**«Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»**

**(БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова)**

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  | |  | |  | | ДОПУСКАЕТСЯ К ЗАЩИТЕ: | | | | | | | | | |
| **Факультет** | | А | | Заведующий кафедрой | | | | |  | | А3 | | |
|  | |  | |  | | | | |  | | шифр кафедры | | |
| **Выпускающая кафедра** | | А3 | | Бабук В.А. | | |  |  | | | | | |
|  | |  | | Фамилия И.О. | | |  | подпись | | | | | | |
| **Группа** | | А342 | | «\_\_\_\_\_» | |  | | | | | | 2018 г. | |
|  |  | |  | |  | |  | | | | |  | | |

**ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА БАКАЛАВРА**

|  |  |
| --- | --- |
| Шипуновой Полины Сергеевны | |
| Фамилия, имя, отчество обучающегося | |
| **На тему** | Исследование способов применения и проектных параметров |
| транспортных КА для дозаправки КА дистанционного зондирования | |
| Земли. | |

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| **Направление подготовки** | 24.03.01 |  | Ракетные комплексы и космонавтика |
|  | индекс направления |  | полное наименование направления |

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **Консультант:** | | | | |  | | | |  | **Руководитель:** | | |  | | | | | | |
| при необходимости | | | | | подпись | | | |  |  | | | подпись | | | | | | |
|  | | |  | |  | | | |  | д.т.н., профессор | | | | |  | | Ермолаев В.И. | | |
| ученая степень, ученое звание | | | | | Фамилия ИО | | | |  | ученая степень, ученое звание | | | | | | Фамилия ИО | | | |
| « » |  |  | | | | |  | 201\_\_г. |  | « » |  |  | | | | | |  | 2018 г. |
|  | | | | | |  | | |  | **Обучающийся:** | | | |  | | | | | |
|  | | | |  | |  | | |  |  | | | | |  | | Шипунова П.С. | | |
|  | | | | | |  | | |  | подпись | | | | |  | | Фамилия ИО | | |
|  |  |  | | | | |  |  |  | « » |  |  | | | | | |  | 2018 г. |

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ

2018 г.

**РЕФЕРАТ**

Выпускная квалификационная работа бакалавра на 67 с., 20 рис., 5 табл., 12 источников, 1 приложение.

ТРАНСПОРТНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, ДОЗАПРАВКА, МЕЖОРБИТАЛЬНЫЕ ПЕРЕЛЕТЫ, ПРОЕКТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ, ОПТИМИЗАЦИЯ, МИНИМАЗАЦИЯ МАССЫ, КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНАЯ СХЕМА.

Объект исследования выпускной квалификационной работы бакалавра – способы применения и проектные параметры транспортных космических аппаратов для осуществления дозаправки космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Цель работы – определение оптимального (с точки зрения минимизации массы системы транспортного обеспечения дозаправки) способа дозаправки орбитальной группировки космических аппаратов в течение срока активного существования и оптимальных проектных параметров транспортных космических аппаратов. Разработаны несколько альтернативных вариантов дозаправки. Проведена оптимизация параметров межорбитальных перелетов и проектных параметров транспортных космических аппаратов. Выбран оптимальный вариант дозаправки. Разработана конструктивно-компоновочная схема транспортного космического аппарата для дозаправки космических аппаратов дистанционного зондирования Земли.

ОГЛАВЛЕНИЕ

[ВВЕДЕНИЕ 5](#_Toc517754932)

[1 РАЗРАБОТКА АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ВАРИАНТОВ ДОЗАПРАВКИ КА ДЗЗ 7](#_Toc517754933)

[2 РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ ПЕРЕЛЕТОВ 13](#_Toc517754934)

[2.1 Раздельное транспортное обеспечение дозаправки КА с использованием одноразовых ТКА 13](#_Toc517754935)

[2.2 Групповое транспортное обеспечение дозаправки КА одной плоскости с использованием одноразовых ТКА 18](#_Toc517754936)

[2.3 Раздельное транспортное обеспечение дозаправки КА с использованием многоразовых ТКА 27](#_Toc517754937)

[2.4 Групповое транспортное обеспечение дозаправки КА одной орбитальной плоскости с использованием многоразовых ТКА 29](#_Toc517754938)

[2.5 Групповое ТрО дозаправки орбитальной группировки с использованием многоразового ТКА 32](#_Toc517754939)

[3 РАЗРАБОТКА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТКА 34](#_Toc517754940)

[3.1 Основные проектные параметры ТКА и их оптимизация 34](#_Toc517754941)

[3.2 Раздельное ТрО дозаправки КА с использованием одноразовых КА 36](#_Toc517754942)

[3.3 Групповое ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости с использованием одноразовых ТКА 40](#_Toc517754943)

[3.4 Раздельное ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости с использованием многоразовых ТКА 44](#_Toc517754944)

[3.5 Групповое ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости с использованием многоразовых ТКА 47](#_Toc517754945)

[4 АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТОВ ПАРАМЕТРОВ АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ВАРИАНТОВ ДОЗАПРАВКИ 52](#_Toc517754946)

[4.1 Раздельное ТрО дозаправки КА ДЗЗ с использованием одноразовых ТКА 52](#_Toc517754947)

[4.2 Групповое ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости с использованием одноразовых ТКА 53](#_Toc517754948)

[4.3 Раздельное ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости с использованием многоразовых ТКА 53](#_Toc517754949)

[4.4 Групповое ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости с использованием многоразовых ТКА 54](#_Toc517754950)

[5 РАЗРАБОТКА КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНОЙ СХЕМЫ 56](#_Toc517754951)

[5.1 Газодинамический расчет камеры двигателя 56](#_Toc517754952)

[5.2 Геометрический расчет профиля камеры ДУ 58](#_Toc517754953)

[5.3 Выбор и обоснование ККС 60](#_Toc517754954)

[ЗАКЛЮЧЕНИЕ 64](#_Toc517754955)

[СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ 65](#_Toc517754956)

[ПРИЛОЖЕНИЕ А. Конструктивно-компоновочная схема ТКА 67](#_Toc517754957)

# ВВЕДЕНИЕ

На сегодняшний день в космосе функционирует множество космических аппаратов (КА) различного назначения, обеспечивающих решение широкого круга социально-экономических и оборонных задач. Одними из наиболее востребованных являются космические аппараты дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ). Они выполняют комплекс задач в интересах:

* экологического мониторинга;
* различных отраслей экономики и обороны;
* топографии;
* геодезии;
* спасательной службы.

Последний пункт имеет особое значение, поскольку связан с жизнью и здоровьем людей. КА ДЗЗ позволяют узнать о чрезвычайных ситуациях (особенно это важно в районах со слаборазвитой наземной инфраструктурой), проинформировать о них спасательные службы и, как следствие, устранить.

В последнее время остро встает проблема низкой оперативности получения информации из различных районов Земли. Повысить оперативность можно увеличением количества КА в составе орбитальной группировки, однако это требует существенных экономических затрат. Возможен более экономичный путь решения. Предлагается ввести двухрежимный способ наблюдения КА ДЗЗ земной поверхности [1]. КА будут работать в двух режимах – глобального наблюдения и регионального. Для этого необходимо повысить маневренные возможности КА ДЗЗ, что приводит к дополнительным затратам топлива.

В связи с достаточно продолжительным сроком существования таких аппаратов (до 10 лет), нет возможности изначально заправить их необходимым количеством топлива для функционирования в течение срока активного существования (САС) из-за высокой стоимости вывода КА, напрямую зависящей от массы. Возникает необходимость дозаправки КА ДЗЗ непосредственно на рабочих орбитах. Рабочими орбитами КА ДЗЗ являются солнечно-синхронные орбиты (ССО). Объект, находящийся на таких орбитах проходит над любой точкой поверхности Земли примерно в одно и то же местное время [2].

Целью данной ВКР являлось исследование способов применения и проектных параметров транспортных космических аппаратов (ТКА) для дозаправки космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. В ходе работы необходимо было разработать альтернативные варианты дозаправки КА ДЗЗ, выявить оптимальный по критерию минимальной массы системы транспортного обеспечения дозаправки КА, разработать конструктивно-компоновочную схему (ККС) для оптимального варианта. При этом за массу системы транспортного обеспечения дозаправки КА принималась масса ТКА и топлива, необходимая для обеспечения работоспособности орбитальной группировки КА в течение САС.

# 1 РАЗРАБОТКА АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ВАРИАНТОВ ДОЗАПРАВКИ КА ДЗЗ

Основными требованиями к КА ДЗЗ в составе орбитальной группировки являются высокое качество снимков земной поверхности, высокая оперативность их передачи и малая периодичность обзора земной поверхности. Высокое качество можно обеспечить, располагая группировку на высотах орбит 400-800 км [3]. Для достижения малой периодичности обзора земной поверхности на таких высотах требуется большое количество КА.

Ввиду того, что увеличение количества КА ДЗЗ в составе орбитальной группировки приводит к значительному росту экономических затрат, предлагается ввести двухрежимный способ наблюдения [1] – глобальный и региональный. Режим глобального наблюдения (ГРН) - съемка всей или значительной поверхности Земли. Режим регионального наблюдения (РРН) – оперативная съемка необходимого земного района с малой периодичностью.

Основную часть времени функционирования КА находится в глобальном режиме наблюдения, переход в РРН осуществляется при необходимости. Для КА в режиме глобального наблюдения рабочими орбитами являются солнечно-синхронные орбиты (ССО). Параметры ССО обеспечивают равенство скорости прецессии орбиты (скорости поворота орбиты вокруг земной оси) и средней угловой скорости годового движения Земли вокруг Солнца. Солнечное время прохождения КА над одними и теми же районами земной поверхности почти не меняется (т.е. не меняются условия освещенности этих районов), что позволяет сделать снимки высокого разрешения [4]. Предпочтительной высотой рабочей орбиты для КА ДЗЗ в РГН является высота 620 км [1].

Переход КА ДЗЗ между режимами осуществляется путем изменения периода обращения КА вокруг Земли при помощи маршевой двигательной установки (МДУ), что требует дополнительных затрат топлива. Ввиду того, что это «дополнительное» топливо существенно увеличит стартовую массу КА и, соответственно, стоимость его вывода, возникает потребность в дозаправке КА непосредственно на рабочих орбитах.

Дозаправка КА в космическом пространстве очень актуальный на сегодняшний день вопрос. Зачастую аппараты могут работать дольше своего САС, однако выполнять свои функции уже не могут ввиду отсутствия необходимого топлива. Такие аппараты остаются «живым балластом» на рабочих орбитах.

Исследования по дозаправке КА в космосе ведутся уже достаточно давно. Например, в 2013 году NASA начала тестировать робота Dextre на международной космической станции, который осуществлял дозаправку станции и мелкий ремонт [5]. В последствие NASA провела несколько аналогичных операций.

В данной работе исследуются способы дозаправки КА ДЗЗ на рабочих орбитах. В результате проведенного анализа существующих и перспективных орбитальных группировок (ОГ) была выбрана типовая ОГ: КА расположены попарно на двух круговых солнечно-синхронных орбитах (ССО) высотой Hr=620 км и наклонением i=97.8° [1], орбиты смещены относительно друг друга по долготе восходящего узла Ω=90° (рисунок 1.1).

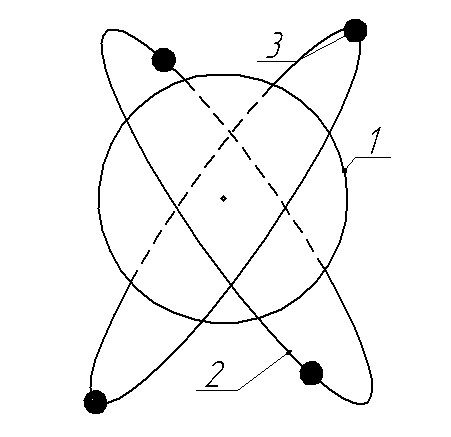


Рисунок 1.1. Схема расположения КА ДЗЗ на ССО: 1 – Земля; 2- ССО; 3 – КА ДЗЗ

В ходе проведенных исследований были выявлены следующие возможные варианты дозаправки КА в составе орбитальной группировки:

* 1. раздельное транспортное обеспечение (ТрО) дозаправки КА с использованием одноразовых ТКА;
  2. групповое ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости с использованием одноразовых ТКА;
  3. раздельное ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости с использованием многоразовых ТКА;
  4. групповое ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости с использованием многоразовых ТКА;
  5. групповое ТрО дозаправки орбитальной группировки с использованием многоразового ТКА.

В общем случае для выбранных способов характерны следующие маневры (преднамеренные изменения орбиты КА под действием МДУ):

* перелет ТКА с опорной орбиты на рабочую для обеспечения дозаправки КА (для всех ТКА);
* перелеты между рабочими точками, определяющими положения КА на рабочей орбите (для ТКА, обеспечивающих групповое ТрО);
* перелет ТКА с рабочей орбиты на опорную (для многоразовых ТКА) за порцией топлива для следующей дозаправки КА или для перехода в другую орбитальную плоскость (для многоразового ТКА);
* «уход» на орбиту утилизации (для всех ТКА после полного обслуживания КА).

Последний маневр необходим для всех ТКА, поскольку все большую опасность в космосе начинает представлять «космический мусор» (отработавшие КА, последние ступени ракет-носителей, осколки). Ежегодный прирост космического мусора составляет около 10%. Вероятность «гибели» КА от столкновения с «мусором» начинает превышать вероятность отказа бортовой аппаратуры за время активного существования КА [6]. Высота орбиты утилизации Hu=80 км [7].

Высота опорной орбиты, на которую выводятся ТКА, а также топливный модуль, выбираются на основании следующих требований:

1. высота опорной орбиты должна быть выше 200 км, поскольку ТКА может находиться на ней длительное время, необходимое для проведения технологических операций перекачки топлива и др.
2. высота опорной орбиты должна быть ниже 400 км для снижения затрат на выведение.

Таким образом, оптимальной высотой опорной орбиты является Ho=300 км (одинакова для многоразовых и одноразовых ТКА). Масса, необходимая для разовой дозаправки одного КА, – 500; 750; 1000 кг в зависимости от интенсивности маневрирования КА между дозаправками. Периодичность дозаправки – 2 года. САС орбитальной группировки КА ДЗЗ – 10 лет (значения приводятся из анализа существующих исследований). То есть необходимо организовать четырехразовую дозаправку КА.

В дальнейших расчетах полагается, что межорбитальные перелеты осуществляются по гомановским схемам, обеспечивающим затраты характеристической скорости на перелеты, близкие к минимальным.

В качестве топлива рассматривается использование азотного тетраоксида (АТ) в качестве окислителя и несимметричного диметилгидразина (НДМГ) в качестве горючего. Выбор данного топлива определяется его относительно высоким удельным импульсом (по сравнению с гидразином) и невозможностью использования более эффективных топлив с кислородом в качестве окислителя для многоразовых ТКА, поскольку кислород – криогенный компонент, который не может храниться в жидком виде и который заправляют в ракету непосредственно перед стартом.

Для указанных способов обеспечения дозаправки необходимо определить суммарные затраты характеристической скорости и оптимальные проектные параметры. Суммарные затраты характеристической скорости – скорость разгона КА в бессиловом пространстве под действием постоянно направленной тяги МДУ, которая эквивалентна по затратам рабочего тела (РТ) выполняемым маневрам. На основании результатов расчета суммарных затрат характеристической скорости и оптимальных проектных параметров выбрать способ дозаправки, обеспечивающий минимальную массу системы ТрО дозаправки ОГ.

Оптимизируемым параметром при определении суммарных затрат характеристической скорости ТКА при групповом ТрО является радиус орбиты фазирования. Фазирование – ожидание благоприятного момента для осуществления межорбитального перелета.

Оптимальный радиус орбиты фазирования определяется из следующих соотношений:

,

где VhΣ – суммарные затраты характеристической скорости на совершение перелетов, rf – радиус орбиты фазирования, tΣ – суммарное время рейса ТКА, tdop – допустимое время рейса ТКА.

Условия поиска оптимального радиуса обусловлены двумя особенностями: с одной стороны, затраты характеристической скорости тем меньше, чем ближе орбита фазирования к рабочей. С другой – при орбите фазирования, близкой к рабочей, существенно увеличивается время фазирования (и соответственно общее время рейса), поскольку угловая скорость движения по такой орбите будет меньше, чем на более низкой. Суммарные затраты характеристической скорости требуется минимизировать, время рейса не должно превышать допустимое. Принимая во внимание эти два условия, определяется оптимальный радиус (обычно графически).

Допустимое время рейса ограничено емкостью бортовых аккумуляторов. Во время ожидания (между рейсами) ТКА находится в дежурном режиме. Небольшая солнечная батарея, фотоэлементы которой расположены на корпусе ТКА, в это время обеспечивает заряд аккумуляторов до номинального значения. Как только это значение достигнуто, ТКА может выполнить следующий рейс. Использование солнечных батарей для электроснабжения во время рейса не предусмотрено, так как требует большой площади батарей, что значительно снизит допустимую перегрузку, действующую на ТКА. С учетом выше сказанного допустимое время принимается равным 5 суток.

Следующим этапом является расчет и определение оптимальной стартовой массы ТКА. Оптимальное значение определяется следующими соотношениями:

,

где nmax – максимальная допустимая продольная перегрузка, действующая на ТКА, ndop=0.1 – допустимое значение максимальной продольной перегрузки, определяемое наличием развернутых антенн на ТКА.

Таким образом, необходимо найти такое значение тяговооруженности, при котором стартовая масса ТКА имеет минимальное значение и максимальная перегрузка не превышает допустимое значение.

# 2 РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ ПЕРЕЛЕТОВ

## 2.1 Раздельное транспортное обеспечение дозаправки КА с использованием одноразовых ТКА

В данном разделе необходимо определить способы межорбитальных перелетов и затраты характеристической скорости на выполнение маневров. Для ТКА, обеспечивающих групповое ТрО дозаправки КА ДЗЗ, определить оптимальные радиусы орбит фазирования.

Дозаправка осуществляется путем доставки топлива ТКА с опорной орбиты на рабочую с последующей утилизацией ТКА. Схема межорбитальных перелетов представлена на рисунке 2.1.

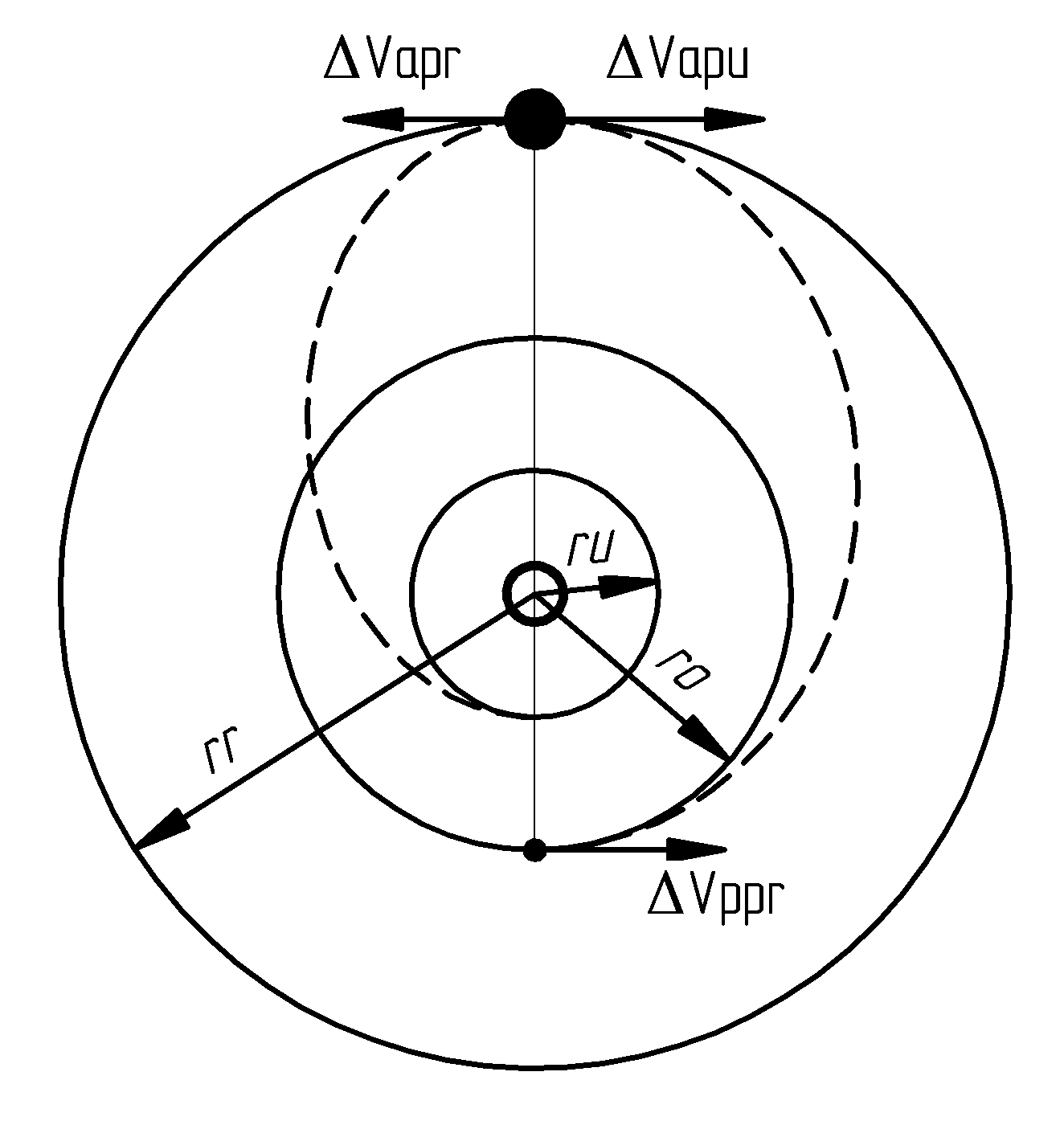


Рисунок 2.1. Схема межорбитальных перелетов одноразового ТКА для обслуживания одного КА

Диапазон варьирования начальной тяговооруженности (начального ускорения):

 км/с2

Круговая скорость ТКА на опорной орбите:

****км/с, (2.1)

где μ=3.986·105 км3/с2 – гравитационный параметр Земли; ro – радиус опорной орбиты, определяемый суммой высоты опорной орбиты Ho и радиуса Земли Rz=6371 км.

Скорость ТКА в перигее переходной орбиты:

****км/с, (2.2)

где rr – радиус рабочей орбиты, равный сумме высоты рабочей орбиты Hr и радиуса Земли Rz.

Импульсное приращение скорости в перигее переходной орбиты, необходимое для перехода ТКА с опорной на рабочую, определяется разностью скоростей в перигее переходной орбиты (2.2) и круговой скорости на опорной орбите (2.1):

****км/с (2.3)

Тяговооруженность в перигее переходной орбиты определяется начальной тяговооруженностью ( начальным ускорением КА):

км/с2

Потери характеристической скорости в перигее переходной орбиты:

км/с

Потери характеристической скорости определяются дополнительными затратами характеристической скорости, возникающими в связи с протяженностью активного участка.

Затраты эквивалентны количеству рабочего тела, необходимого для совершения маневров.

Затраты характеристической скорости в перигее переходной орбиты определяются суммой импульсного изменения скорости в перигее и потерями характеристической скорости на перигейном активном участке:

км/с

Круговая скорость ТКА на рабочей орбите:

****км/с (2.7)

Скорость в апогее переходной орбиты:

****км/с (2.8)

Тогда импульсное приращение скорости в апогее переходной орбиты определяется разностью круговой скорости на рабочей (2.7) и в апогее переходной орбиты (2.8):

****км/с (2.9)

В связи с расходом топлива на предыдущем участке и, следовательно, уменьшения массы двигательной установки (ДУ) увеличивается тяговооруженность. Тогда тяговооруженность в апогее переходной орбиты:

****

км/с2

Потери характеристической скорости в апогее переходной орбиты:

км/с

Затраты характеристической скорости, необходимые для осуществления перелета с опорной орбиты на рабочую, на апогейном активном участке с учетом потерь:

км/с

Затраты характеристической скорости для осуществления перелета ТКА с опорной орбиты на рабочую определяются затратами на перигейном и апогейном активных участках соответственно:

км/с (2.13)

После отработки ТКА его необходимо утилизировать, для этого аппарат отправляют на орбиту утилизации.

Скорость ТКА в апогее переходной орбиты (при переходе с рабочей орбиты на орбиту утилизации):

****км/с, (2.14)

где ru – радиус перигея орбиты утилизации, определяемый суммой высоты орбиты утилизации Hu и радиуса Земли Rz.

Затраты характеристической скорости на «уход» на орбиту утилизации определяется приращением скорости в апогее переходной орбиты (с рабочей на орбиту утилизации), которое в свою очередь определяется разностью круговой скорости ТКА на рабочей орбите (2.7) и скорости ТКА в апогее переходной орбиты (2.14):

****км/с (2.15)

Суммарные затраты характеристической скорости на выполнение перелета ТКА с опорной орбиты на рабочую и ухода на орбиту утилизации определяются суммой формул (2.13) и (2.15):

км/с

## 2.2 Групповое транспортное обеспечение дозаправки КА одной плоскости с использованием одноразовых ТКА

Схема межорбитальных перелетов данного ТКА представлена на рисунке 2.2.

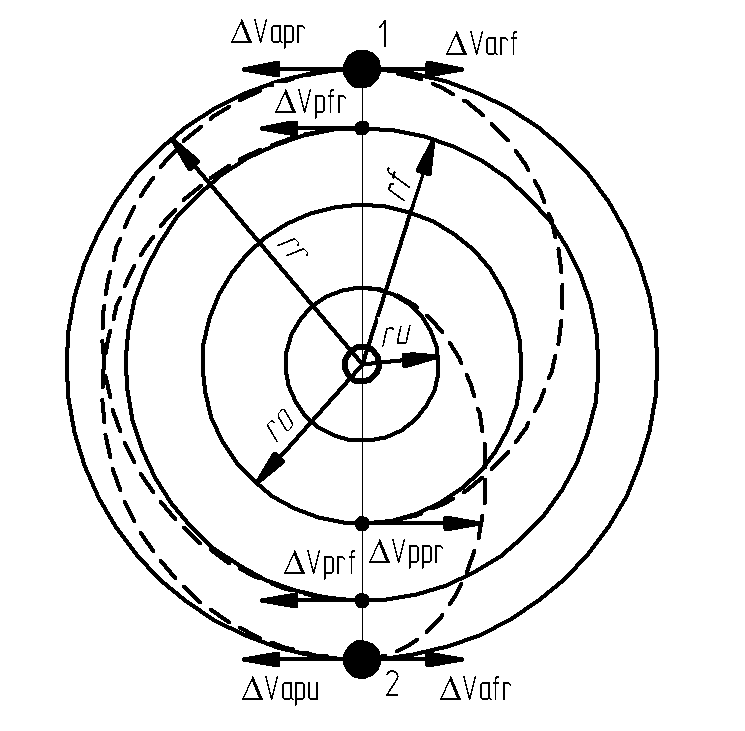


Рисунок 2.2 Схема межорбитальных перелетов одноразового ТКА, обеспечивающего дозаправку двух КА через орбиту фазирования (1, 2 – рабочие точки, характеризующие положение КА на РО)

В данном подразделе варьируемым параметром, от которого существенно зависят суммарные затраты характеристической скорости на выполнение маневра и время, является радиус орбиты фазирования. Потерями в этом случае можно пренебречь, поскольку они оказывают незначительное влияние на выбор радиуса орбиты фазирования.

Приращение скорости в перигее переходной орбиты, необходимое для перелета с опорной орбиты на рабочую, определяется аналогично (2.3):

****км/с

Затраты характеристической скорости в перигее переходной орбиты на переход с опорной орбиты на рабочую (без учета потерь) определяются приращением скорости (2.3):

км/с

Приращение скорости в апогее переходной орбиты, необходимое для перелета с опорной орбиты на рабочую, определяется аналогично (2.9).

Затраты характеристической скорости в апогее переходной орбиты на переход с опорной на рабочую орбиту (без учета потерь) определяются приращением скорости:

км/с

Затраты характеристической скорости на перелет с опорной на рабочую аналогично (2.13):

км/с

Радиус орбиты фазирования:

км

Скорость в апогее переходной орбиты при переходе с рабочей на орбиту фазирования:

км/с

Тогда приращение скорости в апогее переходной орбиты, необходимое для перехода с рабочей орбиты на орбиту перехода к орбите фазирования:

км/с

Круговая скорость на орбите фазирования:

км/с

Скорость в перигее переходной орбиты при переходе с рабочей орбиты на орбиту фазирования:



км/с

Тогда приращение скорости в перигее переходной орбиты, необходимое для перехода с орбиты фазирования на рабочую:

км/с

Затраты характеристической скорости на перелет с рабочей орбиты на орбиту фазирования:

км/с

Так как импульсные приращения, необходимые для перелетов с одной орбиты на другую определяются только радиусами орбит, то затраты характеристической скорости на перелет с орбиты фазирования на рабочую в данном случае равны затратам на перелет с рабочей на орбиту фазирования:



Тогда затраты характеристической скорости на обслуживание двух КА (затраты на совершение перелетов между двумя рабочими точками) можно определить удвоенными затратами на перелет с рабочей орбиты на орбиту фазирования:

км/с (2.25)

Затраты характеристической скорости на переход с рабочей орбиты на орбиту утилизации аналогичны затратам в п. 2.2:

км/с

Суммарные затраты характеристической скорости на перелеты для обслуживания нескольких КА определяются суммой затрат на перелет с опорной орбиты на рабочую, на перелеты между рабочими точками и на уход на орбиту утилизации:

км/с,

где N=2 – количество обслуживаемых КА.

Время перелета с опорной орбиты на рабочую:

с

Частота вращения КА на рабочей орбите:

с-1

Частота вращения КА на орбите фазирования:



с-1

Время перелета с рабочей орбиты на орбиту фазирования:

с

Время перелета с орбиты фазирования на рабочую, как видно из формулы, равно времени перелета с рабочей на фазирования:



Тогда время фазирования (выжидание ТКА благоприятного момента для совершения перелета с минимальными затратами характеристической скорости) ТКА:

с,

где φsm=180° - угол смещения КА на рабочей орбите относительно друг друга.

Время перелета между двумя рабочими точками:

с

Время, затраченное на совершение маневров:

км/с

По полученным значениям VhΣ и tΣ строится график зависимости суммарных затрат характеристической скорости и суммарного времени на обеспечение дозаправки КА ДЗЗ от радиуса орбиты фазирования (с учетом tdop=4.32·105 с), представленный на рисунке 2.3.



Рисунок 2.3 График зависимостей VhΣ(rf) и tΣ(rf) при групповом ТрО КА одной орбитальной плоскости одноразовым ТКА

По графику VhΣ, tΣ(rf) (рисунок 2.3) определяется оптимальное значение радиуса орбиты фазирования rf=rf3=6955 км.

Далее производится расчет суммарных затрат характеристической скорости в зависимости от начальной тяговооруженности ТКА для оптимальной орбиты фазирования (rf=6955 км). Диапазон варьирования начальной тяговооруженности совпадает с диапазоном в пункте 2.2. В связи с этим, затраты характеристической скорости на перелет с опорной орбиты на рабочую равны затратам, полученным в п. 2.2 (2.13). Потерями на следующих активных участках можно пренебречь, ввиду уменьшения массы ТКА (расход топлива на перелет с опорной орбиты на рабочую и дозаправка одного КА), которое приводит к значительному росту тяговооруженности и вследствие к уменьшению потерь.

Скорость в апогее переходной орбиты для перехода с рабочей орбиты на орбиту фазирования:

км/с

Тогда импульсное приращение скорости определяется разностью круговой скорости на рабочей орбите и скоростью в апогее переходной:

км/с

Круговая скорость на орбите фазирования:

км/с

Скорость в перигее переходной орбиты для перехода с рабочей орбиты на орбиту фазирования:

км/с

Тогда импульсное приращение скорости в перигее переходной орбиты:

км/с

Затраты характеристической скорости на перелет с рабочей орбиты на орбиту фазирования:

км/с

Затраты характеристической скорости на перелет между двумя рабочими точками определяются аналогично формуле 2.25:

км/с

Затраты характеристической скорости на уход на орбиту утилизации равны затратам из пункта 2.2

Тогда суммарные затраты характеристической скорости на выполнение маневров одноразовым ТКА:

км/с

## 2.3 Раздельное транспортное обеспечение дозаправки КА с использованием многоразовых ТКА

Схема межорбитальных перелетов для данного ТКА представлена на рисунке 2.4.

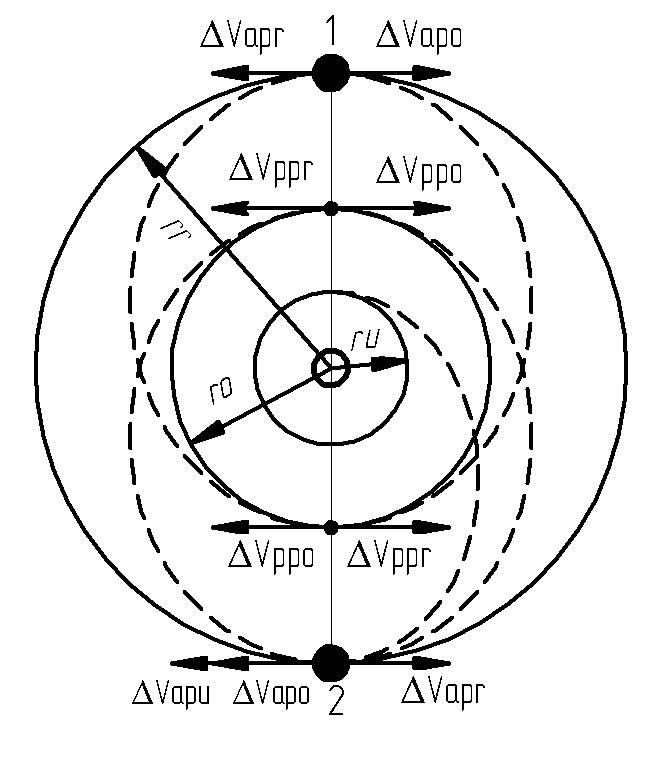


Рисунок 2.4 Схема межорбитальных перелетов многоразового ТКА раздельного ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости: 1, 2 – КА ДЗЗ

Затраты характеристической скорости на перелет с опорной на рабочую орбиту и на уход на орбиту утилизации определяются аналогично затратам в пункте 2.2 и их результаты одинаковы.

После обслуживания КА ТКА остается на рабочей орбите, потому как затраты на поддержание высоты в данном случае будут меньше, чем на опорной. Затраты характеристической скорости на поддержание высоты орбиты ТКА в одном рейсе:

км/с,

где Vzpo=0.1·10-3 (км/с)/сут, τ=2·365 сут – время, в течение которого КА находится на рабочей орбите, равное периодичности дозаправки КА.

Поскольку ТКА обеспечивает многоразовую дозаправку КА, то появляются затраты на спуск с рабочей орбиты на опорную за новой порцией топлива. К моменту спуска тяговооруженность ТКА велика, так как уменьшается его масса за счет дозаправки КА и расхода топлива на поддержание высоты орбиты. В связи со значительным увеличением тяговооруженности, потерями характеристической скорости можно пренебречь. Тогда затраты характеристической скорости определяются суммой импульсных приращений в апогее и перигее переходной орбиты соответственно:

****км/с (2.44)

Суммарные затраты характеристической скорости для многоразового ТКА определяются по следующей формуле:

****км/с,

где D=4 – количество дозаправок, которые совершает ТКА; N=2 – количество обслуживаемых КА.

## 2.4 Групповое транспортное обеспечение дозаправки КА одной орбитальной плоскости с использованием многоразовых ТКА

Схема межорбитальных перелетов данного ТКА представлена на рисунке 2.5.

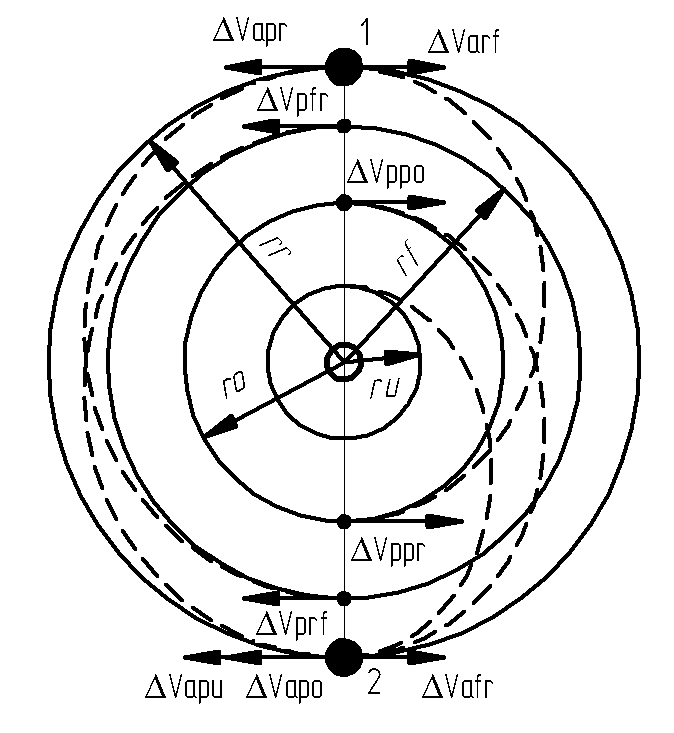


Рисунок 2.5 Схема межорбитальных перелетов ТКА группового ТрО КА ДЗЗ одной плоскости

Затраты характеристической скорости на перелет с опорной орбиты на рабочую, на перелеты между рабочими точками и на уход на орбиту утилизации определяются аналогично затратам в пункте 2.3 и совпадают с их численными значениями. Так же время перелета с опорной орбиты на рабочую, с рабочей на орбиту фазирования и наоборот и время перелета между двумя рабочими точками определяются аналогично рассчитанным в пункте 2.3 и совпадают с их численными значениями.

Затраты характеристической скорости на поддержание высоты определяются аналогично затратам, рассмотренным в пункте 2.4 и численно равны им:

км/с

Так как на данном этапе расчетов потерями при переходе с опорной орбиты на рабочую пренебрегают, то Vhro=Vhor. Тогда для многоразового ТКА суммарные затраты характеристической скорости определяются следующим образом:

км/с

Время перелета с опорной орбиты на рабочую и между двумя рабочими точками определяется аналогично временам в п.2.3 и численно равны им. Поскольку время перелета зависит только от радиусов орбит, то время перелета с рабочей орбиты на опорную совпадает со временем перелета с опорной на рабочую. Тогда суммарное время одного рейса:

c

Аналогично пункту 2.3 строится график зависимостей суммарных затрат характеристической скорости от радиуса фазирования и суммарного времени одного рейса от радиуса фазирования (рисунок 2.6). Допустимое время на выполнение маневров для многоразового ТКА совпадает со значением, приведенным в п. 2.3.



Рисунок 2.6 График зависимостей VhΣ(rf), tΣ(rf) при групповом ТрО КА ДЗЗ одной орбитальной плоскости многоразовыми ТКА

Из графика, представленного на рисунке 2.6, определяется оптимальное значение радиуса орбиты фазирования rf=rf3=6955 км.

Далее проводится расчет суммарных затрат характеристической скорости в зависимости от значений начальной тяговооруженности аналогично п. 2.3. Затраты характеристической скорости на перелет с опорной орбиты на рабочую, на перелет между двумя рабочими точками и на уход на орбиту утилизации определяются аналогично затратам в п. 2.3 и численно равны им. Затраты характеристической скорости на перелет с рабочей орбиты на орбиту фазирования определяются аналогично соотношению 2.44 и численно равны полученному значению. Тогда суммарные затраты характеристической скорости для многоразового ТКА с использованием орбиты фазирования:

****км/с

## 2.5 Групповое ТрО дозаправки орбитальной группировки с использованием многоразового ТКА

Суть этого способа заключается в использовании свойства прецессии орбит для ТрО дозаправки орбитальной группировки. Предполагется, что после выхода на опорную орбиту ТКА заправляет два КА одной орбитальной плоскости, затем возвращается на опорную орбиту. Прецессирует и обслуживает два КА другой плоскости. О целесообразности такого способа обеспечения дозаправки КА можно судить после определения времени перехода между орбитальными плоскостями.

Скорость прецессии опорной орбиты можно определить по приближенной зависимости [9]:

град/сут

где i0=97.8° - наклонение опорной орбиты.

Аналогично скорость прецессии рабочей орбиты:

град/сут

Относительная скорость прецессии определяется разностью скоростей прецессий опорной и рабочей орбит соответственно:

град

Время перехода между орбитальными плоскостями определяется отношением разности долгот орбит к относительной скорости прецессии:

сут,

где ΔΩ1=90° - угол смещения орбит по долготе.

Поскольку прецессия обеспечивает поворот орбиты только в одном направлении, то угол смещения орбит по долготе при следующем переходе ΔΩ1=270°. Время такого перехода:

сут

Время tpop2 много больше необходимой периодичности дозаправки КА ДЗЗ (2 года или 720 суток), поэтому данный способ нецелесообразен.

# 3 РАЗРАБОТКА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТКА

## 3.1 Основные проектные параметры ТКА и их оптимизация

Основными проектными параметрами ТКА являются:

1. масса полезной нагрузки (в данном случае масса заправляемого топлива Mzt);
2. стартовая масса КА (M0);
3. масса топлива (Mt);
4. тяга МДУ (P);
5. удельный импульс (Iud);
6. суммарный импульс тяги (IΣ);
7. максимальное количество включений МДУ (nvkl);
8. начальная тяговооруженность (a0).

В общем случае масса полезной нагрузки (ПН) заранее известна. В данной работе Mzt=500, 750, 1000 кг для каждого КА ДЗЗ в зависимости от интенсивности маневрирования.

Стартовую массу ТКА можно представить в виде суммы нескольких составляющих, описанной уравнением баланса масс МДУ:

M0=Mpn+Mt+Mshn+Mdv+Mkos+Mk, (3.1)

где M0 – стартовая масса КА, Mpn – масса полезной нагрузки (в данной работе масса заправляемого топлива Mzt), Mt – масса топлива МДУ, Mshn – масса системы хранения топлива и наддува топливных баков (СХН), Mdv – масса двигателя, Mkos – масса комплекса обеспечивающих систем (КОС), Mk – масса конструкции ДУ [10].

Масса топлива, затраченная на i-й межорбитальный перелет, определяется следующим образом:

 , (3.2)

где M0i – масса ТКА в начале i-го межорбитального перелета, Vhi – затраты характеристической скорости на i-й межорбитальный перелет, Iud – удельный импульс топлива.

Масса системы хранения и наддува топливных баков:

 , (3.3)

где Kshn=0.125 – эмпирический коэффициент (для вытеснительной системы подачи (ВСП)), Mt - масса топлива, содержащегося в составе МДУ на момент старта.

Масса двигателя определяется по следующему соотношению:

**** , (3.4)

где Kdv=0.2 – эмпирический коэффициент (для ВСП).

Масса КОС определяется разностью стартовой массы и массы полезной нагрузки (заправляемого топлива):

, (3.5)

где Kkos=0.0225 – эмпирический коэффициент.

Масса конструкции двигателя определяется суммой масс топлива, СХН, двигателя и КОС:

****, (3.6)

где Kk=0.02 – эмпирический коэффициент.

Формулы 3.1-3.6 составляют систему уравнений, решив которую, можно определить как стартовую массу ТКА, так и ее составляющие.

Тяга МДУ – равнодействующая реактивной силы и силы, обусловленной давлением окружающей среды на наружную поверхность камеры. При расчете проектных параметров тяга определяется произведением начальной тяговооруженности и стартовой массы ТКА:

 (3.7)

Удельный импульс определялся на основе газодинамического расчета, приведенного ниже. Расчетное значение удельного импульса составило Iud=3.14 км/c.

Суммарный импульс МДУ определяется произведением суммарного времени работы МДУ на ее тягу:

 (3.8)

Суммарное время работы в свою очередь равно

 (3.9)

Тогда, с учетом соотношения 3.10, суммарный импульс можно представить в виде:

 (3.10)

Количество включений МДУ определяется количеством активных участков:

 (3.11)

В общем случае сначала определяются стартовая масса КА (M0) и максимальная перегрузка nmax, затем строятся графики зависимостей M(a0) и nmax(a0). По этим графикам определяется оптимальная (минимальная) стартовая масса КА при значении nmax, не превышающем допустимое. Затем рассчитываются остальные проектные параметры с учетом M0=min.

## 3.2 Раздельное ТрО дозаправки КА с использованием одноразовых КА

Масса ПН в данном случае равна массе заправляемого топлива для одного КА ДЗЗ.

Масса топлива для одноразового ТКА, обеспечивающего дозаправку одного КА ДЗЗ, определяется массой топлива, необходимого для перелета с опорной орбиты на рабочую и на уход на орбиту утилизации:

 (3.12)

Масса топлива, затраченная на перелет с опорной орбиты на рабочую:

 (3.13)

Масса топлива, затраченная на уход на орбиту утилизации:

 (3.14)

Соотношения 3.1, 3.3-3.6, 3.12-3.14 образуют систему уравнений. Для нахождения значений M0 в зависимости от a0 было составлено и решено трансцендентное уравнение путем подстановки составляющих M0 (3.3-3.6, 3.12-3.14) в уравнение баланса масс 3.1. Значения стартовой массы ТКА (для Mzt=500, 7500, 1000 кг соответственно):



  кг

Максимальная перегрузка, действующая на полезную нагрузку в процессе транспортировки:

****, (3.16)

где g=9.8·10-3 км/с – ускорение свободного падения на уровне моря [11].

На основании полученных результатов строятся графики зависимостей стартовой массы M0 и максимальной перегрузки nmax от начальной тяговооруженности a0 (рисунки 3.1, 3.2, 3.3).

Рисунок 3.1 График зависимостей M0(a0), nmax(a0) для одноразовых ТКА раздельного ТрО дозаправки КА (Mzt=500 кг)



Рисунок 3.2 График зависимостей M0(a0), nmax(a0) для одноразовых ТКА раздельного ТрО дозаправки КА (Mzt=750 кг)



Рисунок 3.3 График зависимостей M0(a0), nmax(a0) для одноразовых ТКА раздельного ТрО дозаправки КА (Mzt=1000 кг)

Значения оптимальных стартовых масс, их составляющих и других проектных параметров, рассчитанных по формулам 3.1-3.11 приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 Проектные параметры ТКА

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Параметр  Mzt | 500 | 750 | 1000 |
| Iud, км/с | 3.14 | | |
| M0, кг | 535.276 | 802.88 | 1070.478 |
| a0, км/с2 | 0.5·10-3 | 0.5·10-3 | 0.6·10-3 |
| P, Н | 267.6 | 401.44 | 642.3 |
| IΣ, Н·с | 9.4·104 | 1.41·105 | 1.88·105 |
| nvkl | 3 | | |
| Mt, кг | 29.944 | 44.91 | 59.881 |
| Mshn, кг | 3.743 | 5.61 | 7.48 |
| Mdv, кг | 0.1 | 0.13 | 0.16 |

Продолжение таблицы 3.1.

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Mkos, кг | 0.794 | 1.19 | 1.59 |
| Mk, кг | 0.692 | 1.04 | 1.38 |

## 3.3 Групповое ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости с использованием одноразовых ТКА

Аналогично п. 3.2 составляется система уравнений, описывающих составляющие стартовой массы ТКА. Массы двигателя, КОС, СХН конструкции и стартовая определяются аналогично 3.1, 3.3-3.6. Масса топлива в составе стартовой массы ТКА в данном случае:



где Mtor – масса топлива, которую необходимо затратить на перелет с опорной орбиты на рабочую (определяется аналогично 3.13); Mt12 – масса топлива, необходимая для перелета ТКА между двумя КА, Mtru – масса топлива для ухода на орбиту утилизации.

Масса топлива, необходимая для перелета ТКА между двумя КА (через орбиту фазирования):

 (3.18)

Масса топлива для ухода на орбиту утилизации:



С учетом Mt, Mtor, Mt12, Mtru аналогично пункту 3.2 составляется трансцендентное уравнение (где Mpn=2·Mzt), результатом которого является M0(a0) (для Mzt=500, 750, 1000 кг для каждого из двух обслуживаемых КА):

кг

Перегрузка, действующая на ПН, в данном случае будет максимальной перед дозаправкой второго КА, т.к. после первой дозаправки значительно снизится масса, соответственно возрастет значение тяговооруженности и, как следствие, перегрузка. В первую очередь, необходимо определить массу топлива, затраченного на перелет между двумя рабочими точками (КА):



Значения Mt12 для Mzt=500, 750, 1000 кг для каждого из двух КА соответственно:



кг

Тогда максимальную перегрузку для данного ТКА можно определить из следующего соотношения:



В связи с пропорциональным изменением M0 и Mt12 и одинаковой тяговооруженностью (для разных значений масс заправляемого топлива) nmax одинакова для соответствующих значений Mt12 и M0:



Аналогично п. 3.2 для определения оптимальной стартовой массы необходимо представить в виде графиков зависимости M0(a0) и nmax (a0) (рисунки 3.4, 3.5, 3.6).



Рисунок 3.4 График зависимостей M0(a0), nmax(a0) для одноразовых ТКА группового ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости (Mzt=500 кг)



Рисунок 3.5 График зависимостей M0(a0), nmax(a0) для одноразовых ТКА группового ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости (Mzt=750 кг)



Рисунок 3.6 График зависимостей M0(a0), nmax(a0) для одноразовых ТКА группового ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости (Mzt=1000 кг)

Значения оптимальных стартовых масс, их составляющих и других проектных параметров, рассчитанных по формулам 3.1-3.11 приведены в таблице 3.2.

Таблица 3.2 Проектные параметры ТКА

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Параметр  Mzt | 500 | 750 | 1000 |
| Iud, км/с | 3.14 | | |
| M0, кг | 1078.61 | 1617.86 | 2157.1 |
| a0, км/с2 | 0.6·10-3 | 0.6·10-3 | 0.7·10-3 |
| P, Н | 647 | 971 | 1510 |
| IΣ, Н·с | 2.1·105 | 3.15·105 | 4.2·105 |
| nvkl | 7 | | |
| Mt, кг | 66.8 | 100.2 | 133.55 |
| Mshn, кг | 8.35 | 12.52 | 16.7 |
| Mdv, кг | 0.16 | 0.2 | 0.25 |
| Mkos, кг | 1.77 | 2.65 | 3.54 |
| Mk, кг | 1.54 | 2.31 | 3.08 |

## 3.4 Раздельное ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости с использованием многоразовых ТКА

Масса топлива, как составляющей стартовой массы такого ТКА определяется следующим образом:

 , (3.22)

где Mtor аналогична и равна численно Mtor из п. 3.2; Mtro – масса топлива, необходимого для возвращения ТКА с рабочей орбиты на опорную:

 (3.23)

Решая трансцендентное уравнение, составленное из соотношений 3.1(Mpn=Mzt), 3.3-3.6, 3.12,3.22 и 3.23, получаем значения стартовой массы в зависимости от начальной тяговооруженности (для Mzt=500, 750, 1000 кг соответственно):

****

****кг

Максимальная перегрузка, действующая на ПН в данном случае аналогична перегрузке в п. 3.2 и численно равна ей.

Зависимости стартовой массы и максимальной перегрузки от начальной тяговооруженности представлены на рисунках 3.7, 3.8, 3.9.

****

Рисунок 3.7 График зависимостей M0(a0), nmax(a0) для многоразовых ТКА раздельного ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости (Mzt=500 кг)

****

Рисунок 3.8 График зависимостей M0(a0), nmax(a0) для многоразовых ТКА раздельного ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости (Mzt=750 кг)

****

Рисунок 3.9 График зависимостей M0(a0), nmax(a0) для многоразовых ТКА раздельного ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости (Mzt=1000 кг)

Значения оптимальных проектных параметров, рассчитанных по формулам 3.1-3.11 приведены в таблице 3.3.

Таблица 3.3 Проектные параметры ТКА

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Параметр  Mzt | 500 | 750 | 1000 |
| Iud, км/с | 3.14 | | |
| M0, кг | 537.555 | 806.3 | 1075.034 |
| a0, км/с2 | 0.5·10-3 | 0.5·10-3 | 0.6·10-3 |
| P, Н | 269 | 403 | 645 |
| IΣ, Н·с | 1·105 | 1.5·105 | 2·105 |
| nvkl | 16 | | |
| Mt, кг | 31.884 | 47.822 | 63.746 |
| Mshn, кг | 4 | 5.98 | 7.97 |
| Mdv, кг | 0.104 | 0.127 | 0.161 |
| Mkos, кг | 0.84 | 1.27 | 1.69 |
| Mk, кг | 0.736 | 1.104 | 1.471 |

## 3.5 Групповое ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости с использованием многоразовых ТКА

Масса топлива в составе стартовой массы данного ТКА:

, (3.24)

где Mtor – масса топлива, необходимого на перелет с опорной орбиты на рабочую, определяется по соотношению 3.14; Mt1 – масса топлива на перелет между двумя рабочими точками (3.18), Mt2 – масса топлива, затраченного на поддержание высоты орбиты; Mt3 – масса топлива, необходимого на возвращение с рабочей орбиты на опорную.

Масса топлива на перелет между двумя рабочими точками аналогична массе, описанной соотношением 3.18.

Масса топлива, необходимого для поддержания высоты:

 (3.25)

Масса топлива, необходимого для возвращения на опорную орбиту:

 (3.26)

Из системы уравнений, включающей соотношения 3.1(Mpn=2·Mzt), 3.3-3.6, 3.12, 3.18,3.24, 3.25, 3.26, составляется и решается трансцендентное уравнение, результатом которого являются значения стартовой массы ТКА (для Mzt=500, 750, 1000 кг для каждого КА ДЗЗ):

****

****кг

Для максимальной перегрузки предварительно нужно определить массу топлива, затраченную на перелет между двумя рабочими точками, т.к. перегрузка будет максимальной именно на этом участке аналогично п. 3.3.

Масса топлива, необходимого для перелета между двумя рабочими точками определяется по следующей формуле:



Значения Mt1 (для Mzt=500, 750, 1000 кг на каждый КА):

****

****кг

Как и в п.3.2 максимальная перегрузка оказывается независимой от значений M0 и Mt1:

****

По полученным значениям стартовой массы КА и максимальной перегрузки строятся графики их зависимости от величины начальной тяговооруженности, представленные на рисунках 3.10, 3.11, 3.12.



Рисунок 3.10 График зависимостей M0(a0), nmax(a0) для многоразового ТКА группового ТрО КА одной плоскости (Mzt=500 кг)



Рисунок 3.11 График зависимостей M0(a0), nmax(a0) для многоразового ТКА группового ТрО КА одной плоскости (Mzt=750 кг)



Рисунок 3.12 График зависимостей M0(a0), nmax(a0) для многоразового ТКА группового ТрО КА одной плоскости (Mzt=1000 кг)

Значения оптимальных проектных параметров, рассчитанных по формулам 3.1-3.11 приведены в таблице 3.4.

Таблица 3.4 Проектные параметры ТКА

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Параметр  Mzt | 500 | 750 | 1000 |
| Iud, км/с | 3.14 | | |
| M0, кг | 1079.12 | 1618.625 | 2158.123 |
| a0, км/с2 | 0.6·10-3 | | |
| P, Н | 647.5 | 971.2 | 1290 |
| IΣ, Н·с | 2.1·105 | 3.166·105 | 4.22·105 |
| nvkl | 31 | | |
| Mt, кг | 67.22 | 100.83 | 134.43 |
| Mshn, кг | 8.4 | 12.6 | 16.8 |
| Mdv, кг | 0.16 | 0.2 | 0.23 |
| Mkos, кг | 1.78 | 2.67 | 3.56 |
| Mk, кг | 1.55 | 2.33 | 3.1 |

# 4 АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТОВ ПАРАМЕТРОВ АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ВАРИАНТОВ ДОЗАПРАВКИ

Критерием выбора оптимального варианта является минимальная масса системы дозаправки КА, под которой понимается суммарная масса ТКА и топлива, необходимых для обеспечения дозаправки орбитальной группировки КА в течение САС.

В общем случае эту массу можно представить в следующем виде:

 , (4.1)

Где Mtka – масса «сухого» ТКА; Ntka – количество ТКА, обслуживающих ОГ; Mtr – количество топлива, затрачиваемого на совершение межорбитальных перелетов (в том числе на поддержание высоты орбиты) одним ТКА.

Масса «сухого» ТКА определяется его стартовой массой за вычетом массы полезной нагрузки и заправленного топлива:

Mtka=M0-Mpn-Mt, (4.2)

где Mpn определяется массой заправляемого топлива для дозаправки КА ДЗЗ.

## 4.1 Раздельное ТрО дозаправки КА ДЗЗ с использованием одноразовых ТКА

Масса «сухого ТКА» определяется соотношением 4.2, где Mt и M0 известны и представлены в таблице 3.1.

Mtr в данном случае равна Mt, т.е. массе топлива заправленного в ТКА перед запуском, обеспечивающим перелет с опорной орбиты на рабочую и уход на орбиту утилизации.

Количество ТКА, обслуживающих ОГ, Ntka=16.

Значения Mtka и MΣ приведены в итоговой таблице 4.1.

## 4.2 Групповое ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости с использованием одноразовых ТКА

Масса незаправленного ТКА определяется аналогично соотношению 4.2, где Mpn=N\*Mzt (N=2 – количество обслуживаемых КА)

Поскольку ТКА одноразовый, то масса топлива, необходимая для его функционирования в течение всего времени работы, равна массе топлива, заправленного в ТКА перед запуском, значения которой приведены в таблице 3.2.

Количество ТКА, обслуживающих ОГ, Ntka=8.

Результаты расчетов Mtka и MΣ приведены в итоговой таблице 4.1.

## 4.3 Раздельное ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости с использованием многоразовых ТКА

Масса незаправленного ТКА определяется по формуле 4.2, где Mpn=Mzt.

Количество топлива, затрачиваемое на переход с опорной орбиты на рабочую определяется аналогично 3.14.

Количество топлива, необходимое на поддержание высоты ТКА на рабочей орбите:

****

Масса топлива, необходимая на возвращение с рабочей орбиты на опорную после обслуживания первого КА:

****

Масса топлива, необходимая на возвращение с рабочей орбиты на опорную после дозаправки второго КА:

****

Масса топлива, необходимого для ухода на орбиту утилизации:

****

Mtr для данного аппарата определяется следующим образом:

 ,

где D=4 – количество дозаправок; N=2 – количество обслуживаемых КА.

Для данного способа обеспечения дозаправки ТКА Ntka=2.

Значения Mtka, Mtr и MΣ приведены в итоговой таблице 4.1.

## 4.4 Групповое ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости с использованием многоразовых ТКА

Масса незаправленного ТКА определяется по формуле 4.3, где Mpn=N·Mzt .

Масса топлива, необходимого для перехода с опорной орбиты на рабочую (Mtor), определяется соотношением 3.13 топлива, необходимого на перелеты между двумя рабочими точками (Mtrr) – соотношением 3.18. Количество топлива, затраченного на поддержание высоты ТКА на рабочей орбите между дозаправками КА (Mtzh), рассчитывается по формуле 3.25. Масса топлива, затраченного на спуск с рабочей орбиты на опорную (Mtro), – по формуле 3.26. Масса топлива для ухода ТКА на орбиту утилизации в данном случае:

****

Тогда масса всего топлива, используемого ТКА во время работы:

Mtr=Mtor·D+Mtrr·D+Mtzh·(D-1)+Mtro·(D-1)+Mtru

Количество ТКА, необходимых для обслуживания ОГ, в данном случае Ntka=2.

Значения Mtka, Mtr, MΣ приведены в итоговой таблице 4.1.

Таблица 4.1 Массовые параметры системы ТКА

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Тип ТКА | Mzt для каждого КА, кг | Массовые параметры системы ТКА | | |
| Mtka, кг | Mtr, кг | MΣ, кг |
| Раздельное ТрО дозаправки КА (одноразовые ТКА) | 500 | 5.33 | 29.94 | 564 |
| 750 | 7.97 | 44.9 | 846 |
| 1000 | 10.6 | 59.87 | 1128 |
| Групповое ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости  (одноразовые ТКА) | 500 | 11.82 | 66.8 | 629 |
| 750 | 17.7 | 100.2 | 943 |
| 1000 | 23.55 | 133.55 | 1257 |
| Раздельное ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости (многоразовые ТКА) | 500 | 5.7 | 242.3 | 496 |
| 750 | 8.5 | 363.4 | 744 |
| 1000 | 11.3 | 484.4 | 992 |
| Групповое ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости (многоразовый ТКА) | 500 | 11.9 | 268.5 | 561 |
| 750 | 17.8 | 402.7 | 841 |
| 1000 | 23.7 | 537 | 1121 |

В таблице 4.1. массы ТКА и топлива для обеспечения перелетов ТКА в течение всего времени его работы приведены для одного ТКА. Из результатов расчетов, представленных в таблице, можно сделать вывод, что по критерию минимизации массы системы ТрО дозаправки КА ДЗЗ оптимальным является раздельное ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости с использованием многоразовых ТКА.

# 5 РАЗРАБОТКА КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНОЙ СХЕМЫ

## 5.1 Газодинамический расчет камеры двигателя

Одним из первых и главных этапов разработки ККС является разработка камеры ДУ.

Степень расширения газа в сопле определяется отношением давления в камере сгорания к давлению РТ на выходе из камеры:

,

где p0c=106 Па (для вытеснительной системы подачи (ВСП)), pa=0.01·105 Па (значения взяты из экспериментальных данных).

Система подачи выбирается с учетом рациональной области использования IΣ≤6·105 Н·с(в данном случае IΣ=2·105 Н·с).

От степени расширения газа в сопле напрямую зависит геометрическая степень расширения сопла (в физическом смысле отношение площади выходного сечения камеры к площади критического сечения):

,

где k=1.18 – показатель адиабаты для АТ/НДМГ.

Газовая постоянная продуктов сгорания (ПС) на выходе из камеры:

Дж/(кг·К)

где R=8.314 – универсальная газовая постоянная; μс=24.16·10-3 кг/моль– молярная масса ПС.

Скорость истечения ПС на выходе из сопла:

м/с,

где T0c=3290 К – температура ПС в КС (значения приведено из экспериментальных данных).

Удельный импульс камеры (для ВСП совпадает с импульсом МДУ):

м/с,

где φ1=0.97 – коэффициент потерь (из анализа экспериментальных данных), γm=0.645 – константа в формуле расхода.

Массовый расход определяется отношением тяги МДУ к удельному импульсу:

****кг/с

Площадь критического сечения сопла:

м2

Из формулы площади критического сечения находится диаметр:

м

Объем камеры сгорания определяется следующим соотношением:

м3,

где τр – время пребывания ПС в КС [7].

Тогда диаметр камеры:

м,

где lksotn=1.2 м – относительная длина камеры сгорания [7]

Площадь сечения камеры сгорания:

м2

Тогда площадь выходного сечения сопла:

м2

Отсюда диаметр выходного сечения:

м

Камеру, полученную в результате расчетов, необходимо проверить по двум условиям [11]:

1. на изобарность (Fks/Fkr≥3)

=> камера изобарная (требуется меньшее давление подачи, чем для скоростной при одной и той же тяге)

1. на расходонапряженность (jks≤jksdop)

jksdop=(0.8…2.5)·10-4·p0c=400…1250, кг/(с·м2)

 кг/(с·м2)

С увеличением давления в камере растет интенсивность распыления топлива, а также расходонапряженность. При высоких значениях расходонапряженности качество смесеобразования снижается из-за малого количества форсунок.

## 5.2 Геометрический расчет профиля камеры ДУ

Длина камеры сгорания определяется произведением относительной длины камеры и диаметра:

м

Длины сужающейся и расширяющейся частей сопла соответственно определяются по эмпирическим зависимостям [7]:

м

м

Длина смесительной головки:

м

Длина камеры ДУ определяется суммой длин ее составных частей (смесительной головки, камеры сгорания, сужающейся и расширяющейся частей):

м

Масса камеры ДУ определяется эмпирическим соотношением:

кг

Углы, характеризующие кривизну расширяющейся части сопла, соответственно αmin=6°, αmax=36°.

Внешний радиус кривизны камеры в области критики определяется эмпирической зависимостью:

м

Радиус кривизны сужающейся части камеры определяется также эмпирически:

м

Геометрическая модель камеры представлена на рисунке 5.1.

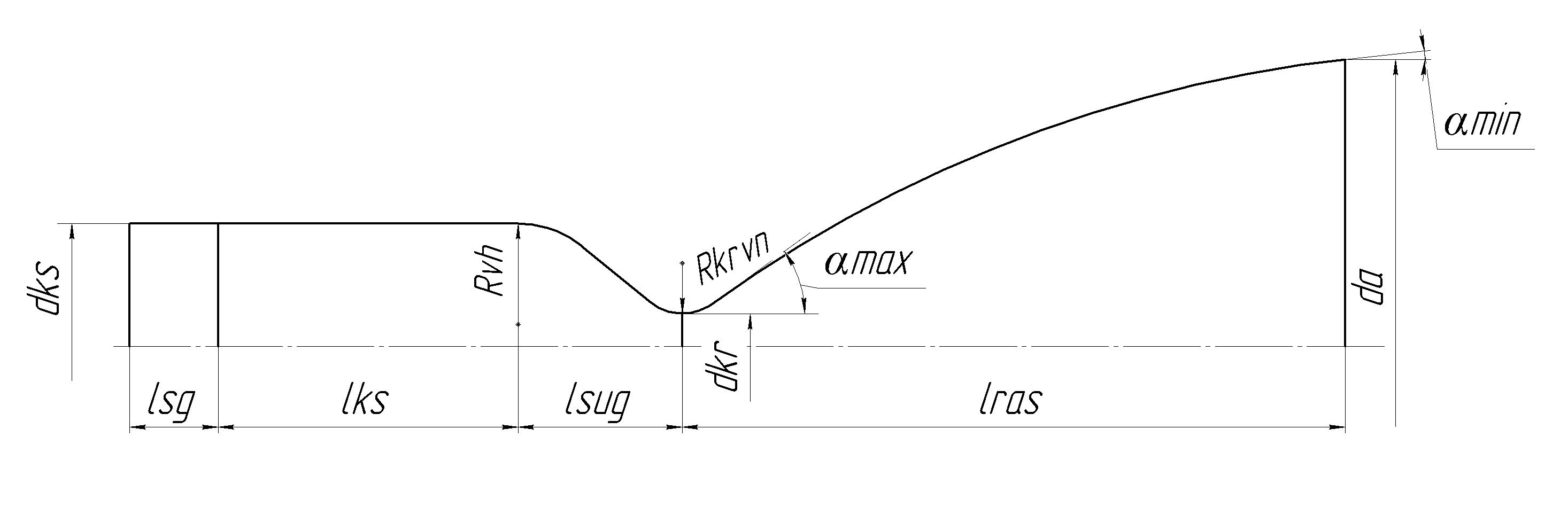


Рисунок 5.1 Геометрическая модель камеры ДУ

## 5.3 Выбор и обоснование ККС

ККС в общем случае должна удовлетворять следующим требованиям:

1. обеспечение минимальных габаритов и минимальной массы элементов ТКА;
2. малые моменты инерции ТКА относительно связанной системы координат;
3. бортовое оборудование должно работать без взаимных помех;
4. малый эксцентриситет тяги МДУ (расстояние между центром масс ТКА и линией действия тяги);
5. отношение длины ТКА к диаметру в пределах L/D=0.5..3 (во избежание больших изгибающих моментов);
6. смещение центра масс ТКА в полете только вдоль продольной оси;
7. благоприятное нагружение элементов конструкции (конструкция должна работать на растяжение, в частности стержни на растяжение и сжатие);
8. отсутствие (компенсация) сосредоточенных нагрузок, приложенных к оболочке

В первую очередь необходимо определить максимальную массу заправляемого топлива за все время работы ТКА. В данном случае масса определяется следующим образом:

****кг,

где Mzt=1000 кг – масса заправляемого топлива для обслуживания одного КА в рейсе; Mtor – масса топлива для перелета с опорной орбиты на рабочую; Mtzh – масса топлива для поддержания ТКА рабочей орбиты между дозаправками; Mtro2 – масса топлива для возвращения с рабочей орбиты на опорную после «фазирования» на рабочей орбите (Mtor, Mtzh, Mtro2 приведены в п. 4.3).

Отношение массового расхода окислителя к массовому расходу горючего можно определить следующим образом:

,

где αok=0.965 – коэффициент избытка окислителя, Km0=3.07 – стехиометрическое соотношение компонентов.

Отсюда массы горючего и окислителя соответственно:

кг

кг

Тогда объемы горючего и окислителя:

м3

м3.

где ρNDMG=790 кг/м3 – плотность НДМГ; AT=1440 кг/м3 – плотность АТ.

Ввиду того, что при увеличении температуры горючего и окислителя во время хранения уже заправленной ракеты повышается давление в баках, а также в случае выделения газов из компонентов топлива (КТ), необходимо учесть дополнительный объем, так называемый «объем газовой подушки», при проектировании топливных баков [10]. В таком случае обычно к объему топлива добавляют 10%. Тогда объемы топливных баков:

м3

м3

Так как объем КТ мал, то оптимальной формой топливных баков является сфера. Сферические баки имеют наименьшие массу оболочки и площадь поверхности. Для более плотной компоновки и минимальной длины ТКА выбираются 4 сферических бака (2 горючего и 2 окислителя). Тогда радиусы таких баков (окислителя и горючего соответственно):

м

м

Масса приборного отсека (ПО) Mpo=75 кг и его плотность ρpo=400 кг/м3 выбираются из статистических данных. ПО также выполняется в виде четырех сферических баков. Тогда объем и радиус таких баков:

м3

м

Чертеж ККС ТКА, полученной в результате проектирования представлен в приложении 1.

ККС представляется собой коническую оболочку (поз. 1 на чертеже) с приваренными верхним и нижним шпангоутами. В оболочке делаются вырезы, в которые устанавливаются силовые шпангоуты, для соединения со шпангоутами баков горючего (2) и окислителя (3). Соединение шпангоутов (10, 11) обеспечивается сваркой. Шпангоуты баков окислителя и горючего также привариваются к оболочкам баков. Шар-баллоны газа наддува (4) крепятся к конической оболочке аналогично бакам с КТ. К нижнему шпангоуту конической оболочки крепится ферма (6), состоящая из восьми трубчатых стержней (9), вваренных в фитинги (8), обеспечивающие соединение фермы с нижним шпангоутом оболочки и шпангоутом, к которому крепится карданный подвес камеры ДУ (7) с помощью болтовых соединений (12).

Помимо обеспечения механической связи стержней между собой и соединения ферменного отсека с другими, фитинги обеспечивают передачу нагрузок.

Карданный подвес приваривается к камере двигателя. За счет отклонения камеры он позволяет управлять направлением тяги и, следовательно, ТКА.

К верхнему шпангоуту оболочки приваривается ферма (17), на которую приваривается стыковочное устройство (16), обеспечивающее стыковку ТКА с КА ДЗЗ и топливным модулем.

Заборное устройство (13) , позволяющее производить дозаправку КА ДЗЗ на рабочих орбитах, а также пополнять баки самому ТКА, приваривается к оболочке бака в самой нижней его части (для обеспечения отсутствия колебаний жидкости) [12]. В сегменте оболочки, к которой приваривается заборное устройство, предварительно делаются отверстия для поступления КТ в заборник. Поскольку система подачи – вытеснительная, в топливных баках устанавливается эластичная мембрана (14), разделяющая газовую и жидкую среды. Мембрана обеспечивает подачу топлива к заборному устройству и далее через трубопроводы в КС и к стыковочному устройству, через которое топливо поступает в КА ДЗЗ или попадает в ТКА (в случае многоразовых ТКА, которые дозаправляются на опорной орбите от топливного модуля).

Данная ККС удовлетворяет всем основным требованиям.

# ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе данной ВКР были разработаны пять альтернативных вариантов дозаправки четырех КА ДЗЗ, расположенных на низких ССО. Для каждого из перспективных вариантов были разработаны методики оптимизации параметров межорбитальных перелетов и проектных параметров ТКА, определены оптимальные. Определяющим фактором, влияющим на выбор оптимального варианта дозаправки, была минимизация суммарной массы системы транспортного обеспечения дозаправки КА ДЗЗ в течение их САС. В результате проведенных расчетов и их последующем анализе был выбран оптимальный вариант (для всех Mzt=500, 750, 1000 кг) – раздельное ТрО дозаправки КА одной орбитальной плоскости с использованием многоразовых ТКА. Для данного ТКА была разработана ККС. Таким образом, содержание ВКР полностью соответствует заданию на выполнение ВКР бакалавра.

# СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Ермолаев В.И., Цируль Д.Г. Двухрежимный способ наблюдения земной поверхности и анализ возможности его применения при функционировании космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Вестник СибГАУ. 2017. Т. 18.№1. С. 176-186
2. Акимов А.А., Гриценко А.А., Юрьев Р.Н. Солнечно-синхронные орбиты – основные возможности // Инфосфера. СибГУТИ, 2015. №68. С. 18-20.
3. Акимов А., Терехов С., Данилов Д., Шевчук Д. Перспективы повышения периодичности наблюдения космическими системами дистанционного зондирования Земли [Электронный ресурс]: Специальный выпуск «Спутниковая связь и вещание», 2017. – Режим доступа:

<http://www.tssonline.ru/articles2/sputnik/perspektivy-povysheniya-periodichnosti-nablyudeniya-kosmicheskimi-sistemami-distantsionnogo-zondirovaniya-zemli>

1. Чернов А.А., Чернявский Г.М. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. Лекции и упражнения. – М.: Радио и связь, 2004. – 200 с.: ил.
2. Роботизированный ремонт и заправка на орбите [Электронный ресурс] / КОСМОС-ЖУРНАЛ, 14.01.2013. – Режим доступа:

[www.cosmos-journal.ru/articles/1455/](http://www.cosmos-journal.ru/articles/1455/)

1. Матвеев Н.К., Семенов А.А. Космические аппараты серии «Зенит»: учебное пособие. СПб.: БГТУ, 2008.
2. Ермолаев В.И. Методы оптимизации проектных параметров маршевых двигательных установок и способов маневрирования космических аппаратов / В.И. Ермолаев; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2017. – 80 с.
3. Евстафьев В.А. Основы конструирования космических аппаратов: учебное пособие / В.А. Евстафьев; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2008. – 95 с.
4. Улыбышев С.Ю. Анализ взаимной эволюции параметров двух синхронно прецессирующих орбит // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. №3. С. 1-15
5. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебник для высших учебных заведений / М.В. Добровольский ; под ред. Д.А. Ягодникова – 3-е изд., доп. – Москва : Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. – 461, [3] с. : ил.
6. Никольский В.В. Основы проектирования автоматических космических аппаратов: учебник / В.В. Никольский; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2007. – 230 с.
7. Каргин Н.Т., Волоцуев В.В. Конструкция и проектирование изделий ракетно-космической техники. Часть 1. Конструирование изделий ракетно-космической техники [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / Н.Т. Каргин, В.В. Волоцуев; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королева (нац. исслед. ун-т). – Электрон. текстовые и граф. дан. (12.8 Мбайт). – Самара. 2012. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM)

# ПРИЛОЖЕНИЕ А. Конструктивно-компоновочная схема ТКА