

МБОУ «Гимназия №18 им. И.Я.Илюшина»

Учебная исследовательская работа
на тему:
**«Создание 3D-модели наноспутника для исследования
поверхности Марса»**

Выполнили: Антонов А.А.
Володина А.Р.
Кирилюк Ф.А.
Корепанов И.А.
Лучинский Д.А.
Полторыхина В.А.
Тузикова Т.А.

Руководитель: Спиркина И.А.

Королев
2020

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	3
1 ИССЛЕДОВАНИЕ МАРСА.....	5
2 СТАТИСТИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ПО СПУТНИКАМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ	7
2.1 Электро-Л	7
2.2 Метеор-М2.....	8
2.3 Канопус-В.....	9
2.4 Ресурс-П.....	9
3 ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НАНОСПУТНИКА И ЕГО СОСТАВНЫХ ЧАСТЕЙ	11
4 МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПОЛЕТА СПУТНИКА К ОРБИТЕ МАРСА	13
4.1 Выбор оптимальной траектории полета и расчет массогабаритных характеристик РКК.....	15
4.2 Расчет потребной характеристической скорости РКК.	17
4.3 Расчет потребной характеристической скорости для вывода КА на траекторию полета к Марсу.....	18
4.4 Определение скорости перехода на круговую орбиту Марса	19
5 АЛГОРИТМ РАСЧЕТА МАССЫ СТУПЕНЕЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ	22
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	25
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	26

ВВЕДЕНИЕ

Марс - четвертая планета от Солнца, седьмая по размерам в Солнечной системе. Эта планета обладает самыми благоприятными условиями для колонизации. Поверхность Марса очень разнообразна. К одним из впечатляющих особенностей относятся: система каньонов, которая гораздо глубже и длиннее, чем Гранд Каньон в США, и горная система, наивысшая точка которой гораздо выше, чем гора Эверест. Плотность атмосферы Марса, которая состоит из разряженного углекислого газа в 100 раз меньше, чем атмосферы Земли. Дышать в таких условиях без специального оборудования (защитного скафандра) человек не может. Однако это не мешает образованию таких явлений как облака и ветер. Огромные пылевые бури бушуют иногда на всей планете.

На Марсе гораздо холоднее, чем на Земле. Температура на поверхности варьируется от самой низкой минус 125°C , зафиксированной в районе полюсов в зимний период, до самой высокой плюс 20°C , зафиксированной в полдень в районе экватора. Средняя температура приблизительно составляет минус 60°C . Эта планета многим не похожа на Землю в основном из-за того, что она гораздо дальше находится от Солнца и гораздо меньше, чем Земля. Среднее расстояние от Марса до Солнца составляет около 227 920 000 км, что в 1,5 раза больше, чем расстояние от Земли до Солнца. Среднее значение радиуса Марса 3390 км — это около половины радиуса Земли [1].

Еще 50 лет назад, казалось, Марс являлся совсем недоступной для нас планетой. Однако с тех пор, человечество отправило уже несколько космических аппаратов к этой таинственной планете в целях ее исследования. Но все же человечество пока не обладает достаточным количеством данных для колонизации этой планеты.

Сейчас самым оптимальным средством сбора информации из космоса и с других планет являются наноспутники. Эти компактные устройства

позволяют собрать наиболее точную информацию. Они более просты в конструкции и сборке по сравнению с обычными спутниками.

Наш проект создания 3D-модели наноспутника, передающего информацию на Землю с орбиты Марса, является одним из первых шагов к пока недостижимой для человечества мечте – колонизации другой планеты.

Перед человечеством стоит глобальная проблема нехватки данных для создания на поверхности Марса жилой колонии.

Целью проекта является создание 3D-модели наноспутника для изучения поверхности Марса.

В данном исследовании были поставлены следующие задачи:

1. Изучение Марса и его основных характеристик;
2. Изучение характеристик спутников дистанционного зондирования Земли, поиск и подбор аналогов;
3. Проведение необходимых расчётов;
4. Создание 3D-модели наноспутника;
5. Оформление полученных результатов.

1 ИССЛЕДОВАНИЕ МАРСА

Исследование и изучение Марса – это научный процесс сбора, систематизации и сопоставления данных о четвёртой планете Солнечной системы. Процесс изучения охватывает различные области знания, в том числе астрономию, биологию, планетологию и другие[2].

Масса планеты – $6,418 \times 10^{23}$ кг (11 % массы Земли). Ускорение свободного падения на экваторе равно $3,711 \text{ м/с}^2$ (0,378 земного); первая космическая скорость составляет $3,6 \text{ км/с}$, вторая – $5,027 \text{ км/с}$ [2].

Период вращения планеты – 24 часа 37 минут 22,7 секунд (относительно звёзд), длина средних солнечных суток (называемых *солами*) составляет 24 часа 39 минут 35,24409 секунды, всего на 2,7 % длиннее земных суток. Марсианский год состоит из 668,6 марсианских солнечных суток.

Марс вращается вокруг своей оси, наклонённой к перпендикуляру плоскости орбиты под углом $25,19^\circ$. Наклон оси вращения Марса обеспечивает смену времён года. При этом вытянутость орбиты приводит к большим различиям в их продолжительности – так, северная весна и лето, вместе взятые, длятся 371 *сол*, то есть заметно больше половины марсианского года. В то же время они приходятся на участок орбиты Марса, удалённый от Солнца. Поэтому на Марсе северное лето долгое и прохладное, а южное – короткое и относительно тёплое.

Температура на планете колеблется от минус 153°C на полюсе зимой и до более плюс 20°C на экваторе в полдень. Средняя температура составляет минус 50°C .

Атмосфера Марса, состоящая в основном из углекислого газа, очень разрежена. Давление у поверхности Марса в 160 раз меньше земного – $6,1 \text{ Мбар}$ на среднем уровне поверхности. Из-за большого перепада высот на Марсе давление у поверхности сильно изменяется. Примерная толщина атмосферы – 110 км .

По данным НАСА (2004), атмосфера Марса состоит на 95,32 % из углекислого газа; также в ней содержится 2,7 % азота, 1,6 % аргона, 0,13 % кислорода, 210 *ppm* (миллионная доля) водяного пара, 0,08 % угарного газа, оксид азота (NO) – 100 *ppm*, неон (Ne) – 2,5 *ppm*, полутяжёлая вода водород-дейтерий-кислород (HDO) 0,85 *ppm*, криптон (Kr) 0,3 *ppm*, ксенон (Xe) – 0,08 *ppm* (состав приведён в объёмных долях).

Две трети поверхности Марса занимают светлые области, получившие название материков, около трети – тёмные участки, называемые морями. Моря сосредоточены главным образом в южном полушарии планеты, между 10 и 40° широты. В северном полушарии есть только два крупных моря – Ацидалийское и Большой Сирт.

2 СТАТИСТИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ПО СПУТНИКАМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ

Если затрагивать тему исследования планеты, то прежде всего следует остановиться на спутниках дистанционного зондирования Земли.

Дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) – наблюдение поверхности Земли наземными, авиационными и космическими средствами, оснащёнными различными видами съёмочной аппаратуры. Рабочий диапазон длин волн, принимаемых съёмочной аппаратурой, составляет от долей микрометра (видимое оптическое излучение) до метров (радиоволны). Методы зондирования могут быть пассивные, то есть использующие естественное отраженное или вторичное тепловое излучение объектов на поверхности Земли, обусловленное солнечной активностью, и активные — использующие вынужденное излучение объектов, инициированное искусственным источником направленного действия. Данные ДЗЗ, полученные с космического аппарата (КА), характеризуются большой степенью зависимости от прозрачности атмосферы. Поэтому на КА используется многоканальное оборудование пассивного и активного типов, регистрирующее электромагнитное излучение в различных диапазонах [3].

Аппаратура ДЗЗ первых КА, запущенных в 1960—70-х гг. была трассового типа — проекция области измерений на поверхность Земли представляла собой линию. Позднее появилась и широко распространилась аппаратура ДЗЗ панорамного типа — сканеры, проекция области измерений на поверхность Земли которых представляет собой полосу.

2.1 Электро-Л

«Электро-Л» (ГГКК, сокр. от Геостационарный Гидрометеорологический Космический Комплекс) — серия российских спутников гидрометеорологического обеспечения второго поколения. Будет

обеспечивать многоспектральную съёмку всего наблюдаемого диска Земли, в видимом и инфракрасном диапазоне [4]. Внешний вид спутника показан на рисунке 1.



Рисунок 1 – внешний вид спутника «Электро-Л»

2.2 Метеор-М2

Вторая серия перспективных космических аппаратов гидрометеорологического обеспечения. Входят в состав космического комплекса (КК) гидрометеорологического и океанографического обеспечения «Метеор-3М». Предназначены для оперативного получения информации в целях прогноза погоды, контроля озонового слоя и радиационной обстановки в околоземном космическом пространстве, а также для мониторинга морской поверхности, включая ледовую обстановку. Создаются по заданию Роскосмоса и Росгидромета на ОАО «Корпорация ВНИИЭМ» (г. Москва) [5]. Внешний вид спутника показан на рисунке 2.



Рисунок 2 – внешний вид спутника «Метеор-М2»

2.3 Канопус-В

Российский спутник дистанционного зондирования Земли. Изготовлен ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ», совместно с британской компанией «Surrey Satellite Technology Limited». Спутник работает в интересах Роскосмоса, МЧС, Минприроды, Росгидромета, РАН; служит для картографирования, мониторинга ЧС, в том числе пожаров, оперативного наблюдения заданных районов [6]. Внешний вид спутника показан на рисунке 3.

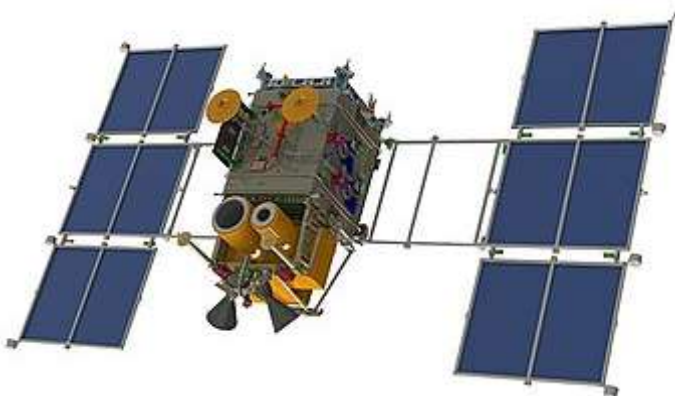


Рисунок 3 – внешний вид спутника «Канопус-В»

2.4 Ресурс-П

Серия российских гражданских космических аппаратов дистанционного зондирования Земли, являющихся развитием проекта «Ресурс-ДК1». Данные, полученные с этих спутников, используются при составлении и редактировании карт. Кроме этого, полученная с них

информация используется при проведении мероприятий контроля окружающей среды и при поиске потенциальных мест залегания нефти и других полезных ископаемых. Также, при исследовании спутниковых снимков в различных спектральных диапазонах можно определять зрелость злаковых на полях, биологическую чистоту водоёмов и уровень засоленности почвы. На момент ноября 2018 было запущено три спутника[7]. Внешний вид спутника показан на рисунке 4.



Рисунок 4 – внешний вид спутника «Ресурс-П»

Основные параметры спутников представлены в таблице 1.

Таблица 1 – характеристики спутников дистанционного зондирования

Параметры	Спутники дистанционного зондирования			
	Ресурс-П	Канопус-В	Метеор-М	Электро-Л
Масса, кг	6275	400 — 500	2778	1766
Габариты, м	7,93×5×4,5	0,9×0,75	5,0×14,0×2,5	5,5×2,5
Двигатель		2 СПД-5		8 ТК500М 16 К50-10.1
Срок службы	5 лет	5 лет	5 лет	10 лет

3 ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НАНОСПУТНИКА И ЕГО СОСТАВНЫХ ЧАСТЕЙ

В настоящее время наиболее перспективным этапом развития космической отрасли является создание малых космических аппаратов, в том числе наноспутников массой от 1 до 10 кг. За период с 1990 по 2003 год на орбиту было выведено 64 малых спутника с массой менее 30 кг, из них 41 — США. В России с каждым годом все больше и больше набирает популярность создание малых космических аппаратов. Их модульная конструкция и относительная низкая стоимость изготовления и запуска является основными преимуществами перед существующими аналогами.

Малые космические аппараты могут применяться для [8]:

1. Исследования систем связи;
2. Калибровки РЛС и оптических систем контроля космического пространства (в том числе пассивные КА);
3. Дистанционного Зондирования Земли (ДЗЗ);
4. Исследования тросовых систем;
5. В образовательных целях.

Проектируемый наноспутник предназначен для изучения поверхности Марса с его орбиты, т.е. для дистанционного зондирования поверхности Марса и показан на рисунке 5. Создание 3D-модели спутника производилось на основании собранных статистических данных и предварительных проектных расчётов.

Наноспутник состоит из:

1. Корпус 300x300x300 мм;
2. Приборная панель для анализирования данных;
3. Аппаратура наблюдения (камера, инфракрасные датчики);
4. Солнечные панели;
5. Блок определения координат звёзд;

- 6.Центральный блок управления для ориентации и стабилизации спутника;
- 7.Антенны передачи данных;
- 8.GPS-модуль.

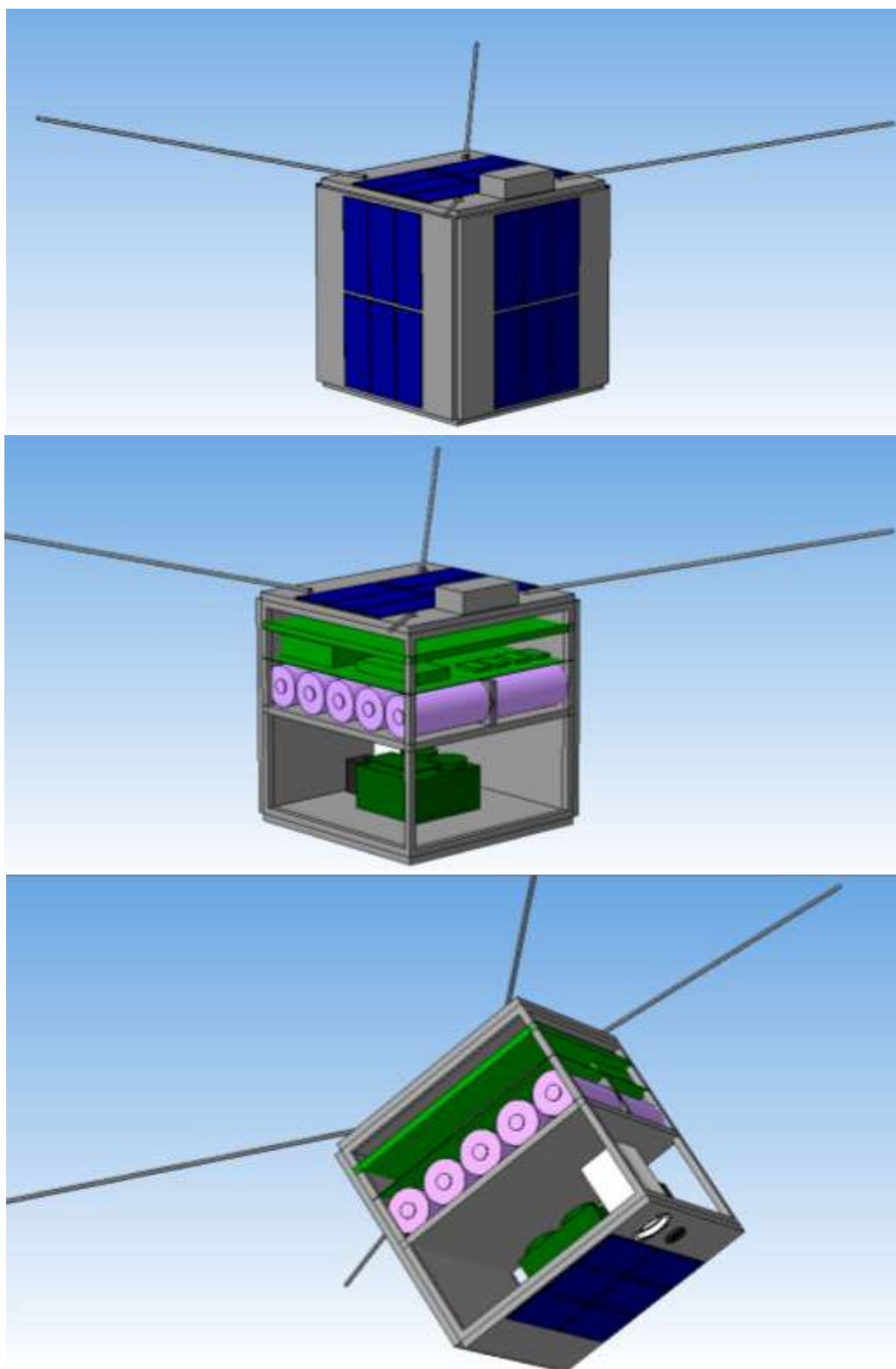


Рисунок 5 – 3D-модель наноспутника в разных проекциях

На последующих этапах работы над проектом возможна корректировка компоновки спутника, уточнение массогабаритных характеристик, а также выбор конструкционных материалов, подкрепленный прочностным расчетом.

4 МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПОЛЕТА СПУТНИКА К ОРБИТЕ МАРСА

Доставка наноспутников на орбиту Марса будет осуществляться посредством отправки к Марсу основной полезной нагрузки (ПН), к которой с помощью специального адаптера, будет крепиться серия наноспутников. Пример такого типа размещения показан на рисунке 6.

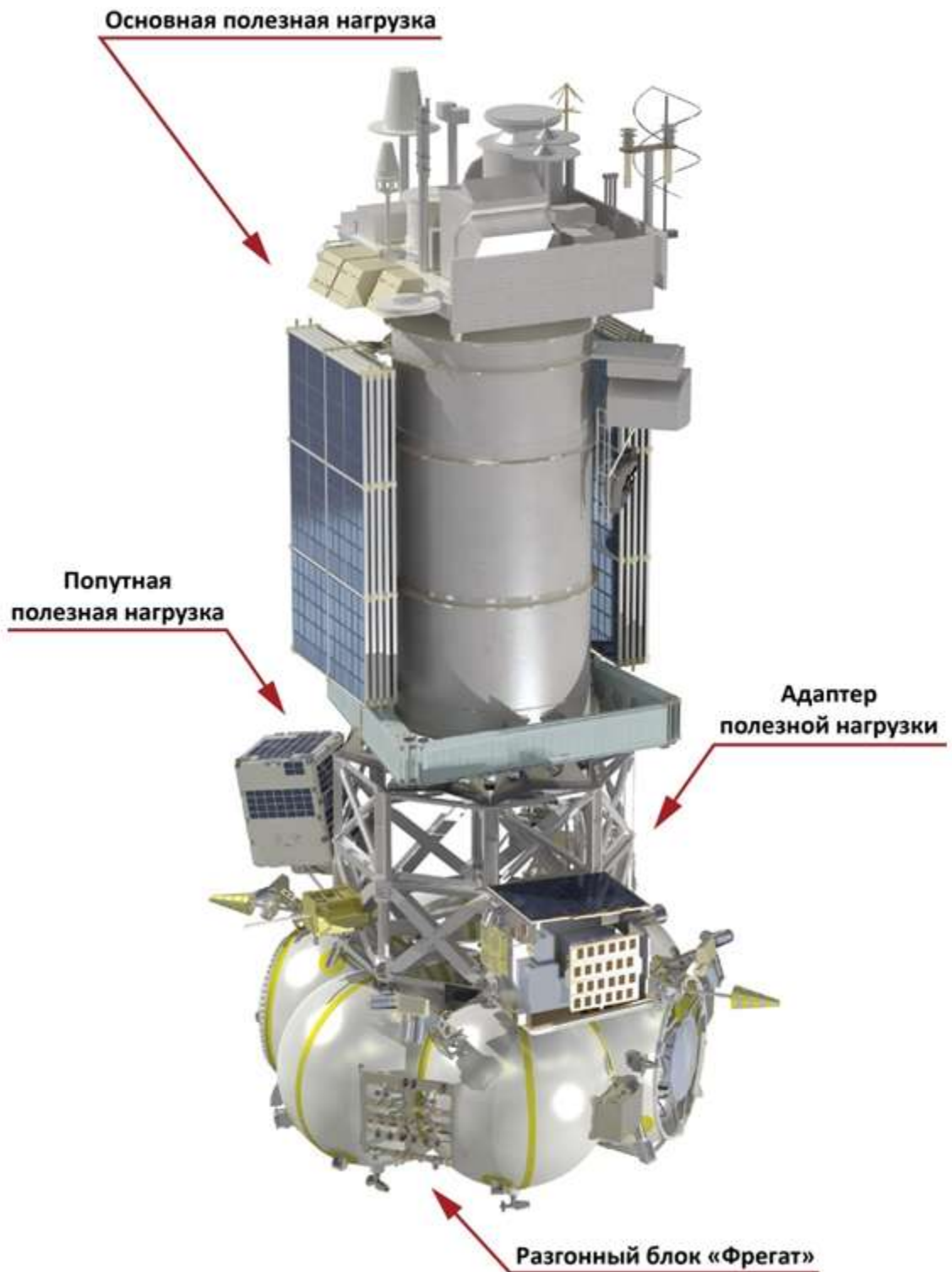


Рисунок 6 – Размещение Meteor-M2 (основная ПН) и SkySat (попутная ПН)

Миссия включает следующие этапы:

- старт с Земли и выведение ПН на траекторию полета к Марсу;
- перелет Земля-Марс с проведением 2-х коррекций межпланетной траектории, увод ПН на пролетную траекторию,

обеспечивающую выход на выбранную орбиту искусственного спутника Марса (ИСМ);

- разворот, торможение и выход на орбиту ИСМ с номинальным периодом обращения 43,09 ч (период обращения 43,09 ч выбран из условия прохождения 4-х витков космическим аппаратом за 7 оборотов Марса);
- коррекции орбиты ИСМ (фазирование, понижение высоты перицентра, синхронизация), проведение цикла сеансов связи орбитального аппарата с малыми станциями, облет Марса по околосолнечной орбите ≈ 200 км;
- отстыковка наноспутников на орбите Марса, проверка работоспособности, получение телеметрии, необходимых снимков и данных;
- посадка основной ПН на Марс.

4.1 Выбор оптимальной траектории полета и расчет массогабаритных характеристик РКК

Рассмотрим гомановский переход космического аппарата с орбиты Земли на орбиту Марса [9]. Время миссии составит в среднем 200 сут или 7-8 месяцев. Если не учитывать притяжения планеты отлета и планеты назначения, а ограничиться только действием сил притяжения Солнца, то схемы расчета межпланетных траекторий будут полностью совпадать со схемами расчетов при переходе искусственного спутника Земли с одной круговой орбиты на другую, лежащую в той же плоскости. Для экономии топлива полный разгон КА необходимо совершить как можно ближе к земной поверхности.

Необходимо лишь вместо геоцентрических данных подставить гелиоцентрические.

Исходные данные для решения этой задачи следующие:

- гравитационная постоянная Солнца $1,32 \times 10^{20} \text{ м}^3 / \text{с}^2$;

- среднее расстояние от Солнца до Земли $1,496 \times 10^{11}$ м;
- среднее расстояние от Солнца до Марса $2,278 \times 10^{11}$ м.

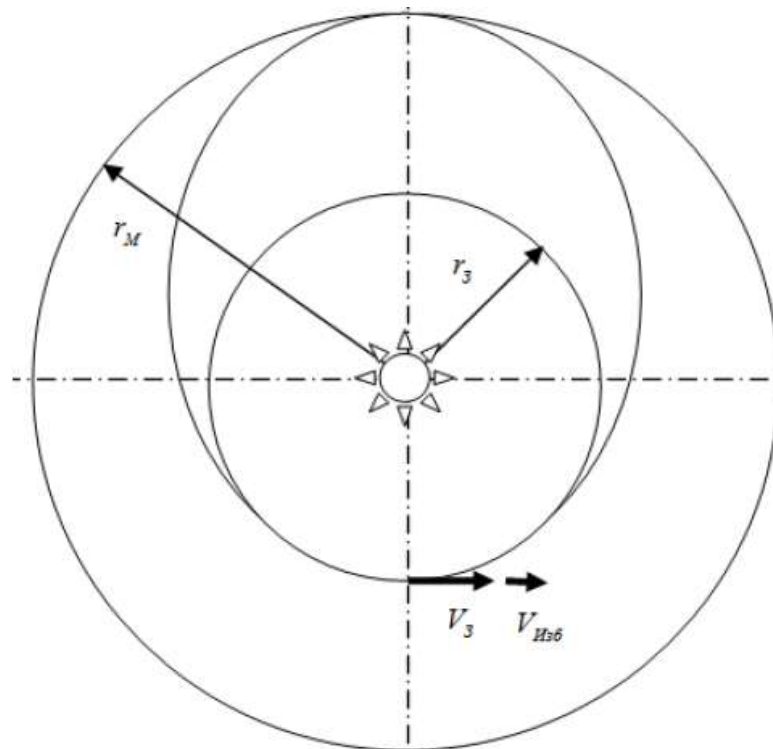


Рисунок 7 – Гомановский переход с орбиты Земли на орбиту Марса

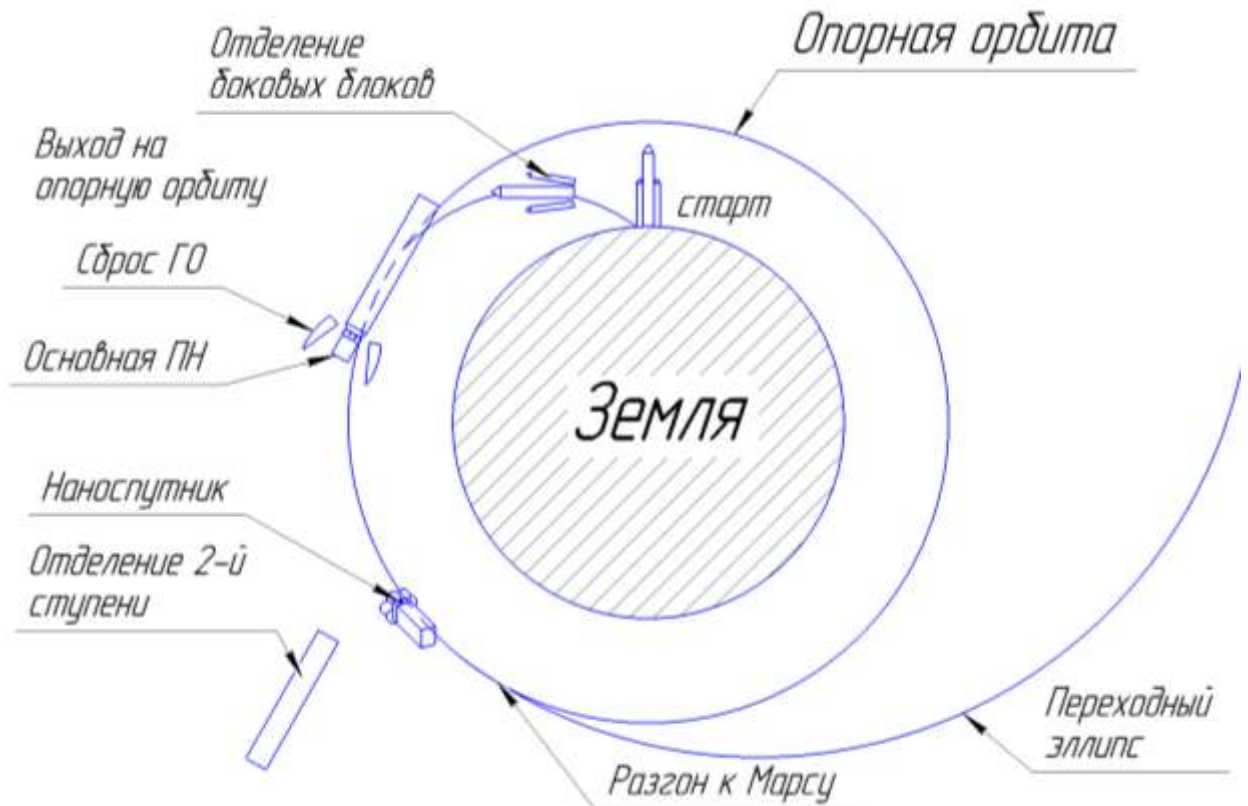


Рисунок 8 – Схема вывода РКК на траекторию полета к Марсу

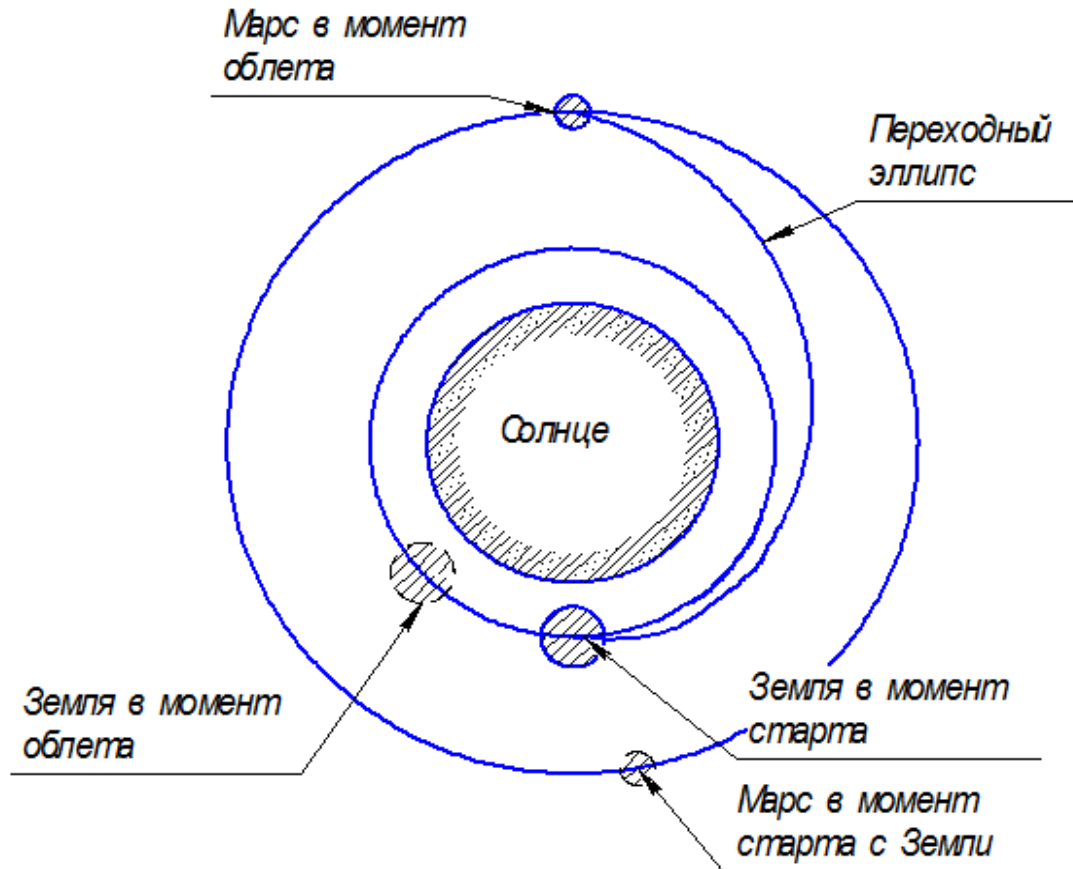


Рисунок 9 – Схема перелета Земля-Марс

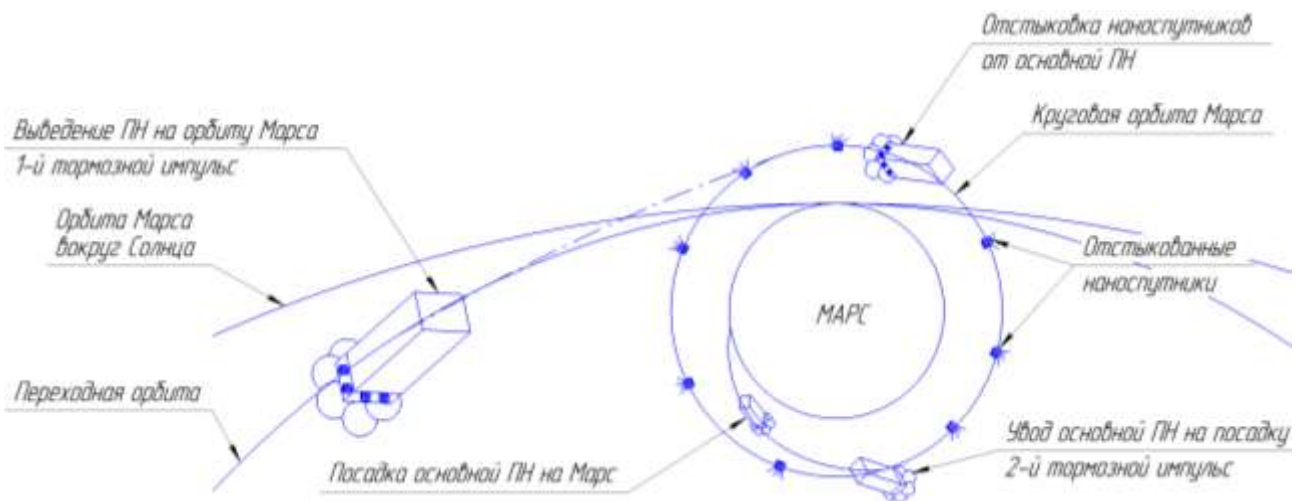


Рисунок 10 – Схема выведения наноспутников на орбиту Марса

4.2 Расчет потребной характеристической скорости РКК.

Потребная характеристическая скорость ракеты-носителя определяется по следующей зависимости [9]

$$V_X^{\text{потр}} = V_{X \text{ ид}}^{\text{потр}} + V_G + V_A + V_P,$$

где $V_{X \text{ ид}}^{\text{потр}}$ - идеальная потребная характеристическая скорость;

V_G - потери скорости на преодоление силы тяжести Земли;

V_A - потери скорости на преодоление аэродинамических сил сопротивления;

V_P - потери скорости от противодействия на срезе сопла двигателя.

На начальных этапах расчета можно принять [9]

$$V_G + V_A + V_P \approx 1350 \dots 1650 \text{ м/с.}$$

Рассчитаем идеальную потребную характеристическую скорость РКН, необходимую для вывода КА на круговую опорную орбиту высотой 200 км

$$V_{X \text{ ид}}^{\text{потр}} = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_{00}} \left(\frac{2r_{00}}{R_3} - 1 \right)} = \sqrt{\frac{3,986 \times 10^5}{6371 + 200} \left(\frac{2 \times (6371 + 200)}{6371} - 1 \right)} = 8,029 \text{ км/с,}$$

где $\mu_3 = 3,986 \times 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ - гравитационная постоянная Земли;

r_{00} – радиус-вектор опорной (круговой орбиты);

R_3 – средний радиус Земли (6371 км).

Радиус-вектор опорной (круговой) орбиты вычисляем по зависимости

$$r_{00} = R_3 + H_{00},$$

где H_{00} - высота опорной орбиты.

Потребная характеристическая скорость РКН равна

$$V_X^{\text{потр}} = V_{X \text{ ид}}^{\text{потр}} + V_P = 8,029 + 1,6 = 9,629 \text{ км/с.}$$

4.3 Расчет потребной характеристической скорости для вывода КА на траекторию полета к Марсу

Характеристическая скорость для старта с опорной орбиты на межпланетную траекторию определяется по формуле [9]

$$\Delta V_3 = V_{\text{ст}} - V_{\text{кр}},$$

где $V_{\text{ст}} = \sqrt{V_{\text{осв}}^2 + V_{\text{изб}}^2}$ - скорость старта с опорной орбиты на межпланетную траекторию;

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_{00}}} = \sqrt{\frac{398600}{6571}} = 7,788 \text{ км/с} - \text{ скорость на опорной орбите.}$$

Скорость освобождения определяется по формуле [9]

$$V_{осв} = \sqrt{2}V_{кр} = \sqrt{2} \times 7,788 = 11,015 \text{ км/с}.$$

Избыточная скорость для перевода КА на эллиптическую траекторию

$$V_{изб} = V_{\pi} - \Delta V_3,$$

где V_{π} - скорость в перигелие эллиптической орбиты;

$\Delta V_3 = 29,785 \text{ км/с}$ - абсолютная скорость Земли относительно Солнца.

Рассчитаем полуось эллиптической межпланетной орбиты:

$$a = \frac{r_{\pi} + r_{\alpha}}{2} = \frac{1,496 \times 10^{11} + 2,278 \times 10^{11}}{2} = 1,887 \times 10^{11} \text{ м},$$

где r_{π} - радиус перигелия орбиты ($r_{\pi} = R_{03} = 1,496 \times 10^8 \text{ км}$);

r_{α} - радиус апогелия орбиты.

Найдем скорость КА в точке перигелия межпланетной орбиты:

$$V_{\pi} = \sqrt{\mu_c \left(\frac{2}{r_{\pi}} - \frac{1}{a} \right)} = \sqrt{1,32 \times 10^{20} \left(\frac{2}{1,496 \times 10^{11}} - \frac{1}{1,887 \times 10^{11}} \right)} = 32725 \text{ м/с}.$$

Теперь можно получить необходимое приращение характеристической скорости (избыточную скорость) для перевода КА с земной орбиты на межпланетную траекторию:

$$\Delta V_{изб} = 32,637 - 29,785 = 2,852 \text{ км/с}.$$

Стартовая скорость на опорной орбите равна

$$V_{ст} = \sqrt{11,015^2 + 2,852^2} = 11,378 \text{ км/с}.$$

Таким образом, характеристическая скорость для старта с опорной орбиты на межпланетную орбиту будет равна

$$\Delta V_3 = 11,378 - 7,787 = 3,589 \text{ км/с}.$$

4.4 Определение скорости перехода на круговую орбиту Марса

Скорость для перехода с межпланетной траектории на круговую орбиту Марса определяется по формуле [9]

$$\Delta V_4 = V_{гип} - V_{кр},$$

где $V_{\text{гип}}$ - гиперболическая скорость КА внутри сферы действия Марса;

$$V_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{\mu_M}{r_{\text{ОО}}}} = \sqrt{\frac{42828}{3590}} = 3,454 \text{ км/с} - \text{ скорость на круговой орбите Марса}$$

высотой 200 км.

При входе в сферу действия Марса КА описывает гиперболическую траекторию, которая касается круговой орбиты. Гиперболическая скорость КА определяется по формуле [9]

$$V_{\text{гип}} = \sqrt{V_{\text{сф.д}}^2 - \frac{2\mu_M}{r_{\text{сф.д}}} \left(1 - \frac{r_{\text{сф.д}}}{r_{\text{ОО}}} \right)},$$

где $V_{\text{сф.д}}$ - скорость на границе сферы действия Марса;

$r_{\text{сф.д}} = 0,577$ млн км - радиус сферы действия Марса;

$r_{\text{ОО}} = 3590$ км – радиус опорной орбиты Марса.

Скорость на границе сферы действия Марса определяется по формуле

$$V_{\text{сф.д}} = \Delta V_M - V_\alpha,$$

где $\Delta V_M = 24,13$ км/с - абсолютная скорость Марса относительно Солнца;

V_α - скорость в апогелии эллиптической орбиты.

Скорость в апогелии эллиптической орбиты равна [9]

$$V_\alpha = \sqrt{\mu_c \left(\frac{2}{r_\alpha} - \frac{1}{a} \right)} = \sqrt{1,32 \times 10^{11} \left(\frac{2}{2,278 \times 10^8} - \frac{1}{1,887 \times 10^8} \right)} = 21,43 \text{ км/с}$$

Скорость на границе сферы действия Марса равна

$$V_{\text{сф.д}} = 24,13 - 21,433 = 2,697 \text{ км/с}.$$

Гиперболическая скорость КА внутри сферы действия Марса равна

$$V_{\text{гип}} = \sqrt{2,697^2 - \frac{2 \times 42828}{0,577 \times 10^6} \left(1 - \frac{0,577 \times 10^6}{3590} \right)} = 5,566 \text{ км/с}.$$

Скорость для торможения на орбите Марса равна разности гиперболической скорости и скорости на круговой орбите

$$\Delta V_4 = 5,566 - 3,454 = 2,112 \text{ км/с}.$$

В данной работе были проведены проектные расчеты, уточнение данных значений будет проведено на следующих этапах усовершенствования проекта.

5 АЛГОРИТМ РАСЧЕТА МАССЫ СТУПЕНЕЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Расчёт массы ступеней ракеты-носителя начинается с выбора количества ступеней, необходимых для доставки ПН на орбиту. Алгоритм этого выбора, следующий [9]:

1. Назначается минимальное количество ступеней ракеты-носителя (как правило, две ступени).

2. Решается задача на условную оптимизацию по определению минимальной стартовой массы ракеты.

3. Увеличивается количество ступеней на единицу, и расчет по пункту 2 повторяется с новым количеством ступеней.

При этом следует учитывать, что по статистике численные значения конструктивных характеристик ракетных блоков для верхних ступеней меньше, чем для нижних.

4. Расчет заканчивается, когда минимальная стартовая масса ракеты-носителя будет больше по сравнению с предыдущим расчетом.

Следует заметить, что если бы значения конструктивных характеристик ракетных блоков различных ступеней были равны, то стартовая масса ракеты-носителя не имела бы точки минимума (она бы уменьшалась с увеличением количества ступеней).

Оптимальным считается количество ступеней, при котором стартовая масса ракеты минимальна.

Однако при этом следует учитывать, что при увеличении количества ступеней уменьшается надежность ракеты-носителя в целом. Поэтому при окончательном выборе необязательно останавливаться на варианте с минимальной стартовой массой, если, например, стартовые массы ракеты не очень отличаются. В этом случае лучше выбрать вариант с меньшим количеством ступеней.

Суть метода состоит в том, что разгон полезной нагрузки на каком-либо этапе полета лучше начинать с полными топливными баками (чтобы не

разгонять полупустые конструкции ракетных блоков). Кроме того, повторное включение двигателей ракетных блоков при таком подходе к распределению масс ракеты по ступеням исключается или сводится к минимуму и, следовательно, упрощается логика их функционирования.

Рассмотрим пример выбора количества ступеней для осуществления марсианской экспедиции.

1-й и 2-й ракетные блоки - для вывода космического комплекса на опорную орбиту Земли.

3-й ракетный блок - для старта отправляемого космического комплекса с опорной орбиты Земли на траекторию полета к Марсу и для коррекции траектории.

4-й ракетный блок - для коррекции траектории полета к Марсу и торможения космического комплекса при его переходе на орбиту Марса. Также для спуска основной ПН на поверхность Марса.

Для расчета масс ступеней сначала необходимо рассчитать соответствующие характеристические скорости (импульсы скорости) для каждого маневра ΔV_i .

Расчет масс ракеты-носителя начинается с расчета массы последнего ракетного блока, затем предпоследнего и т. д. по следующему алгоритму.

1. Рассчитывается число Циолковского i -й ступени (сначала для 4-й) по следующей зависимости:

$$z_i = e^{\frac{\Delta V_i}{w_i}}, \quad (1)$$

где w_i - удельный импульс топлива и двигателей i -й ступени.

Полезной нагрузкой для 4-й ступени является ОПН и серия наноспутников. Потребная характеристическая скорость этой ступени должна быть достаточна для вывода аппарата с орбиты марса на гелиопереходную орбиту.

2. Выбирается по статистике значение конструктивной характеристики i -го ракетного блока s_i и рассчитывается отношение массы i -й ступени к массе полезной нагрузки:

$$p_i = z_i \times \frac{s_i - 1}{s_i - z_i}. \quad (2)$$

3. Определяется начальная масса i -й ступени (сначала четвертой):

$$m_i = p_i m_i. \quad (3)$$

Полезной нагрузкой для i -й ступени является $(i + 1)$ -я ступень, то есть

$$m_{ПН} = m_{i+1}. \quad (4)$$

4. Расчеты по пунктам 1...3 повторяются для третьей ступени.

5. Рассчитывается масса 3-й ступени. Её полезной нагрузкой является ОПН+ разгонный блок 4-ой ступени.

6. Аналогично рассчитывается масса 3-й ступени РН.

7. Массы первой и второй ступеней РКН рассчитываются из условия оптимального распределения масс двухступенчатой ракеты.

Распределение масс по ступеням, проведенное из условия функционального назначения ракетных блоков, следует сравнить с оптимальным. Для этого необходимо дополнительно провести оптимизацию масс ракетных блоков.

Если стартовая масса ракеты, полученная из условий функционального назначения ракетных блоков, несущественно отличается от стартовой массы ракеты, полученной в результате оптимизации, то следует оставить распределение масс по ступеням из условия их функционального назначения. В противном случае следует выбирать распределение масс ступеней ракеты по результатам решения оптимизационных задач.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной учебной исследовательской работе были изучены характеристики Марса и статистические данные по спутникам дистанционного зондирования и наноспутникам.

Создана 3D-модель наноспутника, выбрана схема компоновки, определены основные этапы миссии, приведена методика расчета полета к Марсу, выполнен расчет характеристических скоростей и выбран алгоритм расчета масс ступеней ракеты-носителя.

В качестве дальнейшего углубления в тематику, можно предложить следующие этапы улучшения проекта:

1. Детальный расчет масс приборов и необходимой аппаратуры;
2. Улучшение внутренней компоновки спутника с последующим уменьшением размеров до стандарта CubeSat;
3. Подбор конструкционного материала;
4. Расчет на прочность и надежность конструкции спутника;
5. Расчет стоимости изготовления и экономической рентабельности проекта;
6. Проектирование ракеты-носителя сверхлегкого класса для отправки наноспутников на орбиту, как самостоятельный полезный груз.

В настоящее время разработкой наноспутников дистанционного зондирования планет занимаются крайне малое число компаний, а учитывая модульность конструкции и относительную дешевизну изготовления и запуска, создание малых КА – это крайне перспективное направление космонавтики. По оценкам экспертов уже в ближайшие годы, учитывая темпы роста технического прогресса, позволить себе спутник сможет любая школа. А через 10-15 лет— любой человек.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- 1 <http://www.saitzemli.ru/article/planeta-mars>
- 2 https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9C%D0%B0%D1%80%D1%81#.D0.A1.D0.BE.D0.B2.D0.B5.D1.82.D1.81.D0.BA.D0.B8.D0.B5_.D0.B8.D1.81.D1.81.D0.BB.D0.B5.D0.B4.D0.BE.D0.B2.D0.B0.D0.BD.D0.B8.D1.8F
- 3 https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%94%D0%B8%D1%81%D1%82%D0%B0%D0%BD%D1%86%D0%B8%D0%BE%D0%BD%D0%BD%D0%BE%D0%B5_%D0%B7%D0%BE%D0%BD%D0%B4%D0%B8%D1%80%D0%BE%D0%B2%D0%B0%D0%BD%D0%B8%D0%B5_%D0%97%D0%B5%D0%BC%D0%BB%D0%B8
- 4 <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%AD%D0%BB%D0%B5%D0%BA%D1%82%D1%80%D0%BE-%D0%9B>
- 5 https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9C%D0%B5%D1%82%D0%B5%D0%BE%D1%80-%D0%9C_%E2%84%962
- 6 <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9A%D0%B0%D0%BD%D0%BE%D0%BF%D1%83%D1%81-%D0%92>
- 7 <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A0%D0%B5%D1%81%D1%83%D1%80%D1%81-%D0%9F>
- 8 https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9C%D0%B0%D0%BB%D1%8B%D0%B5_%D1%81%D0%BF%D1%83%D1%82%D0%BD%D0%B8%D0%BA%D0%B8#%D0%9F%D1%80%D0%B8%D0%BC%D0%B5%D0%BD%D0%B5%D0%BD%D0%B8%D0%B5
- 9 Кирилин, А. Н. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика ракет-носителей [Текст]: учебник / А. Н. Кирилин, Р. Н. Ахметов, В. И. Куренков. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2014. – 448 с.: ил.