

Ордена Ленина
Институт прикладной математики имени М.В.Келдыша
Российской Академии наук

М.С.Константинов, Г.Г.Федотов, Г.Б.Ефимов.

ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ
КА С ЭРД ДЛЯ ПОЛЕТОВ К МЕРКУРИЮ.

Препринт № за 2001 год.

Москва, 2001.

М.С.Константинов, Г.Г.Федотов, Г.Б.Ефимов. ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ КА С ЭРД ДЛЯ ПОЛЕТОВ К МЕРКУРИЮ. Препринт ИПМ им.М.В.Келдыша. М., 2001. Стр. 28, табл. 14, рис. 14, лит. 8.

АННОТАЦИЯ

Показана возможность полетов КА с электроракетными двигателями и солнечными батареями к планете Меркурий. Использование ЭРД позволяет осуществить доставку к Меркурию полезной массы, достаточной для создания его спутника, при использовании ракет-носителей «Протон» или «Союз». Исследованы зависимости характеристик перелета и полезной массы у Меркурия от параметров ЭРДУ и КА.

Работа частично поддержана РФФИ, гранты N 01-01-00015 и 00-15-96036.

Ключевые слова: малая тяга, Меркурий, оптимизация, траектория.

ABSTRACT

Konstantinov M.S., Fedotov G.G., Efimov G.B. BALLISTIC ANALYSIS OF FLIGHT TO MERCURY WITH ELECTRIC PROPULSION. Preprint of Keldysh Institute of Applied Mathematics. Moscow, 2001.

The ability of flights to Mercury of spacecraft with electrorocket propulsion and solar arrays is proved. The use of “Proton” or “Souz” launchers and the electrorocket propulsion (EP) allow to make a Mercury orbiter. The influence of spacecraft and EP parameters on the payload and trajectory are investigated.

The study was carried out in collaboration with RFBI, grants N 01-01-00015 и 00-15-96036.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	3
СЦЕНАРИЙ ПОЛЕТА КА К МЕРКУРИЮ. ОСНОВНЫЕ ДОПУЩЕНИЯ.....	3
ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА КА.....	5
ПОЛЕТЫ К МЕРКУРИЮ КА С СЭУ И ИОННЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «ПРОТОН».....	12
ПОЛЕТЫ К МЕРКУРИЮ КА С СЭУ И ПЛАЗМЕННЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ В СОСТАВЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «СОЮЗ».....	25
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	28

ВВЕДЕНИЕ

В данной работе объектом космического проекта для исследования выбрана планета Меркурий. С одной стороны, эта планета представляет большой интерес для ученых, исследующих фундаментальные проблемы мироздания. С другой стороны, реализация широкой программы ее исследования представляется весьма трудной. Вывод искусственного спутника Меркурия и посадка на его поверхность, трудно реализуемая задача с использованием традиционных химических двигателей. В случае использования ЭРД возможна доставка в окрестность Меркурия КА значительной массы [1-7], что позволит реализовать широкую программу научных исследований. В качестве источника электроэнергии для питания ЭРД рассматривается использование солнечной энергии.

Основные сокращения: ДУ – двигательная установка

КА – космический аппарат

РН – ракета-носитель

СЭУ – солнечная энергоустановка

СПД – стационарный плазменный двигатель

ХРБ – химический разгонный блок

ЭРД – электроракетный двигатель

ЭРДУ – электроракетная двигательная установка

ЭУ – энергоустановка.

1 СЦЕНАРИЙ ПОЛЕТА КА К МЕРКУРИЮ. ОСНОВНЫЕ ДОПУЩЕНИЯ

Основываясь на уровне технических проработок солнечных энергоустановок для питания ЭРД и электроракетных двигателей, на сегодняшний день можно рассчитывать на проекты КА с ЭРД, использующие электрическую мощность ЭРДУ в пределах десятков кВт. Для оценки перспективности КА, предназначенных для полета к небесным телам, приходится учитывать совокупность многих составляющих разрабатываемого проекта. Это и средства выведения на начальную околоземную орбиту, возможность использования существующих разгонных блоков, состав самого аппарата, схема его полета, критерии оптимизации и так далее. Достоверность самой оценки определяется степенью реальности закладываемых исходных данных и теми неизбежными допущениями, положенными в основу ее проведения.

Рассматривается следующий сценарий полета КА на орбиту искусственного спутника планеты Меркурий. С помощью РН на околоземную круговую орбиту выводится двухступенчатый КА с некоторой массой M_{00} , состоящий из комбинации ХРБ и электроракетной ступени. Несмотря на низкую массовую отдачу химических двигателей из-за малых скоростей истечения реактивной струи, комбинация аппарата из ХРБ и электроракетной верхней ступени в целом может дать определенные преимущества.

Масса на начальной околоземной орбите $-M_{00}$, считающаяся заданной, состоит из массы химического разгонного блока $-M_{РБ}$ и массы электроракетной ступени $-M_0$. ХРБ может сообщить КА при его выходе из грависферы Земли некоторую величину гиперболического избытка скорости: $0 < V_{\infty} < V_{\infty \text{ MAX}}$, где $V_{\infty \text{ MAX}}$ - величина гиперболического избытка скорости при максимально возможной для данного разгонного блока заправке топлива.

Величина и направление гиперболического избытка скорости V_{∞} , сообщаемого КА при выходе из грависферы Земли, являются выбираемыми параметрами и определяются в процессе решения задачи. После разгона аппарата до требуемой величины гиперболического избытка скорости происходит отделение ХРБ и КА с начальной массой M_0 . осуществляет дальнейшее движение с помощью электроракетной ступени.

В состав второй, электроракетной ступени КА входят ЭУ, ДУ и орбитальный блок. В качестве энергетической установки рассматривается СЭУ на основе фотоэлектрических преобразователей с некоторым уровнем электрической мощности на расстоянии 1 АЕ от Солнца N_0 . Предполагается, что располагаемая электрическая мощность зависит от расстояния аппарата до Солнца. При этом, если расстояние до Солнца более некоторого расстояния r^* , то панели батарей располагаются перпендикулярно солнечным лучам и принимается следующий закон изменения мощности, который учитывает как изменение потока солнечной энергии, так и изменение КПД солнечных элементов в связи с температурными условиями $N = N_0/r^{1.7}$. Если расстояние КА до Солнца менее r^* , то панели батарей располагаются под некоторым углом к солнечным лучам, чтобы уменьшить температуру на поверхности солнечных панелей. При этом удастся обеспечить высокий постоянный уровень электрической мощности $N_0/(r^*)^{1.7}$ до весьма малых расстояний до Солнца. Напомним, что большая полуось орбиты Меркурия существенно больше (0.387 АЕ). Таким образом, если расстояние КА до Солнца менее r^* (в расчетах предполагалось, что $r^*=0.7$), располагаемая электрическая мощность считается равной $N_0/(r^*)^{1.7}$.

Изменение величины тяги ЭРД в соответствии с располагаемой на борту КА электрической мощностью предполагалось осуществлять за счет изменения расхода массы рабочего тела ЭРДУ (ксенона).

Орбитальный блок включает полезную нагрузку, доставляемую к исследуемому небесному телу и системы, обеспечивающие полет КА (система управления, навигации и ориентации, система обеспечения теплового режима, радиокомплекс, служебные системы и т.д.)

Масса электроракетной ступени рассматривается состоящей из следующих составляющих:

- массы источника электрической мощности для питания электроракетных двигателей (массы ЭУ) и двигательной установки - $M_{ЭУ}$, - $M_{ДУ}$;
- массы топлива и топливных баков - M_T , M_B ;
- массы конструкции ЭРДУ - $M_{К \text{ ЭРДУ}}$.

Массовая модель электроракетной ДУ представляется в следующем виде

$$M_{ДУ} = n M_{ДВУ} + M_{ПР} + M_{К ДУ} + M_{СХП},$$

где n - необходимое число ЭРД с учетом регулирования величины тяги и ресурса,

$M_{ДВУ}$ - масса одного двигателя вместе с системой управления (принята 19 кг для СПД и 16 кг для ESA-XX),

$M_{ПР}$ - масса преобразователей электрической энергии (их удельная масса принята 5 кг/кВт электрической мощности, подводимой к преобразователям),

$M_{К ДУ}$ - масса конструкции ДУ (принята 100кг),

$M_{СХП}$ - масса системы хранения и подачи топлива (принята равной $0.2M_T$).

Требуемая масса рабочего тела для двигателей определяется после нахождения траектории перелета к исследуемому небесному телу. Она связана с величиной затрат характеристической скорости на перелет.

Орбитальный блок, как отмечалось выше, включает полезную нагрузку, доставляемую к исследуемому небесному телу, агрегаты и системы, обеспечивающие полет КА. Его массовая модель представляется в следующем виде:

$$M_{ОБ} = M_{СУ} + M_{СЛС} + M_{КОБ} + M_{ПГ},$$

где $M_{СУ}$ - масса системы управления движением (принята 135кг),

$M_{СЛС}$ - масса служебных систем (принята 250кг),

$M_{КОБ}$ - масса конструкции орбитального блока (принята 50кг),

$M_{ПГ}$ - масса полезного груза.

Настоящее исследование проводилось без анализа конструктивно-компоновочной схемы, при этом принималось, что масса орбитального блока равна сумме массы полезной нагрузки, доставляемой к исследуемому небесному телу, и некоторой фиксированной массы, величина которой оговаривается в конкретном случае.

2 ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА КА

Межпланетная траектория движения КА с ЭРД начинается стартом с начальной околоземной орбиты. На момент старта вычисляются элементы орбит Земли и Меркурия. Для моделирования движения планет используется классическая теория движения планет в модификации Жанна Мееса (вычисляются элементы орбит Земли и планеты цели по разложениям, приведенным в [8]). Далее в течение всего времени полета траектории движения планет аппроксимируются кеплеровскими орбитами. Положения планет на кеплеровских орбитах на любой момент времени определяются из решения уравнения Кеплера.

В качестве критерия оптимизации траектории движения КА рассматривался максимум конечной массы, доставляемой к планете назначения. Задачей исследования является оценка массы полезной нагрузки, доставляемой на орби-

ту спутника Меркурия КА, в составе химического разгонного блока и электро ракетной ступени с солнечной энергетической установкой. Проектно-баллистическая задача формулируется следующим образом. Для известных массово-энергетических характеристик ракеты-носителя химического разгонного блока, КА и его систем (энергоустановки, двигательной установки, конструкции) требуется определить недостающие проектные параметры КА, схему полета и управление вектором реактивной тяги, обеспечивающие доставку к Меркурию максимальной массы полезного груза.

В процессе полета на аппарат действует притяжение многих небесных тел. Для упрощения исследования такой траектории полета используется метод грависфер нулевой протяженности. Вся траектория движения разбивается на внутренние (движение в сферах действия Земли и планеты назначения) и внешний (гелиоцентрический) участки полета.

Участок полета в сфере действия Земли. Расчет околоземного участка полета сводится к определению временных и массово-энергетических характеристик траектории и самого КА. Так как для выхода из гравитационного поля Земли используется ХРБ с достаточно большой тягой, то в первом приближении рассматривается импульсная аппроксимация активного участка схода КА с начальной околоземной орбиты. По соотношениям задачи двух тел определяется величина разгонного импульса скорости ΔV_1 , сообщаемого аппарату первой ступенью при его сходе с околоземной промежуточной орбиты и удовлетворяющего заданной величине гиперболического избытка скорости V_∞

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{2K}{r_\pi} + V_\infty^2} - \sqrt{\frac{2Kr_\alpha}{r_\pi(r_\pi + r_\alpha)}},$$

где r_π - радиус перигея промежуточной орбиты, r_α - радиус апогея промежуточной орбиты, K - гравитационный параметр Земли.

Масса топлива, расходуемая первой ступенью при старте с промежуточной орбиты на разгон КА до величины гиперболического избытка скорости V_∞ , определяется из формулы Циолковского следующим соотношением:

$$M_{т1} = M_{00} \left(1 - \exp\left(-\frac{k_1 \Delta V_1}{g_0 P_{уд1}}\right) \right),$$

где k_1 - коэффициент, учитывающий гравитационные потери скорости при работе двигателей первой ступени, $P_{уд1}$ - величина удельной тяги двигателя первой ступени, $g_0 = 9.80665 \text{ м/с}^2$.

На выходе из грависферы Земли после сброса первой ступени масса КА составит следующую величину $M_0 = M_{00} - M_{R1} - M_{K1}$, где M_{K1} -сухая масса конструкции первой ступени.

Таким образом, импульсная аппроксимация активного участка полета позволяет представить движение КА с большой тягой как одномерное в координатах масса, скорость.

Гелиоцентрический участок полета. Здесь движение КА рассматривается в ньютоновском гравитационном поле тяготения Солнца. Модель КА представляется в виде материальной точкой переменной массы. Считается, что в момент старта с околоземной орбиты $t=t_0$ положение аппарата совпадает с положением центра Земли. На момент входа в грависферу Меркурия $t=T$ положение КА совпадает с положением центра планеты назначения. Стыковка геоцентрического и гелиоцентрического участков межпланетной траектории осуществляется по вектору скорости и по массе КА на грависфере Земли. Вектор скорости аппарата вычисляется с помощью соотношения

$$\mathbf{V} = \mathbf{V}_3 + \mathbf{V}_\infty,$$

где \mathbf{V}_3 - вектор скорости Земли относительно Солнца, \mathbf{V}_∞ - вектор гиперболического избытка скорости КА относительно Земли.

Таким образом, левый конец траектории движения на гелиоцентрическом участке принадлежит следующему многообразию возможных начальных скоростей и начальных масс КА на грависфере Земли:

$$G[\mathbf{x}(t_0)] = k_1 \left(\sqrt{\frac{2K}{r_\pi} + V_\infty^2} - \sqrt{\frac{2Kr_\alpha}{r_\pi(r_\pi + r_\alpha)}} \right) + g_0 P_{уд1} \ln \frac{M_0 + M_{K1}}{M_{00}} = 0,$$

где $\mathbf{x}(t_0)$ – вектор фазовых координат КА на момент $t = t_0$.

Задача оптимизации межпланетной траектории перелета с орбиты спутника Земли к Меркурию формулируется следующим образом. Для известных массово-энергетических характеристик КА и его систем, заданной даты старта и времени полета требуется определить схему полета и управление вектором реактивной тяги, обеспечивающие доставку КА максимальной массы на грависферу Меркурия с нулевой относительной скоростью.

Выбираемыми параметрами и функциями управления здесь являются:

- величина и направление гиперболического избытка скорости при выходе КА из грависферы Земли, сообщаемая ему ХРБ;
- программа управления вектором реактивной тяги ЭРД по времени полета на гелиоцентрическом участке траектории (ориентация вектора тяги в пространстве, моменты включения-выключения двигательной установки и программа изменения расхода рабочего тела в соответствии с располагаемой электрической мощностью).

Дата старта, время полета и незаданные проектные параметры КА являются внешними параметрами задачи оптимизации траектории. Для решения задачи оптимального управления используется принцип максимума Понтрягина. Введем в рассмотрение релейную функцию $\delta(t)$, принимающую значение 1, когда двигательная установка включена, и значение 0, когда она выключена. Тогда уравнения движения КА можно записать в следующем виде:

$$\begin{aligned}\frac{d\mathbf{V}}{dt} &= \frac{P\delta}{m} \mathbf{e} + \mathbf{g}, \\ \frac{d\mathbf{R}}{dt} &= \mathbf{V}, \\ \frac{dm}{dt} &= -q\delta,\end{aligned}$$

где \mathbf{R} , - вектор положения КА, \mathbf{e} - единичный вектор реактивной тяги ($|\mathbf{e}(t)| \equiv 1$), \mathbf{g} - вектор гравитационного ускорения, m – текущая масса КА, q - массовый расход топлива ЭРДУ, P - величина реактивной тяги.

Задача состоит в построении оптимальных программ $\delta(t)$ и $\mathbf{e}(t)$, обеспечивающих выполнение граничных условий для системы уравнений движения и доставляющих максимум конечной массы КА. Функция Гамильтона имеет следующий вид:

$$H = P/m \delta (\Lambda_V \mathbf{e}) + (\Lambda_V \mathbf{g}) + (\Lambda_R \mathbf{V}) - \lambda_m q \delta,$$

где Λ_V , Λ_R – вектора, сопряженные соответственно векторам скорости и положения КА, λ_m - сопряженная координата, двойственная массе КА. Сопряженная система уравнений имеет следующий вид:

$$\begin{aligned}\frac{d\Lambda_R}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial \mathbf{R}}, \\ \frac{d\Lambda_V}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial \mathbf{V}} = -\Lambda_R, \\ \frac{d\lambda_m}{dt} &= \frac{P}{m^2} \delta \Lambda_V,\end{aligned}$$

где Λ_V - модуль вектора Λ_V . Из условия максимума функции Гамильтона по $\mathbf{e}(t)$ находим оптимальную программу ориентации вектора реактивной тяги по времени в пространстве

$$\mathbf{e} = \Lambda_V / \Lambda_V.$$

Релейная управляющая функция $\delta(t)$ отвечающая за включение и выключение двигательной установки определяются из условия $\sup H$ по δ и имеет следующий вид:

$$\delta = \begin{cases} 1, & \text{при } \Delta > 0, \\ 0, & \text{при } \Delta < 0, \end{cases}$$

$$\Delta = \Lambda_v P/m - \lambda_m q.$$

В конечный момент времени сопряженная координата λ_m должна быть больше нуля ($\lambda_m(T) > 0$).

Условия трансверсальности на левом конце гелиоцентрического участка полета в момент $t = t_0$ определяются из следующих соотношений:

$$\lambda_i(t_0) = \mu \frac{\partial G[\mathbf{x}(t_0)]}{\partial x^i},$$

где μ - постоянная, x^i - компоненты вектора фазовых координат КА и имеют следующий вид:

$$\mathbf{V}_\infty(t_0) = \frac{g_0 P_{уд1} \sqrt{\frac{2K}{r_\pi} + V_\infty^2}}{\lambda_m(t_0)(M_0 + M_{к1})k_1} \Lambda_v(t_0).$$

Вектор гиперболического избытка скорости на оптимальной траектории должен быть направлен по вектору $\Lambda_v(t_0)$.

С учетом полученного условия трансверсальности многообразие $G[\mathbf{x}(t_0)]$ можно записать в следующем виде:

$$k_1 \left(\sqrt{\frac{2K}{r_\pi} (1+z)} - \sqrt{\frac{2K r_\alpha}{r_\pi (r_\pi + r_\alpha)}} \right) + g_0 P_{уд1} \ln \frac{M_0 + M_{к1}}{M_{00}} = 0,$$

где

$$z = \frac{1}{\left[\frac{\lambda_m(t_0) k_1}{g_0 P_{уд1} \Lambda_v(t_0)} (M_0 + M_{к1}) \right]^2 - 1}.$$

Рассматривая последнее соотношение как уравнение относительно M_0 , находим массу КА после отделения первой ступени и соответствующую ей величину гиперболического избытка скорости

$$V_\infty = \sqrt{\frac{2K}{r_\pi} z}.$$

Полученные условия трансверсальности позволяют записать граничные условия на левом конце гелиоцентрического участка траектории в следующем виде:

$$t = t_0; \quad \mathbf{R} = \mathbf{R}_3; \quad \mathbf{V} = \mathbf{V}_3 + V_\infty \Lambda_V(t_0)/\Lambda_V(t_0); \quad M_{КА} = M_0,$$

где \mathbf{R}_3 - радиус-вектора Земли относительно Солнца. Граничные условия содержат историю движения КА с двигателем большой тяги на геоцентрическом участке полета, то есть учитывают влияние первой ступени на траекторию, формируемую в дальнейшем второй ступенью.

Граничные условия на правом конце гелиоцентрического участка траектории имеют следующий вид:

$$t = T; \quad \mathbf{R} = \mathbf{R}_M; \quad \mathbf{V} = \mathbf{V}_M; \quad \lambda_m > 0,$$

где \mathbf{R}_M – радиус-вектор Меркурия относительно Солнца, \mathbf{V}_M – вектор скорости Меркурия относительно Солнца.

Из уравнений для сопряженной системы следует, что $\lambda_m(t)$ – неубывающая функция времени. Следовательно, если задать $\lambda_m(t_0) > 0$, то $\lambda_m(T) > 0$.

В итоге решение задачи сквозной оптимизации геоцентрического и гелиоцентрического участков межпланетной траектории полета с помощью принципа максимума сводится к поиску численными методами экстремалей краевой задачи для системы обыкновенных дифференциальных уравнений порядка $2n$, где n - порядок уравнений движения КА, в данном случае $n=7$. В силу линейности и однородности уравнений для сопряженной системы можно произвольно задать значение одной из сопряженных компонент в момент $t=t_0$. Если принять $\lambda_m(t_0)=1$, то одновременно будет гарантировано выполнение условия $\lambda_m(T) > 0$. Таким образом, задача оптимизации межпланетной траектории перелета двухступенчатого КА при использовании комбинации большой и малой тяги к планете Меркурий, сводится к поиску экстремалей краевой задачи с шестью недостающими начальными значениями. В результате её решения для заданных проектных параметров КА, времени полета и даты старта с околоземной орбиты определяются оптимальными:

- распределение начальной массы M_{00} между ступенями КА,
- масса топлива, заправляемого в химический разгонный блок (или связанная с ней величина гиперболического избытка скорости),
- направление гиперболического избытка скорости при выходе КА из гравитационного поля Земли,
- программа управления вектором реактивной тяги по времени полета (ориентация вектора тяги в пространстве, моменты включения-выключения двигательной установки и программа изменения расхода рабочего тела в соответствии с располагаемой электрической мощностью).
- величина максимальной массы КА, доставляемой на грависферу Меркурия.

Исследования транспортных возможностей альтернативных проектов КА по его доставке в окрестность Меркурия заключаются в решении этой задачи для различных: дат старта, времен полета, значений проектных параметров аппарата.

Участок движения в сфере действия Меркурия. Движение аппарата внутри грависферы Меркурия рассматривается как движение в центральном гравитационном поле. Предполагается, что КА входит в сферу действия Меркурия с нулевой величиной гиперболического избытка скорости и массой, определенной из расчета гелиоцентрического участка траектории полета. Рассматривается плоское движение аппарата, принадлежащее плоскости заданной орбиты спутника Меркурия. Ограничений на положение плоскости орбиты спутника Меркурия в рассматриваемой постановке нет. Величина реактивной тяги на этом участке полета предполагается постоянной. Она соответствует величине тяги в конце гелиоцентрического участка траектории. Направление вектора тяги считается трансверсальным тормозным. Траектория движения КА представляет собой скручивающуюся спираль. Заданная орбита спутника Меркурия рассматривается круговой с высотой над его поверхностью $H=500$ км.

Расчет скрутки у Меркурия сводится к определению временных и массо-энергетических характеристик траектории и самого КА. Для определения этих характеристик решается обратная задача раскрутки с заданной орбиты спутника Меркурия с возрастающей массой аппарата, соответствующей расходу массы двигательной установки КА. Задается некоторое начальное значение массы КА на заданной орбите спутника Меркурия - M_F^* . Уравнения движения интегрируются до набора параболической скорости и определяется масса аппарата на выходе из сферы действия Меркурия. Если это значение отлично от массы КА, соответствующей концу гелиоцентрического участка траектории, то решается краевая задача по подбору величины - M_F^* .

После выбора траектории перелета КА с околоземной орбиты на заданную орбиту спутника Меркурия определяются характеристики, необходимые для вычисления всех составляющих полной массы КА. В том числе масса топлива, расходуемая на перелет - M_T и масса баков для его хранения - M_B . По величине времени активного полета определяется требуемое количество двигателей (с учетом их ресурса) и уточняется масса электроракетной двигательной установки.

Таким образом, определяются все составляющие начальной массы электроракетной ступени на выходе из сферы действия Земли, в том числе масса электроракетной ступени достигающая заданной орбиты спутника Меркурия $M_F = M_0 - M_T$ и доставляемая масса полезного груза к цели полета.

Перебирая значения входных проектных параметров, параметров маневра (дата старта, время перелета) и решая для них траекторную задачу можно определить для данного альтернативного варианта КА зависимость величины по-

лезной максимальной массы, доставляемой на орбиту спутника Меркурия, от выбираемых параметров. При этом, одновременно определяется схема полета, оптимальная траектория движения, закон управления реактивным ускорением двигательной установки и начальная масса электроракетной ступени.

3 ПОЛЕТЫ К МЕРКУРИЮ КА С СЭУ И ИОННЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «ПРОТОН»

Данный раздел посвящен оценке транспортных возможностей КА, использующего комбинацию ХРБ и блока с ЭРД, при транспортировке полезного груза к планете Меркурий. Для вывода этой комбинации на низкую околоземную орбиту предполагается использование одного пуска ракеты-носителя «Протон». С помощью РН на околоземную круговую орбиту высотой – 200 км и наклоном – 51.6° выводится КА массой $M_{00}=21030$ кг, состоящий из ХРБ и электроракетной ступени. В качестве ХРБ рассматривается кислородно-керосиновый блок типа «Д» со следующими характеристиками: конечная масса разгонного блока - 2080 кг; максимальная масса рабочего топлива – 14870 кг; удельный импульс тяги - 361 с; величина реактивной тяги - 8500 кг; масса полностью заправленного блока – 16950 кг.

Вторая электроракетная ступень в качестве источника энергии для питания ЭРД использует фотоэлектрические преобразователи (солнечные батареи) с уровнем электрической мощности на расстоянии одной а.е. от Солнца $N_0=35$ кВт. Удельная масса СЭУ рассматривалась как параметр, и исследовались следующие ее значения: $\gamma_{ЭУ}=34$ кг/кВт; 16 кг/кВт; 11 кг/кВт. Величина коэффициента деградации панелей солнечных батарей принята на уровне 5 процентов в год; Масса вторичного преобразователя энергии принималась равной 354 кг.

Двигательная установка второй ступени рассматривается на основе использования связки ионных двигателей. Параметры ионного двигателя соответствуют характеристикам двигателя ESA-XX или RIT-35. При тяге одного двигателя 0.1-0.2 Н суммарная номинальная тяга двигательной установки, включающая шесть одновременно работающих двигателей, принимается равной $P=1$ Н (тяга одного двигателя 0.165 Н, удельная тяга $P_{уд}=5419$ с и суммарная номинальная тяга двигательной установки $P=100.8$ г). Ввиду ресурсных ограничений на время работы двигателя, при расчете массы двигательной установки, общее количество двигателей принималось в два раза больше. Ресурс двигателя принимался 625 суток.

Влияние времени перелета на характеристики проекта. В таблицах 1,2 приводятся наиболее важные массовые и временные характеристики оптимальных траекторий перелета к Меркурию для ряда времен перелета. Таблицы соответствуют разным семействам экстремалей краевой задачи.

В таблицах приведена следующая информация:

- T - время полета с околоземной орбиты до грависферы Меркурия,
- T_c - дата старта с околоземной орбиты,
- V_∞ - величина гиперболического избытка скорости на выходе КА из грависферы Земли,
- M_0 - величина массы КА после отделения от него ХРБ,
- T_A – суммарное время работы ЭРДУ при полете Земля-Меркурий,
- M_T - масса топлива, израсходованного ЭРДУ на полет Земля-Меркурий,
- n_A – количество активных участков на трассе полета Земля-Меркурий,
- τ - время скрутки при выходе КА на орбиту спутника Меркурия,
- M_{TC} – масса топлива, израсходованного ЭРДУ при скрутке,
- M_K – конечная масса КА на орбите спутника Меркурия,
- $M_{ПГ}$ – масса полезного груза на орбите спутника Меркурия.

Таблица 1.

Проектно-баллистические характеристики траекторий полета к Меркурию.
СЭУ, ESA-XX с номинальной тягой $P=100.8$ г и $P_{уд}=5419$ с.

T сут	T_c	V_∞ км/с	M_0 кг	T_A Сут	M_T кг	n_A	τ ст.	$M_{ЗС}$ кг	M_K Кг	$M_{ПГ}$ кг
425	10.6.2001	4.464	4343	425	1129	1	53	147	3067	720
450	05.6.2001	4.122	4570	450	1193	1	56	154	3223	862
480	25.5.2001	3.802	4791	472.2	1298	2	58	160	3333	949
510	05.5.2001	3.496	4985	506.7	1343	2	61	167	3475	1083
550	15.4.2001	3.296	5106	522.5	1380	3	63	171	3555	1153
600	15.4.2001	3.245	5136	524.3	1382	4	64	172	3578	1175
660	10.3.2001	2.947	5307	558	1474	4	66	176	3657	1235
700	1.2.2001	2.689	5445	602.5	1593	5	66	177	3675	1229
710	10.1.2001	2.463	5558	640.1	1688	5	67	178	3692	1227

Таблица 2

Проектно-баллистические характеристики траекторий полета к Меркурию.
СЭУ, ESA-XX с номинальной тягой $P=100.8$ г и $P_{уд}=5419$ с.

T сут	T_c	V_∞ км/с	M_0 Кг	T_A Сут	M_T кг	n_A	τ сут.	$M_{ЗС}$ кг	M_K Кг	$M_{ПГ}$ Кг
550	13.7.2001	3.219	5152	550	1452	1	62	170	3530	1114
600	17.6.2001	2.376	5599	600	1571	1	68	185	3843	1400
650	13.5.2001	1.790	5845	650	1679	1	71	192	3974	1508

710	13.4.2001	1.331	5994	683.3	1752	3	73	195	4047	1566
785	24.1.2001	0.693	6132	743.1	1860	3	75	197	4075	1572
800	25.1.2001	0.741	6124	733.6	1845	4	75	197	4087	1587

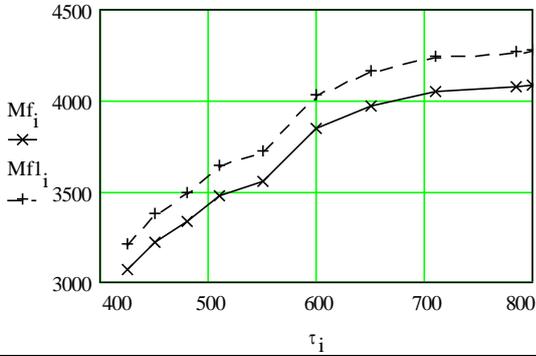


Рис.1. Масса КА в момент выхода на орбиту спутника Меркурия (нижняя) и на момент входа в грависферу Меркурия (верхняя кривая)

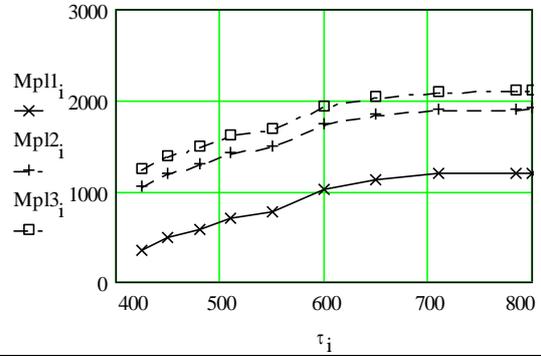


Рис.2. Масса полезного груза на орбите спутника Меркурия. Удельная масса СЭУ 34 кг/кВт (нижняя), 16 кг/кВт (средняя), 11 кг/кВт (верхняя кривая)

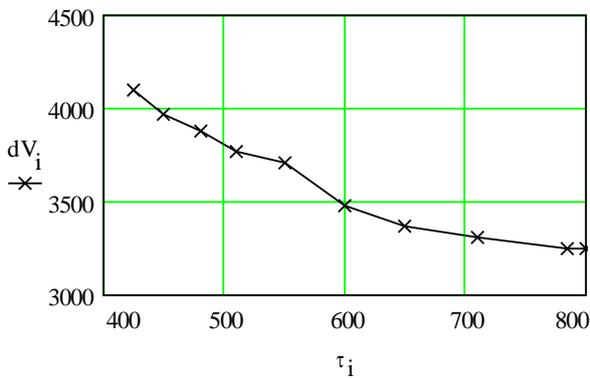


Рис.3. Величина импульса скорости ХРБ

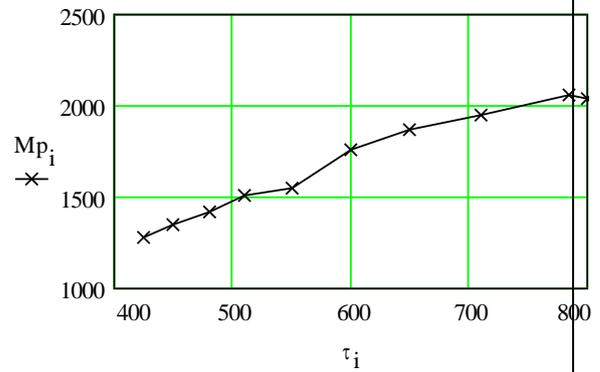


Рис.4. Расходуемая масса ксенона.

Таблица 3

Масса полезного груза, доставляемого к Меркурию как функция времени перелета и удельной массы СЭУ

Т, сут	$M_{ПГ1}$, кг	$M_{ПГ2}$, кг	$M_{ПГ3}$, кг	$M_{ДУ}$, кг	$M_{Б}$, кг
425	907	1537	1711	683	226
450	1056	1686	1861	697	240
480	1160	1790	1965	708	252
510	1290	1920	2096	725	269
550	1369	1998	2173	733	276
600	1634	2263	2438	771	314

650	1749	2379	2554	793	336
710	1810	2440	2615	807	351
785	1819	2448	2623	829	372
800	1828	2458	2633	826	369
$\gamma_{ЭУ}$ [кг/кВт]	34	16	11		

На рис. 1-4 в виде графиков показан ряд характеристик как функции продолжительности перелета по трассе Земля-Меркурий. В таблице 3 для разных продолжительностей перелета представлены массовые характеристики КА для разных значений исходных данных по удельной массе $\gamma_{ЭУ}$.

На рис. 5 представлена зависимость конечной массы КА от времени полета к Меркурию для двух семейств траекторий перелета. Из рисунка видно, что при временах полета больших 550 суток более выгодными оказываются траектории полета соответствующие таблице 2.

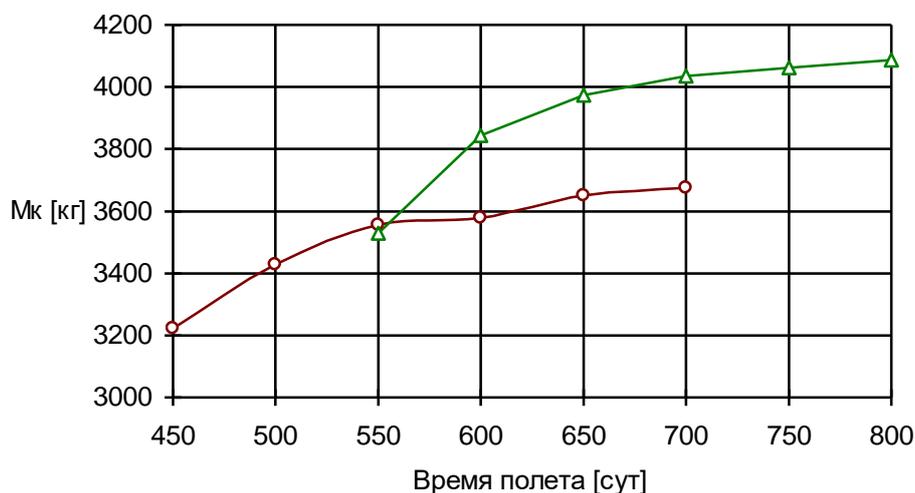


Рис. 5. Масса КА [кг], доставляемая на орбиту спутника Меркурия.

На рис 6 и 8 показаны проекции на плоскость эклиптики траекторий перелета соответственно для времени перелета $T=660$ суток (таб. 1) и $T=650$ суток (таб. 2). Ось X направлена в точку весеннего равноденствия. В правой верхней части рисунка сверху вниз представлены: величина реактивного ускорения в $[мм/с^2]$ в начальный момент работы ЭРД, далее на момент конца гелиоцентрического участка траектории:

- время полета к Меркурию в [сутках],
- величина реактивного ускорения в $[мм/с^2]$,
- расстояние КА от Солнца в [АЕ],
- угловая дальность полета аппарата в [град],
- расстояние КА от плоскости эклиптики в [АЕ],
- величина наклона мгновенной плоскости полета аппарата в [град],

- относительная масса КА (за единицу принята величина M_0),
- время активного полета в [сутках],
- величина характеристической скорости в [км/с],
- количество активных участков, количество пассивных участков.

В правой нижней части рисунка представлены элементы орбиты Меркурия: наклонение, долготы восходящего узла, аргумент перицентра, фокальный параметр и эксцентриситет.

Внизу рисунка представлены следующие параметры:

- величина гиперболического избытка скорости, сообщаемая ХРБ в [км/с],
- масса КА после отделения ХРБ в [кг],
- дата старта и дата подлета к Меркурию,
- масса КА на момент подлета к Меркурию в [кг],
- величина номинальной тяги ЭРДУ в [Г]
- величина удельной тяги в [с].

На рис. 7 и 9 представлены оптимальные программы управления вектором реактивной тяги на гелиоцентрическом участке полета, соответственно для траекторий изображенных на рис. 6 и 8:

- $P(t)$ – величина реактивной тяги,
- $A(t)$ – угол между вектором тяги и нормалью к мгновенной плоскости траектории КА,
- $B(t)$ – угол между проекцией вектора тяги на мгновенную плоскость орбиты и радиус-вектором Солнце – КА,
- $dd(t)$ – функция включения-выключения двигателя (если $dd > 0$, то двигатель включен; $dd < 0$ соответствует пассивному участку).

Из представленных результатов видно, с увеличением времени перелета с 425 до 800 суток –

Конечная масса КА растет с 3067 кг до 4087 кг.

- Масса полезной нагрузки растет с 720 кг до 1587 кг.
- Оптимальное значение импульса скорости ХРБ уменьшается от 4.1 до 3.25 км/с и менее максимально возможного (4.24 км/с). Величина расходуемого топлива ХРБ значительна. Она уменьшается от 14600 кг до 12825 кг.
- Оптимальная величина гиперболического избытка скорости уменьшается от 4.46 км/с до 0.7 км/с.
- Увеличивается масса КА на выходе из грависферы Земли с 4343 до 6124 кг.
- Время работы ЭРДУ увеличивается от 425 до 740 суток. Отметим, что такое время превышает ресурс работы двигателей. Для оценок массовых характеристик при расчетах принимается, что число двигателей двигательной установки превышает минимально необходимое для создания рассматриваемой тяги чаще всего в два раза.

- Требуемая масса ксенона увеличивается от 1276 кг до 2042 кг. Это связано с тем, что с увеличением времени перелета уменьшается роль ХРБ и увеличивается роль ЭРДУ.

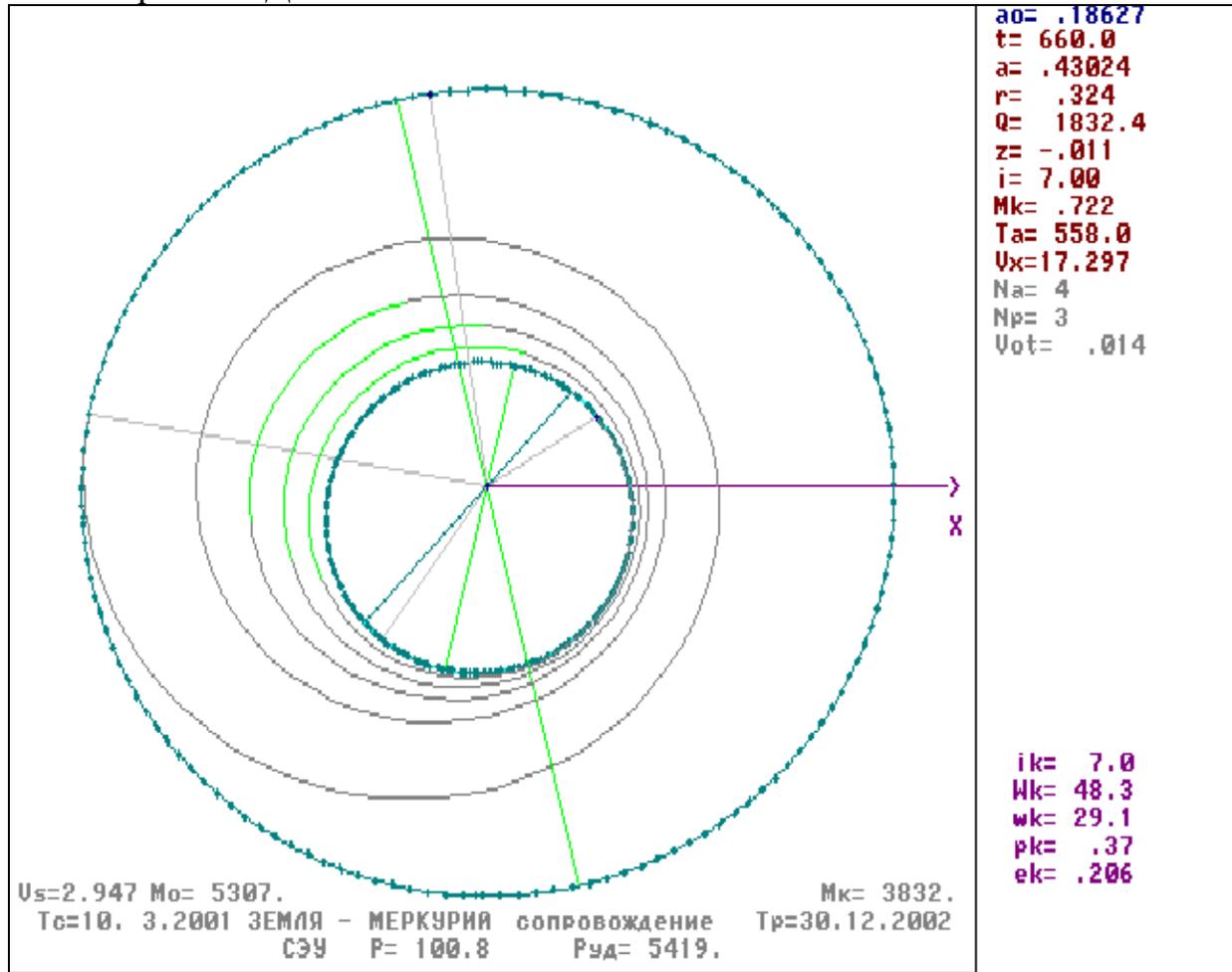


Рис. 6. Траектория перелета Земля-Меркурий длительностью $T=660$ суток.

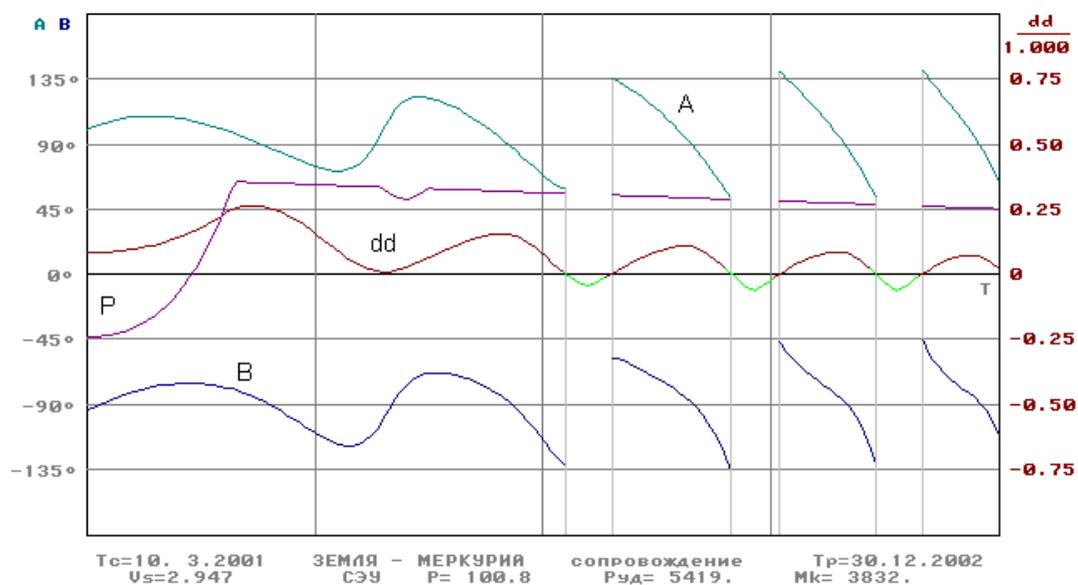


Рис. 7. Программа управления вектором реактивной тяги ($T=660$ суток)

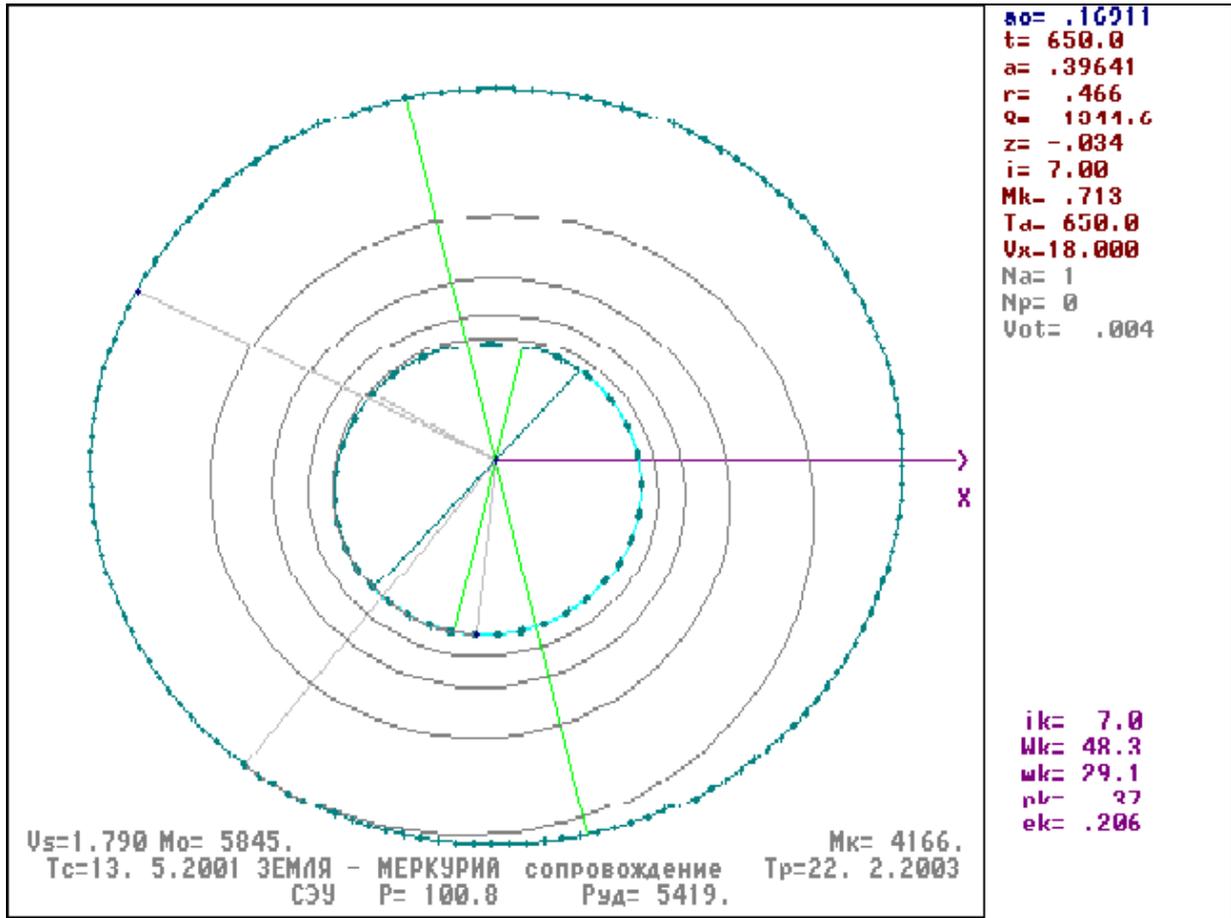


Рис. 8. Траектория перелета Земля-Меркурий длительностью $T=650$ суток.

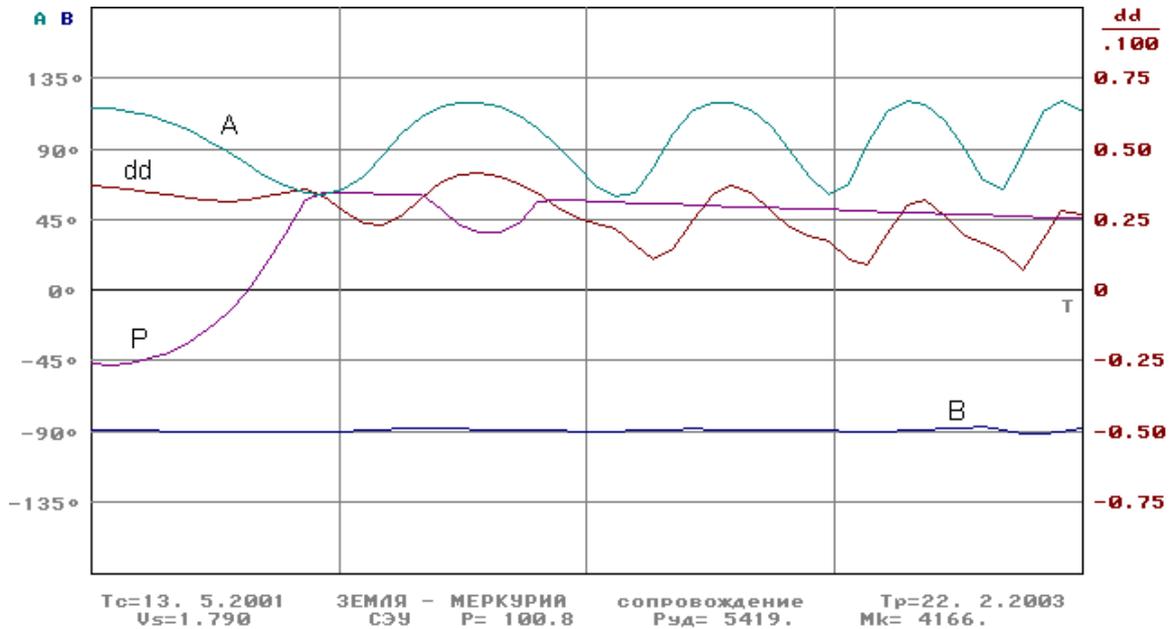


Рис. 9. Программа управления вектором реактивной тяги ($T=660$ суток)

Влияния удельной тяги ЭРДУ на характеристики КА. В табл.5 представлены результаты оптимизации проекта для нескольких значений удельной тяги двигательной установки. Цель исследования найти оптимальное значение удельной тяги и оценить влияние удельной тяги на массу полезной нагрузки. При исследовании фиксировалось время полета к Меркурию 550 суток и номинальная (на 1 АЕ от Солнца) тяга двигательной установки 1 Н. В таблице введены обозначения: ΔV – величина импульса скорости, сообщаемая КА ХРБ, $M_{Т1}$ – масса топлива, расходуемого ХРБ.

Таблица 5

Характеристики КА как функции удельной тяги ЭРДУ.
СЭУ, ESA-XX с номинальной тягой $P=100.8$ г, $T=550$ суток

$P_{уд}$ Сек	ΔV м/с	$M_{Т1}$ Кг	V_{∞} м/с	M_0 Кг	$M_{ДУ}$ кг	M_T кг	M_B кг	M_K кг	$M_{ПГ}$ кг
4500	3679	13781	3189	5169	737	1625	325	3214	1351
5419	3709	13844	3296	5106	733	1380	276	3378	1369
6000	3734	13897	3384	5053	734	1239	248	3493	1346
6500	3744	13917	3417	5033	746	1152	231	3641	1295

Из таблицы 5 видно, что с увеличением удельной тяги с 4500 с до 6500 с оптимальные значения изменяются следующим образом:

- импульс скорости ХРБ увеличивается с 3679 до 3744 с;
- заправка ХРБ увеличивается с 13780 до 13920 кг;
- начальная масса КА с ЭРД уменьшается с 5169 до 5033 кг;
- величина расхода массы ксенона уменьшается с 1625 до 1152 кг;
- масса КА в окрестности Меркурия увеличивается с 3214 до 3641 кг.

Зависимость массы полезной нагрузки от удельной тяги можно анализировать по последнему столбцу табл. 5 ($\gamma_{ЭУ} = 34$ кг/кВт) и по табл. 6 и рис 10.

В табл.6 для трех рассматриваемых значений удельной массы ЭУ приведены максимальные значения массы полезной нагрузки $M_{ПГ}$, а также масса энергетической установки $M_{ЭУ}$, начальная электрическая мощность N_0 , конечная электрическая мощность N_K , масса преобразователя электрической мощности $M_{ПР}$.

Из представленных результатов видна не монотонная зависимость массы полезной нагрузки от удельной тяги, откуда следует существование оптимального значения для удельных масс энергетической установки $\gamma_{ЭУ} = 34$ кг/кВт и 16 кг/кВт.

Таблица 6

Характеристики КА как функции удельной тяги ЭРДУ для разных $\gamma_{ЭУ}$.
СЭУ, ESA-XX с номинальной тягой $P=100.8$ г, $T=550$ суток

$P_{уд}$ С	$M_{ПГ1}$ кг	$M_{ЭУ1}$ кг	N_{01} кВт	$N_{К1}$ кВт	$M_{ПР}$ кг	$M_{ЭУ2}$ кг	$M_{ПГ2}$ кг	$M_{ЭУ3}$ кг	$M_{ПГ3}$ кг
4500	1351	1022	30.0	55.1	275	481	1892	331	2041
5419	1369	1190	35.0	64.2	321	560	1998	385	2173
6000	1346	1299	38.2	70.0	350	611	2034	420	2225
6500	1295	1406	41.4	75.8	379	662	2039	455	2246
$\gamma_{ЭУ}$ кг/кВт	34	34	34	34	34	16	16	11	11

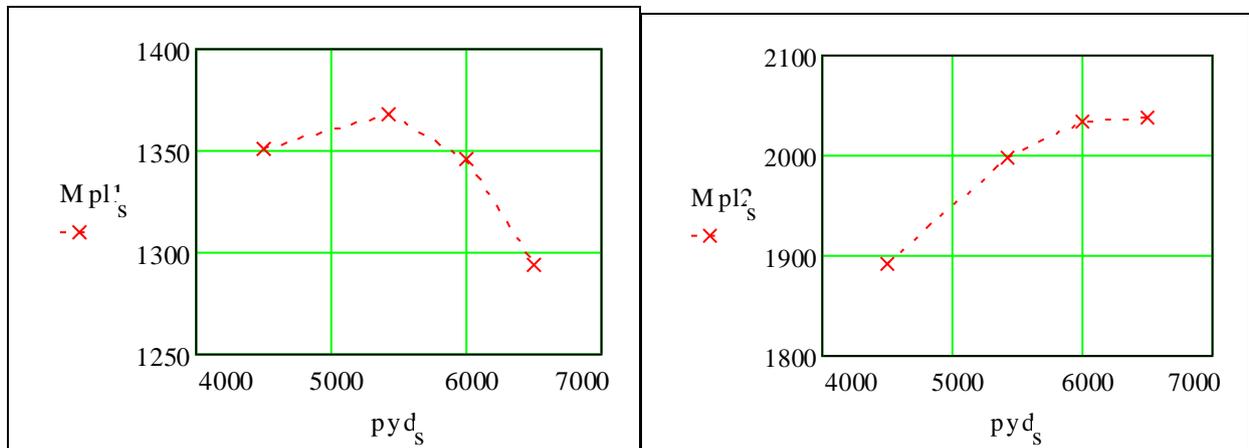


Рис. 10. Зависимость массы полезного груза от удельной тяги ЭРДУ

На рис. 10 приведена зависимость массы полезной нагрузки как функции удельной тяги для двух значений удельной массы энергетической установки ($\gamma_{ЭУ}=34$ кг/кВт и 16 кг/кВт) и времени перелета в окрестность Меркурия 550 суток. Для $\gamma_{ЭУ} = 34$ кг/кВт оптимальное значение удельной тяги находится в диапазоне 5300 - 5500 с, а $\gamma_{ЭУ} = 16$ кг/кВт – в диапазоне 6200 - 6500 с. Для $\gamma_N = 11$ кг/кВт оптимальное значение удельной тяги более 6500 с.

Данные следующих двух табл. 7 и 8, а также рис 12 и 13 дают возможность рассмотреть аналогичные зависимости для более быстрой экспедиции продолжительностью $T = 480$ суток.

Качественно характер зависимостей не изменился. На рис. 11 и 12 приведены зависимости массы полезной нагрузки как функции удельной тяги для двух значений удельной массы энергетической установки (34 и 16 кг/кВт) при времени перелета 480 суток. При удельной массе энергетической установки 34 кг/кВт оптимальное значение удельной тяги, максимизирующее массу полезной

нагрузки, около 5100 с. При удельной массе энергетической установки 16 кг/кВт оптимальное значение удельной тяги больше (около 6000 с).

Таблица 7.

Характеристики КА как функции удельной тяги ЭРДУ.
СЭУ, ESA-XX СЭУ, ESA-XX с номинальной тягой $P=100.8$ г, $T=480$ суток.

$P_{уд}$ Сек	ΔV м/с	$M_{Т1}$ кг	V_{∞} м/с	M_0 кг	$M_{ДУ}$ кг	M_T кг	M_B кг	M_K Кг	$M_{ПГ}$ Кг
4500	3810	14052	3634	4898	716	1523	305	3375	1202
5000	3850	14132	3759	4818	705	1364	273	3454	1216
5419	3864	14159	3802	4791	706	1268	254	3523	1209
6000	3880	14192	3852	4758	717	1156	231	3602	1152
6500	3887	14204	3871	4746	731	1081	216	3665	1093

Таблица 8

Характеристики КА как функции удельной тяги ЭРДУ для разных $\gamma_{ЭУ}$. СЭУ,
ESA-XX с номинальной тягой $P=100.8$ г, $T=480$ суток

$P_{уд}$ С	$M_{ПГ1}$ кг	$M_{ЭУ1}$ кг	N_{01} КВт	$N_{К1}$ КВт	$M_{ПР}$ кг	$M_{ЭУ2}$ кг	$M_{ПГ2}$ кг	$M_{ЭУ3}$ Кг	$M_{ПГ3}$ кг
4500	1202	1022	30.0	55.1	275	481	1743	331	1893
5000	1216	1098	32.3	59.2	296	516	1798	355	1959
5419	1209	1173	34.5	63.2	316	552	1830	380	2003
6000	1152	1298	38.2	70.0	350	610	1839	420	2030
6500	1093	1406	41.4	75.8	379	662	1837	455	2044
$\gamma_{ЭУ}$ кг/кВт	34	34	34	34	34	16	16	11	11

Здесь вывод достаточно очевиден: *при уменьшении времени перелета оптимальное значение удельной тяги уменьшается.* Для $\gamma_{ЭУ}=34$ кг/кВт: при времени перелета к Меркурию 550 суток оптимальное значение $P_{уд} \approx 5400$ с, а при $T=480$ суток - $P_{уд} \approx 5100$ с. Для $\gamma_{ЭУ}=16$ кг/кВт: при времени перелета 550 суток $P_{уд} \approx 6300$ с, а при $T=480$ суток оптимальное значение $P_{уд} \approx 6000$ с. Для $\gamma_{ЭУ} = 11$ кг/кВт: для времени $T=550$ суток оптимальное $P_{уд}$ существенно более 6500 с, а при $T=480$ суток оптимальная удельная тяга совсем немного превышает 6500 с.

Важно, что зависимость массы полезной нагрузки от удельной тяги в районе оптимума полого и изменение удельной тяги на 500 с от оптимального значения приводит к потере массы полезной нагрузки всего на 15 кг.

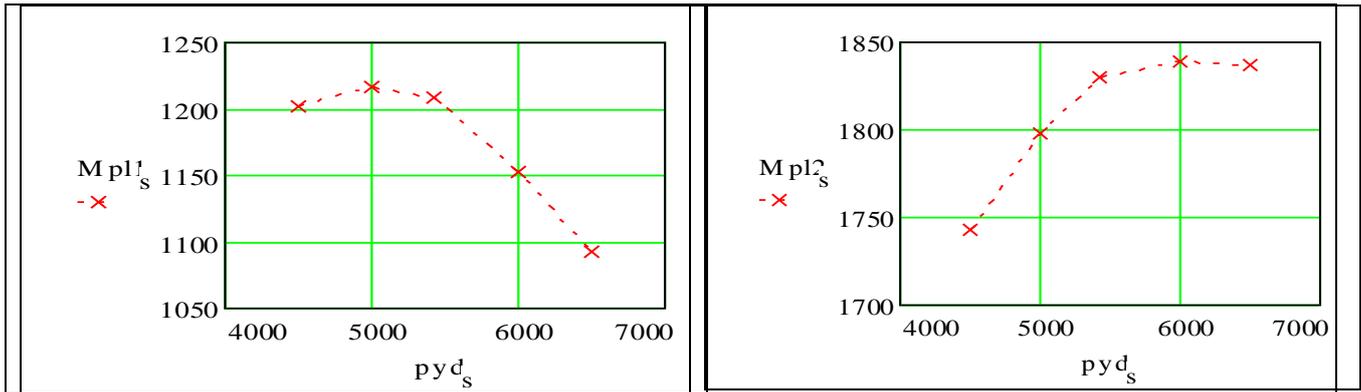


Рис.11. Масса $M_{ПГ}$ как функция $\gamma_{ЭУ}$
ЭРД. $T=480$ суток, $\gamma_{ЭУ}=34$ кг/кВт

Рис.12. Масса $M_{ПГ}$ как функция $\gamma_{ЭУ}$
ЭРД. $T=480$ суток, $\gamma_{ЭУ}=16$ кг/кВт.

Влияние деградации панелей солнечных батарей на характеристики проекта. Это влияния иллюстрируют данные таблицы 9. Здесь для номинального варианта и времени перелета к Меркурию $T=550$ суток приведены для двух уровней деградации d (3 и 5 процентов в год) значения ряда проектно-баллистических характеристик.

Таблица 9

Влияние деградации солнечных батарей на характеристики КА. $N_0=35$ кВт, $\gamma_{ЭУ}=34$ кг/кВт; ESA-XX с тягой $P=100.8$ г, $P_{уд}=5419$ с; $T=550$ сут., старт 15.04.2001.

D %/год	V_{∞} м/с	M_0 кг	T_A сутки	M_K Кг	M_P кг	$M_{ПГ1}$ кг	$M_{ПГ2}$ Кг	$M_{ПГ3}$ кг
3	3216	5154	519.4	3761	1393	1422	2043	2216
5	3296	5106	522.5	3726	1380	1369	1998	2173

Анализ данных табл. 9 дает возможность утверждать, что уменьшение коэффициента деградации с 5 до 3 процентов в год приводит к увеличению массы КА, подлетающего в окрестность Меркурия, на 45 кг (менее одного процента) и к увеличению массы полезной нагрузки на 40 - 50 кг.

Таблица 10

Проектно-баллистические характеристики КА. $N_0=35$ кВт, $\gamma_{ЭУ}=34$ кг/кВт; ESA-XX с номинальной тягой $P=100.8$ г, $P_{уд}=5419$ с; $T=550$ суток, старт 15.04.2001.

r^* АЕ	$T_{СТ}$	ΔV км/с	M_{T1} кг	V_{∞} м/с	M_0 кг	T_A сут	M_T кг	M_K Кг	$M_{ПГ1}$ Кг
0.6	28.3.2001	3464	13315	2299	5635	513.2	1586	4049	1671
0.7	15.4.2001	3709	13844	3296	5106	522.5	1380	3726	1389
0.8	30.4.2001	4087	14589	4439	4361	522.8	1146	3215	925

Влияние температурных характеристик ЭУ на характеристики проекта КА. Напомним, что, если расстояние до Солнца более некоторого расстояния r^* , то принимается следующий закон изменения мощности: $N = N_0/r^{1.7}$. Если

расстояние КА до Солнца менее r^* , то располагаемая электрическая мощность считается равной $N_0/(r^*)^{1.7}$. В настоящем разделе исследуется влияние на характеристики проекта величины r^* . Рассмотрено три значения этой величины 0.6 АЕ, 0.7 АЕ и 0.8 АЕ. Результаты исследования сведены в таблицу 10.

Из данных таблицы 10 следует, что увеличение r^* от 0.6 до 0.8 АЕ приводит к следующим изменениям:

- уменьшению массы полезной нагрузки с 1671 до 925 кг;
- увеличению оптимального значения импульса скорости ХРБ с 3464 до 4087 м/с, при этом соответственно увеличивается заправка блока с 13315 до 14589 кг и гиперболический избыток скорости с 2299 до 4439 м/с;
- уменьшению массы ксенона с 1586 до 1146 кг;
- уменьшению массы КА на подлете к Меркурию с 4049 до 3215 кг.

Значения массы ЭРДУ и массы баков для рассматриваемого случая приведены в табл. 11. Там же даны результаты анализа влияния удельной массы энергетической установки на характеристики проекта КА, в частности, на массу полезного груза (2-4-ый столбцы). Видно как увеличивается масса $M_{ПГ}$ при уменьшении удельной массы энергетической установки. Масса полезного груза может увеличиться более чем в 2 раза при $r^* = 0.6$ АЕ и в 1.3 при $r^* = 0.8$ АЕ.

Таблица 11

Масса полезного груза как функции r^* и удельной массы СЭУ. $N_0 = 35$ кВт, $\gamma_{ЭУ} = 34$ кг/кВт; ESA-XX с номинальной тягой $P = 100.8$ г, $P_{УД} = 5419$ с; $T = 550$ суток.

r^* АЕ	$M_{ПГ 1}$, кг	$M_{ПГ 2}$, кг	$M_{ПГ 3}$, кг	$M_{ДУ}$, кг	$M_{Б}$, кг
0.6	907	2292	2465	770	317
0.7	1056	2010	2183	729	276
0.8	1160	1546	1719	682	229
$\gamma_{ЭУ}$ [кг/кВт]	34	16	11		
$M_{ЭУ}$ [кг]	1173	552	380		

Анализ показывает, что параметр - r^* существенно влияет на характеристики проекта КА.

Влияние удельной массы ЭУ на характеристики проекта. В таблице 12 показано влияние удельной массы энергетической установки на массу полезного груза (второй - четвертый столбцы таблицы). Видно, что если удельная масса энергетической установки уменьшается с 34 до 16 kg/kW (при этом масса энергетической установки M_E уменьшается с 1190 кг до 560 кг), то масса полезной нагрузки может увеличиться в 1.5 - 1.7 раза.

Таблица 12

Масса полезного груза как функция времени полета и удельной массы СЭУ.
ESA-XX с номинальной тягой $P=100.8$ г, $P_{уд}=5419$ с.

Т сут	$M_{ПГ 1}$ кг	$M_{ПГ 2}$ кг	$M_{ПГ 3}$ кг	$M_{ДУ}$ кг	$M_{Б}$ кг
425	907	1537	1711	683	226
450	1056	1686	1861	697	240
480	1160	1790	1965	708	252
510	1290	1920	2096	725	269
550	1369	1998	2173	733	276
600	1634	2263	2438	771	314
650	1749	2379	2554	793	336
710	1810	2440	2615	807	351
785	1819	2448	2623	829	372
800	1828	2458	2633	826	369
$\gamma_{ЭУ}$ [кг/кВт]	34	16	11		
$M_{ЭУ}$, [кг]	1190	560	385		

Влияние количества двигателей и электрической мощности ЭУ на характеристики проекта КА. В таблице 13 приведены данные, иллюстрирующие влияние количества электроракетных двигателей типа ESA-XX на характеристики проекта КА. При этом предполагалось, что время перелета в окрестность Меркурия фиксировано и равно 550 суток и электрическая мощность ЭУ обеспечивает потребности рассматриваемого количества двигателей. Целью исследования является получение рекомендации о рациональном уровне электрической мощности энергетической установки КА.

Таблица 13

Характеристики оптимальных траекторий перелета как функции количества двигателей. $\gamma_{ЭУ}=34$ кг/кВт. ESA-XX с $P=100.8$ г, $P_{уд}=5419$ с. $T=550$ суток.

N	ΔV м/с	$M_{Т1}$ кг	M_0 кг	$M_{ДУ}$ кг	M_T кг	M_B кг	M_K кг	$M_{пр}$ кг	N_K кВт
7	3454	13294	5656	827	1582	316	4074	1388	74.9
6	3709	13844	5106	733	1380	276	3726	1190	64.1
5	4062	14543	4407	635	1156	231	3251	991	53.5

Продолжение таблицы 13

N	N ₀ кВт	M _{ЭУ 1} кг	M _{ПГ 1} кг	M _{ЭУ 2} кг	M _{ПГ 2} кг	M _{ЭУ 3} кг	M _{ПГ 3} кг
5	29.2	991	1190	467	1715	321	1861
6	35.0	1190	1369	560	1998	385	2173
7	40.8	1388	1424	653	2159	449	2363

Анализ результатов таблицы показывает, что с увеличением количества двигателей (мощности ЭУ) масса полезного груза увеличивается для всех рассматриваемых значений удельной массы энергетической установки. Оптимальное число двигателей даже в случае, когда удельная масса энергетической установки равна 34 кг/кВт, более 7. При этом оптимальная электрическая мощность ЭУ более 40.8 кВт. Учет ограничений на мощность СЭУ, связанных с ее габаритами, приводят к выводу о целесообразности использования энергетической установки максимально возможной мощности. Для более легких СЭУ этот вывод тем более справедлив и оптимальная величина мощности СЭУ еще более.

Из других выводов анализа последней таблицы отметим, что при увеличении располагаемой мощности СЭУ:

- уменьшается оптимальная заправки ХРБ с 14500 до 13300 кг (импульс химического разгонного блока уменьшается с 4062 до 3454 м/с);
- увеличивается величина массы ксенона с 1150 до 1580 кг;
- увеличивается масса КА в окрестности Меркурия с 3250 до 4070 кг;
- увеличивается масса полезного груза, доставляемого в окрестность Меркурия, с 1190 кг до 1424 кг (при $\gamma_{ЭУ} = 34$ кг/кВт);
- увеличивается масса энергетической установки, с 990 кг до почти 1400 кг.

Характер последних двух зависимостей не изменяется при других рассматриваемых значениях удельной массы энергетической установки. Отметим, что сделанные выводы справедливы для рассматриваемых времени перелета 550 суток и номинальной удельной тяги $P_{уд} = 5419$ с и могут измениться для других значений этих характеристик.

4 ПОЛЕТЫ К МЕРКУРИЮ КА С СЭУ И ПЛАЗМЕННЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ В СОСТАВЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «СОЮЗ»

Данный раздел посвящен оценке транспортных возможностей КА, использующего комбинацию ХРБ “Фрегат” и электроракетной ступени. Для вывода этой комбинации на низкую околоземную орбиту предполагается использование одного пуска ракеты-носителя “Союз-2”. Задачей исследования являлась оценка массы полезного груза, доставляемого на круговую орбиту спутника Меркурия с высотой $H = 500$ км и анализ зависимости этой массы от време-

ни выполнения маневра перелета. При этом рассматривалось использование СЭУ с номинальной мощностью на клеммах ЭРД $N_0=5$ кВт и стационарных плазменных двигателей. Предполагалось, что в состав ЭРДУ входят четыре двигателя: два основных, один дополнительный и один резервный.

Состав и основные системы КА. На круговую орбиту высотой 240 км помощью РН выводится КА с массой 7700 кг. Массово-энергетические характеристики ХРБ “Фрегат” принимались следующими: конечная масса блока (с фермой-переходником, гарантийными запасами топлива) - 1090 кг; максимальная масса рабочего топлива 5350 кг; удельный импульс 327с; тяга ракетного двигателя 19,6 кН; масса полностью запрограммированного блока 6530 кг.

После разгона аппарата до требуемой величины гиперболического избытка скорости происходит отделение ХРБ и КА с начальной массой M_0 осуществляет дальнейшее движение с помощью ЭРДУ. Фотоэлектрические преобразователи СЭУ рассматривались на основе GaAs/Ge. Ресурс двигателя принимался 360 сут. Масса конструкции ЭРДУ принята 50кг. Остальные массовые характеристики электроракетной ступени аналогичны характеристикам рассмотренным выше.

Таблица 14

Основные характеристики оптимальных траекторий полета к Меркурию. ЭРДУ с $R_{уд}=2500$ с и номинальной тягой 22г. СЭУ ($N_{0\text{СЭУ}}=6$ кВт, $M_{\text{СЭУ}}=120$ кг).

T, сут	$T_{\text{СТ}}$	V_{∞} км/с	M_0 кг	T_A Сут	$M_{\text{СФМ}}$ Кг	n_A	τ , сут	$M_{\text{ТС}}$ кг
730	10.01.2004	2.316	1482	674	679	4	52	65
770	5.01.2004	1.952	1545	673	723	5	56	70
820	30.01.2004	2.080	1525	641	737	5	58	71

Продолжение таблицы 14

T сут	M_K кг	M_T кг	$M_{\text{ДУ}}$ Кг	$M_{\text{ЭРТМ}}$ кг	$M_{\text{ПГ}}$ кг
730	614	868	1153	1368	14
770	653	892	1181	1396	49
820	666	859	1142	1357	68

Результаты исследований. Основной задачей исследования являлась оценка массы полезной нагрузки, доставляемой на круговую орбиту спутника Меркурия и анализ зависимости этой массы от времени выполнения маневра перелета. Задача оптимизации траектории полета формулировалась как и в предыдущем разделе. Ниже приведены наиболее важные массовые и временные характеристики траектории перелета к планете Меркурий.

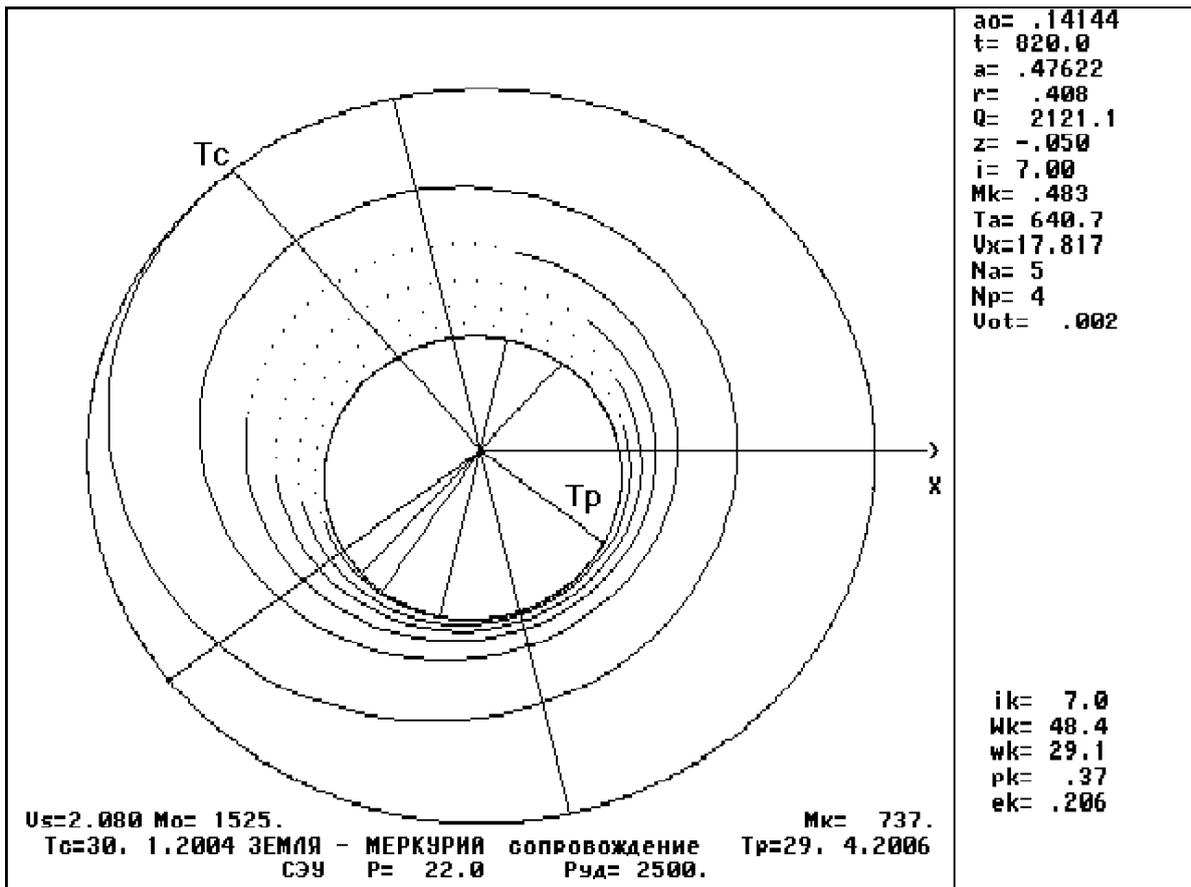


Рис. 13. Оптимальная траектория перелета Земля-Меркурий за $T=820$ суток.

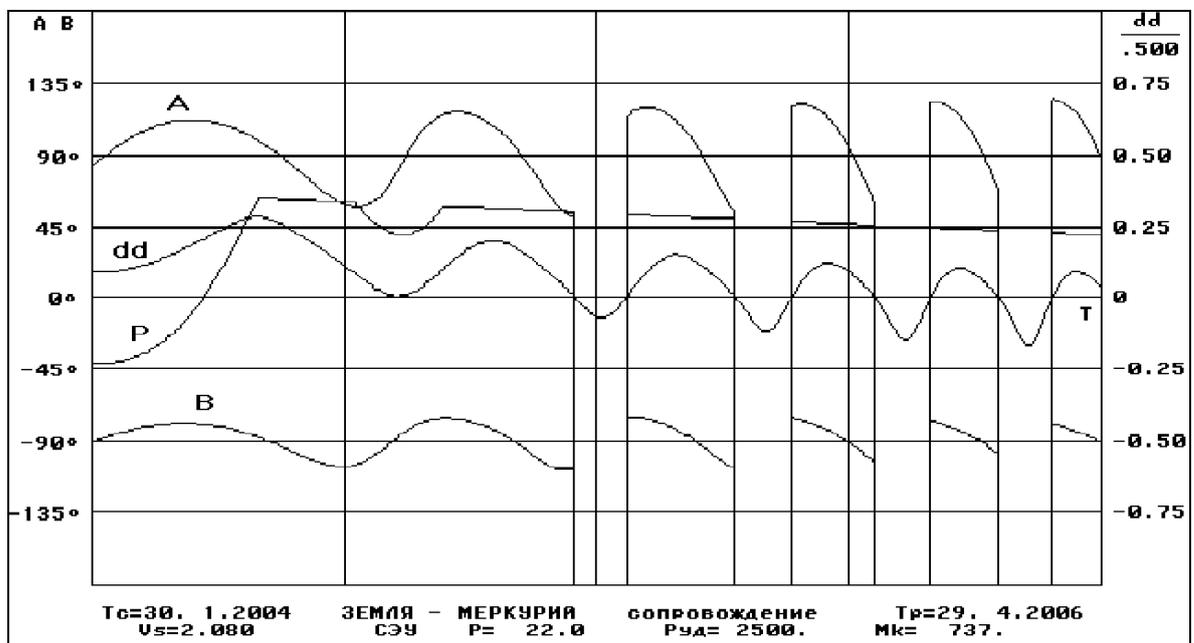


Рис.14. Оптимальная программа управления вектором тяги. $T=820$ сут.

На рис. 13 показана проекция на плоскость эклиптики траектории полета к Меркурию для времени перелета $T=820$ суток. На рис.14 представлена оптимальная программа управления вектором реактивной тяги на гелиоцентрическом участке полета.

Проведенные исследования показывают, что для принятых исходных данных по проектным параметрам систем ЭРТМ возможна доставка 50-60 кг массы полезного груза на орбиту ИС Меркурия за время перелета 770-820 суток.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Eneev T.M., Konstantinov M.S., Akhmetshin R.Z., Efimov G.B., Fedotov G.G., Petukhov V.G. Mercury-to-Pluto range missions solar-nuclear electric propulsion. Preprint Keldysh Instit. of applied mathematics N 111, 1996.
2. Eneev T.M., Konstantinov M.S., Egorov V.A., Akhmetshin R.Z., Efimov G.B., Fedotov G.G., Petukhov V.G. Some methodical problems of low-thrust trajectory optimization. Preprint Keldysh Instit. of applied mathematics N 110, 1996.
3. Konstantinov M., Fedotov G. Electric propulsion mission to Mercury. Second European Spacecraft Propulsion Conference, 27-29 May, 1997 (ESA SP-398, Aug.1997).
4. Konstantinov M., Fedotov G. Estimation of an opportunity of Mercury mission with use of solar electric propulsion. Paper IAF-97-V.2.09, Turin, Oct., 1997.
5. Konstantinov M.S., Fedotov G.G. Transport opportunities of Mercury of mission with use of launcher "SOYUS" and solar electric propulsion. Paper IAF-98-V.2.09, Melbourne, Australia, September 28-October 2, 1998.
6. Константинов М.С., Федотов Г.Г. Прогнозирование характеристик КА с электрореактивным двигателем для полета к планете Меркурий. XXXIII Научные чтения памяти К.Э.Циолковского. Тез. докл. М., ИИЕТ РАН, 1998.
7. Константинов М.С., Федотов Г.Г. Проектирование траекторий перелета к Меркурию КА с электроракетным двигателем. Восьмой Всероссийский съезд по теоретической и прикладной механике. Пермь, 23-29 августа 2001. Екатеринбург, УрО РАН, 2001, с. 351.
8. Меес Ж. Астрономические формулы для калькуляторов. М.: Мир, 1988.