

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

ОСНОВЫ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве методических указаний для обучающихся Самарского университета по основной образовательной программе высшего образования по направлению подготовки 24.03.01 Ракетные комплексы и космонавтика

Составители: *И.В. Белоконов,*
М.С. Щербаков

САМАРА
Издательство Самарского университета
2023

УДК 629.78(075)
ББК 062я7
О-753

Составители: ***И.В. Белоконов, М.С. Щербаков***

Рецензент д-р физ.-мат. наук, доц. А. В. Д о р о ш и н

О-753 Основы ракетно-космической техники: методические указания / Составители:– Самара: Издательство Самарского университета, 2023. – 48 с.

Методические указания предназначены для использования при выполнении лабораторных работ по курсу «Основы ракетно-космической техники» студентами первого курса бакалавриата, обучающимися по направлению подготовки 24.03.01 Ракетные комплексы и космонавтика. Материалы методических указаний опираются на разделы физики и математики в объёме средней школы.

Подготовлены на межвузовской кафедре космических исследований.

УДК 629.78(075)
ББК 062я7

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	4
1. РАСЧЁТ СИСТЕМЫ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ	5
2. ОРБИТЫ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ЦЕНТРАЛЬНОМ ПОЛЕ ПРИТЯЖЕНИЯ ЗЕМЛИ	12
3. ОЦЕНКА ЗАТРАТ ТОПЛИВА ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ ЗА ПРЕДЕЛАМИ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ	18
4. КИНЕМАТИЧЕСКИЕ ЗАДАЧИ ПРАКТИЧЕСКОЙ КОСМОНАВТИКИ	22
5. ПЕРЕЛЁТ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОРБИТУ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ.....	27
6. СВЕДЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ОРБИТЫ ПОСЛЕ ЗАВЕРШЕНИЯ РАБОТЫ	30
7. СПОСОБ ДОСТАВКИ МАЛЫХ ГРУЗОВ НА ЗЕМЛЮ С ПОМОЩЬЮ ТРОСОВЫХ СИСТЕМ	34
8. МЕЖПЛАНЕТНЫЙ ПЕРЕЛЁТ К МАРСУ.....	37
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	45

ВВЕДЕНИЕ

Ракетно-космическая техника (РКТ) – это комплекс технических устройств для обеспечения и реализации полётов в космическом пространстве для нужд человечества. При разработке и проектировании РКТ необходимо учитывать требования по выполнению возлагаемой целевой задачи. Ракета-носитель должна выводить космический аппарат (КА) на заданную околоземную орбиту, разогнав его при этом до первой космической скорости. На начальном этапе проектирования КА необходимо рассчитать перелёты с орбиты выведения на рабочую орбиту и сопутствующие топливные затраты. Форма, размер и пространственное расположение рабочей орбиты зависят от целевой задачи космической миссии и вносят свой вклад в проектный облик КА.

Читатель методических указаний познакомится с первичными проектными параметрами ракет-носителей и геометрическими параметрами околоземных орбит космических аппаратов в центральном поле притяжения. В пособии рассмотрены задачи расчёта продолжительности сеансов связи между КА и центром управления полётом, а также между космическими аппаратами, совершающими движение по различным околоземным орбитам. В качестве примера межпланетной миссии рассмотрена задача перелёта КА с околоземной орбиты на орбиту вокруг Марса по эллипсу Цандера-Гомана. Материал излагается таким образом, чтобы студенты младших курсов могли, опираясь на знания элементарной математики и основ физики в объёме средней школы, понять основы функционирования изделий ракетно-космической техники.

1. РАСЧЁТ СИСТЕМЫ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАКЕТЫ–НОСИТЕЛЯ

В настоящее время для выведения космических аппаратов на орбиту используются ракеты-носители (РН). Существует большое множество ракет-носителей. Любую РН можно схематично представить в виде набора ступеней и полезной нагрузки, которая выводится на орбиту. Каждая ступень в процессе своей работы увеличивает скорость РН. *Ускорителем* называется каждая отдельная часть ракеты, предназначенная для разгона полезной нагрузки. Массу ускорителя можно представить в виде суммы масс его конструкции и топлива. *Ступенью* называется соединение ускорителей (которые на данном этапе полёта РН разгоняют её) с полезной нагрузкой. Полезной нагрузкой первой ступени РН считается вторая ступень, для второй – третья и т. д. Полезной нагрузкой последней ступени РН будет космический аппарат, выводимый на заданную орбиту. Ракеты-носители можно классифицировать по способу соединения ускорителей. Рассмотрим эту классификацию на примере возможного соединения 1-го и 2-го ускорителя РН. На рисунке 1 приведены структурные схемы ракет-носителей, у которых 1-й и 2-й ускорители соединяются последовательно (схема тандем) – рисунок 1а и параллельно (схема пакет) – рисунок 1б. Вид соединения устанавливается не по относительному расположению ускорителей на схеме РН, а по признаку одновременности работы их двигателей. Если сначала работают двигатели 1-го ускорителя, а после его выключения начинают работать двигатели 2-го ускорителя, то имеет место последовательное соединение ускорителей. Такой тип соединения применяется на РН Союз 2.1 в, Фалкон 9 (Falcon 9). Если же двигатели 1-го и 2-го ускорителей включаются одновременно, то имеет место параллельное

соединение ускорителей. Такой тип соединения ускорителей применяется на первой ступени следующих РН: Ариан 5 (Ariane 5), Ангара - А5, Фалкон Хеви (Falcon Heavy), Союз - 2.1а.

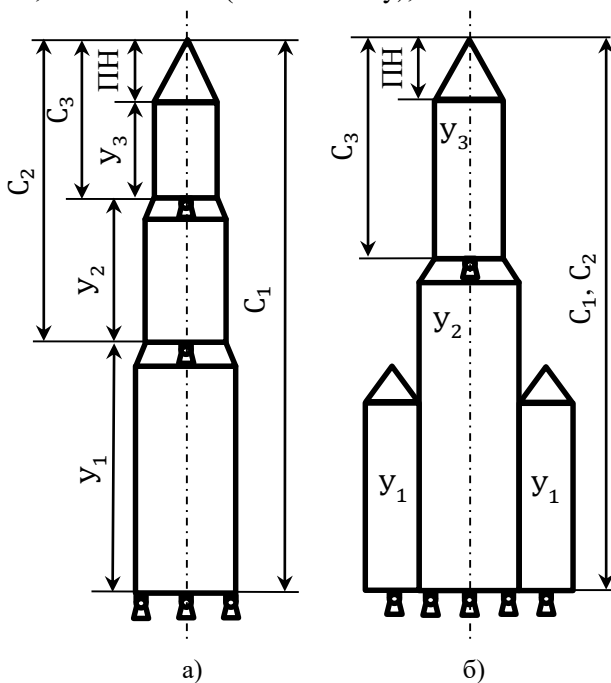


Рисунок 1 – Схемы соединения ускорителей РН:
а) схема тандем; б) схема пакет

Для того чтобы перейти к расчёту проектных параметров РН необходимо сначала определить схему соединения её ускорителей и определить количество ступеней (N). При проведении расчётов необходимо учитывать, что в плотных слоях атмосферы работает M ступеней, а последующие ступени движутся в безвоздушном пространстве. Подход к расчёту некоторых проектных параметров зависит от схемы соединения ускорителей. Далее приведены расчётные формулы.

1. Секундные расходы массы топлива ускорителей (\dot{m}_y)

$$\dot{m}_{y i} = \frac{P_{\Pi i}}{P_{\text{удп} i}}, i = \overline{1, N},$$

P_{Π} – тяга двигателя в вакууме (Н);

$P_{\text{удп}}$ – удельная тяга двигателя в вакууме (м/с).

Делается допущение о том, что секундный расход массы топлива ускорителя не зависит от окружающей среды.

2. Массы топлива ($m_{\text{тс}}$) и время работы ступеней (t_k)

Схема тандем	Схема пакет
$m_{\text{тс} i} = m_{\text{ты} i}, i = \overline{1, N},$	$t_{k 1} = \frac{m_{\text{ты} 1}}{\dot{m}_{y 1}},$
$\dot{m}_{c i} = \dot{m}_{y i}, i = \overline{1, N},$	$\Delta m_2 = \dot{m}_{y 2} \cdot t_{k 1},$
$t_{k i} = \frac{m_{\text{тс} i}}{\dot{m}_{c i}}, i = \overline{1, N},$	$m_{\text{тс} 1} = m_{\text{ты} 1} + \Delta m_2,$
	$m_{\text{тс} 2} = m_{\text{ты} 2} - \Delta m_2,$
	$m_{\text{тс} 3} = m_{\text{ты} 3},$
	$\dot{m}_{c 1} = \dot{m}_{y 1} + \dot{m}_{y 2},$
	$\dot{m}_{c i} = \dot{m}_{y i}, i = \overline{2, N},$
	$t_{k 2} = \frac{m_{\text{тс} 2}}{\dot{m}_{c 2}},$
	$t_{k 3} = \frac{m_{\text{ты} 3}}{\dot{m}_{y 3}},$

$m_{\text{тс}}$ – масса топлива ступени;

\dot{m}_c – секундный расход топлива ступени;

t_k – время работы ступени.

В случае расчёта массы топлива ступени для соединения ускорителей по схемы пакет сначала рассчитывается масса топлива второго ускорителя (Δm_2), вырабатываемая за время работы первого ускорителя. Это топливо будет относиться к первой ступени. На эту же величину уменьшается масса топлива второй ступени. Следовательно, при расчёте времени работы второй ступени

необходимо учитывать реально оставшуюся массу топлива во втором ускорителе.

3. Массы ступеней (m_c)

$$m_{c1} = m_0,$$

$$m_{c_{i+1}} = m_{ci} - (m_{TCi} + m_{kyi}), i = \overline{2, N},$$

$$m_{kyi} = m_{yi} - m_{tyi}, i = \overline{1, N},$$

m_0 – начальная масса РН;

m_{ky} – масса конструкции ускорителя.

4. Эффективные удельные тяги ($P_{уд}^{\text{эф}}$) и степени высотности двигательных установок ступеней ($\lambda^{\text{эф}}$)

Схема тандем	Схема пакет
$P_{уд0i}^{\text{эф}} = P_{уд0i}, i = \overline{1, M},$	$P_{уд01}^{\text{эф}} = \frac{P_{01} + P_{02}}{\dot{m}_{y1} + \dot{m}_{y2}},$
$P_{удпi}^{\text{эф}} = P_{удпi}, i = \overline{M+1, N},$	$P_{удп1}^{\text{эф}} = \frac{P_{п1} + P_{п2}}{\dot{m}_{y1} + \dot{m}_{y2}},$
$\lambda_i = \frac{P_{удпi}}{P_{уд0i}} = \frac{P_{пi}}{P_{0i}}, i = \overline{1, M},$	$P_{уд02}^{\text{эф}} = P_{уд02},$
$\lambda_i^{\text{эф}} = \lambda_i, i = \overline{1, M}.$	$P_{удп2}^{\text{эф}} = P_{удп2},$
	$\lambda_i^{\text{эф}} = \frac{P_{удпi}^{\text{эф}}}{P_{уд0i}^{\text{эф}}}, i = \overline{1, M}.$

5. Нагрузки на сечение миделя (p_m) и тяговооруженности ступеней, работающих в плотной атмосфере (n_0)

Схема тандем	Схема пакет
$p_{mi} = \frac{m_{ci}}{S_{mi}}, i = \overline{1, M},$	$p_{mi} = \frac{m_{ci}}{S_{mi}}, i = \overline{1, M},$
$n_{0i} = \frac{P_{0i}}{m_{ci} \cdot g_0}, i = \overline{1, M}.$	$n_{01} = \frac{P_{01} + P_{02}}{m_{c1} \cdot g}, n_{02} = \frac{P_{02}}{m_{c2} \cdot g}.$

6. Тяговооруженности ступеней, работающих вне атмосферы ($n_{п}$)

$$n_{пi} = \frac{P_{пi}}{m_{ci} \cdot g_0}, i = \overline{M+1, N}.$$

7. Числа Циолковского (z) и коэффициенты наполнения топливом ступеней (a)

$$z_i = \frac{m_{ci}}{m_{ci} - m_{тci}}, \quad a_i = \frac{m_{тci}}{m_{ci}}, \quad i = \overline{1, N}.$$

8. Располагаемые характеристические скорости ступеней (V_{xi})

$$V_{xi} = P_{удпi} \ln z_i, \quad i = \overline{1, N}.$$

9. Полная располагаемая характеристическая скорость многоступенчатой РН ($V_{x \text{ расп}}$)

$$V_{x \text{ расп}} = \sum_{i=1}^N V_{xi}.$$

В таблицах 1 и 2 приведены исходные данные ракет-носителей Союз-2.1а и Союз-2.1в, которые включены в список вариантов ракет, выдаваемых студентам при выполнении лабораторной работы. Внешний вид РН приведён на рисунке 2.



Рисунок 2 – РН Союз 2.1а (слева) и РН Союз 2.1в (справа)

Таблица 1 – Исходные данные РН Союз-2.1а

Россия, ЦСКБ «Прогресс»	Ракета космического назначения		
Стартовая масса, т	310		
Полезная нагрузка, т	7,3		
Общая длина, м	49,5		
Технические характеристики			
	I ускоритель	II ускоритель	III ускоритель
Название ускорителя	Блоки Б, В, Г, Д	Блок А	Блок И
Масса ускорителя, т	172,8	96,7	33,2
Масса топлива, т	157,8	90,7	29,9
Тип двигателей	4 x РД-107А	РД-108А	РД-0110
Тяга двигателя, кН - на уровне моря - в вакууме	4130 5074	778 994	-- 302,9
Окислитель	Жидкий кислород	Жидкий кислород	Жидкий кислород
Горючее	Керосин Т-1	Керосин Т-1	Керосин Т-1
Удельная тяга двигателя, м/с - на уровне моря - в вакууме	2520 3080	2430 3095	-- 3200
Диаметр ускорителя, м	4 x 2,68	2,95	2,95

Таблица 2 – Исходные данные РН Союз-2.1в

Россия, ЦСКБ «Прогресс»	Ракета космического назначения	
Стартовая масса, т	157	
Полезная нагрузка, т	3	
Общая длина, м	44	
Технические характеристики		
	I ускоритель	II ускоритель
Название ускорителя	Блок А	Блок И
Масса ускорителя, т	128	26
Масса топлива ускорителя, т	118,7	23,3
Тип двигателей	НК-33	РД-0124
Тяга двигателя, кН		
- на уровне моря	2067	269
- в вакууме	2259	294,3
Окислитель	Жидкий кислород	Жидкий кислород
Горючее	Керосин Т-1	КеросинТ-1
Удельная тяга двигателя, м/с		
- на уровне моря	2913	--
- в вакууме	3247	3521,8
Диаметр ускорителя, м	2,95	2,66

2. ОРБИТЫ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ЦЕНТРАЛЬНОМ ПОЛЕ ПРИТЯЖЕНИЯ ЗЕМЛИ

Путь, описываемый космическим аппаратом (а точнее, его центром масс) в пространстве, называется *траекторией* или *орбитой*. Если сделать допущение о том, что поле притяжения Земли центральное (Земля имеет форму шара со сферическим распределением плотности) и пренебречь действием внешних сил (аэродинамическая сила, сила светового давления, силы притяжения других небесных тел), то на космический аппарат будет действовать только сила притяжения (F), определяемая с помощью закона всемирного тяготения:

$$F = G \frac{Mm}{r^2},$$

где G – гравитационная постоянная;

M – масса планеты;

m – масса КА;

r – расстояние между центрами масс планеты и КА.

Сила притяжения не позволяет КА совершать прямолинейное движение в направлении однажды сообщённой скорости.

Околоземные орбиты космических аппаратов описываются с помощью *первого Закона Кеплера: движение в центральном поле притяжения совершается по коническому сечению, один из фокусов которого находится в притягивающем центре*. Таким образом, околоземные орбиты КА могут принимать форму эллипса, круга (частный случай эллипса), параболы, гиперболы. При движении по околоземным орбитам притягивающим центром будет Земля. Плоскость любой околоземной орбиты проходит через центр масс Земли. В данном учебном пособии подробно рассматриваются только круговые и эллиптические орбиты КА. На рисунке 3 изображена круговая орбита КА.

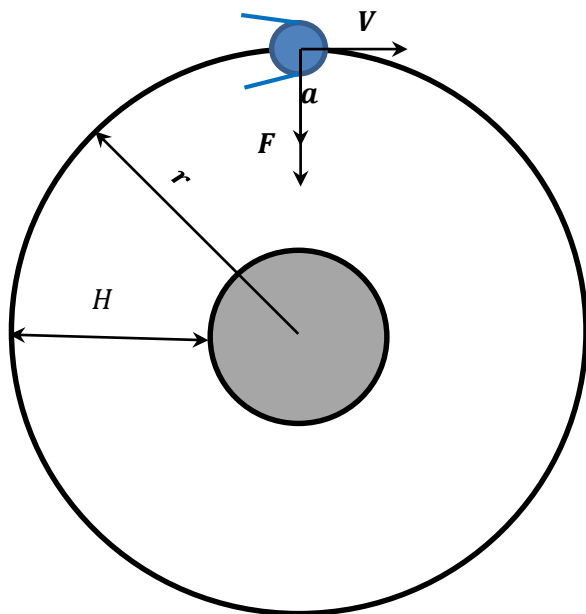


Рисунок 3 – Круговая орбита КА

На рисунке 3 используются обозначения: H – высота орбиты; r – радиус орбиты; V – скорость движения КА; F – гравитационная сила (сила притяжения); a – ускорение свободного падения. Скорость движения КА по круговой орбите постоянна по величине и перпендикулярна радиус-вектору КА. Величина круговой скорости определяется с помощью выражения:

$$V = \sqrt{\frac{\mu}{r}},$$

где μ – гравитационный параметр Земли ($398602 \text{ км}^3/\text{с}^2$).

При движении КА по эллиптической орбите Земля (центр притяжения) находится в одном из фокусов эллипса. Вследствие этого скорость движения КА будет величиной переменной. Эллиптическая орбита КА изображена на рисунке 4.

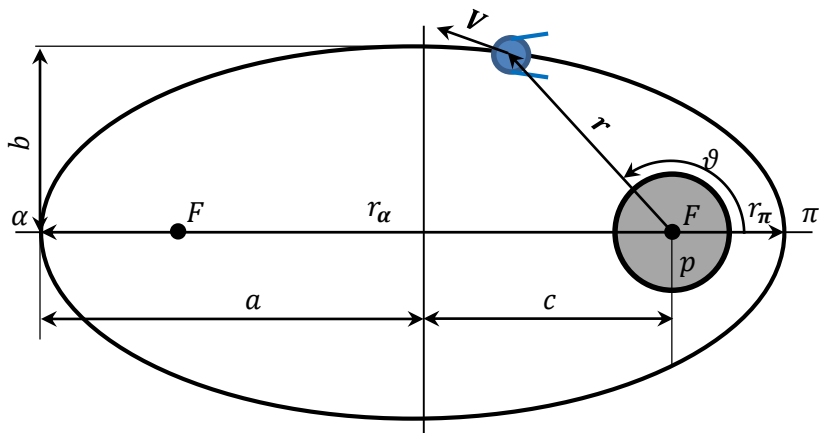


Рисунок 4 – Эллиптическая орбита КА

Основными параметрами эллипса (как геометрической фигуры) являются: большая (a) и малая (b) полуоси, половина межфокусного расстояния (c), фокальный параметр (p). При рассмотрении эллипса как орбиты к указанным геометрическим параметрам добавятся ещё и орбитальные. Наиболее удалённая точка эллиптической орбиты от Земли называется апогеем (α), а ближайшая к Земле точка орбиты – перигеем (π). Линия, проходящая через α и π называется линией апсид ($\alpha\pi$). Половина отрезка $\alpha\pi$ называется большой полуосью эллипса (a), которую можно определить по формуле:

$$a = \frac{r_{\alpha} + r_{\pi}}{2}.$$

Половина межфокусного расстояния (c) рассчитывается по формуле:

$$c = \frac{r_{\alpha} - r_{\pi}}{2}.$$

Малая полуось (b) определяется формулой из аналитической геометрии:

$$b = \sqrt{a^2 - c^2}.$$

Эксцентриситет (e) определяется как отношение половины межфокусного расстояния к большой полуоси:

$$e = \frac{c}{a}.$$

Для эллиптических орбит $0 < e < 1$. Если $e = 0$, то орбита движения КА является круговой. Если $e = 1$, то КА совершает движение по параболической орбите бесконечно удаляясь от притягивающего центра.

Положение КА на орбите определяется с помощью истинной аномалии (ϑ) – угол между линией апсид со стороны перигея и радиусом-вектором орбитального движения КА. Уравнение движения КА в полярной системе координат будет иметь вид:

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \vartheta}.$$

Период обращения КА по эллиптической орбите (T) определяется выражением:

$$T = 2\pi \frac{a^{3/2}}{\sqrt{\mu}}.$$

При движении по эллиптической орбите вектор скорости КА (V) всегда направлен по касательной к траектории наибольшую скорость КА будет иметь при нахождении в перигее орбиты (V_{π}):

$$V_{\pi} = \sqrt{\frac{2\mu r_{\alpha}}{r_{\pi}(r_{\alpha} + r_{\pi})}},$$

а наименьшую скоростью при прохождении апогея орбиты (V_{α}):

$$V_{\alpha} = \sqrt{\frac{2\mu r_{\pi}}{r_{\alpha}(r_{\alpha} + r_{\pi})}}.$$

Форма и размер орбиты КА выбирается исходя из его целевого назначения и возможностей ракет-носителей.

Далее в качестве примера приведено описание некоторых космических миссий с указанием орбит, на которых они проводятся. Для доставки грузов на Международную космическую станцию (МКС) используется транспортно-грузовой корабль (ТГК) Прогресс, который выводится на орбиту с помощью РН Союз-2.1б.

Так как ТГК Прогресс должен состыковаться с МКС, то целесообразно с точки зрения максимизации доставляемого груза выводить его на низкую околокруговую орбиту, которая ниже орбиты МКС. Для реализации космической мисси дистанционного зондирования (ДЗЗ) Земли с использованием оптических приборов выбираемая орбита КА должна соотноситься с требованием по разрешению получаемых снимков и возможностью целевой аппаратуры. Например, для функционирования КА ДЗЗ Ресурс-П используются круговые орбиты с высотой 600 км. Космические аппараты активно применяются для метеорологических исследований, они собирают информацию об облачности и состоянии нижнего слоя атмосферы (температура, скорость ветра и т.д.). В этом случае предпочтительными являются достаточно высокие круговые орбиты, которые обеспечивают широкой обзор поверхности (полоса обзора может достигать нескольких тысяч километров). Современным метеорологическим КА является Метеор-М. Для обеспечения ретрансляции радио и телевизионных сигналов между удалёнными пунктами земной поверхности используются спутниковые системы связи. Связной КА представляет из себя ретрансляционную станцию, поднятую высоко над Землёй. Для осуществления передачи необходимо, чтобы КА был виден одновременно из пунктов передачи и приёма информации. Возможны разные системы спутниковой связи, использующие орбиты разного размера и эксцентриситета. Например, для оказания услуг связи между абонентами, может быть использована российская система спутниковой связи Гонец, построенная на базе низкоорбитальных КА, которые располагаются на круговых орбитах с высотой 1400 км. Для передачи телекоммуникационных сигналов предпочтительно располагать КА на геостационарной орбите (ГСО). Эта круговая орбита расположена над экватором Земли, находясь на которой, КА

обращается вокруг планеты с угловой скоростью, равной угловой скорости вращения Земли вокруг своей оси. Практика использования систем спутниковой связи показала, что в силу географического расположения России для решения задачи ретрансляции сигналов между абонентами внутри страны выгодно использовать высокоэллиптические орбиты, у которых апогей расположен над северным полушарием, а период обращения КА по такой орбите составляет 12 часов. Такие орбиты получили название Молния, в честь одноимённого КА, который впервые был выведен на эту орбиту. При движении по орбите Молния космический аппарат в течение 11 часов, двигаясь медленно в окрестности апогея, смещается не более чем на 10° по долготе. Это позволяет обеспечить продолжительность сеансов связи между наземными пунктами на протяжении 6-8 часов в сутки. Для решения навигационных задач (точное определение географических координат судов, самолётов, автомобилей) активно применяются специализированные КА. Это стало возможно благодаря применению радиотехнического метода определения положения приёмника относительно навигационного КА. Условием успешного решения навигационной задачи является наблюдение не менее 3-х навигационных КА одновременно. Примером навигационной системы является Российская глобальная навигационная спутниковая система (ГЛОНАСС). В состав ГЛОНАСС входит 24 КА, которые располагаются на трех круговых орбитах с высотой 19 100 км. При решении научных задач орбиты КА могут иметь экзотический вид. Например, КА Спектр-Р использовал орбиту, у которой высота в перигее 1000 км, а в апогее 350 000 км. Такие параметры орбиты были продиктованы условиями проведения исследований в радиодиапазоне электромагнитного спектра с помощью космического радиотелескопа, который в процесс работы взаимодействовал с сетью наземных телескопов.

3. ОЦЕНКА ЗАТРАТ ТОПЛИВА ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ ЗА ПРЕДЕЛАМИ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

Для проведения космических миссий за пределами орбиты Земли необходимо учитывать топливные затраты на проведение перелётных манёвров. При перелёте с круговой околоземной орбиты к другому небесному телу необходимо изменить скорость движения КА. Скорость движения КА по круговой орбите ($V_{кр}$) рассчитывается по формуле из раздела 2. Важно отметить, что скорость движения КА по круговой орбите будет зависеть не только от высоты орбиты, но и от массы небесного тела, вокруг которого рассматривается движение КА (изменится гравитационный параметр). То есть, скорость движения КА по одной и той же круговой орбите относительно Земли и Марса будет различной.

Первой космической скоростью относительно земли называется круговая скорость у её поверхности:

$$V_I = \sqrt{\frac{\mu}{R_3}},$$

где R_3 – радиус Земли (6371 км).

Параболической скоростью называется скорость, которую нужно сообщить КА на заданном расстоянии r от центра притяжения, чтобы он начал двигаться по параболической орбите и покинул поле притяжения Земли:

$$V_{пар} = \sqrt{\frac{2\mu}{r}}.$$

Второй космической скоростью относительно Земли называется параболическая скорость у её поверхности:

$$V_{II} = \sqrt{\frac{2\mu}{R_3}}.$$

Чтобы перейти на отлётную траекторию необходимо увеличить скорость движения КА. Для этого нужно рассчитать параболическую скорость для заданной орбиты КА.

Величина импульса (ΔV) определится как разница круговой орбитальной скорости КА и параболической скорости:

$$\Delta V = V_{\text{кр}} - V_{\text{пар}}.$$

Чтобы определить массу топлива, необходимую для совершения манёвра, нужно обратиться к формуле Циолковского:

$$\Delta V = P_{\text{уд}} \cdot \ln z,$$

где z – число Циолковского;

ΔV – потребный импульс скорости, на величину которого необходимо увеличить скорость КА для перехода на отлётную траекторию;

$P_{\text{уд}}$ – удельная тяга двигательной установки КА.

Из формулы Циолковского можно получить выражения для определения массы топлива для совершения манёвра при условии, что известна начальная масса КА и удельная тяга его двигательной установки.

Масса КА после приложения импульса ($m_{\text{к}}$) определяется как разность начальной массы КА и массы топлива, потраченной на приложение импульса:

$$m_{\text{к}} = m_0 - m_{\text{т}}.$$

Вышеуказанный манёвр переводит КА на отлётную траекторию, которая позволяет ему стать искусственным спутником Солнца и даёт возможность пролететь в относительной близости исследуемого небесного тела (например, Марса). Для ряда исследования этого достаточно. Существуют космические миссии, в которых необходимо чтобы КА стал искусственным спутником другой планеты или другого небесного тела, совершающего движение в поле притяжения Солнца. В этом случае необходимо

при подлёте к заданному небесному телу изменить скорость движения КА, приведя её к величине первой космической скорости для заданной высоты орбиты относительного небесного тела. Для реализации космических миссий по проведению геологических исследований иногда возникает необходимость доставки образцов грунта внутри КА на Землю. Это одна из самых сложных задач в космонавтике. Людям удалось доставить на Земли образцы Лунного грунта (первые образцы были доставлены с помощью автоматической межпланетной станции (АМС) Луна-16 и в рамках программ Аполлон) и грунта с астероидов: Бену (АМС Осирис-Рекс), Итокава (АМС Хаябуса), Рюгу (АМС Хаябуса-2). Для разработки миссии по доставке грунта необходимо рассчитать помимо всего прочего и топливные затраты для старта с поверхности небесного тела лишённого атмосферы. Делается допущение о мгновенном изменении скорости при старте с небесного тела. Траектория перехода КА с поверхности небесного тела на низкую круговую орбиту показана на рисунке 5. Вначале необходимо рассчитать стартовую скорость КА ($\Delta V_{\text{ст}}$). Для этого используется закон сохранения полной механической энергии (интеграл энергии):

$$V^2 - 2\frac{\mu}{r} = h,$$

где $h = \text{const}$.

Можно записать интеграл энергии для начального положения КА в момент старта (левая часть равенства) и положения КА на заданной круговой орбите (правая часть равенства):

$$\Delta V_{\text{ст}}^2 - \frac{2\mu}{R} = V_{\text{кр}}^2 - \frac{2\mu}{r}.$$

Схема выведения КА на низкую опорную орбиту показана на рисунке 5.

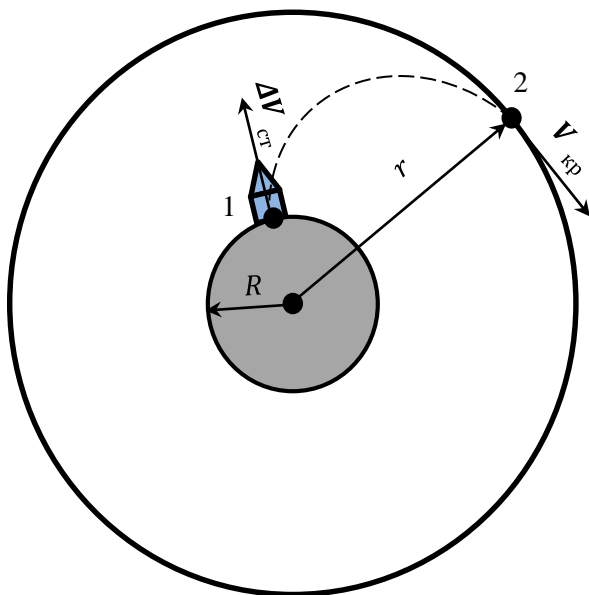


Рисунок 5 – Схема выведения КА на низкую опорную орбиту

Зная радиус небесного тела и его гравитационный параметр, а также параметры орбиты выведения можно рассчитать необходимую стартовую скорость КА. Далее рассчитываются топливные затраты, для этого необходимо выразить m_T из формулы Циолковского, которая для рассматриваемой задачи примет вид:

$$\Delta V_{\text{ст}} = P_{\text{уд}} \cdot \ln z.$$

4. КИНЕМАТИЧЕСКИЕ ЗАДАЧИ ПРАКТИЧЕСКОЙ КОСМОНАВТИКИ

В процессе функционирования на орбите КА передаёт различную информацию по радиоканалу в центр управления полётом (ЦУП). Из ЦУП на КА в свою очередь поступают управляющие сигналы. Для организации работ по взаимодействию КА и ЦУП необходимо рассчитать продолжительность сеансов связи ($t_{св}$). Рассмотрим ситуацию, когда КА движется по круговой орбите заданной высоты. Если сделать допущение о том, что сеанс связи начинается в момент времени, когда КА выходит из-за горизонта по отношению к ЦУП и заканчивается с заходом КА за горизонт, то продолжительность $t_{св}$ определяется как время нахождения КА в зоне прямой геометрической видимости ЦУП. На рисунке б красным цветом показана часть орбиты КА, на протяжении которой существует геометрическая видимость между КА и ЦУП.

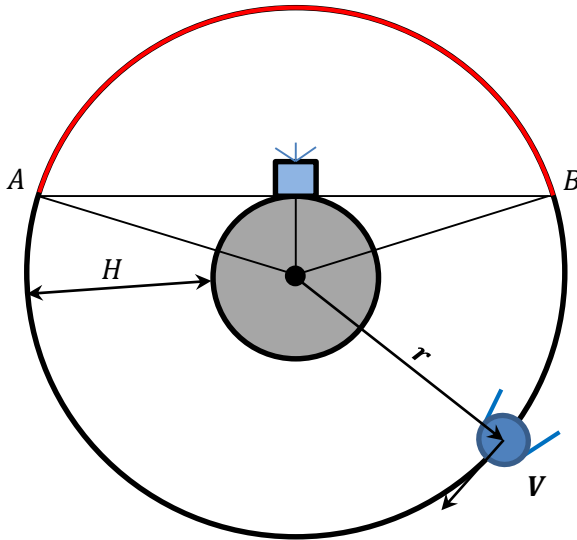


Рисунок б – Зона видимости между КА и ЦУП

На рисунке 6 прямая AB является касательной к поверхности Земли.

Угловая скорость движения КА по орбите (w) определяется по формуле:

$$w = \sqrt{\frac{\mu}{r^3}}.$$

Период обращения по круговой орбите (T) определяется как период движения по окружности:

$$T = 2\pi r / V,$$

где V – скорость движения КА по круговой орбите, а r её радиус.

Анализируя рисунок 7 и используя формулы периода обращения КА и угловой скорости можно определить продолжительность сеанса связи.

Одним из ограничивающих факторов, уменьшающим продолжительность $t_{св}$ являются препятствия, ограничивающие зону прямой геометрической видимости между КА и ЦУП. Препятствия могут иметь как естественное происхождение (рельеф местности), так и искусственное (различные сооружения, здания и т. д.). Для учёта препятствий при планировании сеанса связи с КА используется понятие угла места (γ) – это угловая высота наблюдаемого объекта (КА) над истинным горизонтом. На рисунке 6 красным цветом показана часть орбиты КА, на протяжении которой существует геометрическая видимость между КА и ЦУП с учётом угла места.

Продолжительность зоны видимости $t_{св}$ определяется по аналогии с предыдущим примером геометрическим способом.

При рассмотрении движения КА в центральном поле притяжения положение орбиты КА в абсолютном инерциальном пространстве остаётся неизменным. В тоже время Земля вращается вокруг своей оси, проходящей через северный и южный полюсы с

периодом в одни звёздные сутки. Это приводит к тому, что на каждом последующем витке орбитального движения КА оказывается над различными участками земной поверхности. Тогда проекция орбиты КА на поверхность Земли (наземная трасса орбиты) будет смещаться на некоторую величину (d).

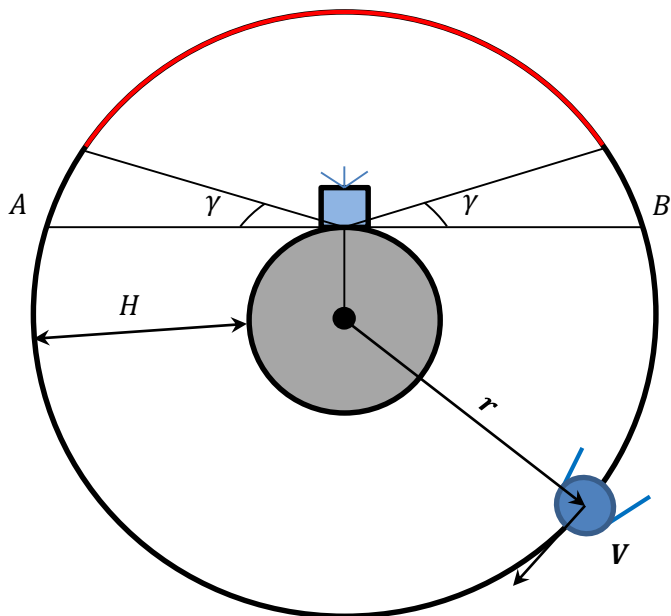


Рисунок 7 – Зона видимости между КА и ЦУП с учётом γ

На рисунке 8 отрезок AB обозначает трассу орбиты КА проходящую через ЦУП, а расстояние d ; DE – часть круговой орбиты КА, проходящей через ЦУП; D^*E^* – часть трассы круговой орбиты КА, смещённой относительно ЦУП на расстояние d .

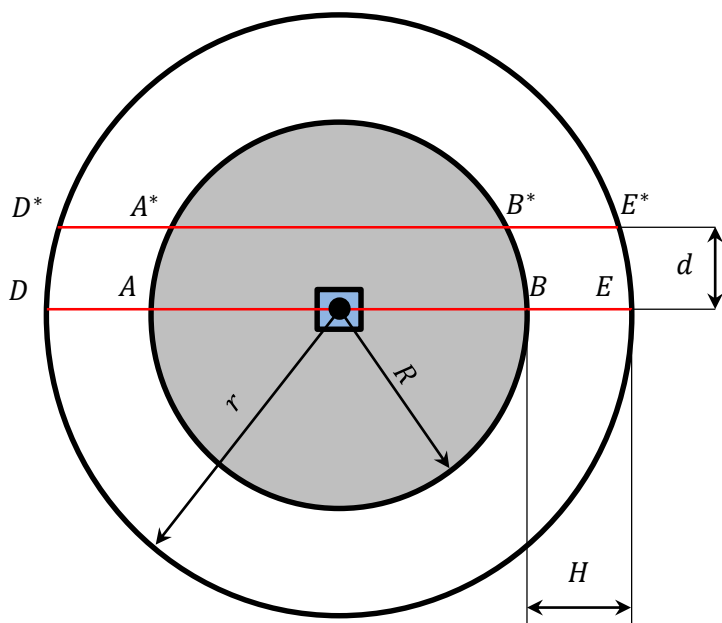


Рисунок 8 – Зона видимости между КА и ЦУП с учётом и без учёта смещения трассы полёта d

Используя геометрические соотношения и зная продолжительность сеанса связи для круговой орбитой, проходящей над ЦУП, можно определить продолжительность $t_{\text{св}}$ с учётом смещения наземной трассы полёта d при условии, что угол места отсутствует.

В процессе своего функционирования космические аппараты взаимодействуют не только с центром управления полётом, но и обмениваются информационными сообщениями между собой. Например, для обеспечения постоянного канала связи между МКС и ЦУП, который не зависит от их геометрической видимости, используются геостационарные спутники-ретрансляторы. В этом

случае необходимым условием для установления связи между космическими аппаратами является наличие геометрической видимости между ними. Рассмотрим ситуацию, когда космические аппараты совершают движение по различным компланарным круговым орбитам и в начальный момент их радиусы-векторы совпадают. Геометрическая видимость между КА нарушится в момент времени, когда один из КА скроется за горизонтом относительного другого. Эта ситуация изображена на рисунке 9.

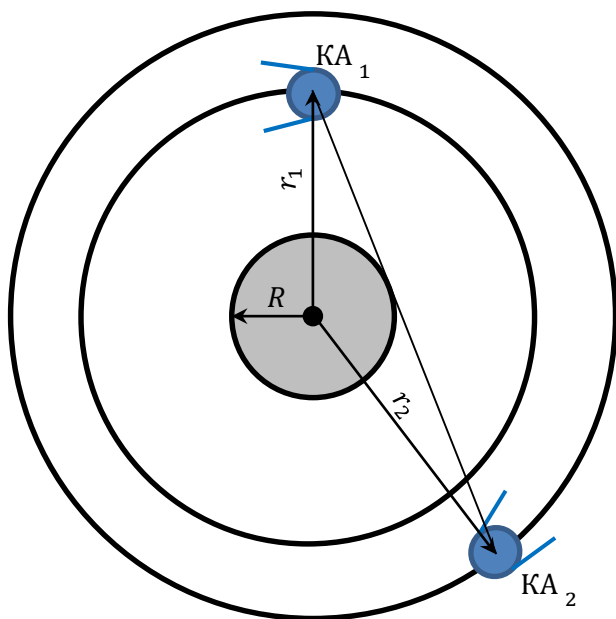


Рисунок 9 – Взаимное расположение КА

Если известны параметры орбитального движения обоих КА ($r_1, r_2, V_1, V_2, w_1, w_2, T_1, T_2$), то продолжительность сеанса связи определяется геометрическим способом.

5. ПЕРЕЛЁТ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОРБИТУ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

Для обеспечения штатного функционирования МКС необходимо доставлять на неё различные грузы, например, топливо для проведения манёвров по поддержанию нужной ориентации станции и корректирования орбиты; запасные детали и приборы; запасы продовольствия кислорода, скафандры и прочие грузы для обеспечения жизнедеятельности членов экипажа станции; научные приборы и многое другое. На МКС летают два типа космических аппаратов: пилотируемые (доставляют на станцию людей) и беспилотные (доставляют на станцию грузы).

Для того, чтобы КА смог состыковаться с МКС ему необходимо совершить манёвр перелёта со своей орбиты выведения (как правило это низкая, опорная орбита высотой порядка 200-250 км) на орбиту МКС. При этом манёвр должен быть рассчитан таким образом, чтобы КА в момент подлёта к орбите МКС оказался в окрестности станции. Рассмотрим ситуацию, когда КА и МКС совершают движение по компланарным круговым орбитам. В этом случае перелёт будет осуществляться с более низкой орбиты КА на более высокую орбиту МКС по эллипсу Цандера-Гомана. Это переходная траектория точка перигея которой лежит на орбите КА, а точка апогея находится на орбите МКС. Данная перелётная траектория показана красным цветом на рисунке 10. Для проведения перелёта необходимо совершить двухимпульсный манёвр. Принимается допущение, что скорость КА после приложения импульсов изменяется мгновенно. Первый импульс (ΔV_1) позволяет увеличить скорость КА и перейти на переходную траекторию с радиусом перигея переходной орбиты равным радиусу исходной орбиты, а радиус апогея равняется радиусу орбиты МКС (соотношения для вычисления скорости в

апогее и перигее эллиптической орбиты приводятся во втором разделе). Тогда первый импульс скорости (ΔV_1) вычисляется по соотношению:

$$\Delta V_1 = V_\pi - V_{ка},$$

V_π – скорость в перигее переходной траектории;

$V_{ка}$ – скорость движения КА по исходной круговой орбите.

Для обеспечения перехода с орбиты перелёта на круговую орбиту МКС требуется приложить второй импульс (ΔV_2):

$$\Delta V_2 = V_{мкс} - V_\alpha$$

V_α – скорость в апогее орбиты перелёта;

$V_{мкс}$ – скорость движения МКС по круговой орбите.

Указанные выше скорости (V_α , V_π , $V_{ка}$, $V_{мкс}$) вычисляются с помощью формул из второго раздела.

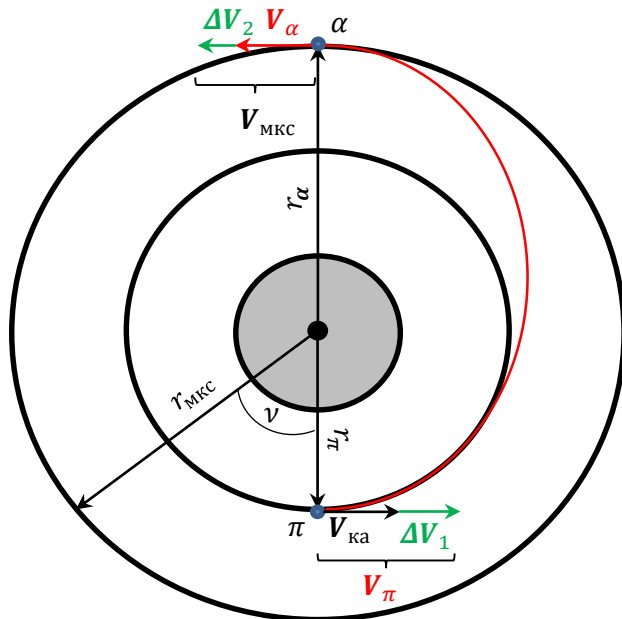


Рисунок 10 – Схема перелёта на орбиту МКС

Для обеспечения успешной стыковки КА с МКС в ручном режиме (если понадобится) необходимо, чтобы космонавты были к этому готовы и находились в хорошем самочувствии. На самочувствие космонавтов может повлиять процесс адаптации организма человека к условиям невесомости. Острая стадия адаптации наступает через несколько часов после того, как КА отделится от РН. Для составления циклограммы полёта КА с учётом вышеуказанной особенности человеческого организма, необходимо установить точное время подлёта КА к МКС. Время для приложения первого корректирующего импульса определяется с помощью угла фазирования – угол между радиус-векторами КА и МКС. Угол фазирования (ν) определяется по формуле:

$$\nu = \pi \left[1 - \left(\frac{r_{\pi}^c + r_{\alpha}^c}{2r_{\alpha}^c} \right)^{3/2} \right].$$

Время перелёта (t) между орбитами, которое рассчитывается по формуле:

$$t = \frac{T}{2},$$

где T – период обращения КА по переходной траектории.

Зная исходные параметры КА (стартовую массу (m_0) и удельную тягу двигательной установки ($P_{уд}$)) можно рассчитать топливные затраты, выразив массу топлива (m_T) из формулы Циолковского (по аналогии с расчётом топлива в третьем разделе).

Если известен секундный расход топлива двигательной установки КА (\dot{m}) можно рассчитать приблизительное время её работы (Δt):

$$\Delta t = m_T / \dot{m}.$$

6. СВЕДЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ОРБИТЫ ПОСЛЕ ЗАВЕРШЕНИЯ РАБОТЫ

Как правило, срок активного существования на орбите КА в настоящее время ограничен запасом топлива (при исключении нештатных ситуаций) на его борту, которое расходуется для поддержания заданной орбиты и ориентацию КА в пространстве. После завершения активного функционирования КА становится космическим мусором, который может столкнуться с другим КА. В результате столкновения КА образуется облако осколков, способное нанести ущерб при столкновении с другими КА. МКС периодически совершает манёвры для избегания попадания в области опасного сближения с космическим мусором.

Чтобы не увеличивать количество космического мусора к моменту завершения функционирования необходимо сводить КА с рабочей орбиты для сгорания в плотных слоях атмосферы. Этот манёвр подходит для КА, совершающих движение по низким, околоземным орбитам. Для его реализации необходимо уменьшить скорость КА до такой степени, чтобы орбита его движения стала эллиптической с высотой перигея, проходящей через условную границу атмосферы (около 100 км). На рисунке 11 приведена схема перехода КА с круговой орбиты на эллиптическую, проходящую через плотные слои атмосферы, красным цветом показана переходная траектория. Манёвр увода КА в плотные слои атмосферы реализуется с помощью одноимпульсной коррекции. Величина корректирующего (ΔV) импульса рассчитывается по формуле:

$$\Delta V = V_{\text{ка}} - V_{\alpha},$$

где $V_{\text{ка}}$ – скорость движения КА по исходной круговой орбите; V_{α} – скорость КА в апогее переходного эллипса Цандера-Гомана, обеспечивающая входение КА в плотные слои атмосферы при перелёте в точку перигея переходной траектории.

Масса топлива, необходима на совершение манёвра традиционно рассчитывается с использованием формулы Циолковского при известных параметрах КА ($m_0, P_{уд}$).

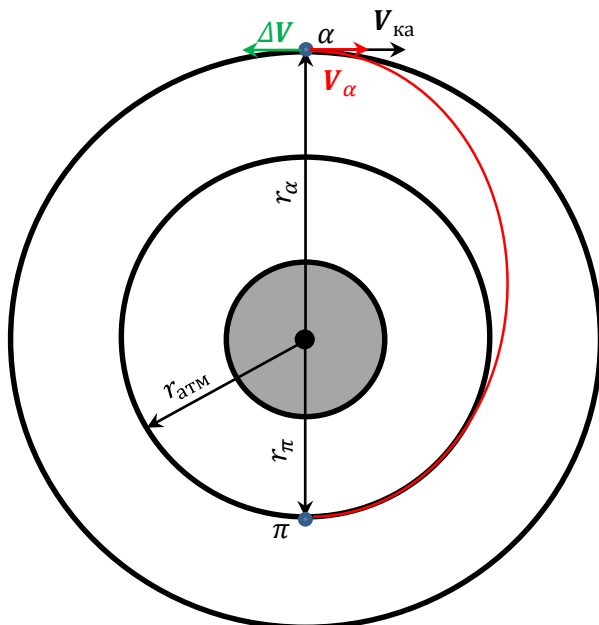


Рисунок 11 – Схема перелёта КА в плотные слои атмосферы

При прохождении КА через плотные слои атмосферы его скорость и высота полёта начнут стремительно уменьшаться, это приводит к погружению КА во всё более плотные слои, в которых произойдёт его разрушение.

Такая схема завершения жизненного цикла не подходит для КА, совершающим движение по высоким орбитам (например, для геостационарной орбиты или для орбит функционирования навигационных КА). Затраты на проведение манёвра увода в плотные слои атмосферы потребуют больших топливных затрат, что приведёт к ощутимому сокращению продолжительности

активного существования КА (например, это топливо может быть потрачено на поддержание ориентации). В этом случае КА переводят с помощью двухимпульсных манёвров на орбиты захоронения, которые имеют небольшое отличие от орбит штатного функционирования, что позволяет уменьшить топливные затраты по сравнению с уводом КА в плотные слои атмосферы. Схема перехода КА на орбиту захоронения приведена на рисунке 12.

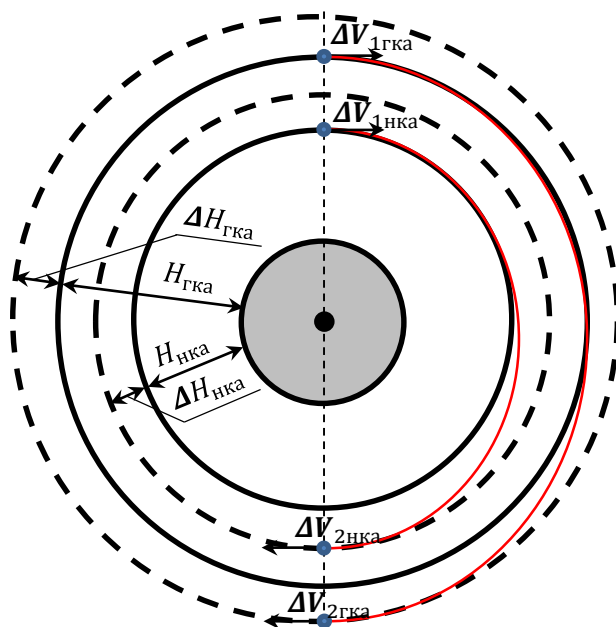


Рисунок 12 – Схема перелётов КА на орбиты захоронения

На рисунке 12 приняты следующие обозначения: $\Delta V_{1гка}$, $\Delta V_{2гка}$ – корректирующие импульсы для перевода геостационарного космического аппарата (ГКА) на орбиту захоронения, $\Delta V_{1нка}$; $\Delta V_{2нка}$ – корректирующие импульсы для перевода навигационного космического аппарата (НКА) на орбиту захоронения; $H_{гка}$ и $H_{нка}$ – высоты орбит функционирования ГКА и

НКА; $\Delta H_{\text{ГКА}}$, $\Delta H_{\text{НКА}}$ – разницы высот орбит функционирования и захоронения НКА и ГКА.

При перелёте на орбиту захоронения сначала рассчитывается скорость движения КА по круговой орбите функционирования. Далее рассчитывается скорость, которую должен иметь КА, находясь в перигее эллипса Цандера-Гомана, обеспечивающего переход КА с круговой орбиты функционирования на орбиту захоронения. Затем определяется величина первого корректирующего импульса, который позволяет перейти КА на эллиптическую переходную орбиту. Далее рассчитывается скорость КА в момент нахождения в апогее переходной орбиты и необходимая скорость для движения по круговой орбите захоронения. В момент нахождения КА в апогее переходной орбиты прикладывается второй корректирующий импульс, обеспечивающий перевод КА на орбиту захоронения. Расчёты увода КА проводятся по аналогии с расчётами перелёта КА на орбиту МКС из пятого раздела.

7. СПОСОБ ДОСТАВКИ МАЛЫХ ГРУЗОВ НА ЗЕМЛЮ С ПОМОЩЬЮ ТРОСОВЫХ СИСТЕМ

Космическая тросовая система – это комплекс искусственных космических объектов (спутников, кораблей, грузов), соединенных длинными тонкими гибкими элементами (тросами, кабелями, шлангами), совершающий орбитальный полет. В наиболее простом виде – это связка двух космических аппаратов, соединенных тросом длиной в десятки или даже сотни километров. Тросовые системы отличаются тремя основными особенностями от космических аппаратов традиционного типа. Первая – большая протяженность, обеспечивающая устойчивое вертикальное положение системы на орбите, причем на концах системы создается малая искусственная тяжесть. Соединенные тросом аппараты имеют недостаток или избыток орбитальной скорости, а их движение выполняется с одним периодом обращения на разных высотах. Вторая особенность – гибко изменяемая конфигурация, возможность изменения длины тросов путем их выпуска и втягивания. Это позволяет регулировать взаимное положение и ориентацию аппаратов, присоединять и отцеплять другие объекты от тросов, передвигать по ним грузы. Третье отличие – активное взаимодействие электропроводящего троса с внешней средой, в первую очередь, с магнитным полем и ионосферой Земли, обеспечивающее функционирование системы в генераторном, двигательном, электропередающем и излучательном режимах.

Динамические тросовые системы могут использоваться для выполнения орбитальных маневров космических аппаратов без затрат топлива. Рассмотрим ситуацию, когда малый груз (МГ) и КА соединены тросом. Принимается, что связка КА-МГ всё время ориентируется по местной вертикали и оба объекта совершают движение по круговым орбитам с одинаковой орбитальной угловой

скоростью (равновесный стационарный режим). При этом линейная скорость КА ($V_{ка}$) будет больше круговой скорости ($V_{ка,кр}$) для орбиты с радиусом $r_{ка}$, а линейная скорость МГ ($V_{мг}$) будет меньше круговой скорости ($V_{мг,кр}$) для орбиты с радиусом $r_{мг}$. Если в некоторый момент времени произвести разъединение связки КА-МГ, то оба объекта перейдут на эллиптические орбиты. Положение КА в момент разъединения троса будет соответствовать перигею его новой орбиты, а положение МГ будет соответствовать апогею новой орбиты МГ. Траектория свободного движения МГ при соответствующей длине троса может пересечь плотные слои атмосферы и МГ перейдет на траекторию спуска. Схема возвращения МГ с использованием троса приведена на рисунке 13.

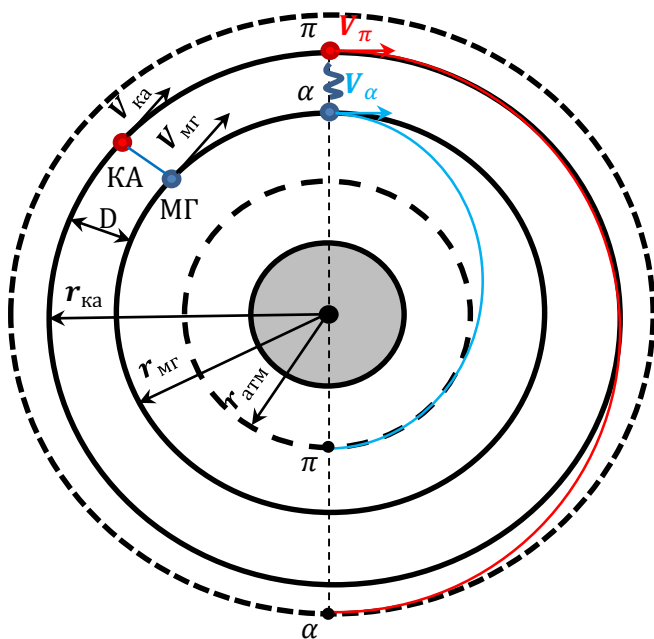


Рисунок 13 – Схема возвращения МГ с использованием троса

Принимая во внимание, что длина троса (D) значительно меньше расстояний каждого из связанных объектов до центра притяжения, можно получить ряд аналитических выражений, характеризующих зависимость параметров движения связки КА и МГ от их масс и длины троса.

Угловая скорость связки КА-МГ (её центра масс) определяется выражением:

$$\omega = \sqrt{\mu} \left(\frac{m_{\text{ка}} + m_{\text{мг}}}{m_{\text{ка}} r_{\text{ка}} + m_{\text{мг}} r_{\text{мг}}} \right)^{3/2},$$

где $m_{\text{ка}}$, $m_{\text{мг}}$ – массы КА и МГ соответственно.

В условиях равновесного стационарного режима полёта связки угловые скорости орбитального движения КА и МГ одинаковы и равны угловой скорости центра масс ω .

Для линейных скоростей КА ($V_{\text{ка}}$) и МГ ($V_{\text{мг}}$) могут быть записаны следующие зависимости:

$$V_{\text{ка}} = r_{\text{ка}} \omega, V_{\text{мг}} = r_{\text{мг}} \omega.$$

Радиусы орбиты КА и МГ можно выразить следующим образом:

$$r_{\text{ка}} = r_{\text{мг}} + D, r_{\text{мг}} = r_{\text{ка}} - D.$$

Используя приведённые выше соотношения можно рассчитать длину троса, позволяющего после разделения связки КА-МГ перевести МГ на эллиптическую орбиту, проходящую через плотные слои атмосферы ($r_{\text{атм}}$).

8. МЕЖПЛАНЕТНЫЙ ПЕРЕЛЁТ К МАРСУ

Особенностью перелёта к Марсу (как и к любой другой планете Солнечной системы) является то, что КА придётся выйти за пределы поля притяжения Земли и оказаться в межпланетном пространстве Солнечной системы. Можно сказать, что в рассматриваемых ранее задачах мы ограничивались каботажным космическим плаванием, теперь же нам предстоит выход в открытый космос с его колоссальными расстояниями и длительностями перелетов. Для проведения расчётов будет использоваться приближённый метод. Траектория движения КА разбивается на три участка и делается допущение, что на каждом из участков КА движется в поле притяжения только одного небесного тела:

1. Геоцентрический участок, в его пределах учитывается только поле притяжения Земли (Участок №1).

2. Гелиоцентрический участок, в его пределах учитывается только поле притяжения Солнца (Участок №2).

3. Марсоцентрический участок, в его пределах учитывается только поле притяжения Марса (Участок №3).

Разумеется, никаких непроницаемых для тяготения границ на самом деле в мировом пространстве нет, и пользуясь приближенным методом, мы совершаем какую-то ошибку, но ошибка эта для понимания основ межпланетных перелётов допустима. С использованием такого подхода можно приближённо оценить величину требуемой скорости (на каждом участке) и продолжительность перелёта.

Делается допущение о том, что Марс и Земли движутся по круговым компланарным орбитам относительно Солнца. На рисунке 14 представлена схема расположения планет относительно Солнца и обозначены участки движения КА, на которых преобладает то или иное поле притяжения небесного тела.

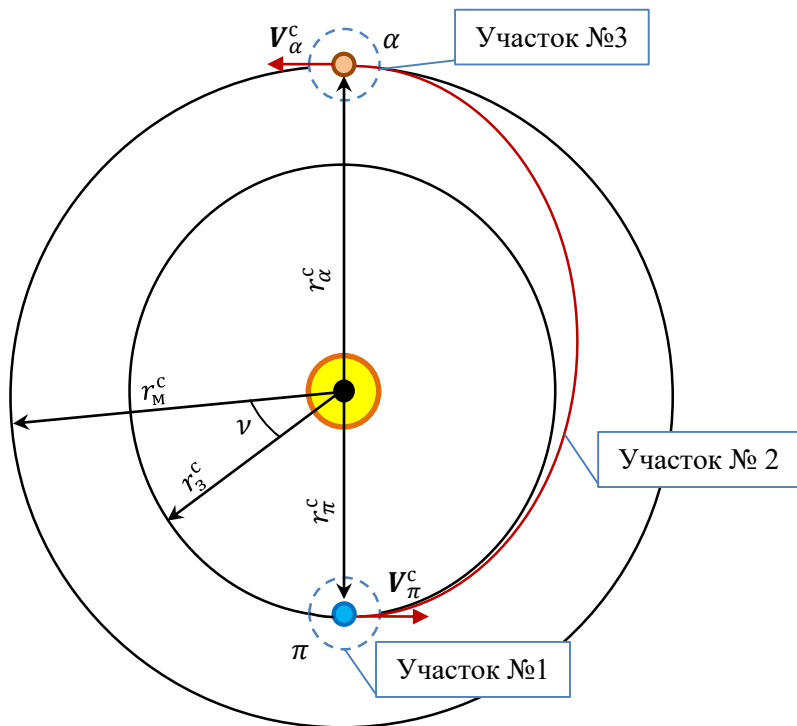


Рисунок 14 – Схема перелёта Земля - Марс

На рисунке 14 используются обозначения: r_3^c – радиус орбиты Земли; r_M^c – радиус орбиты Марса; r_α^c , r_π^c – радиусы в апогеии и перигелии переходного эллипса Цандера-Гомана; ν – угол фазирования, который определяет время приложение первого корректирующего импульса (рассчитывается по формуле из пятого раздела).

Примем, что КА находится на низкой околоземной круговой орбите с высотой (H_3) 200 км и необходимо осуществить перелёт на круговую орбиту относительно Марса (H_M) с высотой 100 км. Перелёт между орбитами Земли и Марса будет проходить по

переходной траектории в виде эллипса с использованием двухимпульсной схемы.

Перед рассмотрением отдельных участков движения КА, необходимо определить радиуса действия поля притяжения Земли и Марса:

$$\rho_{\text{пл}} = r_{\text{пл}}^c \left(\frac{m_{\text{пл}}}{m_c} \right)^{2/5},$$

где m_c – масса Солнца; индекс «пл» – обозначает планету, для которой проводится расчёт.

Гелиоцентрический участок движения КА (Участок №2)

Необходимо провести расчет требуемой скорости в апогелии и перигелии переходного эллипса Цандера-Гомана. В качестве допущения не учитывается радиус действия поля притяжения планет $\rho_{\text{пл}}$ по сравнению с расстояниями до Солнца. Вначале рассчитываются скорости орбитального движения Марса (V_M^c) и Земли (V_3^c) вокруг Солнца (по аналогии со вторым разделом):

$$V_M^c = \sqrt{\frac{\mu_c}{r_M^c}}, \quad V_3^c = \sqrt{\frac{\mu_c}{r_3^c}},$$

где μ_c – гравитационный параметр Солнца ($1,3272 \cdot 10^{11} \text{ км}^3/\text{с}^2$).

Далее рассчитываются скорости КА в апогелии ($V_{\text{КА}\alpha}^c$) и перигелии ($V_{\text{КА}\pi}^c$) переходного эллипса Цандера-Гомана относительно Солнца:

$$V_{\text{КА}\alpha}^c = \sqrt{\frac{2\mu_c r_{\pi}^c}{r_{\alpha}^c(r_{\alpha}^c + r_{\pi}^c)}}, \quad V_{\text{КА}\pi}^c = \sqrt{\frac{2\mu_c r_{\alpha}^c}{r_{\pi}^c(r_{\alpha}^c + r_{\pi}^c)}}.$$

Геоцентрический участок (Участок №1)

Целью расчёта движения КА на геоцентрическом участке является определение импульса (ΔV_1), который позволит разогнать КА до скорости на выходе из сферы действия Земли, необходимой для начала движения по переходной траектории в поле притяжения

Солнца. Схема движения КА по геоцентрическому участку показана на рисунке 15.

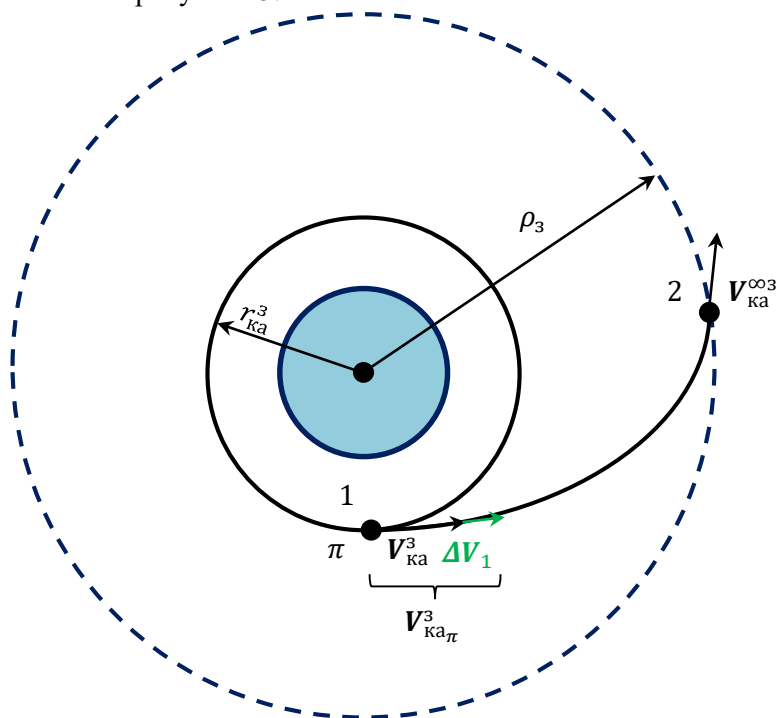


Рисунок 15 – Схема движения КА по геоцентрическому участку

На рисунке 15 используются обозначения:

$r_{ка}^3 = H_3 + R_3$ – радиус начальной орбиты КА вокруг Земли;

ΔV_1 – корректирующий импульс при старте с околоземной орбиты, необходимый для выхода КА за пределы поля притяжения Земли;

$V_{ка\pi}^3 = V_{ка}^3 + \Delta V_1$ – скорость КА в перигее гиперболической орбиты в поле притяжения Земли (здесь не учитывается скорость Земли вокруг Солнца так как движение рассматривается на геоцентрическом участке);

$V_{\text{ка}}^{\infty 3} = V_{\text{ка}т}^c - V_3^c$ – скорость которую космический аппарат имеет при пересечении границы сферы действия гравитационного поля Земли.

Как только КА пересечёт границу сферы действия гравитационного поля Земли, необходимо добавить скорость движения Земли относительно Солнца (V_3^c). Для расчёта требуемого импульса, который позволит при подлёте КА к границе сферы действия Земли получить нужную скорость, которая обозначается $V_{\text{ка}}^{\infty 3}$, используется интеграл энергии (по аналогии с расчетами из третьего раздела). Интеграл энергии при движении КА на геоцентрическом участке записанный для точки 1 (момент приложения ΔV_1) и точки 2 (момент подлёта КА к границе сферы действия) примет вид:

$$(V_{\text{ка}}^3 + \Delta V_1)^2 - \frac{2\mu_3}{r_{\text{ка}}^3} = (V_{\text{ка}}^{\infty 3})^2 - \frac{2\mu_3}{\rho_3}.$$

Левая часть формулы выражает значение полной механической энергии в момент приложение импульса ΔV_1 , когда КА находится на начальной орбите вокруг Земли, а правая часть в момент нахождения КА на границе сферы действия поля притяжения Земли. Из записанного интеграла энергии можно получить выражение для определения первого импульса (ΔV_1):

$$\Delta V_1 = \sqrt{(V_{\text{ка}}^{\infty 3})^2 - \frac{2\mu_3}{\rho_3} + \frac{2\mu_3}{r_{\text{ка}}^3}} - V_{\text{ка}}^3.$$

Зная исходные параметры КА (стартовая масса (m_0) и удельная тяга двигательной установки ($P_{\text{уд}}$)) можно рассчитать топливные затраты, выразив массу топлива ($m_{\text{т}}$) из формулы Циолковского:

$$\Delta V_1 = P_{\text{уд}} \cdot \ln \frac{m_0}{m_0 - m_{\text{т}}}.$$

Марсоцентрический участок (Участок №3)

Целью расчёта движения КА на марсоцентрическом участке является определение импульса (ΔV_2), который позволит уменьшить скорость КА, для перехода на орбиту искусственного спутника Марса. Схема движения КА по марсоцентрическому участку показана на рисунке 16.

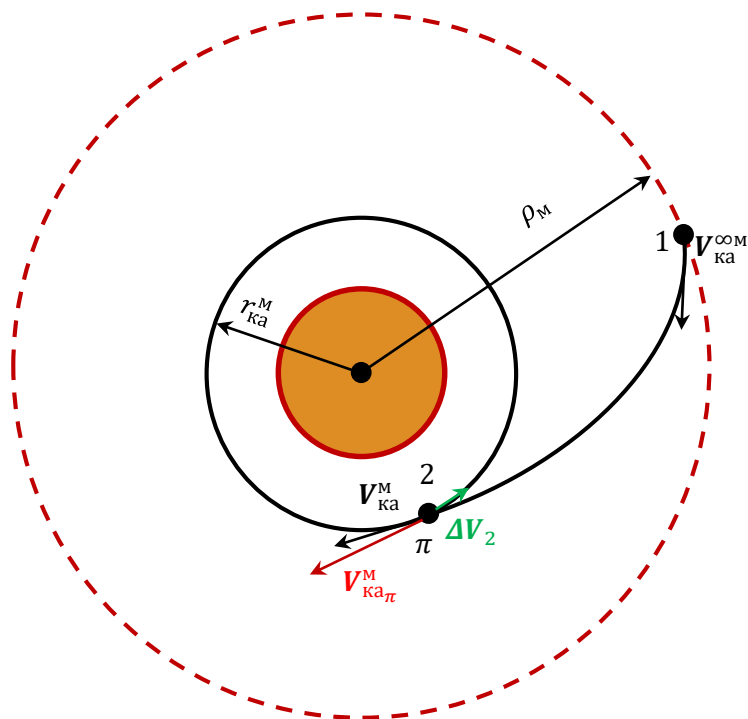


Рисунок 16 – Схема движения КА на марсоцентрическом участке

На рисунке 16 используются обозначения:

$r_{ка}^M = H_M + R_M$ – радиус конечной орбиты КА вокруг Марса;

ΔV_2 – корректирующий импульс, необходимый для перехода КА на орбиту искусственного спутника Марса заданной высоты;

$V_{\text{ка}т}^M = V_{\text{ка}}^M + \Delta V_2$ – скорость КА в перигее гиперболической орбиты в поле притяжения Марса (здесь не учитывается скорость Марса вокруг Солнца так как движение рассматривается на марсоцентрическом участке);

$V_{\text{ка}}^{\infty 2} = |V_{\text{ка}\alpha}^C - V_M^C|$ – скорость, которую космический аппарат имеет при пересечении границы сферы действия гравитационного поля Марса, относительно планеты. Как только КА пересечёт границу сферы действия гравитационного поля Марса, необходимо перейти к рассмотрению движения в поле притяжения Марса.

Интеграл энергии при движении КА на марсоцентрическом участке, записанный для точки 1 (момент входа КА в сферу действия гравитационного поля Марса) и точки 2 (момент подлёта КА к круговой орбите вокруг Марса, на которую он должен перейти) примет вид:

$$(V_{\text{ка}}^{\infty M})^2 - \frac{2\mu_M}{\rho_M} = (V_{\text{ка}}^M + \Delta V_2)^2 - \frac{2\mu_M}{r_{\text{ка}}^M}.$$

Из записанного интеграла энергии можно получить выражение для определения второго импульса (ΔV_2):

$$\Delta V_2 = \sqrt{(V_{\text{ка}}^{\infty M})^2 - \frac{2\mu_M}{\rho_M} + \frac{2\mu_M}{r_{\text{ка}}^M}} - V_{\text{ка}}^M.$$

Топливные затраты на приложение корректирующего импульса (ΔV_2) рассчитываются по аналогии с расчётом топливных затрат на геоцентрическом участке.

Определение начального момента времени для отлёта КА от Земли и продолжительности перелёта

При осуществлении перелёта по маршруту Земля-Марс необходимо определить дату старта космической миссии. Она определяется по взаимному расположению Земли и Марса с помощью угла фазирования (по аналогии с пятым разделом).

Пренебрегая временем движения на планетоцентрических участках, продолжительность перелёта определяется как половина периода обращения по эллипсу Цандера-Гомана (по аналогии с пятым разделом) на гелиоцентрическом участке. С использованием астрономических календарей определяется дата, при которой угловое расстояние между планетами будет соответствовать условиям перелёта по эллипсу Цандера-Гомана.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Куренков, В.И. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей: учебное пособие / В.И. Куренков, Л.П. Юмашев; под ред. чл.-кор. РАН Д.И. Козлова. – Самара: СГАУ, 2005. – 240 с.
2. Левантовский, В.И. Механика космического полёта в элементарном изложении / В.И. Левантовский. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1980. – 512 с.
3. Белоконов, В.М. Динамика полета космических аппаратов: Конспект лекций / В.М. Белоконов. – Куйбышев: КуАИ, 1985. – 53 с.
4. Осипов, В.Г. Космические тросовые системы: история и перспективы / В.Г. Осипов, Н.Л. Шошунов // Земля и вселенная. Космонавтика. Астрономия. Геофизика. – 1998. – №4. – С. 19-29.
5. Авдеев, Ю.Ф. Полет космических аппаратов: Примеры и задачи: справочник / Ю.В. Фадеев, А.И. Беляков, А.В. Брыков [и др.]; под общ. ред. Г.С. Титова – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1980. – 217 с.

Методические материалы

ОСНОВЫ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Методические указания

Составители:

***Белоконов Игорь Витальевич,
Щербаков Михаил Сергеевич***

Редакционно-издательская обработка
издательства Самарского университета

Подписано в печать 12.12.2023. Формат 60×84 1/16.

Бумага офсетная. Печ. л. 3,0.

Тираж 27 экз. Заказ № . Арт. – 5(Р2МУ)/2023.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
443086, САМАРА, МОСКОВСКОЕ ШОССЕ, 34.

Издательство Самарского университета.
443086, Самара, Московское шоссе, 34.

