

*Голованова Д.Н.*

**АНАЛИЗ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МНОГОРАЗОВОГО  
МЕЖОРБИТАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО АППАРАТА,  
ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ПЕРЕЛЁТОВ  
НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ С ВОЗВРАЩЕНИЕМ  
НА ОРБИТУ СТАРТА ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ  
РН «АНГАРА-А5»**

**Введение**

Целью настоящего исследования является анализ проектных характеристик многоразового межорбитального транспортного аппарата (ММТА), предназначенного для доставки грузов на геостационарную орбиту с последующим возвратом на стартовый комплекс, используя в качестве носителя ракету-носитель (РН) «Ангара-А5».

Оптимальным решением задачи орбитальной транспортировки представляется создание семейства специализированных многоразовых межорбитальных буксиров (МБ) на базе электроракетных двигательных установок (ЭРДУ). Эти аппараты будут осуществлять автономную доставку полезной нагрузки (ПН) с орбиты выведения на целевую орбиту, после чего возвращаться на орбиту выведения для дозаправки и подготовки к следующей миссии. Такой подход не только оптимизирует процессы доставки, но и значительно увеличивает эффективность последующих операций за счет повторного использования буксиров [1].

«Ангара-А5» является трёхступенчатой РН, относящейся к тяжёлому классу. В конструкции первых двух ступеней используются жидкостные ракетные двигатели РД-191, для третьей ступени применяется двигатель РД-0124А. Эта комбинация обеспечивает ракете высокую производительность и надёжность в процессе вывода полезной нагрузки на орбиту [2].

## **1 Задача оптимизации проектно-баллистических характеристик МТА с ЭРДУ**

Оптимизация баллистических и проектных параметров ММТА реализуется итеративно, начиная с упрощенных моделей. На первом этапе МТА представляется как материальная точка переменной массы с идеализированной тягой, без учёта ограничений. Последующие этапы предполагают усложнение модели, включая учёт вращения, жёстких конструктивных ограничений, требуемых профилей траектории и режимов управления. Такой поэтапный подход позволяет эффективно балансировать точность моделирования и вычислительную сложность задачи [3].

### **2 Баллистические схемы перелётов**

Выбор РН напрямую влияет на параметры достигаемой орбиты и, как следствие, на максимально допустимую массу полезной нагрузки (МБ) на этой орбите. В качестве конечных, рабочих орбит, на которые выводится космический аппарат (КА) рассматриваются круговые геоцентрические орбиты высотой 200 км с наклоном, обусловленным местоположением космодрома:  $51,6^\circ$  для «Восточного» и  $63,15^\circ$  для «Плесецка». Это объясняется геометрическими особенностями стартовых комплексов и оптимизацией траектории выведения.

#### ***2.1 Перелёты «низкая геоцентрическая орбита – ГСО» и обратно***

Динамический маневр осуществляется в три этапа. Сначала, для минимизации воздействия атмосферы, модули доставляются на промежуточную орбиту (350-400 км), где происходит стыковка с ПН и разгонным блоком. Затем, разгонный блок, используя энергию ЭРБ, выводит ПН на геостационарную орбиту (ГСО). Завершающий этап — возвращение разгонного блока с системой электродвигательной установки (СЭУ) на исходную орбиту.

#### ***2.2 Перелёты на геостационарную орбиту с возвращением ЭРБ на орбиту старта***

Изменять наклонение  $i$  можно за счёт составляющей реактивного ускорения  $a_z$  и нормальной к плоскости гравитационной

кеплеровой орбиты. При изменении направления нормали, перпендикулярной соприкасающейся плоскости пространственной кривой  $a_z$  на противоположное в местах, где величина, характеризующая положение небесного тела на орбите, принимает значения  $\pi/2, 3\pi/2, \dots$ , наклонение орбиты станет изменяться монотонно. Таким образом, управление даёт возможность одновременного изменения наклонения орбиты  $i$  и среднего радиуса  $r$ :

$$a_x = a_0 \exp\frac{V_x}{v} \cos\psi; a_y = 0; a_z = a_0 \exp\frac{V_x}{v} \sin\psi/\text{sign}(\cos u),$$

где  $u$  - аргумент широты;  $V_x$  - текущая характеристическая скорость.

Оптимальная программа разворота вектора тяги относительно плоскости орбиты имеет вид:

$$\psi(V_x, u) = \text{arctg}(\text{tg}\psi_m(V_x)\cos u),$$

где  $\psi_m$  - амплитуда периодических колебаний данного угла, зависящая от  $V_x$ . В целях упрощения проектно-баллистических расчётов целесообразно использовать модифицированную версию алгоритма управления вектором тяги, разработанного В.Н. Лебедевым. Эта модификация обеспечивает необходимую точность при снижении вычислительной сложности:

$$\psi(V_x, u) = \psi_m(V_x)\text{sign}(\cos u).$$

Изменение  $\psi_m$  задается возрастающей функцией, которая была получена в работе В.Н. Лебедева, при этом радиус орбиты изменяется немонотонно (рис. 1).

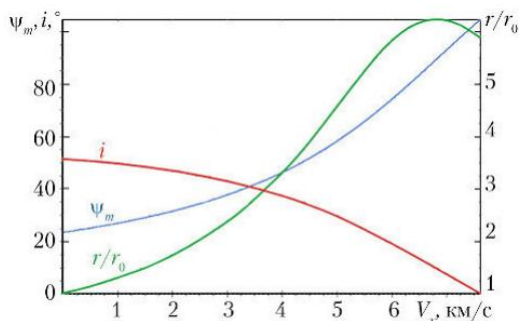


Рис. 1. Изменение траекторных параметров и параметров управления во время полёта ( $r_0=6731$  км;  $r_k=42164$  км;  $i_0=51,6^\circ$ ;  $i_k=0^\circ$ )

Характеристическая скорость перелёта:

$$V_{xk} = V_0 \sqrt{1 - 2 \sqrt{\frac{r_0}{r_k}} \cos \frac{\pi(i_k - i_0)}{2} + \frac{r_0}{r_k}},$$

где  $r_0$  – радиус стартовой круговой орбиты;  $r_k$  – радиус конечной орбиты;  $i_0$  – наклонение начальной орбиты;  $i_k$  – наклонение конечной орбиты;  $V_0$  – орбитальная скорость на исходной орбите.

Предложенные решения демонстрируют инвариантность траектории и закона управления относительно величины тяги, определяясь исключительно заданными граничными условиями [1].

#### 4 Анализ затрат на транспортировку МТО с низкой орбиты на ГСО с возвращением на орбиту старта

Рис. 2 иллюстрирует зависимость между массой полезной нагрузки, доставленной на ГСО с возвращением на стартовую орбиту и проектным вариантом ММТА (обозначены цифрами) при использовании разгонного блока с солнечной энергоустановкой мощностью 400 кВт, оснащенного фотоэлектрическими преобразователями типов А и Б.

Ограничение времени перелёта туда и обратно до 300 суток позволяет доставлять полезную нагрузку массой 10-12 тонн.

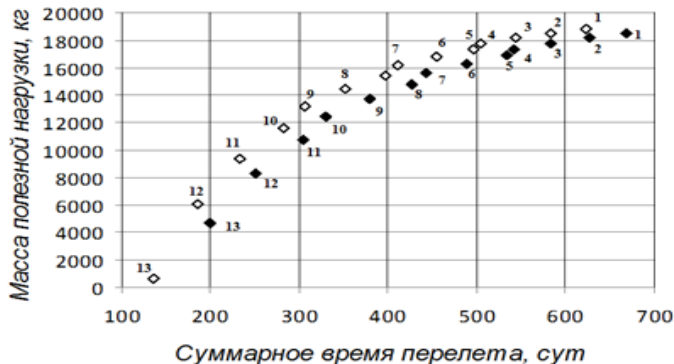


Рис. 2. Зависимость массы полезной нагрузки от времени перелёта при старте с космодрома Восточный (высота орбиты старта 360 км, наклонение  $51,6^\circ$ ):  $\blacklozenge$  ФЭП А;  $\diamond$  ФЭП Б

Рассчитаем затраты на транспортировку потребной массы 18630 кг несколькими видами двигателей: ксеноновым (Xe) и аргоновым (Ar) двигателем.

Табл. 1. Характеристики рабочих тел

Рабочее тело	Атомная масса	Доля тяги на Xe, %	Доля $c$ на Xe, %	Стоимость, \$/кг
Ксенон	131,3	100	100	850
Аргон	39,948	55	181	4,6

Ксенон – газ, который не имеет цвета и запаха. Он инертный, то есть почти ни с какими веществами не реагирует, и имеет большие запасы энергии внутри своих атомов. Обладает уникальными свойствами, которые позволяют строить эффективные и экологически чистые двигатели для космических аппаратов [3].

При взятой выше потребной массе 18630 кг, стоимость транспортировки составит:  $18\,630 \text{ кг} \cdot 850 \text{ \$/кг} = 15\,835\,500 \text{ \$}$

Инертный, бесцветный и безвкусный аргон - одноатомный газ с низким потенциалом ионизации (15,7 В) и исключительной химической пассивностью. [4]. Рассчитаем стоимость транспортировки:  $18\,630 \text{ кг} \cdot 4,6 \text{ \$/кг} = 85\,698 \text{ \$}$

Наглядный пример зависимостей массового  $\eta_m$  и токового  $\eta_i$  коэффициентов полезного действия (КПД) от напряжения разряда можно увидеть на модели двигателя с анодным слоем (рис. 3) [5].

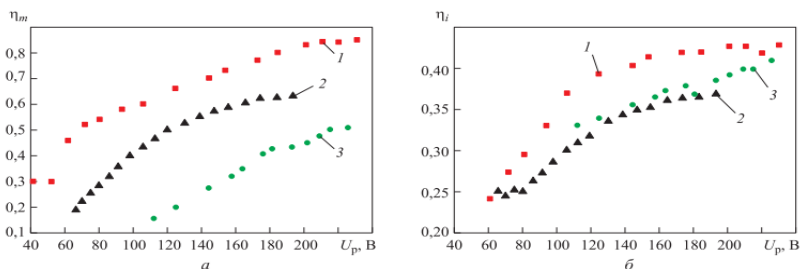


Рис. 3. Зависимости массового  $\eta_m$  (а) и токового  $\eta_i$  (б) КПД двигателя, работающего на ксеноне (1), аргоне (2) и азоте (3), от напряжения разряда  $U_p$ :  
 1 –  $G_m = 1,3 \text{ мг/с}$ ;  $I_m = 1 \text{ А}$ ;  $B_r = 0,0230 \text{ Тл}$ ; 2 –  $G_m = 1,23 \text{ мг/с}$ ;  $I_m = 3 \text{ А}$ ;  $B_r = 0,0183 \text{ Тл}$ ; 3 –  $G_m = 1,12 \text{ мг/с}$ ;  $I_m = 4 \text{ А}$ ;  $B_r = 0,0290 \text{ Тл}$

Несмотря на практически идентичные расходы рабочего тела для рассмотренных газов, полученные зависимости токового КПД оказались схожими. Однако, массовый КПД двигателя при использовании азота оказался в два раза ниже, чем при работе на ксеноне. Это различие указывает на существенные различия в эффективности преобразования энергии в тягу для этих двух газов.

### **Заключение**

На основании проведенного анализа, перелеты ММТА с ЭРДУ на ГСО на ксеноне - наиболее подходящий вариант. Другие РТ, такие как аргон, являются более дешёвыми за единицу топлива. Как показал расчёт, транспортировка с использованием ксенона в 3910 раз превышает стоимость транспортировки с аргоном, иначе говоря, рабочее тело – аргон, в данном случае, экономит 15 749 802 \$, однако нельзя отбросить тот факт, что КПД у него меньше. На сегодняшний день есть вероятность, что другие РТ заменят ксенон в современных КА, однако для этого понадобится веская причина, поскольку стоимость ксенона велика.

### **Библиографический список**

1 Оптимизация проектно-баллистических характеристик многооразового межорбитального транспортного аппарата с электрореактивной двигательной установкой. – URL: <https://readings.gmik.ru/lecture/2010> (дата обращения 28.03.2024 г.)

2 Проектно-баллистический анализ транспортных операций космического буксира с электроракетными двигателями при перелётах на геостационарную орбиту, орбиту спутника луны и в точки либрации системы Земля – Луна / Салмин В.В., Старинова О.Л., Четвериков А.С., Брюханов Н.А., Хамиц И.И., Филиппов И.М., Лобыкин А.А., Бурылов Л.С. // Космическая техника и технологии. №1(20). – 2018. – С. 82-97.

3 Как ксенон помогает летать в космос. – URL: <https://xenon.hermes-gas.ru/blog/> (дата обращения 20.04.2024 г.)

4 Аргон: получение и применение газа – Статьи – Айр Техник в Москве. – URL: <https://airtechnik.ru/blog/poluchenie-argona/> (дата обращения 20.04.2024 г.)

5 Сравнение характеристик модели двигателя с анодным слоем при работе на ксеноне, аргоне и азоте. – URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/sravnenie-harakteristik-modeli>(дата обращения 20.04.2024 г.)