

ОПТИМИЗАЦИЯ КОМБИНИРОВАННЫХ СХЕМ ПЕРЕЛЕТА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОРБИТАЛЬНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ МНОГОКРАТНОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Ставится задача определения проектно-баллистических параметров многоразовой транспортной системы, состоящей из разгонных блоков с ЖРД и ЭРД и предназначенной для доставки полезной нагрузки на ГСО.

Задачи решаются при следующих допущениях:

1. Разгонный блок с ЖРД – основной элемент транспортной системы имеет техническую возможность дозаправляться и совершать челночные транспортные операции между начальной и целевой орбитами.

2. Разгонный блок с ЭРД входит в состав полезной нагрузки, мощность и скорость истощение реактивной струи задается исходя из заданного типа ЭРД и располагаемой мощности энергоустановки полезной нагрузки.

3. Считается, что разгонный блок выводит полезную нагрузку на промежуточную орбиту, а затем отделяется и возвращается на начальную орбиту. Разгонный блок с ЭРД выводит полезную нагрузку на рабочую орбиту. По окончании работы КА на орбите разгонный блок ЭРД переводит КА на орбиту захоронения.

Запишем массовое уравнение на начальный момент времени:

$$M_0 = M_{сух} + M_{т1} + M_k + M_{т2}$$

$M_{сух}$ – сухая масса РБ с ЖРД

$M_{т1}$ – масса топлива необходимая для перевода КА на промежуточную Орбиту

$M_{т2}$ – масса топлива необходима для перевода РБ с ЖРД с промежуточной орбиты на исходную.

$M_k = M_{пг} + M_{рт}$ – конечная масса КА после отделения разгонного блока

$M_{пг}$ – масса полезного груза, включая сухую массу разгонного блока

$M_{рт}$ – масса рабочего тела РБ с ЭРД необходимого для довыведения аппарата на рабочую орбиту.

В соответствии с формулой Циолковского массы топлива и рабочего тела определяется так:

$$M_{т1} = \mu_t * M_0$$

$$M_{т2} = (M_0 - M_k - M_{т1}) * \mu_t$$

$$\mu_T = 1 - \exp(-V_{x1}/P_{уд})$$

V_{x1} – затраты характеристической скорости на прямой перелет. Будет предполагать это в силу симметрии на обратный перелёт тратится такие же затраты V_x .

$$M_{рт} = \mu_{рт}(M_{пт} + M_{рт})$$

$$M_{рт} = \mu_{рт}/(1 - \mu_{рт}) M_{пт}$$

$$\mu_{рт} = 1 - \exp(-V_{x2}/C)$$

Обозначим:

$$\mu_{рт2} = \exp(V_{x2}/C) - 1$$

$$M_{рт} = \mu_{рт2} M_{пт}$$

Запишем массовое уравнение для M_0 с учетом введенных переменных:

$$M_0 = M_{сух} + \mu_T \cdot M_0 + M_{пт} \cdot (1 + \mu_{рт2}) + (M_0 - M_{пт} \cdot (1 + \mu_{рт2}) - \mu_T \cdot M_0) \cdot \mu_T$$

После преобразования окончательно получим:

$$M_0 = M_{сух} \cdot (1 - \mu_T)^{-2} + M_{пт} \cdot \frac{1 + \mu_{рт2}}{1 - \mu_T} = M_{сух} \cdot e^{\frac{2 \cdot V_{x1}}{P_{уд}}} + M_{пт} \cdot e^{\frac{V_{x1} + V_{x2}}{P_{уд} \cdot C}}$$

Общее время выполнения маневра будет складываться из времени работы РБ с ЖРД t_1 и времени работы РБ с ЭРД t_2 :

$$T = t_1 + t_2$$

Затраты времени t_1 будут определяться временем движения КА на полувитке переходной орбиты:

$$t_1 = \pi \cdot \frac{A_{пр}^{3/2}}{\sqrt{\mu}}$$

где $A_{пр}$ – большая полуось переходного эллипса.

Затраты времени t_2 будут состоять из времён движения на активном $t_{ак}$ и пассивном $t_{пас}$ участках. Время $t_{ак}$ рассчитывается из затрат характеристической скорости перелёта РБ с ЭРД:

$$t_{ак} = \frac{C \cdot M_{пт}}{P} \cdot (e^{\frac{V_{x2}}{C}} - 1)$$

где P – тяга двигателей РБ с ЭРД.

Определение времени пассивного движения $t_{пас}$ связано с решением задачи фазирования и коррекции движения на значительном этапе и для рассматриваемой задачи может быть задано экспертно.

Характеристическую скорость V_{X1} можно определить в соответствии с теорией импульсных перелётов. Для варианта перелёта с начальной круговой орбиты на переходную круговую орбиту выражение примет вид:

$$V_{X1} = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}} \cdot \left[\sqrt{\frac{2 \cdot r_\alpha}{r_0 + r_\alpha}} + \sqrt{\frac{2 \cdot r_0}{r_0 + r_\alpha} + \frac{2 \cdot r_\pi}{r_0 + r_\pi} - 2 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot r_0}{r_0 + r_\alpha}} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot r_\pi}{r_0 + r_\pi}} \cdot \cos(\Delta i_1)} - 1 \right]$$

где r_π, r_α – радиусы апогея и перигея переходного эллипса соответственно, Δi_1 – угол поворота плоскости орбиты на первом участке.

На втором участке траектории осуществляется межорбитальный перелет с малой тягой от ЭРД. На первом этапе этого участка двигатель работает непрерывно, и изменяются радиус орбиты и наклонение до конечных значений. Затраты характеристической скорости V'_{X2} могут быть определены в соответствии с известными решениями:

$$V'_{X2} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{\text{ПР}}}} \cdot \sqrt{1 - \frac{2 \cdot \cos\left(\frac{\pi \cdot \Delta i_2}{2}\right)}{\sqrt{r_{\text{К}}/r_{\text{ПР}}}} + \frac{r_{\text{К}}}{r_{\text{ПР}}}}$$

где $\Delta i_2 = \Delta i - \Delta i_1$ – угол поворота плоскости орбиты на втором участке.

V''_{X2} – затраты характеристической скорости на фазирование и коррекцию на заключительном этапе будут незначительными и для рассматриваемой задачи могут быть заданы экспертно:

$$V_{X2} = V'_{X2} + V''_{X2}$$

Выполнен расчет начальной массы КА и времени перелёта для различных высот промежуточной орбиты в диапазоне от 6571 км до 42164 км и наклонений в диапазоне от $51,6^\circ$ до 0° .

Проектные параметры КА приведены в таблице 1.

Таблица 1 – Параметры КА

Характеристика	Значение
Масса полезного груза, кг	3400
Масса РБ с ЖРД, кг	2900
Удельный импульс ЖРД, с	327
Располагаемая мощность энергоустановки полезной нагрузки, кВт	12
Количество двигателей СПД-100	12
Тяга двигателей ЭРД, Н	0,96
Скорость истечения ЭРД, км/с	16

Результаты расчетов представлены в виде графиков на рисунке 1.

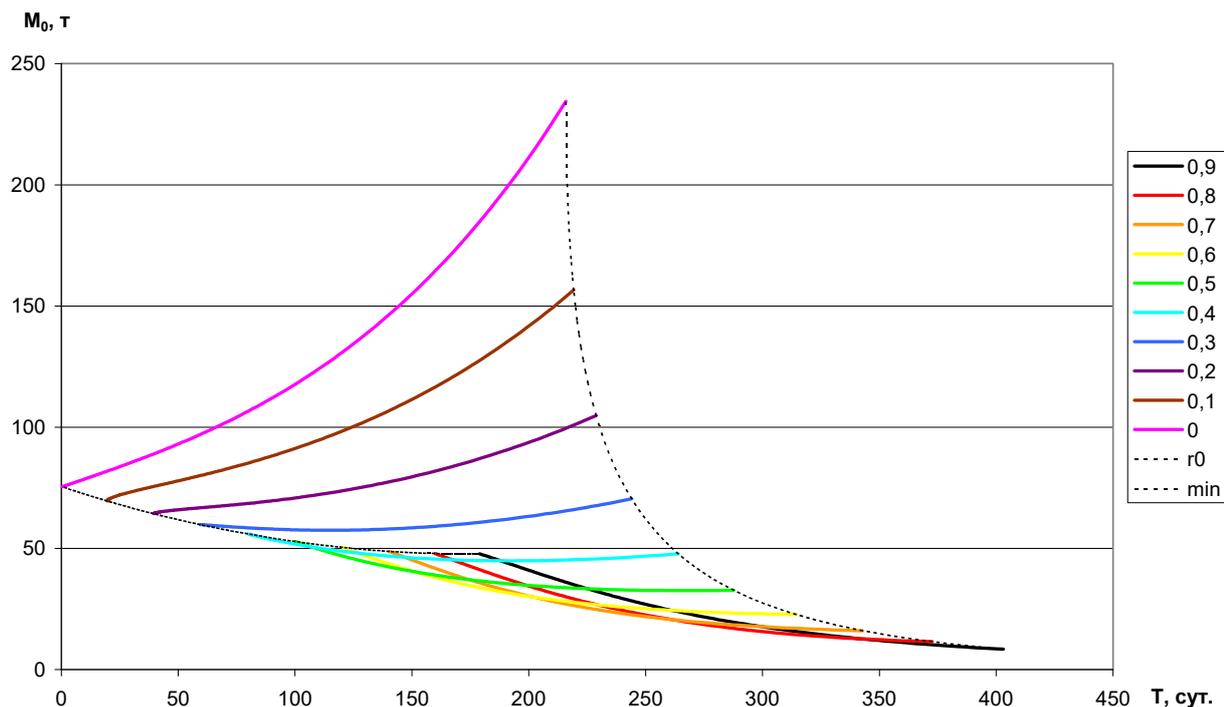


Рис. 1. Область масс и времени комбинированного перелета на ГСО

На рисунке область ограничивается следующими линиями:

- верхняя пунктирная линия соответствует радиусу промежуточной орбиты, равной радиусу начальной;
- верхняя розовая линия соответствует максимальному изменению наклонения в результате работы РБ с ЖРД;
- нижняя пунктирная линия показывает оптимальные по Парето решения для данного перелёта.

Анализируя, результаты можно сделать следующие выводы:

1) Преимущественное использование РБ с ЖРД приводит к существенной массе КА на начальной орбите – максимальная начальная масса КА составляет 234,5 тонн. Для данного перелета можно рекомендовать использовать РБ с ЖРД для увеличения высоты орбиты без изменения наклонения.

2) Преимущественное использование РБ с ЭРД приводит к существенному увеличению времени на перелёт. При отсутствии ограничения во времени перелёт с минимальной начальной массой в 8,5 тонн можно осуществить за 400 суток.

3) При наличии ограничения на время перелёта можно определить оптимальные с точки зрения минимизации начальной массы параметры промежуточной орбиты –

начальная масса меняется от 8,5 тонн до 74,5 тонн, а время лежит в диапазоне 0,5 суток до 403 суток.

Библиографический список

1. Борисов М. В., Садыков О. Ф. Транспортная космическая система: задачи, структура, параметры // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2019. – № 1. – С. 71 – 80.

2. ГОСТ Р 53802-2010 Системы и комплексы космические. Термины и определения [Электронный ресурс]. URL: <http://docs.cntd.ru/document/gost-r-53802-2010> (дата обращения: 20.05.2020).

3. Феоктистов, К.П. Космические аппараты [Текст] / – М.: Военное издательство, 1983. 319 с.

4. Сыромятников, В.С. Стыковочные устройства космических аппаратов [Текст] / – М.: Машиностроение, 1984. 216 с.