

ФОРМИРОВАНИЕ ЦИКЛОГРАММЫ РАБОТЫ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ПЕРСПЕКТИВНОГО МЕЖОРБИТАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ И ЖИДКОСТНОЙ СТУПЕНЯМИ

Бирюков В.И.*, Кургузов А.В.**

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, 125993, Россия*

** e-mail: aviatex@mail.ru*

*** e-mail: mandigit@yandex.ru*

Статья поступила в редакцию 13.01.2020

Рассматривается метод формирования циклограммы работы энергодвигательной системы перспективного межорбитального транспортного аппарата (МТА) при выведении полезной нагрузки с низкой околоземной на геостационарную орбиту. Энергодвигательная система исследуемого МТА состоит из двух ступеней: основной электроракетной и отделяемой жидкостной. Солнечные батареи электроракетной ступени обеспечивают энергией маршевый электроракетный двигатель. Первая часть перелета выполняется жидкостным ракетным двигателем; далее жидкостная ступень отделяется, раскрываются панели солнечных батарей и осуществляется доведение на целевую орбиту электроракетным двигателем. Выбор параметров энергодвигательной системы зависит от выполняемой транспортной операции. Для заданной транспортной операции необходим метод параметрического формирования циклограммы работы жидкостного и электроракетного двигателей. Формируемая циклограмма зависит от двух изменяемых параметров: тяги электроракетного двигателя и радиуса промежуточной орбиты. Рассматривается высокоэллиптический перелет с низкой околоземной орбиты на геостационарную орбиту с изменением наклона. Правильность спланированной циклограммы проверяется методом численного интегрирования. В пространстве изменяемых параметров исследуется точность планирования перелета с использованием двигателя малой тяги, для которого известны только приближенные зависимости. По результатам численного интегрирования установлено, что в параметрической области интересов предлагаемый аналитический метод планирования циклограммы работы обеспечивает достаточную для проектных задач точность.

Ключевые слова: энергодвигательная система, межорбитальный транспортный аппарат, разделяемые ступени, спутниковая платформа, циклограмма перелета.

Введение

В настоящее время в качестве маршевых двигателей разгонных блоков (РБ) применяются жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) [1, 2]. ЖРД эволюционировали в течение длительного времени и достигли предела эффективности, определяемого энергетическими возможностями используемых топлив [3–5]. Дальнейшие пути увеличения эффективности ЖРД лежат в области применения высокоэнергетических топлив, например пары H_2+O_2 или H_2+F_2 [6, 7]. Однако эти топлива являются химически агрессивными, ядовитыми или требуют криогенных температур, что ограничивает возможности их применения и снижает отдачу от их высокой энергетики [8]. Другим направлением повышения эффективности энергодвигатель-

ной системы является разделение рабочего тела и источника энергии (ИЭ). В этом случае устраняется ограничение на скорость истечения рабочего тела, но возникает потребность во внешнем ИЭ [9]. На этом принципе построены электроракетные двигатели (ЭРД) [10]. Благодаря высокой скорости истечения рабочего тела, значительно превышающей скорость истечения продуктов горения в химическом двигателе, эффективность использования массы рабочего тела электроракетным двигателем значительно превышает этот показатель для химического двигателя.

Применяемые ЭРД обеспечивают удельный импульс 3500 с, что на порядок выше, чем у ЖРД [11, 12]. Поэтому масса рабочего тела используется на порядок эффективнее. Перспективные

ЭРД (NEXIS, VL-500) [13], разрабатываемые, в частности, для марсианской программы, имеют удельный импульс до 7000 с [14]. Ограничения в доступной мощности ИЭ и большой удельный импульс позволяют электроракетному двигателю обеспечивать лишь незначительную тягу, что ограничивает сферу его применения.

Особое место среди транспортных операций межорбитальной транспортировки занимает вывод на геостационарную орбиту (ГСО). ГСО имеет уникальное свойство — находящийся на ней спутник сохраняет свое положение относительно земной поверхности, поэтому связь со спутником можно осуществлять с помощью простых неподвижных антенн без следящих систем. Базовая схема выведения космических аппаратов (КА) на ГСО предполагает первоначальный вывод на эллиптическую орбиту с высотой апогея, равной высоте ГСО [15]. Эта промежуточная орбита получила название геопереходной (ГПО).

В последнее время на участке довыведения с ГПО на ГСО все чаще применяются ЭРД [16, 17]. Это стало возможным благодаря созданию мощных ЭРД с высоким КПД преобразования электрической энергии в кинетическую энергию реактивной струи (СПД 140, XIPS 25) [18], солнечных батарей на основе GaAs с КПД преобразования до 28% и высокой устойчивостью к космической радиации [19]. Операция выведения выполняется в два этапа: РБ с ЖРД обеспечивает переход на высокоэллиптическую орбиту и смену наклона в апогее, а спутниковая платформа с ИЭ в виде солнечных батарей (СБ) обеспечивает довыведение КА на целевую орбиту электроракетным двигателем.

Из-за значительной высоты орбиты ГСО требует высокой энергетики от средств космической транспортировки. Если космодром находится не на экваторе, необходимость изменения наклона орбиты дополнительно увеличивает требования к энергетике. Для перехода с низкой околоземной орбиты (НОО) на ГСО при старте с космодрома Байконур или Восточный требуется характеристическая скорость 2430 м/с, что примерно на 600 м/с больше, чем при старте с космодрома Канаверал (1837 м/с). Российской Федерации необходимо иметь возможность эффективной доставки КА на ГСО с высокоширотных космодромов, и поэтому задача создания эффективных средств межорбитальной транспортировки особенно актуальна.

Энергодвигательная система перспективного МТА может состоять из двух ступеней с двигатель-

ными установками различных типов (ЖРДУ и ЭРДУ). ЖРДУ переводит КА на опорную орбиту, сообщает перигейный импульс и меняет наклонение в апогее высокоэллиптической суперсинхронной орбиты. Выполнив задание, ступень с ЖРДУ отделяется. На ступени с электроракетным двигателем раскрываются панели СБ, и с помощью ЭРД осуществляется скругление ГПО до ГСО.

Известны работы по оптимизации баллистики перелётов между некомпланарными круговыми орбитами с двухступенчатым разгонным блоком с химическим и электрореактивным двигателями [20, 21]. Электроракетную ступень, обладающую мощным источником энергии, эффективными двигателями и необходимыми вспомогательными системами, следует рассматривать как агрегат двойного назначения: маршевая двигательная установка МТА на этапе выведения; космическая платформа, обеспечивающая целевой КА энергией, сохраняющая орбиту стояния и положение, а также выполняющая современные требования по переводу КА на орбиту захоронения после срока активного существования (САС) [22].

Эффективность межорбитальной транспортировки определяется в первую очередь обоснованным выбором параметров энергодвигательной системы жидкостной и электроракетной ступеней МТА с учетом баллистики перелета и факторов космического пространства. Часть этих параметров может быть получена аналитически или на основе статистических данных еще на этапе проектирования, однако существуют параметры, значение которых может быть найдено только по результатам выполнения компьютерного моделирования транспортной операции. К таким параметрам относятся: воздействие ионизирующего излучения вдоль траектории перелета [23], возможность постоянного контакта с центром управления полетом [24].

Для решения поставленной проблемы предлагается выполнить следующие шаги:

- сформировать циклограмму перелета с использованием аналитических зависимостей;
- сформировать траекторию методом имитационного моделирования;
- проверить правильность визуальным сравнением траектории с ожидаемой и отклонением радиуса конечной точки траектории от требуемого.

Для математического описания динамики движения используется система дифференциальных уравнений в форме Коши. Для проверки точности приближенных формул баллистики электрора-

кетной ступени в исследуемом пространстве параметров формируется множество точек, для которых выполняется расчет методом численного интегрирования на основе сформированной циклограммы.

Математическое описание баллистики перелета

Баллистическая схема перелета состоит из следующих шагов:

1. МТА с КА выводится на опорную орбиту ракетой-носителем.
2. Жидкостная ступень МТА переводит КА на первую геопереходную орбиту.
3. Жидкостная ступень МТА выдает импульс для перехода на суперсинхронную геопереходную орбиту.
4. В апоцентре суперсинхронной геопереходной орбиты жидкостная ступень МТА выдает импульс, изменяющий наклонение орбиты, отделяется от КА и уходит на орбиту захоронения.
5. МТА осуществляет скругление орбиты до ГСО с помощью электроракетной ступени.

На рис. 1 показана траектория перелета по предлагаемой схеме в проекции на плоскость земного экватора.

Такая схема перелета нашла практическое применение благодаря следующим преимуществам:

1. Энергетически выгодно менять наклонение в апоцентре высокоэллиптической орбиты;
2. Обеспечивается возможность вывода на ГСО КА с имеющихся в распоряжении России космодромов Байконур и Восточный;
3. Суперсинхронная орбита обеспечивает постоянное нахождение выводимого КА в зоне видимости наземного пункта управления.

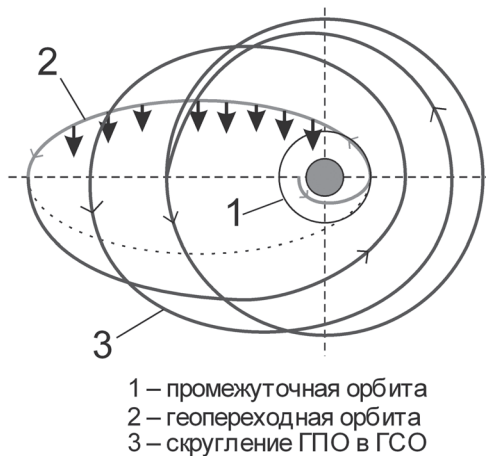


Рис. 1. Траектория перелета со скруглением геопереходной высокоэллиптической орбиты

В предложенной баллистической схеме можно варьировать высоту перигея геопереходной суперсинхронной орбиты r_{π} .

Следующие математические зависимости позволяют сформировать необходимые для построения циклограммы данные:

период обращения по эллиптической орбите — зависит от большой полуоси эллипса:

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}}, \quad (1)$$

где $\mu = 3.98 \cdot 10^{14} \text{ м}^3 \text{ с}^{-2}$ — гравитационная константа Земли; $T_3 = 86164,09 \text{ с}$ — период обращения КА на суперсинхронной орбите, совпадающий с периодом вращения Земли; a — большая полуось геопереходной орбиты,

$$a = \left[\mu \left(\frac{T}{2\pi} \right)^2 \right]^{1/3}; \quad (2)$$

высота апогея:

$$r_{\alpha} = 2a - r_{\pi}; \quad (3)$$

эксцентриситет:

$$e_0 = \frac{r_{\alpha} - r_{\pi}}{r_{\alpha} + r_{\pi}}. \quad (4)$$

После вывода ракетой-носителем на низкую околоземную орбиту жидкостная ступень обеспечивает переход на промежуточную орбиту, для чего необходимо выдать два импульса. Определим их значения.

Скорость КА на опорной орбите:

$$V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}, \quad (5)$$

где r_1 — высота начальной круговой орбиты.

Приращение скорости в первом импульсе:

$$\Delta V_1 = V_1 \left(\sqrt{\frac{2r_{\pi 1}}{r_{\pi 1} + 1}} - 1 \right), \quad (6)$$

где $r_{\pi 1} = \frac{r_{\pi}}{r_1}$.

Время перелета до перицентра суперсинхронной орбиты:

$$t_1 = \pi \sqrt{\frac{a_1^3}{\mu}}, \quad (7)$$

где a_1 — большая полуось переходного эллипса.

Приращение скорости во втором импульсе:

$$\Delta V_2 = V_1 \frac{1}{\sqrt{r_{\pi 1}}} \left(1 - \sqrt{\frac{2}{r_{\pi 1} + 1}} \right). \quad (8)$$

После выдачи второго импульса КА переходит на круговую орбиту с радиусом, соответствующим перицентру геопереходной орбиты. Выдача третьего импульса для перехода на суперсинхронную орбиту осуществляется в момент прохождения КА экваториальной плоскости в зоне видимости центра управления полетом.

Приращение скорости в третьем импульсе:

$$\Delta V_3 = V_2 \left(\sqrt{\frac{2r_{\alpha\pi}}{r_{\alpha\pi} + 1}} - 1 \right), \quad (9)$$

где $r_{\alpha\pi} = \frac{r_{\alpha}}{r_{\pi}}$; $V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_{\pi}}}$ — скорость на круговой орбите высотой r_{π} .

Через время $t_2 = \pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$ КА достигает апоцентра суперсинхронной орбиты, где выдается четвертый импульс, изменяющий наклонение орбиты:

$$\Delta V_4 = 2V_2 \sin\left(\frac{i}{2}\right), \quad (10)$$

где i — наклонение исходной орбиты.

Далее жидкостная ступень с ЖРД отделяется и уходит на орбиту захоронения. На электроракетной ступени раскрываются солнечные панели, и выполняется доведение на целевую орбиту с помощью двигателя малой тяги (ЭРД). Направление вектора тяги на этом этапе показано на рис. 1. Требуемое приращение скорости на основе [25]:

$$\Delta V_4 = \frac{2}{3} \sqrt{\frac{\mu}{a}} \arcsin(e_0). \quad (11)$$

Признаком выхода на круговую орбиту является изменение направления проекции вектора Лапласа—Рунге—Ленца на ось геопереходного эллипса:

$$\bar{f} = \bar{V} \times \bar{c} - \mu \frac{\bar{r}}{r}, \quad (12)$$

где $\bar{c} = \bar{r} \times \bar{V}$ — векторный интеграл площадей.

Численное интегрирование

В результате баллистического планирования транспортной операции формируется циклограмма включения двигателей. Сформированная циклограмма является задающей для модуля численного интегрирования. В ходе численного интегрирования, с учетом физической модели исследуемой системы, решаются следующие задачи:

- верифицируется правильность баллистического планирования;
- формируется траектория перелета для других программных модулей, использующих траекторию перелета в качестве входных данных.

Траектория перелета представляет собой набор строк, содержащих информацию о времени и координатах пространства, соответствующих местоположению КА. Динамика полета КА моделируется в геоцентрической инерциальной системе координат (рис. 2). В целях упрощения расчетной модели было принято, что ось X проходит через точку пространства, в которой находится КА в нулевой момент времени.

Вектор состояния КА:

$$\bar{s} = [\bar{r}, \dot{\bar{r}}, m]^T = [x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, m]^T, \quad (13)$$

где \bar{r} — радиус-вектор текущего положения КА; m — текущая масса всей системы.

Динамика КА задана системой дифференциальных уравнений 1-го порядка в явной форме Коши:

$$\frac{d\bar{s}}{dt} = f(\bar{s}, t). \quad (14)$$

Используются следующие зависимости, основанные на основных физических законах:

$$\frac{d\bar{r}}{dt} = \dot{\bar{r}}. \quad (15)$$

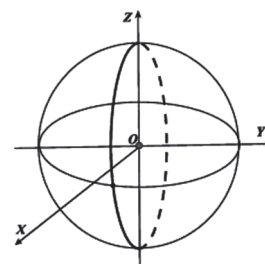


Рис. 2. Используемая система координат

На основе 2-го закона Ньютона:

$$\frac{d\vec{r}}{dt} = \vec{a} = \frac{\vec{F}}{m}, \quad (16)$$

где \vec{F} — суммарная сила, действующая на КА, которая может быть представлена в виде суммы сил притяжения Земли и силы тяги двигателя, совпадающая по направлению с вектором скорости,

$$\vec{F} = \vec{F}_g + \vec{F}_d. \quad (17)$$

Сила гравитационного притяжения Земли:

$$\vec{F}_g = -\frac{\vec{r}}{|\vec{r}|} \cdot \frac{\mu_3}{r^2}, \quad (18)$$

где $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ — расстояние от Земли; μ_3 — гравитационная постоянная Земли.

Направление вектора тяги для жидкостной ступени совпадает с направлением вектора текущей скорости:

$$\vec{F}_d = \frac{\vec{v}}{|\vec{v}|} \cdot R, \quad (19)$$

где R — тяга двигателя. Для электроракетной ступени скругление орбиты обеспечивается при тяге, направленной вдоль оси Y (рис. 2).

Изменение массы КА определяется расходом рабочего тела:

$$\dot{m} = \frac{dm}{dt} = \frac{R}{I_S}, \quad (20)$$

где I_S — удельный импульс двигателя.

Начальный вектор состояния:

$$\vec{s}(0) = \left[R_1, 0, 0, 0, \sqrt{\frac{\mu_3}{R_1}}, 0, M_1 \right]^T. \quad (21)$$

Численное интегрирование проводилось методом Рунге—Кутты 4-го и 5-го порядков с помощью решающего метода ode45 программного пакета Matlab. Интегрирование проводилось кусочно-непрерывно, в соответствии с циклограммой работы двигателей, полученной ранее. При этом выходной вектор состояния численного интегрирования строки циклограммы являлся входным для интегрирования следующей строки циклограммы.

Результаты моделирования

Для тестирования транспортной операции с перелетом по высокоэллиптической суперсинхронной орбите были приняты следующие начальные условия:

- выполняется транспортная операция перевода груза с круговой орбиты высотой 200 км, наклонением $51,5^\circ$ на ГСО;
- начальная масса 23000 кг;
- КПД ЭРД 0,65;
- жидкостная ступень обеспечивает:
 - переход на промежуточную орбиту;
 - формирование суперсинхронной геопереходной орбиты;
 - изменение наклона в апогее.

Для параметров $R = 1,0$ Н, $H = 20000$ км была подготовлена циклограмма. Подготовленная циклограмма передана в модуль траекторного интегрирования. Траектория перелета, сформированная в результате интегрирования, приведена на рис. 3. Координаты Земли — (0, 0).

В точке 1 выдается первый импульс для перехода на промежуточную орбиту заданной высоты. В точке 2 выдается импульс перехода на круговую промежуточную орбиту. В той же точке выдается перигейный импульс, переводящий систему на суперсинхронную геопереходную орбиту. В апогее геопереходной орбиты (точка 3) жидкостная ступень выдает импульс изменения наклона и отделяется. Далее выполняется скругление орбиты до момента, пока проекция вектора Лапласа—Рунге—Ленца на большую ось переходного эллипса не изменит знак. Визуально определяется соответствие предложенной траектории ожидаемой, что подтверждает правильность сформированной циклограммы.

Для подтверждения применимости предложенной траектории перехода для постоянного наблюдения из центра управления полетом (ЦУП) была рассчитана эволюция долготы проекции местоположения КА на поверхность Земли. Результаты расчетов представлены на графике (рис. 4).

Эволюция долготы проекции КА на поверхность Земли подтверждает возможность постоянного контакта центра управления полетом с КА в течение всего периода выведения. Отклонения долготы не превышают $\pm 50^\circ$.

Проблема, описываемая в данной работе, является частной для исследования, охватывающего более широкую область вопросов, связанных с выбором параметров энергодвигательной системы жидкостной и электроракетной ступеней перспективного межорбитального транспортного

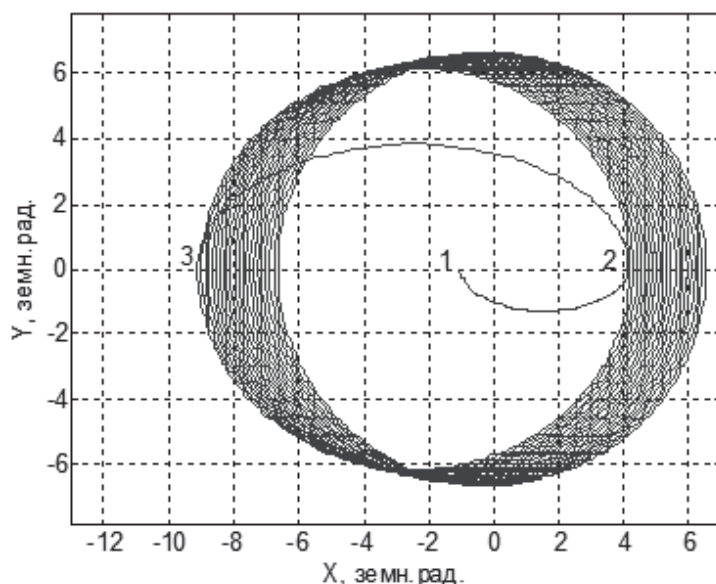


Рис. 3. Траектория перелета для $R=1,0$ Н, $H=20000$ км

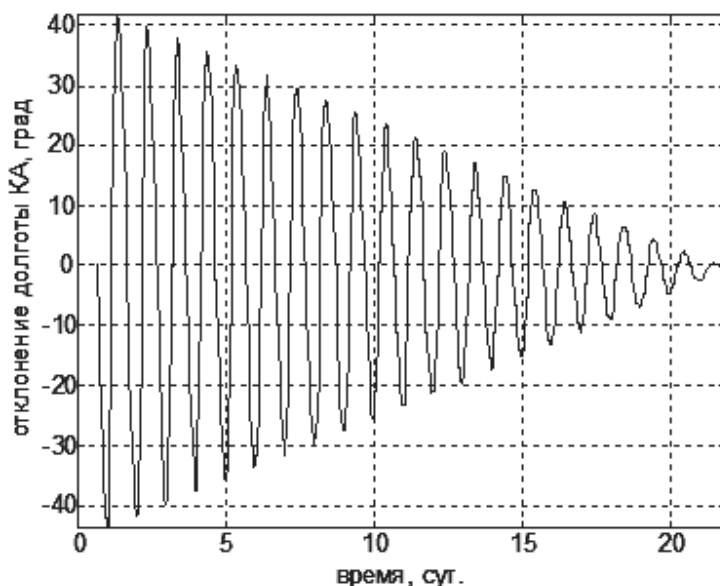


Рис. 4. Эволюция долготы наблюдения КА

аппарата. Из этого исследования известен диапазон входных параметров:

- тяга электроракетного двигателя 0,2—1,6 Н;
- высота промежуточной орбиты 400—20000 км.

С целью оценки точности планирования баллистики электроракетной ступени для множества

значений в заданной области было проведено сравнение радиуса последней точки траектории с заданным. Алгоритм соответствующих расчетов представлен на рис. 5.

В области параметров были случайно выбраны 1000 точек. Поле распределения расчетных

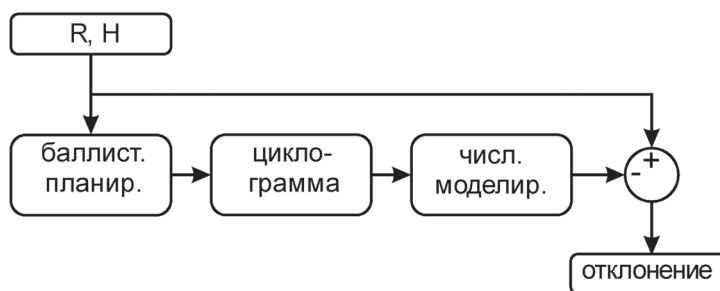


Рис. 5. Схема алгоритма оценки точности

точек (рис. 6) равномерно покрывает область интересов. Для каждой точки, в соответствии с алгоритмом, проводилось:

- баллистическое планирование;
- численное моделирование;
- определение отклонения радиуса последней точки траектории от заданного.

Результаты отклонений статистически обработаны, по результатам построена гистограмма распределения значений отклонений (рис. 7).

По результатам статистической обработки данных были определены математическое ожидание $\mu = -8,5 \cdot 10^{-5}$ и стандартное отклонение $\sigma = 8,4 \cdot 10^4$ (распределение считалось нормальным).

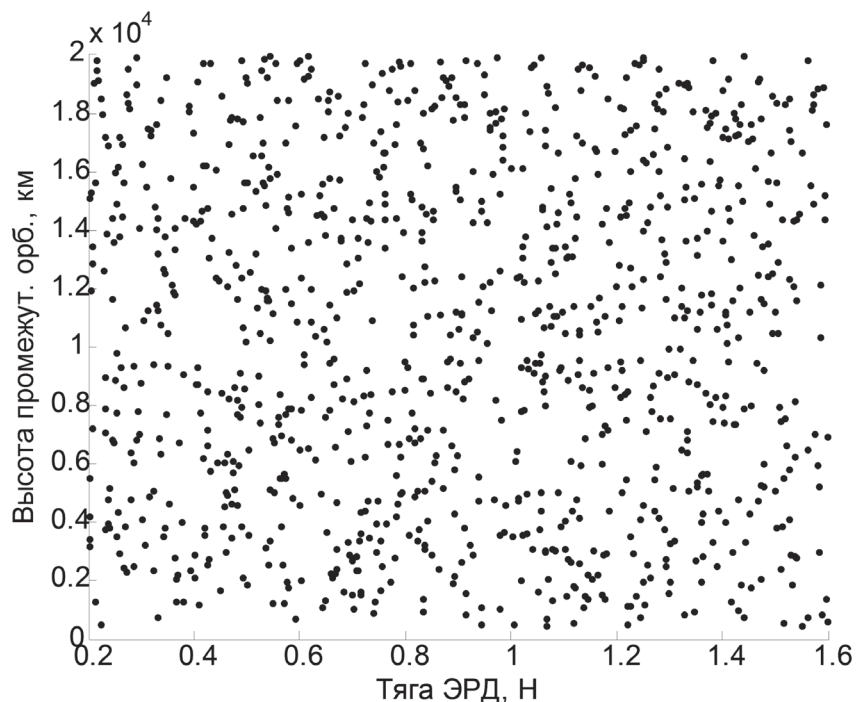


Рис. 6. Поле распределения расчетных точек

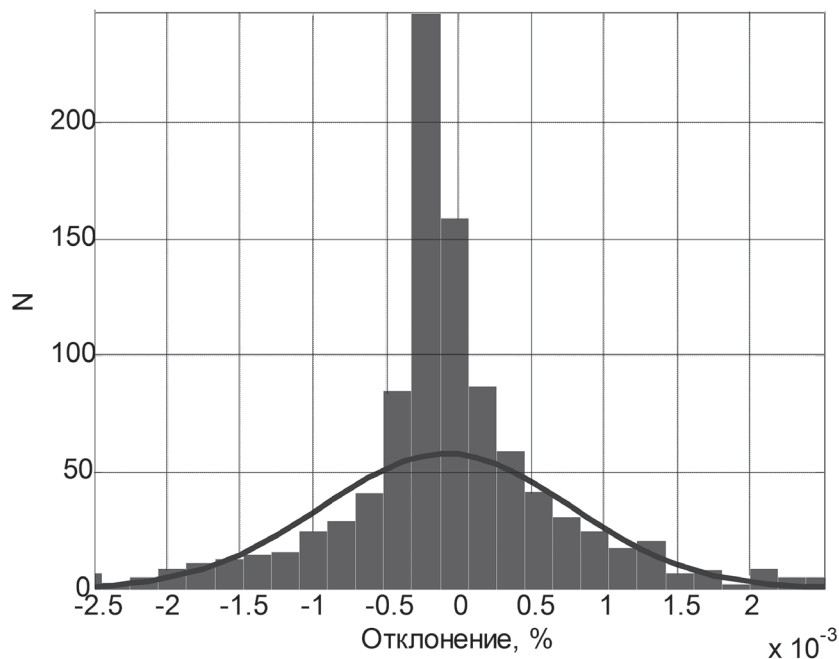


Рис. 7. Гистограмма распределения отклонений радиуса конечной орбиты от заданного

Результаты численного моделирования с высокой точностью совпадают с аналитическими расчетами. Это подтверждает правильность принятых математических зависимостей и алгоритмов, а также правильность реализованной программы.

Задачи построения и проверки циклограммы для различных точек пространства параметров являются независимыми, а это — предпосылка для применения метода параллельных вычислений. В рамках доступных сегодня вычислительных средств задачи могут параллельно обрабатываться различными процессорными ядрами. При проведении данной работы применен механизм параллельных вычислений путем распараллеливания задач на четыре вычислительных ядра. Общее время вычислений сократилось в 3.5 раза по сравнению с традиционным однопотоковым расчетом.

Выводы

Рассмотрен метод формирования циклограммы работы энергодвигательной системы перспективного межорбитального транспортного аппарата при выведении полезной нагрузки с низкой околоземной на геостационарную орбиту. В исследуемой модели жидкостная ступень с ЖРД выводит целевой КА на суперсинхронную геопереходную орбиту с заданной высотой перигея, меняет наклонение и отделяется. Электроракетная ступень обеспечивает довыведение целевого КА на геостационарную орбиту, после чего обеспечивает сервисные функции и увод на орбиту захоронения после САС. В качестве входных параметров формируемой циклограммы задаются тяга электроракетного двигателя и радиус промежуточной орбиты. Предложены математические зависимости, позволяющие построить циклограмму работы двигателей для выполнения транспортной операции. Предложен метод численного моделирования перелета по рассчитанной циклограмме. В результате применения метода формируется траектория перелета, которая может быть передана другим вычислительным модулям. Правильность аналитического планирования циклограммы может быть верифицирована сравнением радиуса конечной точки траектории с заданным.

Для формирования циклограммы на электроракетном участке траектории применяются приближенные формулы. С целью оценки их точности проведены расчеты для различных сочетаний входных параметров в области интересов проводимого исследования. По результатам построена гистограмма распределения отклонений и дана

статистическая оценка. Схожесть результатов аналитических расчетов и численного моделирования подтверждает правильность математического аппарата и программной реализации.

Библиографический список

1. *Асюшкин В.А., Ишин С.В., Пичхадзе К.М.* и др. Разгонный блок «Фрегат» — максимальная эффективность при минимальных затратах // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2006. №10. С. 3–8.
2. *Журавин Ю.А.* Разгонный блок «Бриз-М» // Новости космонавтики. 2000. № 8. С. 45-48.
3. *Луляк Д.С., Лакеев В.Н.* Исследования по созданию разгонного блока с повышенными энергомассовыми характеристиками // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 5. С. 26–29.
4. *Huang D.H., Huzel D.K.* Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines (Progress in Astronautics and Aeronautics. Book 147). — American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 1992. — 431 p. DOI: 10.2514/5.9781600866197.0000.0000
5. *Калугин К.С., Сухов А.В.* Особенности использования метана в качестве горючего для жидкостных ракетных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 120-132.
6. *De Luca L.T., Shimada T., Sinditskii V.P., Calabro M.* (eds.) Chemical Rocket Propulsion: A Comprehensive Survey of Energetic Materials. — Springer, 2017. — 1084 p.
7. *Рахманин В.* Фторный ЖРД: соотношение возможности и необходимости. URL: <http://engine.aviaport.ru/issues/07/page28.html>
8. *Егорычев В.С., Кондрусев В.С.* Топлива химических ракетных двигателей. — Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. — 72 с.
9. *Patel M.R.* Spacecraft Power Systems. — CRC Press, 2004. — 672 p.
10. *Горшков О.А., Муравлев В.А., Шагайда А.А.* Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов: Монография / Под ред. А.С. Коротеева. — М.: Машиностроение, 2009. — 280 с.
11. *Бойкачев В.Н., Гусев Ю.Г., Жасан В.С.* и др. О возможности создания электроракетной двигательной установки мощностью 10...30 кВт на базе двухрежимного двигателя СПД-140Д // Космическая техника и технологии. 2014. № 1(4). С. 48-59.
12. *Гусев Ю.Г., Пильников А.В.* Роль и место электроракетных двигателей в Российской космической программе // Труды МАИ. 2012. № 60. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35385>
13. *Oleson S.R.* Electric Propulsion Technology Development for the Jupiter Icy Moons Orbiter Project // 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit (11-14 July 2004, Fort Lauderdale, Florida). DOI: 10.2514/6.2004-3449

14. Пилотируемая экспедиция на Марс / Под ред. А.С. Коротеева. — М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006. — 320 с.
15. Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов: Учебное пособие / Под ред. А.А. Медведева. — М.: Машиностроение, 2009. — 504 с.
16. Экспресс-АМ6. Пополнение орбитальной группировки России // Газета «Сибирский спутник» ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева. 2014. № 15(369).
17. Kreiner K. The Future of Satellite Propulsion // The 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences». URL: https://www.eucass.eu/2013/pdf/EUCASS2013-Boeing-Kreiner-Future_of_Satellite_Propulsion.pdf
18. Kreiner K., Hairapetian G. Boeing's Xenon Ion Propulsion System (XIPS) // 31st International Electric Propulsion Conference (20–24 September 2009; University of Michigan Ann Arbor, Michigan, USA).
19. Bardfield R., Clapper P., Peterson D., Bui K., Hoskin J., Jun B., Sharma SK, Hanley J. LEONE (>50 cm²) Space Solar Cells: Qualification, Production, Cost Reduction / Spectrolab, Inc., 12500 Gladstone Ave., Sylmar, CA 91342 USA. URL: http://www.spectrolab.com/pv/support/LEONE_50cm2_Space_Solar_Cells_Qualification_Production_Cost_Reduction.pdf
20. Ишков С.А., Фадеенков П.В., Балакин В.Л. Оценка эффективности перелётов на высокие околоземные орбиты с использованием разгонных блоков с химическими и электроракетными двигателями // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 2 (33). С. 48–55.
21. Фадеенков П.В. Оптимизация перелётов между некомпланарными круговыми орбитами с двухступенчатым разгонным блоком с химическим и электроактивным двигателями // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. 2007. № 1(12). С. 116-122.
22. ГОСТ Р 52925-2008. Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства. — М.: Стандартинформ, 2008. — 8 с.
23. Бiryukov В.И., Бiryukova М.В. Алгоритм прогнозирования радиационного воздействия на аппаратуру микроспутника // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 3. С. 40-49.
24. Артюшенко В.М., Кучеров Б.А. Анализ системы ограничений по использованию средств управления космическими аппаратами, учитываемых при их распределении // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 3. С. 178-189.
25. Лебедев В.Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. — М.: ВЦ АН СССР, 1968. — 108 с.

FORMING CYCLOGRAM OF ENERGY-PROPULSION SYSTEM FOR PROSPECTIVE INTER-ORBITAL SPACE TRANSPORTATION VEHICLE WITH ELECTRIC PROPULSION AND LIQUID STAGES

Biryukov V.I. *, Kurguzov A.V. **

Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russia

* e-mail: aviatex@mail.ru

** e-mail: mandigit@yandex.ru

Abstract

At present, liquid rocket-thrusters are employed mainly as cruise engines for inter-orbital transportation means. These engines efficiency is limited by the energy capability of the fuels being used. Electric propulsion application, in which reactive mass and energy source are separated, is seemed promising. Due to the high exhaust velocity of the reactive mass, the electric propulsion employs reactive mass an order of magnitude higher efficiently than the chemical one.

The available limitations of the power source energy and high specific impulse allows the electric propulsion ensure only insignificant thrust, which limits the scope of its application. That is why more often chemical and electric rocket engines are used conjointly. Transportation is performed firstly by the chemical stage, then it is separated, and finishing is executed by the electric propulsion stage.

It is necessary to validate scientifically parameters selection for the energy-propulsion system and electric propulsion stage of the prospective inter-orbital

transportation vehicle. To do this, criteria, characterizing the effectiveness of transportation operation performing, obtaining at the specified input parameters of the energy-propulsion system is required. Some of these criteria can be obtained analytically, while the other by the simulation results only. Thus, a technique allowing planning cyclogram of the transfer with specified input parameters, this planning validation, and obtaining trajectory information, based on the cyclogram, which allows evaluate space factors impact, depending on location, and the effect of radiation of the Van Allen belts.

The article proposes analytical dependencies, on which basis cyclogram of the transfer from the low near-Earth orbit to a geostationary orbit can be formed. The flight is performed by the super-synchronous highly elliptical orbit. The energy-propulsion system of the vehicle consists of chemical and electric propulsion stages. The liquid stage puts the payload, consisting of electric propulsion stage and target spacecraft, on the super-synchronous geotransition orbit, and separates. Further finishing is performed by the electric propulsion. The power source are solar batteries with the preset power.

To verify correctness of the cyclogram analytical construction, a random set of points is formed in the studied space of the input parameters. For each point, a propulsion system cyclogram is generated, and numerical simulation is performed. Deviation of the last trajectory point from the radius, specified while the cyclogram construction, is evaluated. Dependencies of the volume of trajectory information on the input parameters are formed. Based on the results of the study, a conclusion was made that the proposed technique for cyclogram generating of the transfer can be employed when selecting design parameters of the energy-propulsion system of a perspective inter-orbital transportation vehicle.

Keywords: energy-propulsion system, inter-orbital transportation vehicle, separable stages, satellite platform, transfer cyclogram.

References

1. Asyushkin V.A., Ishin S.V., Pichkhadze K.M. et al. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2006, no. 10, pp. 3–8.
2. Zhuravin Yu.A. *Novosti kosmonavтики*, 2000, no. 8, pp. 45–48.
3. Lupyak D.S., Lakeev V.N. *Vestnik FGUP NPO im. S.A. Lavochkina*, 2011, no. 5, pp. 26–29.
4. Huang D.H., Huzel D.K. *Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines* (Progress in Astronautics and Aeronautics. Book 147). American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 1992, 431 p. DOI: 10.2514/5.9781600866197.0000.0000
5. Kalugin K. S., Sukhov A. V. Methane application specifics as a fuel for liquid rocket engines. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 120–132.
6. De Luca L.T., Shimada T., Sinditskii V.P., Calabro M. (eds.) *Chemical Rocket Propulsion: A Comprehensive Survey of Energetic Materials*. Springer, 2017, 1084 p.
7. Rakhmanin V. *Ftorny ZhRD: sootnoshenie vozmozhnosti i neobkhodimosti*. URL: <http://engine.aviaport.ru/issues/07/page28.html>
8. Egorychev V.S., Kondrusev V.S. *Topлива khimicheskikh raketnykh dvigatelei* (Fuel for chemical rocket engines), Samara, Samarskii gosudarstvennyi aerokosmicheskii universitet, 2007, 72 p.
9. Patel M.R. *Spacecraft Power Systems*. CRC Press, 2004, 672 p.
10. Gorshkov O.A., Muravlev V.A., Shagaida A.A. *Khollovskie i ionnye plazmennye dvigateli dlya kosmicheskikh apparatov* (Hall and Ion plasma thrusters for spacecraft), Moscow, Mashinostroenie, 2009, 280 p.
11. Boikachev V.N., Gusev Yu.G., Zhasan V.S. et al. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 1(4), pp. 48–59.
12. Gusev Yu.G., Pil'nikov A.V. *Trudy MAI*, 2012, no. 60. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35385>
13. Oleson S.R. *Electric Propulsion Technology Development for the Jupiter Icy Moons Orbiter Project*. 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit (11–14 July 2004, Fort Lauderdale, Florida). DOI: 10.2514/6.2004-3449
14. Koroteev A.S. (ed.) *Pilotiruemaya ekspeditsiya na Mars* (Manned Expedition to Mars), Moscow, Rossiiskaya akademiya kosmonavтики im. K.E. Tsiolkovskogo, 2006, 320 p.
15. Serdyuk V.K. *Proektirovanie sredstv vyvedeniya kosmicheskikh apparatov* (Design of spacecraft launch vehicles), Moscow, Mashinostroenie, 2009, 504 p.
16. Ekspress-AM6. Popolnenie orbital'noi gruppirovki Rossii. *Gazeta "Sibirskii sputnik"*, "Informatsionnye sputnikovye sistemy" imeni akademika M.F. Reshetneva, 2014, no. 15(369).
17. Kreiner K. The Future of Satellite Propulsion. *The 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*. URL: https://www.eucass.eu/2013/pdf/EUCASS2013-Boeing-Kreiner-Future_of_Satellite_Propulsion.pdf
18. Kreiner K., Hairapetian G. Boeing's Xenon Ion Propulsion System (XIPS). *31st International Electric Propulsion Conference (20–24 September 2009; University of Michigan Ann Arbor, Michigan, USA)*.
19. Bardfield R., Clapper P., Peterson D., Bui K., Hoskin J., Jun B., Sharma SK, Hanley J. *LEONE (>50cm²) Space Solar Cells: Qualification, Production, Cost Reduction*. Spectrolab, Inc., 12500 Gladstone Ave., Sylmar, CA 91342 USA. URL: http://www.spectrolab.com/pv/support/LEONE_50cm2_Space_

- Solar_Cells_Qualification_Production_Cost_Reduction.pdf
20. Ishkov S.A., Fadeenkov P.V., Balakin V.L. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta)*, 2012, no. 2 (33), pp. 48–55.
 21. Fadeenkov P.V. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika S.P. Koroleva*, 2007, no. 1(12), pp. 116-122.
 22. *Izdeliya kosmicheskoi tekhniki. Obshchie trebovaniya k kosmicheskim sredstvam po ogranicheniyu tekhnogenogo zasoreniya okolozemnogo kosmicheskogo prostranstva. GOST R 52925-2008* (Space technology items. General requirements for mitigation of near-earth space debris population. State Standard 52925-2008). Moscow, Standartinform, 2008, 8 p.
 23. Biruykov V.I., Biryukova M.V. Algorithm for forecasting of radiating influence on microsatellite equipments. *Aerospace MAI Journal*, 2013, vol. 20, no. 3, pp. 40-49.
 24. Artyushenko V.M., Kucherov B.A. Analyzing the system of restrictions on spacecraft control means application, accounted for while their scheduling. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 3, pp. 178-189.
 25. Lebedev V.N. *Raschet dvizheniya kosmicheskogo apparata s maloi tyagoi* (Motion calculation of a spacecraft with low-thrust), Moscow, VTs AN SSSR, 1968, 108 p.