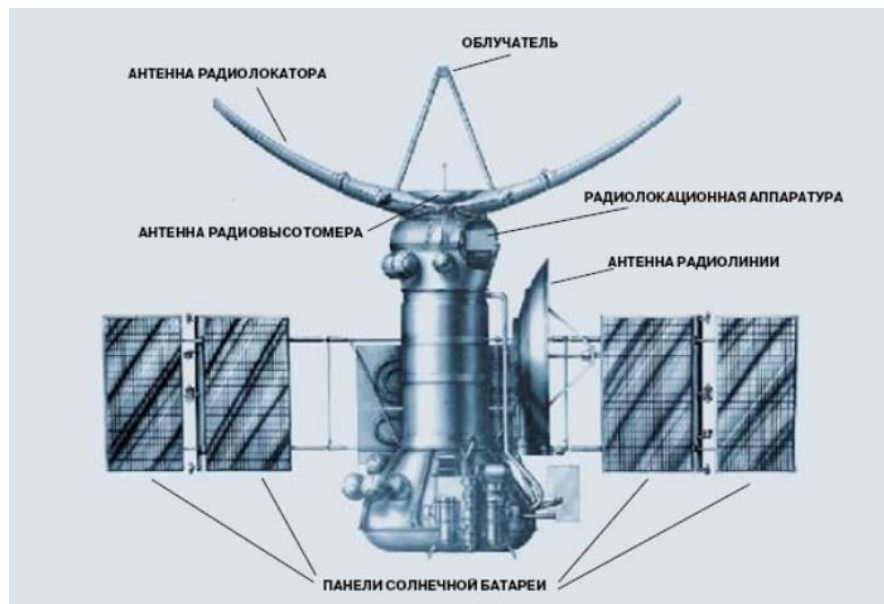


Рисунок 2 – Конфигурация КА «Венера – 15», «Венера – 16»

### 1.1.3 Магеллан

Программа под названием Venus Radar Mapper была запланирована НАСА, и финансирование этой программы было одобрено Конгрессом в 1983 году. Значительная экономия средств была достигнута за счет использования существующего оборудования. Например, шестиугольная основная конструкция космического корабля была запасной частью Вояджер программы. Антенна с высоким коэффициентом усиления, антенна с низким коэффициентом усиления и двигатели также были взяты из Вояджер.

Дальнейшее использование имевшегося оборудования включало в себя подсистему управления и передачи данных, компьютер ориентации, магнитофон, блок распределения электроэнергии и подсистему пиротехнического управления от Галилео программы. В целях дополнительной экономии средств на радарном картографе Венеры, большая антенна с высоким коэффициентом усиления на космическом корабле использовалась как для радиолокационного картографа, так и для связи с Землей. Опять же, чтобы снизить стоимость, запланированный комплекс экспериментов по изучению атмосферы и ионосферы Венеры был отменен. Радиолокационный радар был единственным экспериментом, проведенным на космическом корабле.

## Механическая конфигурация космического корабля Магеллан

Большая часть космического корабля была обернута белыми термоодеялами для контроля температуры. Диаметр антенны с высоким коэффициентом усиления в верхней части космического корабля составлял 3,7 метра. Общая длина космического корабля составила 6,4 метра. Твёрдотопливный ракетный двигатель использовался для замедления космического корабля перед выводом на орбиту Венеры.

Передний модуль оборудования содержал электронику для формирования изображения радара и радиовысотомера, телекоммуникационную электронику, электронику звездного сканера, две батареи, гироскопы, блок определения ориентации. На каждой из 10 сторон располагался корпус размером 42×47×18 см для электроники. В корпусах находились бортовые компьютеры, интерфейс между компьютерами и другими подсистемами, большая память, магнитофоны, элементы управления солнечными батареями, распределительные устройства и пиротехнические средства управления.

Солнечные батареи, выступающие по бокам космического корабля, имели размеры 2,5 на 2,5 метра и генерировали в окрестностях Венеры мощность до 1200 Вт. Решетки можно было поворачивать по одной оси, чтобы обеспечить наилучшую ориентацию на Солнце, когда космический корабль вращался вокруг Венеры.

Радарный датчик был единственным научным инструментом, установленным на космическом корабле «Магеллан». Это был очень мощный инструмент, который выполнял три важные задачи на орбите вокруг Венеры: получение изображений радаром с синтезированной апертурой, радиолокационную альтиметрию для топографии и радиометрию для картирования теплового излучения с поверхности. Три функции выполнялись последовательно в течение повторяющегося периода сбора данных от 250 до 1200 миллисекунд, в зависимости от высоты. Радар, работавший в S – диапазоне, представлял собой прибор весом 154 кг. Он включал в себя 17 блоков электроники, размещенных в стойке размером

1,5×0,9×0,3 метра. Радар с синтезированной апертурой обрабатывал доплеровскую информацию в принятом эхо – сигнале для достижения эффективной апертуры антенны, намного большей, чем физическая апертура антенны в направлении пути. Большая синтетическая апертура обеспечила гораздо лучшее разрешение вдоль трассы, чем обычно можно было бы получить из – за ширины луча антенны. Радар использовал ту же антенну с высоким коэффициентом усиления для режима РСА, которая использовалась телекоммуникационной системой для отправки данных на Землю. Антенна представляла собой рефлектор параболического типа диаметром 3,7 метра. Он имел усиление 36 дБ на частоте радара, а ширина луча составляла 2,1 на 2,6 градуса. Космический корабль маневрировал так, чтобы направить луч антенны под желаемый угол места относительно местной вертикали во время картографирования и в направлении Земли при передаче данных на Землю.

В радиовысотомере использовалась прямоугольная рупорная антенна с коэффициентом усиления 19 градусов и шириной луча 10 на 30 градусов. При картографировании луч шириной 30 градусов находился в поперечном направлении. В радиометре также использовалась антенна с высоким коэффициентом усиления, но радар находился в режиме только приема. Он получал естественные тепловые излучения от поверхности в диапазоне частот приемника РЛС. Данные о выбросах помогли определить тип поверхности, над которой пролетал космический корабль. Время работы радара было разделено между тремя датчиками. Радар работал на частоте 2,385 ГГц (длина волны 12,58 см). Это был импульсный радар с пиковой мощностью 325 Вт и длительностью импульса 26,5 мкс. Импульс модулировался двухфазно 60 – элементным кодом с частотой дискретизации 2,26 МГц. Режимы радара – В режиме РЛС РСА передавался пакет от 150 до 800 импульсов в течение интервала времени от 25 до 250 мкс. Частота повторения импульсов и синхронизация приема эхо – импульсов постоянно регулировались в зависимости от высоты и угла антенны. В режиме радиовысотомера пакет из 17 импульсов передавался за период времени в одну миллисекунду. В режиме ра-

диометра импульсы не передавались и приемник был включен на 50 миллисекунд. В режиме радара с синтезированной апертурой использовалась антенна с высоким коэффициентом усиления, направленная под углом 90 градусов в сторону траектории полета и под разными углами от местной вертикали. Разрешение по дальности пересечения улучшалось по мере изменения угла падения луча антенны на поверхность увеличилась. Однако отношение сигнал/шум уменьшалось с увеличением угла падения. Отношение сигнал/шум также уменьшалось с увеличением высоты полета космического корабля. Следовательно, чтобы поддерживать адекватное соотношение сигнал/шум, угол места луча антенны был запрограммирован примерно на 16 градусов от вертикали вблизи полюсов, увеличиваясь примерно до 45 градусов от вертикали вблизи перигея.

При картировании вблизи полюсов антенна с высоким коэффициентом усиления была направлена на 16 градусов от вертикали, а направление рупора высотомера составляло 9 градусов от местной вертикали. В результате вид надир оказался в пределах ширины луча рупора. Вблизи перигея, когда антенна с высоким коэффициентом усиления была направлена под углом 45 градусов от вертикали, направление рупора составляло 20 градусов от местной вертикали, однако более маленькая высота приводила к тому, что соотношению сигнал – шум было достаточно для работы высотомера.

Таблица 2 – Характеристики космического аппарата «Магеллан»

Параметр	Значение
Стартовая масса, т	3,5
Габариты, м:	
Длина	6,4
Высота	4,6
Углы обзора, град	От 18 до 55

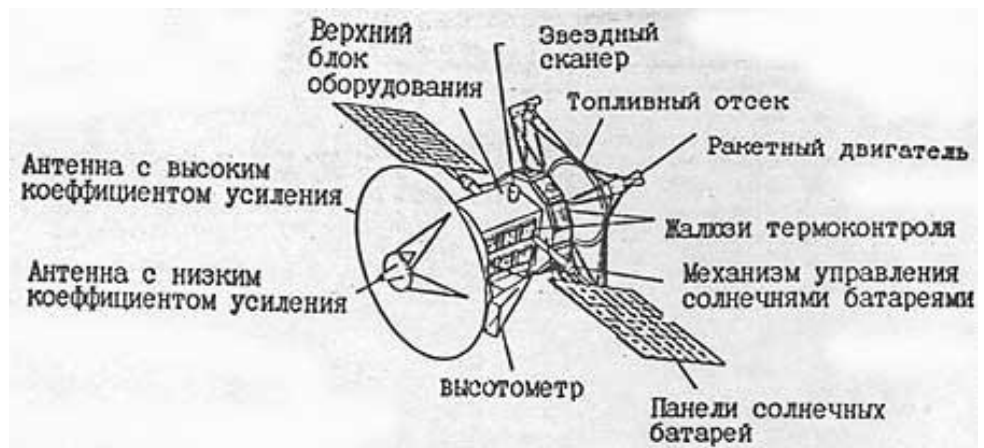


Рисунок 3 – Конструкция аппарата Магеллан

## 1.2 Режимы работы космических РСА

Режимы работы РСА – это совокупность режимов обзора, поляриметрических режимов, интерферометрического зондирования.

Основные режимы обзора космических РСА:

- маршрутный режим обзора (МР);
- широкозахватный режим Скансар (СС);
- прожекторный кадровый режим (ПР). [10].

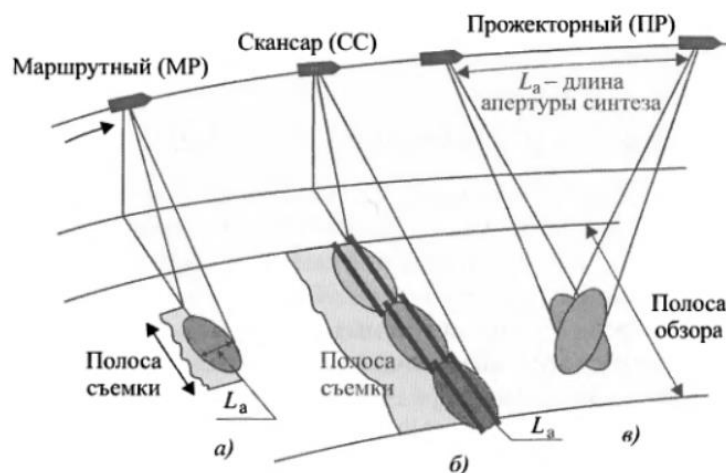


Рисунок 4 – Основные режимы работы космических РСА:

а – маршрутный; б – скансар; в – прожекторный

### 1.2.1 Маршрутный режим обзора

Маршрутный режим обзора – длительная и непрерывная съемка, при которой полоса съемки фиксируется либо с права, либо с лева относительно следа



космического аппарата. Разрешение по азимуту ограничивается половиной горизонтального раскрытия антенны. В РСА современности положение зоны захвата относительно следа КА задается произвольно в пределах полосы обзора.

Однако увеличение разрешения полосы обзора на максимальную дальность может привести к увеличению вертикального размера антенны, что может спровоцировать ухудшение разрешения по горизонтальной дальности при условии близости к надиру.

В МР принято использовать длину траекторного сигнала в пределах зоны облучения вдоль линии пути для того чтобы формировать изображение.

Плюсы МР в том, что длина снимаемого маршрута может быть произвольной, и определяться требуемыми районами съемки, но при этом ограничиваться по энергетике и по производительности линии передачи данных, потому что РСА во потребляет высокую мощность от буферных батарей [10].

### 1.2.2 Широкозахватный режим Скансар

Многолучевой режим работы используется тогда, когда в широкой полосе съемки условия однозначности не выполняются. Полоса съемки достигается несколькими парциальными лучами, при этом снижается время синтеза апертуры и ухудшается разрешение парцельных зон. Обзор происходит поочередно кадрами с переключением лучей.

Отличительной особенностью режима СС от МР в том, что в МР может происходить съемка короткими кадрами, однако длина участка траектории съемки больше, суммы размера снимаемого кадра и длина зоны облучения вдоль линии пути. Длина синтеза РЛИ сокращается, а резерв может быть использован для нескольких наблюдений, но в режиме СС резерв используют для переключения парциальных зон, что позволяет расширить общую полосу съемки.

В режиме СС более жесткие требования к подавлению помех неоднозначности сигналов по азимуту.

В режиме СС сигналы от целей на разных доплеровских частотах поступают на вход фильтра обработки. Эти частоты зависят от удаления целей от плос-

кости, нормальной к вектору скорости РСА. Длительность кадра в данном режиме меньше времени нахождения сигналов азимутальной ДНА, поэтому амплитуда сигнала может быть ослаблена, если направление на цель находится на склоне азимутальной ДНА. Кроме того, ширина спектра сигнала от каждой цели в несколько раз меньше полной полосы сигнала. В результате, отношение мощности сигнала к помехе неоднозначности резко падает [10].

### 1.2.3 Проекторный режим обзора

В кадровом ПР благодаря вращению луча антенны по азимуту и направлению его в центр сегмента местности во время движения КА по траектории, можно улучшить азимутальное разрешение, а также получить нескольких независимых наблюдений и улучшить радиометрическое разрешение путем некогерентного накопления данных наблюдений.

Принимаемый сигнал в данном режиме имеет особенности, связанные с сочетанием бокового обзора, который применяется в середине интервала обработки, со скошенным обзором, применяемом на краях синтезированной апертуры:

- ширина спектра доплеровских сигналов такая же, как в МР, данное явление допускает использовать частоту повторения зондирующего сигнала, такую же как в МР. Отличие параметров ПР от МР заключается числом когерентно и некогерентно суммируемых импульсов и во времени обработки апертуры;

- средняя доплеровская частота спектра сигналов изменяется линейно в зависимости от времени, однако интервал изменения частоты превышает ширину мгновенного спектра;

- интервал дискретизации отсчетов радиограммы по азимуту значительно превышает азимутальное разрешение РЛИ;

- миграция дальности резко возрастает на краях радиограммы.

В ПР амплитуда сигналов, получаемых от местности, не изменяется со временем. Однако, она достигает максимального значения в центре кадра и постепенно уменьшается к краям кадра в соответствии с диаграммой направленности антенны, которая определяет размер кадра по азимуту.

ПР «с протяжкой» позволяет увеличить угловой размер поля кадра по азимуту. Это достигается за счет того, что луч антенны не строго следует за центральным объектом, а смещается относительно него с небольшим отставанием от точного слежения. В результате амплитуды сигналов, принимаемых на всем поле кадра, меняются по времени [10].

#### 1.2.4 Поляриметрические режимы радиолокационной съемки

Поляриметрические режимы – это метод съемки, при котором одновременно используется несколько поляризаций как для исходящего излучения, так и для принимаемого сигнала. Техническая реализация зависит от поставленной задачи, особенностей построения аппаратуры РСА, учитывая его принцип работы.

Линейно поляризованные сигналы, принимающиеся и излучающиеся антеннами, которые имеют горизонтальную и вертикальную поляризации, обычно используются в поляриметрических режимах.

В современных радиотехнических системах используют полнополяриметрические режимы. В них происходит как регистрация, так и прием четырех возможных комбинаций поляризации, которые образуют матрицу Стокса ГГ плюс ГВ плюс ВВ плюс ВГ. Следует учесть то, что еще существуют сокращенные режимы с регистрацией сигналов двух комбинаций поляризаций: ГГ плюс ГВ, ВВ плюс ВГ или ГГ плюс ВВ.

Реализация поляриметрических режимов с двумя комбинациями поляризации, такими как ГГ плюс ГВ или ВВ плюс ВГ, требует значительно меньше требований к аппаратуре радиотехнической системы по сравнению с полнополяриметрическим режимом. В таких режимах сигнал от передатчика подключается к антенне с требуемой поляризацией (горизонтальной или вертикальной). Принятый сигнал, полученный антеннами с двумя поляризациями, усиливается в двух приемных каналах и после оцифровки передается по линии передачи данных.

Ухудшение пространственного разрешения компенсируется увеличением потока информации, передаваемой по радиолинии в поляриметрическом режиме

В режиме четырех поляризаций радиолокатор работает на удвоенной частоте повторения с череспериодным чередованием поляризации излучения. Увеличение частоты повторения зондирующих сигналов приводит к возникновению неоднозначности сигналов по дальности, что ограничивает полосу съемки в области больших углов падения.

Режим «Сканпол» – съемка, при которой производится прием двух комбинаций поляризаций, съемка производится кадрами, длительностью в три раза меньше времени облучения целей по азимуту. Поляризация излучения меняется от кадра к кадру. После синтеза комплексного радиолокационного изображения (КРЛИ) будут получены две поляриметрические пары изображений: ГГВ и ВВГ.

В соседних кадрах флуктуации сигналов будут некоррелированными. Для повышения точности измерений требуется сглаживание по площади наблюдаемых протяженных объектов, так как флуктуации могут внести шумовой эффект в измерения [10].

#### 1.2.5 Интерферометрическая радиолокационная съемка

Методом интерферометрии в радиолокации возможно получение набора двух или более КРЛИ определенной территории, полученных при совпадающих или близких условиях наблюдения, определяемых интерферометрической базой. Выбор базы зависит от поставленной задачи и может быть выполнен поперек линии полета, вдоль линии полета или определяться временным интервалом между съемками. Информация, извлекаемая из этих изображений, содержится в разности фаз в каждом пикселе радиолокационных изображений РЛИ.

Для реализации интерферометрического подхода в радиолокации используются два типа базы: «жесткая» и «мягкая».

«Жесткая» база – база, при которой передатчик и два приемных канала с антеннами размещаются на одном космическом аппарате.

«Мягкая» база – база, при которой интерферометрия осуществляется с помощью тандемов космических аппаратов,двигающихся по близким параллельным орбитам или путем съемки на другом витке кратно повторяющейся орбиты.

Требование к КРЛИ – пригодность для когерентной обработки. Однако нарушение когерентности КРЛИ возникает во время увеличения размера базы – это явление, при котором в дополнительный приемный канал попадают сигналы не от максимума главного лепестка диаграммы обратного рассеяния (ДОР) каждого элемента разрешения на местности или группового объекта, а из области, где сказываются флуктуации сигналов, которые вызваны интерференцией элементарных отражателей, попадающих в элемент разрешения РСА.

Критический размер базы, при котором нарушается когерентность – составляет от сотен метров до километров и это все зависит от разрешающей способности РСА и диапазона волн [10].

### 1.3 Диапазоны частот, выделенные регламентом радиосвязи

Радиоволны, использующиеся в современных РСА выделены Международным регламентом радиосвязи. Для обозначения этих волн применяются буквенные символы (*P, L, S, X* и *Ku*), которые были введены в США.

На территории Российской Федерации действуют Регламент радиосвязи РФ и таблица распределения полос частот.

Регламенту радиосвязи: очень высокие частоты (ОВЧ) – частоты 30 – 3000 МГц, ультравысокие частоты (УВЧ) – частоты 300 – 3000 МГц, сверх частоты (СВЧ) – частоты 3 – 30 ГГц [10].

Таблица 3 – Обозначение волн радиосвязи по регламенту

Наименование диапазона	Условные обозначения: буквенное (числовое)	Диапазон частот, ГГц	Диапазон длин волн, см	Полоса частот, МГц	Примечание
ОВЧ (VHF)	–	0,137...0,144	208...219	7	На вторичной основе
УВЧ (UHF)	P (70 см)	0,432...0,438	69,5...70	6	На вторичной основе
УВЧ (UHF)	P (70 см)	0,440...0,460	65,2...68,18	20	Радиолокационная служба
УВЧ (UHF)	L (23 см)	1,215...1,300	23,08...24,7	85	На вторичной основе
СВЧ (SHF)	S (10 см)	3,100...3,300	9,09...9,68	200	На вторичной основе

СВЧ (SHF)	C (5,6 см)	5,250...5,57 0	5,38...5,714	320	На вторичной ос- нове
СВЧ (SHF)	X (3,5 см)	8,025...8,65 0	3,47...3,74	625	На вторичной ос- нове
СВЧ (SHF)	X (3 см)	9,300...9,80 0	3,03...3,22	600	На вторичной ос- нове
		9,800...9,90 0			
СВЧ (SHF)	Ku (2 см)	13,4...13,75	2,142...2,23 8	600	На вторичной ос- нове
		13,75...14,0			

#### 1.4 Обзор радиолокаторов для исследования Венеры

Можно отметить, что радиолокационные системы «Магеллан», «Венера – 15» и «Венера – 16» применили общие технические решения. Например, они использовали один передатчик, приемник и запоминающие устройства, а также различные антенны как для и для РЛС с синтезом апертуры, так и для радиовысотомеров. Для согласования скоростей передачи информации с приемника на магнитную ленту было использовано оперативное буферное запоминающее устройство. Сама радиоголограмма, представляющая отраженные сигналы, передавалась по радиолинии и затем использовалась на Земле для синтеза изображений.

Для достижения высокого пространственного разрешения при синтезе апертуры в радиолокационной системе «Магеллан» использовался импульсный зондирующий сигнал, в то время как в системах «Венера – 15» и «Венера – 16» применялся непрерывный сигнал. В системе «Магеллан» осуществлялось явное разделение отраженных сигналов в большом диапазоне высот путем изменения угла обзора с высотой. Однако, такой подход усложнял интерпретацию изображений, поскольку вид радиолокационного изображения сильно зависел от угла обзора.

Для наглядности проведем анализ радаров, принадлежащих КА. Анализ данных радаров будет проводится по основным характеристическим показателям радара: мощности и массе радара, по площади антенны и пространственному разрешению, по потребляемой мощности и пространственному разрешению. Анализ проводится в программе «Excel».

На основании проведенного анализа данных, можно сделать следующие выводы: с увеличением мощности радиолокатора наблюдается увеличение его массы, можно заметить, что улучшение разрешения сопровождается увеличением мощности радиолокатора, также при улучшении разрешения полосы обзора в направлении максимальной дальности происходит увеличение размера антенны.

### **1.5 Обзор радиолокаторов для исследования Земли**

Первое поколение РСА, действовавших в период с 1978 по 1992 год, было характеризовано использованием однорежимных одноканальных конфигураций. Они были задействованы для исследования методов радиолокационного землеобзора в рамках проектов SEASAT, SIR – А, SIR – В, а также в составе РСА «Меч – К» на космическом аппарате «Космос – 870» и РСА «Меч – КУ», который принадлежит КА «Алмаз – 1».

Второе поколение, период которого приходится с 1992– 2000, к нему следует отнести одноканальные РСА, функционирующие в «эксплуатационном» режиме. К ним относятся РСА ERS – 1, ERS – 2, JERS – 1, Radarsat – 1. Эти РСА относятся к первому поколению бортового оборудования по техническим характеристикам, созданная инфраструктура для передачи, обработки и распределения информации, полученной с их помощью на Землю, является значительным прогрессом в развитии.

Третье поколение РСА, действующих в период с 2000 по 2006, к ним можно отнести миссии Shuttle Radar Topography Mission, впоследствии которой была произведена топографическая съемка 80% поверхности Земли в X – и C – диапазонов волн. Для этой миссии использовались приемные антенны, размещенные на выдвинутой штанге (60 м.), отделенные от корпуса КА. Третьим поколением космических РСА также являются многорежимные поляриметрические РСА Radarsat–2 и поляриметрические РСА L – диапазона волн PALSAR КА ALOS.

К четвертому поколению можно отнести РСА с метровым и субметровым разрешением, которые используются в гражданских и в военных целях. К таким системам относятся TerraSAR – X, Cosmo – SkyMed 1/4 и другие. Также в эту



категорию входят планируемые системы, которые станут доступны в ближайшем будущем [10].

Радары работают на основе отражения радиоволн и поэтому не зависят от состояния атмосферы и освещенности изучаемой местности. Это позволяет проводить наблюдения в любых условиях и использовать РСА, которые применимы как для космических аппаратов, находящиеся на межпланетных миссиях, так и для аппаратов, находящиеся вблизи Земли.

Из анализа данных можно сделать вывод о значительном прогрессе радаров с синтезированной апертурой со временем. В настоящее время многие из них обладают возможностью работать в различных режимах обзора и использовать различные поляриметрические режимы. Кроме того, современные радары обладают более высоким пространственным разрешением при съемке и имеют большую полосу обзора, что позволяет получать высококачественные изображения больших площадей поверхности. Также благодаря развитию технологий стали доступны более мощные бортовые источники энергии для этих радаров.

## 2 СПЕЦИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ

### 2.1 Баллистический расчет Земля – Венера

Пусть орбиты Земли и Венеры будут компланарными и круговыми, тогда используем метод сопряженных конических сечений.

Вычисление межпланетных траекторий космических аппаратов с помощью метода сфер действия основывается на разбиении всей траектории на участки планетоцентрического движения в пределах сфер действия планет и участков гелиоцентрического движения вне этих сфер. При этом предполагается, что на планетоцентрических участках движение аппарата происходит только под влиянием силы притяжения планеты и тяги двигателя, а на гелиоцентрических участках – только под влиянием силы притяжения Солнца и тяги двигателя.

Для обеспечения совместимости планетоцентрического и гелиоцентрического участков траектории, когда аппарат пересекает границу сферы действия, вычисляется гелиоцентрическая скорость аппарата как векторная сумма планетоцентрической скорости аппарата и гелиоцентрической скорости планеты.

Чтобы упростить математическую модель межпланетной траектории, широко используется метод сопряженных конических сечений, также известный как метод точечных сфер действия или гравитационных сфер нулевой протяженности. При использовании этого метода делаются дополнительные допущения, которые упрощают расчеты:

– в данной модели межпланетной траектории пренебрегается протяженностью сферы действия планеты. После выхода из сферы действия планеты космический аппарат находится в точке, которая совпадает с центром планеты, и сама сфера действия не будет рассматриваться. Аналогично, при приближении к другой планете ее сфера действия также считается точкой, совпадающей с центром этой планеты. Таким образом, гелиоцентрическая траектория перелета между планетами начинается в центре планеты отправления и заканчивается в центре планеты прибытия;

– в рамках данной модели межпланетной траектории предполагается, что время гелиоцентрического участка равно времени отлета с промежуточной орбиты вокруг планеты отправления, а время окончания гелиоцентрического участка равно времени приближения космического аппарата к Венере на минимальное расстояние;

– планетоцентрическая скорость КА при достижении границы сферы действия Венеры будет равна гиперболическому избытку скорости  $V_\infty$  [3].

Таким образом, в рамках метода точечных сфер действия планетоцентрические участки определяют граничные условия для гелиоцентрических участков траектории.

Таблица 4 – Основные характеристики расчета перелета

Значение	Характеристика
Солнце	
$M_s = 1,9885 \cdot 10^{30}$	Масса Солнца, кг
$\mu_s = 1,327 \cdot 10^{11}$	Гравитационный параметр Солнца, $\frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$
Земля	
$M_z = 5,97 \cdot 10^{24}$	Масса Земли, кг
$R_z = 149,6 \cdot 10^6$	Радиус орбиты Земли, км
$\mu_z = 398437,8$	Гравитационный параметр Земли, $\frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$
$r_z = 6371$	Радиус Земли, км
Венера	
$M_v = 4,869 \cdot 10^{24}$	Масса Венеры, кг
$R_v = 108,209 \cdot 10^6$	Радиус орбиты Венеры, км
$\mu_v = 324957,06$	Гравитационный параметр Венеры, $\frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$
$r_v = 6052$	Радиус Венеры, км

Большая полуось перелетного эллипса:

$$a = \frac{R_z + R_v}{2}. \quad (1)$$

Эксцентриситет перелетного эллипса:

$$e = \frac{R_v - R_z}{R_v + R_z}. \quad (2)$$

Фокальный параметр:

$$p = a(1 - e^2). \quad (3)$$

Таблица 5 – Характеристики орбиты перелета

Эксцентриситет перелетного эллипса	$e$	-0,161
Большая полуось перелетного эллипса	$a$ , км	$1,289 \cdot 10^8$
Фокальный параметр перелетного эллипса	$p$ , км	$1,256 \cdot 10^8$
Эксцентриситет круговой орбиты	$e_k$	0

### 2.1.1 Расчет скоростей перелета

Скорость планет вокруг Солнца:

$$V_z = \sqrt{\frac{\mu_s}{R_z}}; \quad (4)$$

$$V_v = \sqrt{\frac{\mu_s}{R_v}}. \quad (5)$$

Скорости в начальной и конечной точках перелетного эллипса:

$$V_{s1} = \sqrt{\frac{2\mu_s}{R_z} - \frac{2\mu_s}{R_z + R_v}}; \quad (6)$$

$$V_{s2} = \sqrt{\frac{2\mu_s}{R_v} - \frac{2\mu_s}{R_z + R_v}}. \quad (7)$$

Скорость КА относительно планеты отправления на границе сферы действия этой планеты приблизительно равно исходящей асимптотической скорости. Гиперболический избыток скорости на начальной точке гелиоцентрической орбиты:

$$V_{\infty 1} = V_{s1} - V_z. \quad (8)$$

Высота низкой околоземной орбиты (НОО), с которой стартует КА равна  $h_1 = 200$  км.

Скорость старта с НОО на гиперболическую орбиту:

$$V_{zn} = \sqrt{\frac{2\mu_z}{r_z + h_1} + V_{\infty 1}^2}. \quad (9)$$

Скорость на высоте 200 км

$$V_{noo} = \sqrt{\frac{\mu_z}{r_z + h_1}}. \quad (10)$$

Приращение скорости при старте с НОО:

$$dV_1 = V_{zn} - V_{noo}. \quad (11)$$

Высота орбиты над поверхностью Венеры составляет  $h_2 = 500$  км.

Скорость КА относительно планеты назначения на границе сферы действия этой планеты приблизительно равна входящей асимптотической скорости.

Гиперболический избыток скорости на конечной точке гелиоцентрической орбиты:

$$V_{\infty 2} = V_{s2} - V_V. \quad (12)$$

Расчет скорости в перицентре гиперболы на высоте  $h_2 = 500$  км. над поверхностью Венеры:

$$V_{vk} = \sqrt{\frac{2\mu_V}{r_V + h_2} + V_{\infty 2}^2}. \quad (13)$$

Расчет скорости на высоте  $h_2$ :

$$V_{500km} = \sqrt{\frac{\mu_V}{r_V + h_2}}. \quad (14)$$

Импульс для перехода на круговую орбиту:

$$dV_2 = V_{500km} - V_{vk}. \quad (15)$$

Суммарный импульс скорости:

$$dV = |dV_1| + |dV_2|. \quad (16)$$

Таблица 6 – Результаты расчета скоростей перелета

Скорости, $\frac{км}{с}$	Значение
$V_z$	29, 784
$V_V$	35, 021

$V_{s1}$	27, 289
$V_{s2}$	37, 727
$V_{\infty 1}$	- 2, 495
$V_{zn}$	11, 308
$V_{noo}$	7, 799
$dV_1$	3, 509
$V_{\infty 2}$	2, 707
$V_{vk}$	10, 321
$V_{500km}$	7, 042
$dV_2$	- 3, 278
$dV$	6, 787

### 2.1.2 Определение оптимальной даты старта

Межпланетные перелеты требуют значительной энергии для осуществления. Величина потребной характеристической скорости определяет время старта и продолжительность перелета. Когда планеты находятся в неблагоприятном взаимном положении, скорость, необходимая для запуска, становится настолько высокой, что перелет становится почти нереализуемым. Опираясь на [12] произведем расчёт оптимальной даты старта.

Время, при котором КА долетит от орбиты Земли до орбиты Венеры (длительность перелета КА по эллипсу Гомана):

$$\Delta t_{tr} = \pi \cdot \sqrt{\frac{a^3}{\mu_s}}. \quad (17)$$

Нахождение синодического периода для перелета:

Синодический период – это минимальный временной интервал, через который повторяется определенная фиксированная конфигурация двух планет.

$$T_{syn} = \frac{2\pi}{|\omega_1 - \omega_2|} = \frac{1}{\left| \frac{1}{T_1} - \frac{1}{T_2} \right|} = \frac{T_1 T_2}{|T_2 - T_1|}, \quad (18)$$

где  $\omega_1, \omega_2$  – угловые скорости гелиоцентрического орбитального движения планет Земли и Венеры соответственно,  $T_1, T_2$  – сидерические периоды планет Земли и Венеры соответственно.

Но для нахождения синодического периода, необходимо найти сидерический период двух планет. Сидерический период – промежуток времени, в течение которого повторяется положение планет вокруг главного тела относительно неподвижных звезд.

$$T_1 = 2\pi \sqrt{\frac{R_z^3}{\mu_s}}; \quad (19)$$

$$T_2 = 2\pi \sqrt{\frac{R_V^3}{\mu_s}}. \quad (20)$$

Дата старта, когда угловая дальность  $\Delta\Phi \approx \pi$ .

Пусть  $\Phi_{10}$  – гелиоцентрическая долгота в момент начала отсчета времени;

$t_1$  – время старта;

$\omega_1$  – угловая скорость гелиоцентрического орбитального движения Земли.

Угол, определяющий положение Земли в момент старта КА:

$$\Phi_1 = \Phi_{10} + \omega_1 t_1. \quad (21)$$

Пусть  $\Phi_{20}$  – угловое положение Венеры в момент начала отсчета времени,

$\omega_2$  – орбитальную скорость.



Гелиоцентрическая долгота планеты в момент прибытия КА:

$$\Phi_2 = \Phi_{20} + \omega_2(t_1 + \Delta t_{tr}). \quad (22)$$

Разность долгот:

$$\Phi_1 - \Phi_2 = \Phi_{10} - \Phi_{20} + (\omega_1 - \omega_2)t_1 - \omega_2\Delta t_{tr}. \quad (23)$$

Разность должна составлять  $\pm\pi$  с точностью до  $2k\pi$ ,  $k = 0, \pm 1, \dots$  – количество синодических циклов от начала отсчета времени:

$$\Phi_1 - \Phi_2 = \pm\pi + 2k\pi. \quad (24)$$

Орбитальные скорости находятся по формулам:

$$\omega_1 = \sqrt{\frac{\mu_s}{R_z^3}}; \quad (25)$$

$$\omega_2 = \sqrt{\frac{\mu_s}{R_V^3}}. \quad (26)$$

Дата старта с Земли, учитывая, что отчет ведется с эпохи J2000  $JD = 2451545$  дня по юлианскому календарю, аналогичная дата в григорианском календаре – 1 января 2000 г.)

$$t_1 = JD + \frac{\pm\pi + 2k\pi - \Delta\Phi_0 + \omega_2\Delta t_{tr}}{\omega_1 - \omega_2}, \quad (27)$$

где  $\Delta\Phi_0 = \Phi_{10} - \Phi_{20}$ .

Время старта для нулевого синодического цикла:

$$t_0 = JD + \frac{\pm\pi - \Delta\Phi_0 + \omega_2\Delta t_{tr}}{\omega_1 - \omega_2}. \quad (28)$$

Таблица 7 – Результаты расчета

Характеристика	Значение
$\Delta t_{tr}$ , дней	146,077
$T_1$ , дней	365,265
$T_2$ , дней	224,701
$T_{syn}$ , дней	583,903
$\omega_1$ , $\frac{1}{\text{день}}$	0,017
$\omega_2$ , $\frac{1}{\text{день}}$	0,028
$t_0$ , дней	$2,452 \cdot 10^6$

Таблица 8 – Юлианская и григорианская дата при  $k = 0 \dots -14, -15$

k	Юлианская дата, дни	Григорианская дата
0	2451765	8 августа 2000
-14	2459939	25 декабря 2022
-15	2460523	31 июля 2024

Из таблицы видно, что оптимальная дата старта повторяется раз в 1,6 года, что равно значению  $T_{syn}$ , на ближайшее время оптимальная дата старта составляет на 31 июля 2024.

## 2.2 Расчет характеристик радиолокатора с синтезированной апертурой

Антенны с синтезированной апертурой являются разновидностью цифровых антенных решеток. Они формируют результирующую диаграмму направленности виртуально путем суммирования комплексных значений отсчетов от излучателей. Эти отсчеты получаются в разных моментах времени на разных участ-

ках траектории носителя антенн. Для обработки информации используются сигнальные процессы, интегрированные в приемное устройство, которое сочетается с приемным антенным элементом. В программной обработке используется взвешенная оценка полученных сигналов, позволяющая управлять формируемой виртуальной диаграммой направленности. С помощью методики [16]

### 2.2.1 Выбор частотных диапазонов космических радиолокаторов с синтезированной апертурой

При использовании более коротких длин волн проще достичь высокого пространственного разрешения. Однако, в процессе проектирования следует учитывать различия в отражающих свойствах объектов в разных частотных диапазонах, а также влияние тропосферы и ионосферы на распространение радиоволн. Кроме того, надо учитывать ограничения на размеры антенной системы при заданных характеристиках, так как это может влиять на ее энергетический потенциал.

Флуктуации фазы, которые возникают при распространении радиоволн в атмосфере, ограничивают длину апертуры, и вследствие этого, и величину разрешения.

При увеличении длины волны флуктуации, вызванные влиянием тропосферы, снижаются, в то время как ионосферные флуктуации увеличиваются. Однако для углов визирования, близких к вертикальным, минимальные фазовые флуктуации обеспечиваются при длине волны 3 – 7 см.

При увеличении угла отклонения от вертикали, флуктуации увеличиваются из – за увеличения длины пути во флуктуирующей среде. При более больших углах отклонения наблюдается перемещение минимума флуктуаций в сторону более длинных волн.

Таким образом, можно предположить, что оптимальная длина волны с для минимизации фазовых флуктуаций учитывая углы отклонения луча от вертикали при синтезировании в пределах 12 – 60 градусов должны лежать в пределах 5 – 10 см.

Мощность принятого сигнала прямо пропорциональна времени синтезирования, коэффициенту усиления и эффективной площади поверхности антенной системы:

$$P = T_{\text{synt}} G_a S_{\text{Aэф}}. \quad (29)$$

Коэффициент усиления антенны пропорционален площади антенны и обратно пропорционален квадрату рабочей длины волны:

$$G_a = \frac{S_{\text{Aэф}}}{\lambda^2}. \quad (30)$$

Эффективная площадь поверхности антенны пропорциональна площади антенной решетки, и определяется выражением:

$$S_{\text{Aэф}} = D_{\text{yant}} D_{\text{xant}}. \quad (31)$$

Выражение для потенциала радиолокатора:

$$P = T_{\text{synt}} \frac{D_{\text{xant}}^2 D_{\text{yant}}^2}{\lambda^2}. \quad (32)$$

Время синтезирования:

$$T_{\text{synt}} = \frac{\lambda}{D_{\text{xant}}}. \quad (33)$$

Время синтезирования прямо пропорционально длине волны и обратно пропорциональна линейному размеру антенны по азимуту.

Ширина диаграммы направленности фиксированная по углу места  $\gamma_{ant}$  и по азимуту  $a_{ant}$ , следовательно для линейных размеров антенной системы получим выражения:

$$D_{yant} = \frac{\lambda}{\gamma_{ant}} = \lambda; \quad (34)$$

$$D_{xant} = \frac{\lambda}{a_{ant}} = \lambda. \quad (35)$$

Получим:

$$P = \frac{\lambda}{D_{xant}} \frac{D_{xant}^2 D_{yant}^2}{\lambda^2} = \lambda^2. \quad (36)$$

При фиксированной полосе съемки по углу места и азимуту потенциал РСА будет увеличиваться с ростом длины волны.

При фиксированной линейных размеров антенной системы время синтеза будет пропорционально длине волны:

$$P = T_{synt} \frac{S_{A\phi}}{\lambda^2} S_{A\phi} = T_{synt} \frac{D_{xant}^2 D_{yant}^2}{\lambda^2} = \frac{1}{\lambda}. \quad (37)$$

При фиксированных линейных размерах антенной системы потенциал РСА увеличивается с уменьшением длины волны, а также уменьшаются и ширины диаграмм направленности по азимуту и углу места, уменьшается и полоса съемки.

С увеличением длины волны отражающая способность большинства поверхностей уменьшается, диаграммы обратного рассеяния целей становятся менее изрезанной, что позволяет использовать более длительное время когерентного накопления, а также ЭПР целей увеличивается.

Исходя из выше сказанного можно сделать вывод, что лучше выбрать длину волны в диапазоне 3,03 – 3,22 см, с полосой частот 600 МГц.

### 2.2.2 Вычисление обзорных характеристик РСА

РСА космического базирования характеризуют набором информационных и энергетических параметров. Параметрами качества космических РСА, являются:

- пространственная разрешающая способность РСА на поверхности по координатам азимута и угла места;
- радиометрическая чувствительность РСА;
- радиометрическая разрешающая способность РСА;
- динамический диапазон градаций радиояркостей пикселей на цифровых радиолокационных изображениях;
- пространственное разрешение по координате угла места.

Потенциальная разрешающая способность по наклонной дальности, определяется длительностью сжатого импульса, определяемого шириной спектра излучения:

$$\delta_{\text{употенц}} = \frac{c}{2\Delta f}, \quad (38)$$

где  $c$  – скорость распространения ЭМ волн в вакууме.

Формула для значения пространственного разрешения по координате угла места имеет вид:

$$\delta_y = \delta_{\text{употенц}} k_{\text{усор}}, \quad (39)$$

где  $k_{уcor} > 1$  – коэффициент коррекции угломестного пространственного разрешения в сквозном приемопередающем тракте радиолокатора и в тракте обработки радиолокационной информации.

Коэффициент сжатия  $k_{сж}$ , который равен отношению длительности зондирующего импульса  $T_{изл}$  к длительности сжатого импульса  $\tau_{сж}$  на выходе фильтра, согласованного с законом внутриимпульсной модуляции.

$$k_{сж} = T_{изл} \Delta f = \frac{T_{изл}}{\tau_{сж}}. \quad (40)$$

Длина синтезированной апертуры  $L_{CA}$ , которая рассматривается как участок траектории КА за время синтеза апертуры  $T_{CA}$ :

$$L_{CA} = V_0 T_{CA}, \quad (41)$$

где  $V_0$  – путевая скорость КА.

Потенциальная пространственная разрешающая способность по координате азимута  $\delta_x$  вычисляется:

$$\delta_{хпотенц} = \frac{\lambda R}{2L_{CA}} = \frac{\lambda R}{2V_0 T_{CA}}, \quad (42)$$

где  $R$  – наклонная дальность от КА до точки прицеливания линии визирования.

Потенциальная азимутальная пространственная разрешающая способность РСА в режиме маршрутной съемки определяется:

$$\delta_{\text{хпотенц}} \approx \frac{l_{ax}}{2} \frac{V_{A0}}{V_0} k_{\text{хmod}}, \quad (43)$$

где  $k_{\text{хmod}} = 1,14 \div 1,21$  – коэффициент увеличения параметра азимутального пространственного разрешения;

$l_{ax}$  – азимутальный размер апертуры РСА;

$V_0$  – путевая скорость КА;

$V_{A0}$  – скорость перемещения следа луча антенны РСА на поверхности.

Рабочее значение пространственного разрешения по координате азимута в режиме маршрутной съемки:

$$\delta_x \approx \delta_{\text{хпотенц}} k_{\text{хcor}}, \quad (44)$$

где  $k_{\text{хcor}} = 1,25 \div 1,5$  – коэффициент коррекции параметра азимутального разрешения.

Время синтеза апертуры в режиме детальной съемки:

$$T_{CA} = \frac{\lambda R k_{\text{хcor}} k_{\text{хmod}}}{2V_0 \delta_x}. \quad (45)$$

Среднее время синтеза апертуры в режиме обзорной съемки.

$$T_{CA\text{ср}} = \frac{\Phi X_i}{V_{A0} N_{\text{пол}}}, \quad (46)$$

где  $\Phi X_i$  – размер снимаемого фрагмента по оси азимута в первой парциальной полосе.

Потенциальное разрешение по азимуту в режиме обзорной съемки



$$\delta_{\text{хлотенц\_ScanSAR}} = \frac{\lambda R}{2V_0 T_{CAicp}}. \quad (47)$$

В общем случае пиковая мощность одиночного импульсного сигнала  $P_{C1}$ , принимаемого антенной РСА:

$$P_{C1} = \frac{P_{\text{ПРД}} G_a}{4\pi R^2} \frac{\sigma_1}{4\pi R^2} S_{A\text{эф}}, \quad (48)$$

где  $P_{\text{ПРД}}$  – импульсная пиковая мощность, приведенная ко входу излучаемая системы антенны РСА;

$G_a$  – коэффициент усиления антенны РСА;

$R$  – наклонная дальность от фазового центра антенны до объекта съемки на земной поверхности;

$\sigma_1$  – эффективная площадь рассеяния одного элемента пространственного разрешения;

$S_{A\text{эф}}$  – эффективная площадь антенны РСА.

Эффективную площадь антенны:

$$S_{A\text{эф}} = G_a \frac{\lambda^2}{4\pi}. \quad (49)$$

Мощность шума радиолокатора:

$$P_{ш} = k_B \Delta F_{ш} T_{\text{эф}}, \quad (50)$$

где  $k_B = 1,38064825 \cdot 10^{-23}$  – постоянная Больцмана;

$\Delta F_{ш}$  – эквивалентная шумовая полоса пропускания приемника;

$T_{эф}$  – эффективная шумовая температура приемного тракта:

$$T_{эф} = T_c + T_0 (F_n - 1), \quad (51)$$

где  $T_0$  – абсолютная температура приемной системы;

$T_c$  – абсолютная температура источника сигнала;

$F_n$  – шум – фактор приемника.

Пиковое отношения «сигнал/шум» для одиночного импульса в элементе пространственного разрешения:

$$\rho_1 = \frac{P_{C1}}{P_{ш}} = \frac{P_{ПРД} G_a S_{Aэф} \sigma_1}{(4\pi)^2 R^4 k_B T_{эф} \Delta F_{ш}} \frac{1}{K_{потерь}}, \quad (52)$$

где  $K_{потерь} > 1$ . Этот коэффициент учитывает суммарные потери энергии сигнала в атмосфере, потери за счет электронного сканирования и потери в трактах обработки сигнала.

Коэффициент когерентного накопления импульсов:

$$K_{ког} = F_{П} T_{СА}, \quad (53)$$

где  $F_{П}$  – частота повторения зондирующих импульсов радиолокатора;

$T_{СА}$  – время синтезирования апертуры.

Частота повторения зондирующих импульсов:

$$F_{П} = \frac{1}{T_{изл} Q}, \quad (54)$$

где  $Q$  – скважность зондирующих импульсов.

Шумовая полоса приемника РСА:

$$\Delta F_{ш} = \Delta f . \quad (55)$$

Пиковое отношение «сигнал/шум» в одном элементе пространственного разрешения на выходе устройства обработки с учетом пераации сжатия импульсов и выполнения когерентного суммирования последовательности импульсов на интервале синтезированной апертуры:

$$\rho_{пикс} = k_{сж} K_{коз} \rho_1 = \frac{P_{ПРД} G_a \left( \frac{G_a}{T_{эф}} \right) \lambda^3 k_{хсор}}{128\pi^3 V_0 R^3 k_B Q \delta_x K_{потерь}} \sigma_1 . \quad (56)$$

При фиксированном азимутальном разрешении  $\delta_x$  отношение «сигнал/шум» в элементе пространственного разрешения на выходе устройства обработки обратно пропорционально третьей степени наклонной дальности. Это получается из – за того, что при увеличении дальности увеличивается время когерентного накопления сигнала и, следовательно, пропорционально улучшается энергетика радиолокатора;

Отношение «сигнал/шум» обратно пропорционально первой степени азимутального разрешения. При увеличении параметра  $\delta_x$  уменьшается время когерентной обработки и отношение «сигнал/шум» падает.

Эффективная площадь рассеяния элемента пространственного разрешения однородных участков поверхности:

$$\sigma_{1\phi} = \sigma_0 \delta_x \delta_y . \quad (57)$$

Отношение «сигнал/шум» в элементе пространственного разрешения однородного фона поверхности:

$$\rho_{\Phi} = \frac{P_{\text{ПРД}} G_a \left( \frac{G_a}{T_{\text{эф}}} \right) \lambda^3 \delta_y k_{\text{хсор}}}{128 \pi^3 V_0 R^3 k_B Q K_{\text{потерь}}} \sigma_0. \quad (58)$$

Шумовой эквивалент УЭПР  $\sigma_{\text{ШЭ}}$  :

$$\sigma_{\text{ШЭ}} = \frac{128 \pi^3 V_0 R^3 k_B Q \delta_x K_{\text{потерь}}}{P_{\text{ПРД}} G_a \left( \frac{G_a}{T_{\text{эф}}} \right) \lambda^3 \delta_y k_{\text{хсор}}}. \quad (59)$$

Параметра радиометрического разрешения РСА, определяется как минимальное различие удельной эффективной отражающей поверхности рассеяния двух фрагментов радиолокационного изображения однородной поверхности, которое обнаруживается на радиолокационном изображении с заданной вероятностью.

Параметр радиометрического разрешения:

$$\delta_r = 10 \log \left( 1 + \frac{1}{\sqrt{N}} \left( 1 + \frac{1}{\rho_{\Phi}} \right) \right), \quad (60)$$

где  $N = N_x N_y$  – число некогерентных накопленных РЛИ, равное произведению независимых, некогерентно суммируемых отсчетов  $N_x$  по азимуту и  $N_y$  по углу места в выходном элементе разрешения на РЛИ.

Воспроизводимый на РЛИ динамический диапазон:

$$D_{\text{РЛИ}} = 10 \log \left( \frac{\sigma_{0\text{макс}}}{\sigma_{0\text{ШЭ}}} \right). \quad (61)$$

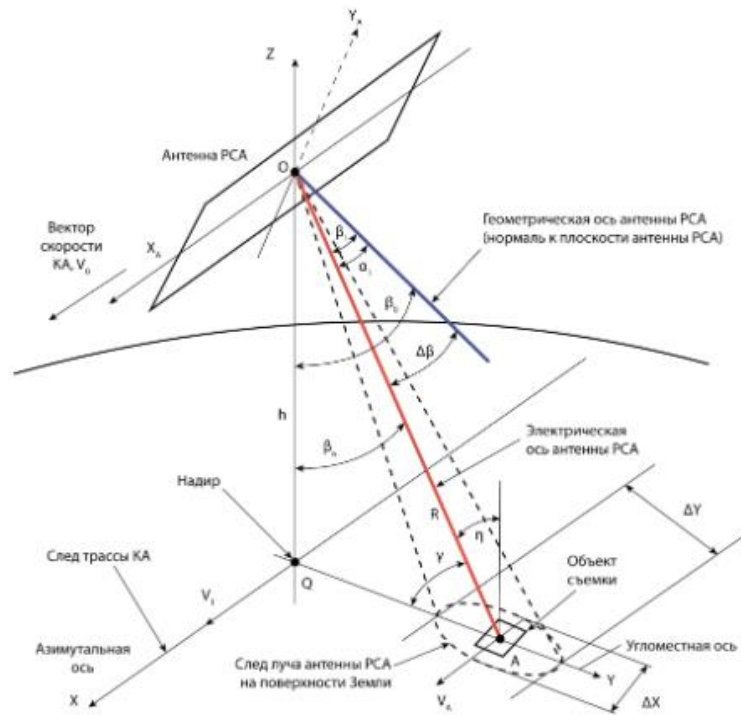


Рисунок 5 – Геометрические параметры РСА

Угол визирования  $\beta_B$  лежит в плоскости визирования между направлением местной вертикали, которая проходит через фазовый центр антенны РСА, и направлением на центр объекта съемки

Угол скольжения  $\gamma$ , отсчитывается от плоскости местного горизонта, включающей точку прицеливания А, до линии визирования ОА, находится из рассмотрения треугольника АОС и использованием теоремы синусов:

$$\frac{R_3 + h}{\sin(90^\circ + \gamma)} = \frac{R_3}{\sin(\beta_B)}. \quad (62)$$

Поскольку  $\sin(90^\circ + \gamma) = \cos(\gamma)$ , получим формулу для расчета угла скольжения:

$$\gamma = \arccos\left(\left(1 + \frac{h}{R_3}\right)\sin(\beta_B)\right), \quad (63)$$

где  $h$  – высота круговой орбиты.

Наклонная дальность  $R$  – отрезок, соединяющий фазовый центр антенны РСА радиолокатора  $Q$  с точкой прицеливания  $A$  на поверхности.

Из треугольников АОС и АОВ выводим формулу из центрального угла  $\chi$ , который образован дугой, один конец которой совпадает с подспутниковой точкой  $Q$ , а другой – с точкой  $A$ :

$$\chi = 90^\circ - (\beta_B + \gamma). \quad (64)$$

Формула для расчета наклонной дальности до точки прицеливания  $A$ :

$$R = R_3 \frac{\cos(\beta_B + \gamma)}{\sin(\beta_B)}. \quad (65)$$

Расстояние от точки надира до опорной точки визирования:

$$L = R_3 \left( \frac{\pi}{2} - (\beta_B + \gamma) \right). \quad (66)$$

След ДНА образуется на пересечении эллиптического конуса главного лепестка ДНА на уровне – 3дБ с поверхностью, а его параметры вычисляются:

$$\Delta Y = \frac{R \operatorname{tg}(\theta_{ay})}{\sin(\gamma)}; \quad (67)$$

$$\Delta X = R \operatorname{tg}(\theta_{ax}), \quad (68)$$

где  $\Delta Y$  – размер следа луча антенны на поверхности по угломестной координате;

$\Delta X$  – размер следа луча антенны по поверхности по азимутальной координате;

$R$  – наклонная дальность до центра следа ДНА;

$\theta_{ay}$  – ширина односторонней ДНА по уровню – 3 дБ в угломестном сечении;

$\theta_{az}$  – ширина односторонней ДНА по уровню – 3 дБ в азимутальном сечении;

$\gamma$  – угол скольжения.

Полоса обзора – это участок поверхности, который может быть просканирован радаром находящегося в полете космического аппарата. Это позволяет получить радиолокационные изображения заданного района с высоким качеством и углом визирования, при помощи электронного сканирования луча антенны радара. Полоса обзора может располагаться как справа, так и слева от трассы полета космического аппарата. Размер полосы обзора перелается максимальным и минимальным рабочими углами визирования. Полоса обзора влияет на такие системные параметры РСА, как повторяемость и оперативность радиолокационных съемок.

$$\Delta L = L(\beta_{B\_max}) - L(\beta_{B\_min}) + \frac{\Delta Y(\beta_{B\_max}) + \Delta Y(\beta_{B\_min})}{2}. \quad (69)$$

Размеры фрагментов по азимутальной и углометной осям составят соответственно по азимутальной и угломестной координате:

$$\Phi X_i = \Delta X (1 - k_{ovx}); \quad (70)$$

$$\Phi Y_i = \Delta Y (1 - k_{ovy}), \quad (71)$$

где  $k_{ovx} = 0,15$ ,  $k_{ovy} = 0,3$  значение коэффициентов перекрытия.

Максимально допустимое значение периода повторения зондирующих импульсов:

$$T_{\text{Пmax}} = \frac{l_{ax}}{2,8V_0 \sin(\beta_B)}, \quad (72)$$

где  $l_{ax}$  – физический размер антенны в азимутальном направлении.

Антенна радиолокатора обладает двумя зеркалами и основана на преобразовании сферического фазового фронта облучателя в плоский фазовый фронт в результате последовательного отражения от двух зеркал. Главное зеркало является основным, а вспомогательное зеркало находится в фокусе облучателя. При отражении от вспомогательного зеркала сферическая волна преобразуется в новую сферическую волну, но с фазовым центром, совпадающим с фокусом основного зеркала.

Основное зеркало – параболоид вращения, а малое вспомогательное зеркало – гиперболоид вращения. Облучатель в его фокусе.

Достоинства двухзеркальных антенн:

- меньшие продольные размеры;
- волновод, питающий облучатель, может быть прямым и коротким, что улучшает согласование, уменьшает потери и шумовую температуру АФУ;
- путем доворота малого зеркала можно получить отклонение ДН антенны в противоположную сторону на угол вдвое больший.

Недостаток – затенение раскрыва, создаваемое вспомогательным зеркалом.



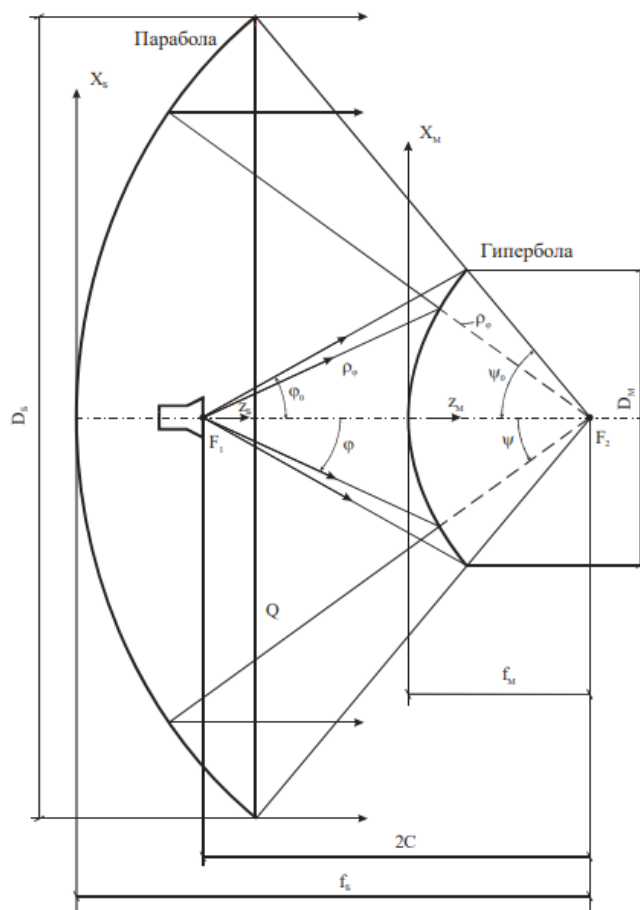


Рисунок 6 – Характеристики антенны Кассегрена

Фокусное расстояние большого зеркала:

$$f_B = (0,35 \dots 0,5) D_B, \quad (73)$$

где  $D_B$  – диаметр большого зеркала равный 3 м.

Половина угла раскрыва большого зеркала:

$$\psi_0 = 2 \arctg \left( \frac{D_B}{4f_B} \right). \quad (74)$$

Использував соотношение:

$$D_M \approx 0,13D_B. \quad (75)$$

Найдем эксцентриситет гиперболы  $e_K$ :

$$e_K = \frac{4f_B + D_M}{4f_B - D_M}. \quad (76)$$

Определим половину раскрыва вспомогательного зеркала:

$$\varphi_0 = 2 \operatorname{arctg} \left( \frac{e_K - 1}{e_K + 1} \operatorname{tg} \left( \frac{\psi_0}{2} \right) \right). \quad (77)$$

Фокальное расстояние малого зеркала:

$$f_M = \frac{D_M}{4} \cdot \frac{\cos \left( \frac{\psi_0 + \varphi_0}{2} \right)}{\sin \left( \frac{\psi_0}{2} \right) \cos \left( \frac{\varphi_0}{2} \right)}. \quad (78)$$

Расстояние между действительным  $F_2$  и мнимым  $F_1$  фокусами гиперболы:

$$2C = \frac{D_M}{4} \cdot \frac{\sin(\psi_0 + \varphi_0)}{\sin(\psi_0) \sin(\varphi_0)}. \quad (79)$$

### 2.3 Описание АМС

Баки АМС, заполненные несимметричным диметилгидразином (НДМГ) и азотным тетроксидом, образуют цилиндрический корпус. Диаметр баков 1,1 м и 4 м в длину. Под корпусом располагается ракетный двигатель КТДУ – 425А, который может развивать тягу от 9,856 до 18,890 Н. Система управления и научные

приборы располагаются в герметичном тороидальном отсеке диаметром 2,35 м, прикрепленном к основному цилиндру.

По обоим сторонам цилиндра располагаются панели солнечных батарей размером 1,0 x 2,1 м, размах которых в раскрытом состоянии достигал 5,6 м на них установлены струйные реактивные двигатели для управления ориентацией станции. Также по сторонам цилиндра расположены системы терморегулирования. Сбоку установлена остронаправленная параболическая антенна диаметром 2,6 м для связи с Землей.

Навигационная оптика, крепится к внешней части приборного отсека и включает в себя несколько датчиков Солнца, обрамленные по сторонам телескопическими датчиками Каноуса, которые направлены вниз. Датчики Земли направлены в ту же сторону, что и остронаправленная параболическая антенна.

Также на корпусе расположены баллоны системы ориентации.

Наверху установлена двухзеркальная антенна Коссегрена диаметром 3 м для радиолокационного картографирования планеты Венера.

## **2.4 Обзор бортовых систем**

### **2.4.1 Бортовая вычислительная система**

Предназначена для решения следующих задач:

- предоставление приборам бортовых систем КА вычислительных ресурсов в реальном масштабе времени;
- управление бортовыми системами и целевой аппаратурой в реальном масштабе времени на основе алгоритмов, реализующих заданную программу полета, и алгоритмов контроля и диагностики;
- передача необходимой информации от управляющего комплекса на земле, бортовых систем космического аппарата и целевой аппаратуры, ее обработка по заданным алгоритмам, выдача команд управления и сохранение информации;
- диагностика, управление резервами и программно – аппаратными ресурсами система КА;

– передача информации о выполнении режимов, диагностической информации и информации оперативного контроля на бортовую командно – измерительную систему, чтобы она затем была передана на земную станцию в составе телеметрического кадра;

– обеспечение обмена информацией с наземным испытательным оборудованием во время проведения наземных испытаний космического аппарата через специализированный технологический интерфейс [5].

#### 2.4.2 Бортовые радиокomплексы

Бортовой радиокomплекс (БРК) космического аппарата, состоит из двух систем. Первая система – командно – измерительная, вторая – бортовой радиокomплекс передачи целевой информации.

Бортовая аппаратура командно – измерительной системы (БАКИС) КА разработана для осуществления управления и контроля космическим аппаратом во время взаимодействия с земными станциями наземного комплекса управления (НКУ) в условиях ориентированного и неориентированного режимов полета.

Обеспечивает:

– осуществление связи с ЗС в ориентированном и неориентированном режимах полета КА;

– генерирование радиосигналов, необходимых для траекторных измерений;

– прием из КИС НКУ кодов разовых команд управления бортовыми системами и передачу команд в системы;

– прием КИС НКУ массивов командно – программной информации (КПИ) и передачу массивов БВС КА;

– ретрансляцию сигнала КИС НКУ для измерения текущих навигационных параметров;

– прием из телеметрической системы (ТМС) телеметрической информации (ТИ), обычно в виде телеметрических кадров, и передачу их на ЗС НКУ;

– прием из БВС КА кодов РК управления бортовыми системами и передачу команд в системы [5].

### 2.4.3 Телеметрическая система

Предназначена для решения следующих основных задач:

- сбора информации с датчиков;
- приема массива цифровой информации от БВС КА;
- выдачи БВС КА кодов параметров оперативного контроля с телеметрических датчиков;
- регистрации телеметрических событий и сопутствующих параметров;
- запоминание собираемой и принимаемой в виде массива цифровой информации с заданной структуре с использованием запоминающего устройства;
- воспроизведение информации с ЗУ;
- формирование эталонных параметров по напряжению, сопротивлению и коду для диагностики аппаратными средствами БВС тракторов измерения напряжения, температуры и цифровой информации системы;
- функционирование в контрольных режимах для диагностики тракторов приема массива цифровой информации, измерения напряжения, температуры и цифровой информации системы наземными средствами приема, регистрации и обработки телеметрической информации [5].

### 2.4.4 Двигательная установка

Задачи: довыведение КА на рабочую орбиту, а также успокоения КА, обеспечивает заданную ориентацию, а также коррекции орбиты, обеспечения заданных требований по точности управления ориентации КА при отказе электромеханических и электромагнитных исполнительных органов системы ориентации и стабилизации [5].

В данном космическом аппарате используется корректирующая тормозная ДУ КТДУ – 425А (11Д425А), которая предназначена для коррекции траектории КА, торможения. КТДУ– 425А имеет однокамерный ЖРД. Камера ЖРД установлена в карданном подвесе. Отработанный газ турбины ТНА истекает через неподвижные сопла. Сжатый гелий используется для наддува топливных баков и управления агрегатами автоматики ДУ.

Таблица 9 – Характеристики двигательной установки

Двигатель	Год	Топливо	Тяга, тс	Давление в КС, атм	Время включения, с	Масса, кг
11Д425А	1973	НДМГ/АТ	1,005	147,05	560	70

#### 2.4.5 Система ориентации и стабилизации

Задачи данной системы ориентации и стабилизации (СОиС) рассматриваются для перелета на орбиту функционирования и орбите движения:

- гашение остаточных скоростей во время разделения с разгонным блоком;
- поиск Солнца и успокоение;
- поддержание дежурной ориентации заданной оси на Солнце;
- построение базовой трехосной ориентации;
- перенацеливание КА в программное положение;
- трехосная ориентация и стабилизация КА относительно программного положения;
- стабилизация КА относительно заданного программного положения во время коррекции орбиты.

В данном КА СОиС, осуществляющий коррекцию, программные развороты, включают:

- приборы ориентации на Солнце и на Землю;
- реактивные двигатели

Прибор ориентации на Солнце предназначен для измерения углов между оптической осью прибора и проекциями вектора направления на Солнце на плоскости системы координат прибора.

Прибор ориентации на Землю предназначен для ориентации КА на орбите относительно местной вертикали, работает в инфракрасном диапазоне длин волн [5].

#### 2.4.6 Система электропитания и система терморегулирования

Предназначение этой системы заключается в том, чтобы обеспечить бортовые системы электроэнергией, с заданными значениями среднесуточной и пиковой мощности потребления, выходных напряжений во всех штатных режимах на всех этапах функционирования аппарата.

Солнечная батарея (СБ). В каждую секцию входят элементы:

- панели;
- диодный блока;
- датчик или датчик положения Солнца;
- температурные датчики;
- кабельная сеть.

Аккумуляторная батарея является дополнительным источником, аккумулирующим электрическую энергию от СБ, для обеспечения электропитанием бортовых систем в следующих ситуациях:

- при нахождении КА в области баллистической тени;
- при повышении мощности нагрузки СБ.

Система терморегулирования (СТР) предназначена для обеспечения заданного теплового режима приборов и агрегатов бортовых систем и элементов конструкции КА в течении срока его активного существования [5].

#### 2.4.7 Система управления бортовой аппаратурой

Система управления бортовой аппаратурой (СУБА) предназначена для решения задач:

- приема командной информации от КИС, БВС и автоматизированном испытательной системы, их обработки и распределения по потребителям;
- коммутации и обеспечения токовой защиты цепей электропитания бортовых систем;
- распределения электроэнергии;
- управление пиротехническими средствами, двигательной установкой, антенными переключателями, нагревателям СТР.

Состав СУБА включает следующие блоки: силовой коммутации, управления, электронный, управления пиротехническими средствами, двигательной установкой, антенными переключателями, нагревателями [5].

### 2.5 РН для вывода АМС

Солнечные панели в закрытом состоянии составляют 3,5 м, высота аппарата составляет 6,3 м. Масса КА составляет 5092 кг.

Выведения данной автоматической межпланетной станции на НОО будет осуществляться с помощью РН тяжелого класса – «Союз 2 – 1а» с РБ «Фрегат»

В состав КГЧ входят: РБ «Фрегат», ГО, КА с переходной системой (переходная системы в длину 1,5 м).

Таблица 10 – Характеристики РН

РН	Топливо	Масса ПН НОО, т	Длина КГЧ, м	Тяга, тс	Диаметр КГЧ, м
Союз 2 – 1а	Кислород + Керосин	6,8	9,518	85,6	3,8



## 3 ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

### 3.1 Требования, предъявляемые к конструкции

В процессе конструирования главной сложностью является учет комплекса требований, которые должны быть учтены при определенных условиях нагружения. К разрабатываемой конструкции необходимо обеспечить следующие характеристики: самую минимальную массу, высокую степень технологичности, соответствие эксплуатационным требованиям, максимальную надежность и минимальную стоимость.

Одним из основных требований является минимальная масса конструкции аппарата. Для того чтобы достичь минимальной масс важно провести рациональный выбор компоновочной и конструктивно – силовой схемы.

Минимум массы конструкции достигается выбором материалов для каждого элемента, учитывая схему нагружения и напряженное состояние элемента. Также важно эффективно использовать материал в сечении элемента.

Технологичность конструкции – совокупность свойств, проявляющихся в рациональных затратах средств, материалов, труда и времени при технической подготовке производства, изготовлении, эксплуатации и ремонте.

Аспекты технологичности конструкции, которые характеризуют различные этапы работы:

- эксплуатационная технологичность, определяемая условиями хранения, транспортировки;
- производственная технологичность, определяемая условиями изготовления;
- технологичность конструкции проявляется через ее рациональность и преимственность.

Технологическая рациональность заключается в том, чтобы выбирать оптимальные конструктивные элементы, материалы и методы производства и со-

единения, а также описывает аспекты конструкции изделия, которые обеспечивают соответствие выбранных конструктивных решений условиям производства, эксплуатации и ремонта.

Повышению технической рациональности конструкции способствуют:

- членение изделия на отсеки, агрегаты, панели;
- использование простых форм элементов;
- ограничение номенклатуры составных частей, конструктивных элементов и материалов;
- применение в разрабатываемых конструкциях освоенных в производстве конструктивных решений, соответствующих современным требованиям;
- использования конструктивных решений, позволяющих упростить доступ к составным частям, их установку и съем;
- использования конструктивных решений, обеспечивающих возможность транспортировки изделия в собранном виде или в виде законченных составных частей, и ряд других мероприятий.

Эксплуатационные требования – это обеспечение сохранности аппарата и во время хранения и транспортировки, безопасность, удобство и легкое обслуживание.

Требования надежности означают, что конструкция должна быть способна выполнять свои функции, длительное время, соответствуя установленным эксплуатационным показателям в заданных пределах, а именно заданным режимам и условиям использования, ремонту, транспортировке, техническому обслуживанию, хранению. [8].

Высокая надежность обеспечивается:

- конструктивно – силовой схемой, выбором компоновочной схемы аппарата;
- экспериментальной обработкой;
- выбором коэффициента безопасности.

### **3.2 Конструктивно – технологическое членение КА**

Все отсеки разрабатываемого космического аппарата обладают простыми геометрическими формами, что упрощает их производство и снижает стоимость необходимого оборудования. Центральный отсек имеет форму цилиндра, а приборный отсек имеют форму тора.

С использованием схемы членения можно выполнить работы по испытаниям, монтажу и сборке космического аппарата независимо. Все стыки и разъемы обеспечивают удобный доступ к узлам и компонентам космического аппарата во время сборки. Выбранная конструктивная схема обеспечивает равномерное распределение нагрузок.

Разделение изделия на составляющие (агрегаты, отсеки, узлы и детали) нужно для легкой транспортировки и эксплуатации изделия, а также для удовлетворения требований производства:

- удобное выполнения сборочных, испытательных и монтажных работ.
- возможность транспортировки изделия в собранном виде или отдельных его элементов в по автомобильным дорогам, железнодорожным, водным или воздушным транспортом учитывая действующие габаритно – массовых ограничений;
- доступ к соединениям и стыками;
- обеспечение доступа к элементам конструкции для установки, возможной замены или демонтажа без снятия других агрегатов;
- простота устройства стыков соединений;
- наличие разъемов бортовой кабельной сети в местах стыковки агрегатов;

### **3.3 Выбор материала силовой конструкции антенны и переходного отсека**

Для того чтобы выбрать материал следует учесть:

- пластичность;
- свариваемость материала;
- прочностные и массовые характеристики;
- стоимость;

– антикоррозионные свойства.

Магниевые сплавы ( $\rho = 1760 \dots 2000 \text{ кг / м}^3$ ,  $E = 4,1 \cdot 10^{10} \text{ Па}$ ,  $T_{\text{раб}} \leq 125 \text{ }^\circ\text{C}$ )

характеризуются высокой прочностью и жесткостью, хорошей свариваемостью, но низкой устойчивостью к коррозии:

- жаропрочные сплавы (МЛ13 и МЛ14);
- деформируемые (МА2, МА2– 1);
- литейные (МЛ12, МЛ5).

Алюминиевые сплавы ( $\rho = 2700 \dots 2900 \text{ кг / м}^3$ ,  $E = 70 \text{ ГПа}$ ):

- деформируемые сплавы (1201, АМг6, В95, Д16, Д20, АК6,) применяют для получения листов, профилей труб, штамповки, проволоки, паковки и др;
- литейные сплавы (ВАЛ1, АЛ4, АЛ2);
- спеченные сплавы. Их получают спеканием и прессованием алюминиевого порошка или спекания порошка алюминиевых сплавов.

Эти материалы обладают повышенной прочностью при высоких температурах по сравнению с исходным материалом. Они также обладают хорошей свариваемостью и высокой стойкостью к коррозии.

АМг6, 1201 и 1420 – для изготовления корпусов топливных отсеков.

Д16, Д20, В96 – для изготовления корпусов сухих отсеков.

АК6, Д16 используются при криогенных температурах.

Титановые сплавы ( $\rho = 4500 \dots 4800 \text{ кг / м}^3$ ,  $E = 115 \dots 120 \text{ Па}$ ) представляют собой материалы, которые обладают высокой прочностью, сохраняют свои свойства при высоких температурах и устойчивы к коррозии. Однако, они имеют низкую теплопроводность, что означает, что они плохо проводят тепло. Несмотря на это, они хорошо поддаются сварке. Также следует отметить, что этот материал имеет склонность к образованию трещин в сварных швах и низкую пластичность в холодном состоянии

Бериллиевые сплавы и бериллий.

Сплавы хорошо подходят для использования вместе со сталями из – за соответствия по температурному коэффициенту линейного расширения, однако

имеет место быть различие свойств. Их механические свойства зависят от способа изготовления и термообработки. Эти сплавы также обладают высокой стойкостью к коррозии.

Однако их использование требует разработки специальных технологических процессов из-за токсичности материала, высокой стоимости, склонности к хрупкому разрушению и чувствительности к напряжениям.

Композиционные материалы состоят из различных химических компонентов, соединенных вместе с четко определенной границей раздела. Для укрепления таких материалов используются углеродные, стеклянные, борные и органические волокна, которые обладают высокой прочностью и жесткостью. Они сочетаются с полимерными и металлическими материалами, которые выполняют функцию матрицы композиции.

Применение композиционных материалов привело к сокращению веса рефлекторов, а также позволило достичь более высокой точности и размеростабильности. Это, в свою очередь, позволило использовать радиосигналы в более высоких частотных диапазонах [8].

Антенные рефлекторы на космических аппаратах должны быть эффективными в отражении радиосигналов. Для этого требуются материалы с высокой электропроводностью, так как они обладают способностью отражать радиоволны. Углеродные волокна, хотя и проводят электрический ток, имеют низкую электропроводность. Углепластик, в свою очередь, является анизотропным материалом в отношении электропроводных свойств.

Для производства рефлекторов также используется триаксиальная углеродная ткань. Ее армирующие свойства позволяют укладывать ее в один слой, что позволяет снизить массу рефлектора.

У углепластика в исходном состоянии на частотах до 15 ГГц коэффициент отражения достаточно приемлем. На углепластик наносят радиоотражающее покрытие, при котором коэффициент отражения 0,98 на частоте 24 ГГц, для последующего применения его в антеннах высокой частоты.

Для рефлектора антенны выбран композиционный материал – высокомолекулярный углепластик. Для переходной фермы и силовой контракции антенны выбран алюминиевый сплав 1201.

Сплав алюминия 1201 применяется для изготовления сварных и других элементов конструкции. Сплав термически упрочняемый, жаропрочный, применяется для работы в большом диапазоне температур, обладает удовлетворительной прочностью, а также хорошей технологической пластичностью. Из данного алюминиевого сплава возможно производство широкого спектра полуфабрикатов больших габаритов, которые хорошо свариваются всеми видами сварки. Химический состав сплава 1201 определяется по ГОСТ 4784 – 97 «Алюминий и сплавы алюминиевые деформируемые».

Таблица 11 – Химический состав 1201

Mn	Si	Fe	Cu	Al	V	Ti	Zn	Zr	Mg
0,2 – 0,4	≤0,2	≤0,3	5,8– 6,8	оста- ток	0,05 – 0,15	0,02 – 0,1	≤0,1	0,1 – 0,25	≤0,02

Таблица 12 – Механические свойства материала листов из сплава при T=20 °C

Временное сопротивление $\sigma_B$ , МПа	Предела текучести $\sigma_{0,2}$ , МПа	Относительное удлинение $\delta$ , %
440	350	8

### 3.4 Технологический процесс сборки переходной фермы

Каркасная (или ферменная) конструкция используется как основа для соединения космической антенны с корпусом космического аппарата. Ферменно-каркасные корпуса характеризуются высокой прочностью и жесткостью, способностью выдерживать ударные нагрузки, относительной простотой в изготовлении и высокой надежностью. Кроме того, они могут быть точно изготовлены с использованием простых методов.

Процесс сборки ферменной конструкции будет происходить с помощью аргонодуговой сварки с неплавящимся электродом обратной полярностью и переменным током [4].

Каркасная конструкция состоит из двух колец сечением не равнополочного уголка ГОСТ 8510 – 86 «Уголки стальные горячекатаные неравнополочные». А также фитингов, с помощью которых происходит крепление стержней фермы к кольцам.

Диаметр большего кольца составляет 1300 мм., а диаметр меньшего кольца 900 мм, высота переходного отсека 300 мм. Сверление отверстий под болты для соединения фитингов и колец составляет 16 мм. Стержни диаметром 40 мм привариваются к фитингам диаметром 40 мм. Диаметр стержней 40 мм толщина металла свариваемых изделий (фитингов и стержней) составляет 10 мм. Сварка переходного отсека происходит в приспособлении.

Сварка происходит по ГОСТ 14771 – 76 «Дуговая сварка в защитном газе».

Выбор присадочной проволоки

По ГОСТ 7871 – 75 «Проволока сварочная из алюминия и алюминиевых сплавов» существуют четырнадцать марок проволоки (таблица 13).

Таблица 13 – Сварочные проволоки для сварки алюминиевых сплавов

Марки сплавов	Al	Mg	Mn	Fe	Si	Ti	Be	Zr
СВА99	Не менее 99,99							
СВА97	Не менее 99,95							
СВА85Т	Остальное					0,2–0,5		
СВА5	Не менее 99,5			0,2–0,35	0,1–0,25			
СВАМЦ	Остальное		1,0–1,5	0,3–0,5	0,2–0,4			
СВАМГ3	То же	3,2–3,8	0,3–0,6		0,5–0,8			
СВАМГ5		4,8–5,8	0,5–0,8			0,1–0,2	0,002–0,005	
СВ1557		4,5–5,5	0,2–0,6			Хром 0,07–0,15	0,002–0,005	0,2–0,35
СВАМГ6		5,8–6,8	0,5–0,8			0,1–0,2	0,002–0,005	

СВАМг63		5,8–6,8	0,5– 0,8				0,002– 0,005	0,15– 0,35
СВАМг61		5,5–6,5	0,8– 1,1				0,0001– 0,0003	0,002– 0,12
СВАК5					4,5–6,0	0,1–0,2		
СВАК10					7,0–10,0			
Св1201		Медь 6,0–6,8	0,2– 0,4		Вана- дий 0,05– 0,15	0,1–0,2		0,1– 0,25

Состав проволоки должен быть близким к составу свариваемых поверхностей. Это облегчит сварочный процесс и гарантирует надежное соединение. Таким образом, лучше всего подойдет проволока Св1201.

#### Выбор неплавящегося электрода

При сварке алюминиевых сплавов при производстве электрода применяют вольфрам с добавками лантана, иттрия и д.р. Благодаря примесям электрод имеет хорошую стойкость и обеспечивают большую плотность тока.

Согласно ГОСТ 23949 – 80 «Электроды вольфрамовые сварочные неплавящиеся» существует шесть марок вольфрамовых электродов (таблица 14).

Таблица 14 – Химический состав вольфрамовых электродов

Марка электрода	Вольфрам, не менее	Окись лантана	Окись иттрия	Двуокись тория	Тантал	Примеси, не более
ЭВЧ	99,92					0,08
ЭВЛ	99,95	1,1–1,4				0,05
ЭВИ–1	99,89		1,5–2,3			0,11
ЭВИ–2	99,95		2,0–3,0		0,01	0,05
ЭВИ–3	99,95		2,5–3,5		0,01	0,05
ЭВТ–15	99,91			1,5–2,0		0,09

Выберем лантановый электрод так как они более долговечны и меньше загрязняют вольфрамом шов.



Таблица 15 – Зависимость вольфрамового электрода от толщины свариваемого изделия

Толщина металла	Диаметр вольфрамового электрода
1–2	2
3–4	3
4–6	4
6–10	5
11–15	6

Для сварки деталей толщиной 10 мм вберем электрод марки ЭВЛ диаметром 5 мм.

Расчет режимов сварки

По ГОСТ 14806 – 80 «Дуговая сварка алюминия и алюминиевых сплавов в инертных газах. соединения сварные» выберем тип разделки кромок С17 с односторонним скосом кромок.

Общая площадь наплавленного металла разбивается на четыре участка

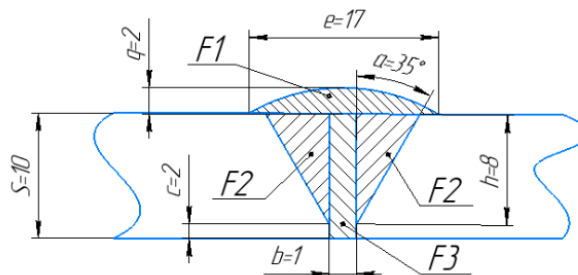


Рисунок 7 – Общая площадь наплавленного металла, разбитая на 4 участка

Площадь наплавленного металла:

$$F_H = 2F2 + F3 + F1. \quad (80)$$

Площадь поперечного сечения расплавленного и наплавленного металла:

$$F = 0,73 \cdot e \cdot (S + q). \quad (81)$$

Площадь поперечного сечения наплавленного металла:

$$F_{np} = F - F_n. \quad (82)$$

Для первого прохода:

$$F_1 = (6 \div 8) d_э. \quad (83)$$

Для следующих проходов:

$$F_n = (8 \div 12) d_э, \quad (84)$$

где  $d_э$  – диаметр электрода.

Число проходов рассчитывается:

$$n = \frac{F_n - F_1}{F_{II}} + 1. \quad (85)$$

Таблица 16 – Результаты расчета

Площадь наплавленного металла, мм <sup>2</sup>	80,3
Площадь поперечного сечения, наплавленного и расплавленного металлов мм <sup>2</sup>	148,9
Площадь поперечного сечения проплавленного металла, мм <sup>2</sup>	68,6
Площадь при первом проходе, мм <sup>2</sup>	40
Площадь при преследующих проходах, мм	60
Число проходов	2

Сила сварочного тока для первого слоя шва:

$$I_{св} = \frac{pd_n}{4} J, \quad (86)$$

где  $d_n$  – диаметр присадочной проволоки для первого подхода возьмём  $d_n = 1,2$ , для второго  $d_n = 1,4$ ;

$J$  допустимая плотность тока для такого диаметра электродной проволоки  $J = 65 \div 200 \text{ А/мм}^2$ , примем  $200 \text{ А/мм}^2$ .

Таблица 17 – Результаты вычислений

Сила сварного тока для первого слоя шва, А	188
Сила сварного тока для второго слоя шва, А	219

Определим скорость сварки

$$V_{св} = \frac{\alpha_n I_{св}}{3600 \cdot \gamma \cdot F_H}, \quad (87)$$

где  $\alpha_n$  – коэффициент наплавки;

$\gamma$  – плотность наплавленного металла для Св1201  $\gamma = 2,9 \text{ г / см}^3$ .

$$\alpha_n = \alpha_p (1 - \psi), \quad (88)$$

где  $\psi$  – коэффициент потерь.

$$\psi = -4,72 + 17,6 \cdot 10^{-2} \cdot J - 4,48 \cdot 10^{-4} \cdot J^2; \quad (89)$$

$$\alpha_p = 9,05 + 3,1 \times 10^{-3} \times \sqrt{I_{св}} \times \frac{1}{d_n}. \quad (90)$$

$$\alpha_{\text{первый подход}} = 9,08;$$

$$\alpha_{\text{второй подход}} = 9,07.$$

Масса наплавленного металла:

$$G_n = \rho F_n \cdot l_o, \quad (91)$$

где  $l_o$  – длина шва.

Расход присадочной проволоки:

$$G_{II} = \frac{G_n}{1 - \psi_0}, \quad (92)$$

$\psi_0$  – коэффициент потерь (0,05 ÷ 0,25)

Основное время сварки:

$$t_{осн} = \frac{l_0}{V_{св1}} + \frac{l_0}{V_{св2}}. \quad (93)$$

Таблица 18 – Результаты расчет сварки конструкции

Коэффициент наплавки первого подхода	7,94
Коэффициент потерь, %	12,56
Коэффициент наплавки второго подхода	7,95
Скорость сварки для первого прохода м/ч	12,6
Скорость сварки для второго прохода	9,72
Длинна шва, см	12,56
Масса наплавленного металла, г	29,3
Расход присадочной проволоки, г	32,5
Основное время сварки, мин	1,37

Сварочное оборудование.

Нам подходят 2 типа сварочных аппаратов для аргонодуговой сварки с неплавящимся электродом:

- автоматы типа АДСВ;
- автоматы типа АРК.

Автоматы типа АРК предназначены для проведения дуговой сварки с использованием защитных газов. Они могут работать как на постоянном, так и на

переменном токе, и позволяют создавать швы на деталях из различных типов сталей (углеродистых, нержавеющей, жаропрочных), титана и легких сплавов (алюминия, магния и других металлов) толщиной от 0,8 мм и более.

Автоматы АДСВ предназначены для сварки различных материалов, таких как стали, титан, алюминиевые и магниевые сплавы, с использованием неплавящегося электрода переменным током. Это означает, что сварочные автоматы этих двух типов будут нам подходить для аргонодуговой сварки алюминиевых материалов с использованием неплавящегося электрода на переменном токе.

Выберем автомат «АДСВ 6М» предназначенный для аргонодугой сварки неплавящимся электродом. Сварка ведется как с подачей присадочной проводки, так и без нее.

Таблица 19 – Технические характеристики автомата АДСВ–6М

Тип автомата	АДСВ–6М
Напряжение питающей сети, В	380/220
Номинальный ток, А при ПА = 60%	315
Диаметр вольфрамового электрода, мм	1–5
Диаметр присадочной проводки, мм	0,8–2
Диапазон регулирования скорости сварки, м/с	9–110
Диапазон регулирования скорости подачи присадочной проволоки, м/ч	100–1000
Масса, кг	745

Сверление отверстий происходит в три этапа:

– первый этап – сверление отверстия с помощью сверла диаметром 14 мм, точность составляет 11–14 квалитет;

– второй этап – зенкерование отверстия. Для этой операции используется цельный зенкер диаметром 15,9 мм из стали Р18, при этом точность доходит до 8–9 квалитет.

– третий этап – развертывание отверстия с использованием цельной развертки диаметром 16 мм из стали Р18, точность (5–7 квалитет) [13].

Все операции проводятся по заданному шаблону. В данном случае операция сверления происходит на алюминиевой детали 1201. (Приложение Б)

## 4 БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ

Для сборки переходной фермы радиолокатора выбрана аргонодуговая сварка с неплавящимся электродом, так как сварка с использованием защитных газов имеет несколько преимуществ:

- высокое качество сварного шва из – за защиты металла от воздействия окружающей среды;
- неимение шлаковых включений;
- за формированием сварного шва можно наблюдать;
- сварка производится в любом положении шва;
- электрическая дуга потребляет мало мощности и горит без перерывов вследствие ионизации газа.

В качестве материала фермы выбран алюминиевый сплав – 1201.

При сваривании с использованием аргонодугового сварочного аппарата нужно придерживаться правил техники безопасности. Аргонодуговая сварка опасна тем, что это достаточно пожароопасный процесс, а также может произойти поражение электрическим током, воздействие вредных выделений, которые могут привести к удушью или производственной травме, потеря зрения из-за воздействия ультрафиолета на сетчатку глаза, ожоги от сварочных брызг, аргон нетоксичен и невзрывоопасен, однако представляет опасность для жизни: при его вдыхании человек мгновенно теряет сознание, и через несколько минут наступает смерть. В смеси аргона с другими газами или в смеси аргона с кислородом при объемной доле кислорода в смеси менее 19 % развивается кислородная недостаточность, при значительном понижении содержания кислорода — удушье, газообразный аргон тяжелее воздуха и может накапливаться в слабопроветриваемых помещениях у пола и в приямках.

Исходя из вышеперечисленных опасностей аргонодуговой сварке очень важно соблюдать требования к организации рабочего места и не пренебрегать средствами индивидуальной защиты.

#### **4.1 Требования к организации рабочего места**

Опираясь на руководство [11], а также ГОСТ 12.3.003–86 «Работы электросварочные требования безопасности», можно сформулировать следующие требования к организации рабочего места сварщика, работающего с аргодуговой сваркой.

Рабочее место каждого сварщика в цехе или на участке должно быть размещено в специальных кабинах или ограждениях специальными щитами.

Корпусы сварочных трансформаторов, генераторов, стационарных и переносных пультов управления и другого электрооборудования, а также сварочные столы и плиты должны быть надежно заземлены.

Провода от электросварочных аппаратов к распределительному щиту и от щита к рабочему месту сварщика должны быть надежно защищены от случайного прикосновения голыми руками

Однопостовые сварочные агрегаты должны быть оборудованы вольтметром и сигнальными лампами, указывающими на наличие или на отсутствие напряжения в сварочной цепи.

Передвижные сварочные установки на время передвижения должны быть отключены от электрической цепи.

После окончания работы или при временной отлучке от рабочего места сварщик должен выключить рубильник.

Расположенные на сварочном оборудовании маховички, рукоятки и кнопки, к которым в процессе сварки рабочий прикасается, должны быть изготовлены из неэлектропроводного материала. Кроме того, рабочий пост должен быть обеспечен резиновым ковриком.

Длина провода для присоединения к электрической чети передвижных сварочных агрегатов не должна превышать 10 м.

Провода от осциллятора к трансформатору должны быть снабжены специальной изоляцией, рассчитанной на сопротивление токам высокой частоты.

При работе внутри металлических сосудов сварщик должен работать с подручными и быть обеспечен:

- резиновым ковриком или другой изолирующей подкладкой для предохранения от соприкосновения со свариваемой конструкцией;
- шлемом, защищающим затылочную часть головы;
- искусственным освещением от переносной электрической лампы, рассчитанной на питание от источника тока напряжением 12 В с защитной сеткой, колпачком и исправным шланговым проводом;
- галошами и сухой спецодеждой.

#### Меры предохранения от вредных выделений

При аргодуговой сварке следует применять системы вентиляции, обеспечивающие в сборочно–сварных цехах и на участках метеорологические условия, а также содержание вредных веществ в воздухе рабочей зоны, соответствующее нормам.

Для удаления вредных выделений, образующихся в рабочей зоне сварки плавящимся электродом, следует обеспечить воздухообмен в количестве от 7,6 до 28 м<sup>2</sup> на 1 кг расходуемой сварочной проволоки, в зависимости от интенсивной работы.

Сварку в закрытых помещениях изделий размеров до 1 м следует производить в отдельных кабинах с использованием металлических рабочих столов. Столы должны быть оборудованы местными отсосами. Вытяжные вентиляторы рекомендуется устанавливать за пределами помещения.

При отсутствии или недостатке вентиляции, а также при работах на временных сварочных постах следует применять респираторы или обеспечивать подачу чистого воздуха по маске сварщика.

При работах в замкнутых пространствах необходимо применять местных отсос с воздухоотборной воронкой, закрепляемой на конце гибкого рукава для удаления вредных веществ от зоны сварки или подавать чистый воздух под маску сварщика.



Баллоны с аргоном должны устанавливаться на расстоянии не менее 1 м от отопительных радиаторов. При наличии у отопительных приборов экрана, предохраняющего баллон от местного нагрева, расстояние от баллона до экрана должно быть не менее 1 м.

Баллоны надлежит предохранять от толчков и ударов.

Ручную транспортировку баллонов следует производить с накрученными на вентили колпаками на специальных тележках.

Переноска баллонов на плечах запрещается. На небольшие расстояния баллон можно перемещать перекачиванием при небольшом наклоне.

На рабочем месте баллоны с аргоном должны быть укреплены в вертикальном положении и хомутом или цепью в специальной стойке.

Хранить запасные баллоны с аргоном у рабочего места не допускается

Для предотвращения пожаров следует не допускать в радиусе до 5 м от места сварки наличия легковоспламеняющихся предметов и материалов, а также исключить возможность падения искр на сварочные оборудования.

Тщательно следить за сохранностью изоляции сварочных проводов и отсутствием искрения при их перемещениях. При использовании составных проводов должна быть обеспечена хорошая проводимость тока в их соединениях.

Сварочные посты необходимо обеспечить исправными пенными огнетушителями.

#### **4.2 Средства индивидуальной защиты**

Операторы сварочных работ пользуются различными средствами защиты. В зависимости от сложности и особенностей конкретной процедуры состав полного комплекта различается. Используя ГОСТ 12.4.103–83 «Одежда специальная защитная, средства индивидуальной защиты ног и рук», и ГОСТ 12.4.011–89 «Средства защиты работающих общие требования и классификация» можно выделить три категории защитных изделий:

– основные средства. Такими предметами снабжается каждый работник, ими также оснащают каждое рабочее место для сварки. Основная категория включает маску, краги (специальные защитные перчатки) и робу (комбинезон);

– дополнительные средства. Обеспечивают более надежную защиту — при особо опасных работах их применяют в обязательном порядке. В группу входят очки, респиратор, щиток, наколенники и нарукавники, обувь, наушники, фартук;

– специальные средства. При работе в замкнутых непрветриваемых помещениях, с опасными расходными материалами необходимо использовать также специальную маску с подачей воздуха, а также перчатки и нарукавники, отражающие тепло.

Существуют следующие категории изделий для безопасности работы:

– специальная одежда. Робы, комбинезоны, полуккомбинезоны, костюмы, брюки, куртки, фартуки, жилеты, полушубки, тулупы;

– специальная обувь. Сапоги, ботинки, боты и галоши, в зависимости от климатических условий и температуры среды на объекте. Они имеют металлические накладки, защищающие от окалины и брызг металла;

– средства защиты головы. Каски, подшлемники, береты и шапки. Как правило, используются каски, совмещенные с защитным щитком на лицо. Такие предметы применяют на объектах, где есть риск травмирования головы;

– средства защиты органов дыхания. Противогазы и респираторы. Они применяются только тогда, когда вентиляционные системы не могут обеспечить достаточно очищение воздуха от пыли, газов и частиц металла;

– средства защиты лица. Щитки и маски, защищающие кожу лица, глаза, нос и рот от излучения электрической дуги, брызг расплавленного металла.

– средства защиты глаз. Специальные очки, плотно прилегающие к коже вокруг глаз и исключают попадание в органы зрения искр, брызг и окалины, а также снижающие степень излучения до допустимого уровня, безопасного для глаз;

– средства защиты органов слуха. Вкладыши в слуховые каналы, наушники, противозумные шлемы, снижающие уровень шумового загрязнения до отметки, безопасной для организма. В целом изделия этого класса называют антифонами;

– средства защиты рук. Рукавицы, перчатки и краги — имеют разную степень защиты. Самые прочные и надежные — краги, далее идут рукавицы, а потом перчатки. Изделия изготавливают из брезента.

Для обеспечения безопасности сварочных работ используют также предохранительные приспособления. Это пояса, ручные захваты, диэлектрические коврики, манипуляторы, наколенники, наплечники, налокотники. Кожа рук также нуждается в особом уходе с помощью специальных моющих средств, мазей, паст и кремов.

## 5 ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

### 5.1 Постановка задачи

Определим стоимость реализации миссии по исследованию Венеры с помощью РСА, установленного на АМС в соответствии [7].



Рисунок 8 – Структура стоимости АМС

Общие затраты на обеспечение пуска и полета подразумеваем стоимость количества запусков РН «Союз–2.1а», стоимость запуска ( $K_{РН}$ ) которого оценивается в 48,5 млн. у.е.

После определения всех составляющих общая стоимость АМС  $K_{\Sigma}$ :

$$K_{\Sigma} = K_{разр} + K_{пр} + nK_{РН}, \quad (94)$$

где стоимости разработки  $K_{разр}$  и изготовления  $K_{пр}$  АМС определяются на основании статистических соотношений,  $n$  – количество АМС в серии ( $n = 1$ ).

### 5.2 Стоимость разработки АМС

Стоимость разработки АМС определяется по формуле:

$$K_{разр} = A Q(m_{КА})^y, \quad (95)$$

где  $A$  – постоянной коэффициент (разный для разных групп аппаратов),  $m_{KA}$  – вес конструкции аппарата,  $y$  – коэффициент степени, учитывающий зависимость затрат от веса аппарата,  $Q$  – коэффициент сложности.

Для АМС коэффициенты  $A$ ,  $Q$ ,  $y$ :

$$\begin{cases} A = 1,44 \cdot 10^6 \\ Q = \left( \frac{m_{KA}}{m_k} \right)^{0,5} \\ y = 0,72 \end{cases}, \quad (96)$$

где  $m_{KA}$  – сухая масса КА,  $m_k$  – масса конструкции без учета веса научной аппаратуры.

В соответчики с таблицей  $m_{KA} = 2572$ ,  $m_k = 2422$ , массовая сводка указана в приложении А.

### 5.3 Стоимость изготовления АМС

Стоимость абсолютных затрат определяется по формуле:

$$K_{np}^{\Sigma n} = 7,5 \cdot 10^5 n \cdot \frac{\bar{c}_n}{c_1} (m_{KA})^{0,48}, \quad (97)$$

где  $n$  – число аппаратов в данной серии используется только один аппарат,  $\frac{\bar{c}_n}{c_1}$  – поправочный множитель.

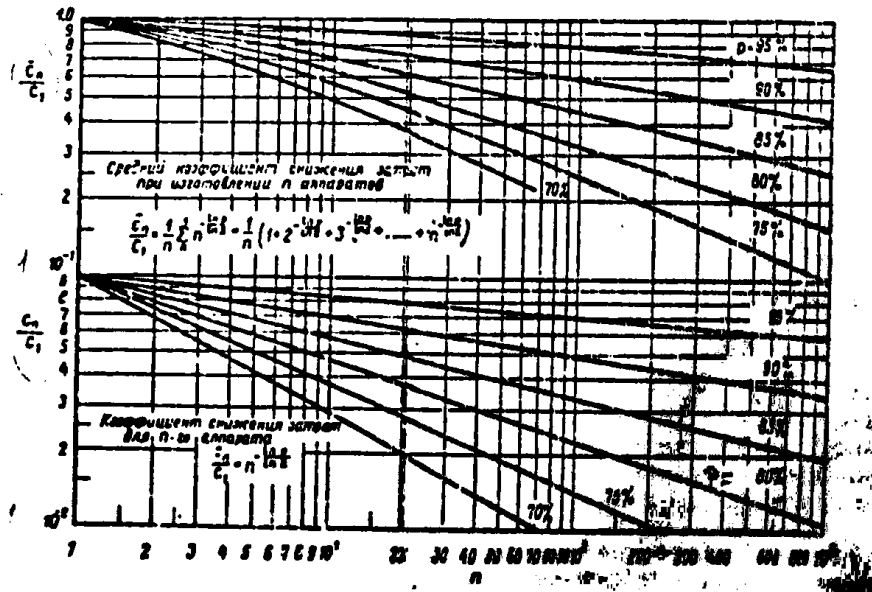


Рисунок 9 – Снижение затрат в зависимости от коэффициента освоения производства и числа выпускаемых летательных аппаратов

Как видно из графика  $\frac{C_n}{C_1}$  определяется с помощью значение коэффициента освоения производства  $p$ . Этот коэффициент определяют с помощью следующего графика.

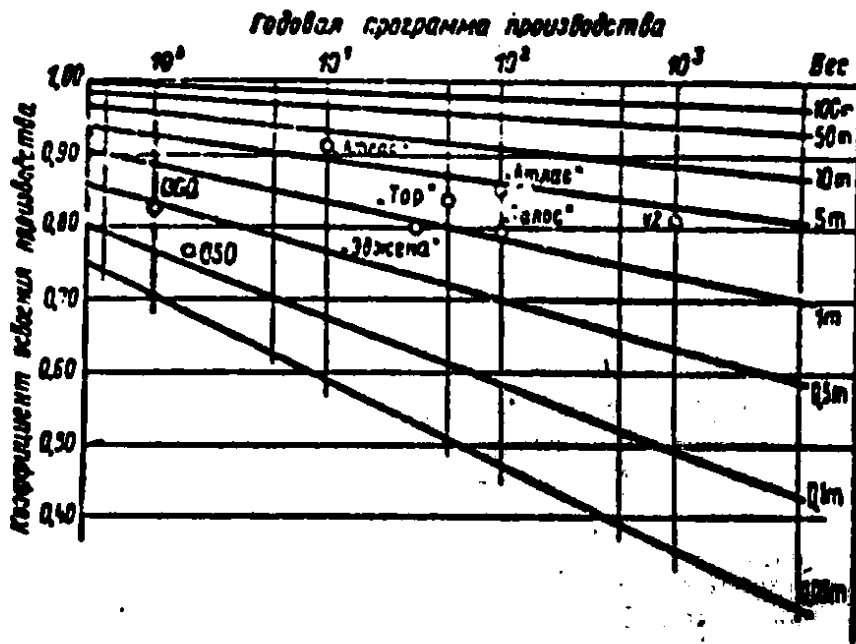


Рисунок 10 – Модель коэффициента освоения производства, зависящего от числа выпускаемых аппаратов и их веса

Допустим, что производится в год одна АМС. Тогда на основании  $m_{КА}$  и графика делаем вывод, что  $p \approx 0,95$

Определяем  $\frac{\overline{c_n}}{c_1}$  по графику (рисунок 9):

$$\frac{\overline{c_n}}{c_1} \approx 1. \quad (98)$$

Таблица 20 – Результаты расчета

Характеристика	Значение, млн. у.е
Стоимость разработки АМС	423,5
Стоимость изготовления АМС	32,5
Общая стоимость АМС	504,5

В этом разделе была определена приблизительная стоимость АМС для исследования Венеры. В соответствии с расчетами реализация АМС обойдется в 504,5 млн. у.е.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Данный проект был реализован в пяти частях, а именно: общей части, специальной части, технологической части, безопасность и экологичность и экономической части.

В общей части был проведен анализ прототипов, в результате этого анализа выбран космический аппарата «Венера – 16», также рассмотрены радары, установленные на КА, для исследования Венеры и рассмотрены современные радары для исследования Земли, проведен анализ данных, исходя из которого можно сделать вывод, что характеристики радиолокационных радаров со временем стали лучше.

В специальной части был произведен баллистический расчет с Земли на Венеру, а именно рассмотрен гелиоцентрический перелет в рамках грависфер нулевой протяженности, а также рассчитаны характеристики радиолокационной системы. В качестве антенны выбрана антенна Кассегрена. Был проведен обзор бортовых систем.

В технологической части рассмотрен технологический процесс сборки и сварки переходной фермы между антенной и космическим аппаратом, произведен анализ материалов и выбранный материал для данной фермы – алюминиевый сплав 1201, а также рассмотрена конструктивно – технологическая схема членения аппарата. Произведен расчет аргонодуговой сварки, подобрана проволока для сварки и выбран сварочный аппарат.

В части безопасность и экологичность рассмотрены требования к организации рабочего места при аргонодуговой сварки вольфрамовым неплавящимся электродом, а также рассмотрены средства индивидуальной защиты.

В экономической части произведен расчет стоимости реализации миссии, а именно ее составляющих: стоимость разработки АМС, стоимость изготовления АМС и общие затраты на обеспечение пуска и полета.



## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

- 1 Алексеев, В. Венера раскрывает тайны : моногр. / В. Алексеев, С. Миничин – М.: Машиностроение, 1975. – 96 с.
- 2 АО «НПО Лавочкина» [Электронный ресурс] : офиц. сайт. – режим доступа : <https://www.laspace.ru> – 11.10.23.
- 3 Баллистико – навигационное обеспечение полетов автоматических космических аппаратов к телам Солнечной системы : моногр. / А.Г. Тучин [и др.] ; под ред. А.Г. Тучина. – М. : АО «НПО Лавочкина», 2018. – 336 с.
- 4 Камалов В.С. Производство космических аппаратов : учебник для студентов вузов / В.С. Камалов. – Москва : Изд-во Машиностроение, 1982. – 280 с.
- 5 Ламзин В.В. Основы устройства и функционирования бортовых систем космических аппаратов : учебное пособие / В.В. Ламзин. – Москва : Изд – во МАИ, 2020. – 95 с.
- 6 Механика космического полета : учебник для вузов / М.С Константинов [и др.] ; под ред. В.П Мишина. – М. : Машиностроение, 1989 – 408 с.
- 7 Модели стоимости в ракетно – космической технике / под ред. Ю. Б. Воронов – М. : Мир, 1972. – 60 с.
- 8 Основы конструирования ракет – носителей космических аппаратов : учебник для студентов вузов / Б.В. Грабин [и др.] ; под ред. В.П. Мишина, В.К. Карраска. – М. : Машиностроение, 1991. – 416 с.
- 9 Панеева, А.П. Эволюция межпланетных миссий радиолокационных исследований планет Солнечной системы с учетом развития бортовых радиолокационных средств космических аппаратов / А.П. Панеева, Н.А Голов // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2023. – №5.
- 10 Радиолокационные системы землеобзора космического базирования : моногр. / В.С. Верба [и др.] ; под ред. В.С.Вербы. – М. : Радиотехника, 2010. – 675 с.

11 Руководство по аргонодуговой сварке соединений элементов алюминиевых строительных конструкций / ЦНИИСК им. Кучеренко. – М. : Стройиздат, 1984. – 95 с.

12 Сихрулидзе, Ю. Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов / Ю.Г. Сихрулидзе. – 3–е изд. – М. : БИНОМ. Лаборатория знаний, 2015 – 407 с.

13 Соловьев В.В. Технология механической обработки: сборник учебно-методических материалов для направления подготовки 24.03.01, специальности 24.05.01. – Благовещенск: Амурский гос. ун–т, 2017. – 137 с

14 Сурдин, В. Г. Солнечная система / В. Г. Сурдин. — 2–е изд., перераб. — М.: ФИЗМАТЛИТ, 2017. — 460 с.

15 Суханов, А. А. Астродинамика : моногр. / А. А. Суханов – Москва, 2010. – 102 с

16 Шпак А.В. Космические системы дистанционного зондирования земли: рекомендации для курсового проектирования [Электронный ресурс] : методические рекомендации / А.В. Шпак, Н.А. Трефилов ; МИРЭА – Москва : изд – во МИРЭА, 2022. – 86 с.: Доступ из научной библиотеки Лань. Систем. требования: Adobe Acrobat Reder. Режим доступа : <https://reader.lanbook.com/book/310850> – 11.10.2023.

## ПРИЛОЖЕНИЕ А

Таблица А.1 – Массовая сводка КА

Составные части КА	Масса, кг
Масса двигательной установки	70,0
Масса РСА	150,0
Бортовой радиокомплекс антенна фидерной системы с антенно–фидерной системой	154,8
Система электропитания	451,2
Система терморегулирования	163,0
Система управления бортовой аппаратурой	121,0
Телеметрическая система	40,0,0
Система ориентации и стабилизации, включая массу азота	200,0
Конструкция КА	1172,0
Бортовая кабельная сеть	50,0
Масса топлива	2520,0
«Сухая» масса КА	2572,0
Масса КА	5092,0

## ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Таблица Б.1 – Описание технологического процесса сборки и сварки ферменной конструкции

Процесс	Содержание процесса	Оборудование	Инструмент	Количество рабочих	Норма времени
Контроль	Контроль состояния поверхности			1	10
Сверление	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Закрепить кольцо <math>\varnothing</math> 1300 на столе</li> <li>2. Через шаблон просверлить 2 готовых отверстия вначале и конце детали <math>\varnothing</math> 1300 мм</li> <li>3. Зафиксировать расположение детали относительно шаблона</li> <li>4. Просверлить отверстия</li> <li>5 снять шаблон.</li> <li>6 снять заготовку</li> </ol>	Радиально–сверлильный станок 2К550В	Контрольные штифты, Сверло $\varnothing$ 14 мм из стали Р18	3	20
Зенкерование отверстий	<ol style="list-style-type: none"> <li>1.Закрепить заготовку на столе</li> <li>2. произвести зенкерование отверстий</li> <li>3 снять заготовку</li> </ol>	Радиально–сверлильный станок 2К550В	Зенкер $\varnothing$ 15,9 мм из стали Р18	3	20
Развертывание отверстий	<ol style="list-style-type: none"> <li>1.Закрепить заготовку на столе</li> <li>2. произвести развертывание отверстий под болты М16</li> <li>3 снять заготовку</li> </ol>	Радиально–сверлильный станок 2К550В	Развертка $\varnothing$ 16 мм из стали Р28	3	20
Слесарная	Зачистить заусенцы, отчистить от загрязнений	Верстак, ткань х/б бязевая, напильник		3	10

Продолжение ПРИЛОЖЕНИЯ Б

Продолжение таблицы Б.1

Контроль	Контроль отсутствия заусенцев, трещин, состояния поверхности детали.	Стол	лупа 4x10	1	10
Сверление	1. Закрепить кольцо $\varnothing 900$ на столе 2. Через шаблон просверлить 2 готовых отверстия вначале и конце детали $\varnothing 900$ мм 3. Зафиксировать расположение детали относительно шаблона 4. Просверлить отверстия 5 снять шаблон. 6 снять заготовку	Радиально–сверлильный станок 2К550В	Контрольные штифты, Сверло $\varnothing 14$ мм из стали Р18	3	20
Зенкерование отверстий	1.Закрепить заготовку на столе 2. произвести зенкерование отверстий 3 снять заготовку	Радиально–сверлильный станок 2К550В	Зенкер $\varnothing 15,9$ мм из стали Р18	3	20
Развертывание отверстий	1.Закрепить заготовку на столе 2. произвести развертывание отверстий бол болты М16 3 снять заготовку	Радиально–сверлильный станок 2К550В	Развертка $\varnothing 16$ мм из стали Р28	3	20
Слесарная	Зачистить заусенцы, отчистить от загрязнений	Верстак, ткань х/б бязевая, напильник		1	10
Контроль	Контроль отсутствия заусенцев, трещин, состояния поверхности детали.	Визуально	лупа 4x10	1	10

Продолжение ПРИЛОЖЕНИЯ Б

Продолжение таблицы Б.1

Разметка	Произвести разметку отверстий в фитинге		Разметочный циркуль	3	20
Сверление	1. закрепить фитинг на столе 2 просверлить отверстия под болты М16 3 снять заготовку	Сверлильный станок 2Н125	Сверло Ø 14 мм из стали Р18	1	10
Зенкерование отверстий	1.Закрепить заготовку на столе 2. произвести зенкерование отверстий 3 снять заготовку	Радиально–сверлильный станок 2К550В	Зенкер Ø15,9 мм из стали Р18	1	10
Развертывание отверстий	1.Закрепить заготовку на столе 2. произвести развертывание отверстий бол болты М16 3 снять заготовку	Радиально–сверлильный станок 2К550В	Развертка Ø 16 мм из стали Р28	1	10
Слесарная	Зачистить заусенцы, отчистить от загрязнений	Верстак, ткань х/б бязевая, напильник		1	10
Контроль	Контроль отсутствия заусенцев, трещин, состояния поверхности детали.	Визуально	лупа 4x10	1	10
Сварка	Выставить стрежни в приспособление и зафиксировать	Кран, транспортная тележка	Сумка монтажная	4	20
	Подготовить сопрягаемые поверхности детали. Установить фитинги в приспособление и закрепить	Шабер слесарный	Напильник	4	30

Продолжение ПРИЛОЖЕНИЯ Б

Продолжение таблицы Б.1

	Прихватить и сварить детали	АДСВ–6М, проволока св1201	Вольфрамовый неплавящийся электрод с присадочной проволокой 1,2 мм для первого подхода и 1,6 мм для второго подхода.	2	11
Слесарня	Зачистить сварные швы		Шарошка, металлическая щетка, напильник	1	10
Контроль	Контроль сварных швов	Визуально	Лупа 4х10	1	10
	Снять конструкцию из приспособления после полного остывания	Кран, цеховые подставки		4	20
Контроль	Проверить геометрию по стрелкам и записать в карту замеров		Координатный станок	2	15
	Разместить участки сварных швов под рентгеноконтроль		Рентген	4	30
Сборка	Соединить нижний фитинги с кольцом большего диаметра		Болты М16х28 ГОСТ 15589–70	3	30
	Соединить фитинги с концом меньшего диаметра		Болты М16х28 ГОСТ 15589–70	3	30
Контроль	Провести общий технический осмотр фермы	Визуально		1	10