

2. Macdonald, M. Solar sailing: Applications and technology advancement / M. Macdonald // *Advances in Spacecraft Technologies*. – 2013. – URL: <https://doi.org/10.5772/13614>

3. Veisi, S., Lyubimov, V.V. Research of the deployment process of a thin-film solar sail in the form of a conical surface on a small spacecraft / S. Veisi, V.V. Lyubimov // *Proceedings of the III international conference on advanced technologies in materials science, mechanical and automation engineering: Engineering-III*. – 2021. – URL: <https://doi.org/10.1063/5.0071536>

4. Бутенин, Н.В., Лунц, Я.Л., Меркин, Д.Р. Курс теоретической механики: учебник. В 2 т. Т 2. Динамика / Н.В. Бутенин, Я.Л. Лунц, Д.Р. Меркин. – Москва: Наука, 1979. – 544 с.

УДК 629.78

Баяндина Т.А., Храмов А.А.

**ФОРМИРОВАНИЕ ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ
РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ВОЗДУШНОГО БАЗИРОВАНИЯ
ПРИ ВЫВЕДЕНИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
НА НИЗКУЮ ОКОЛОЗЕМНУЮ ОРБИТУ**

Введение. Перспективным способом доставки космических аппаратов (КА) на околоземную орбиту является выведение по схеме воздушного старта с использованием авиационно-космической системы (АКС), включающей самолётную и космическую ступени. Самолёт-носитель обеспечивает доставку космической ступени на заданную высоту с заданной скоростью. После отделения космической ступени реализуется выведение полезной нагрузки на околоземную орбиту.

Целью работы является формирование номинальной программы управления движением центра масс ракеты-носителя, используемой в качестве космической ступени АКС, после её отделения от самолёта-носителя.

В качестве объекта управления рассматривается проектная модель двухступенчатой ракеты-носителя (РН) лёгкого класса, разработанная на кафедре динамики полёта и систем управления Самарского университета. Прототипом модели РН являются две последние ступени ракеты-носителя «Старт-1» [1]. Первая

ступень РН оснащена твёрдотопливным двигателем, вторая – жидкостным ракетным двигателем. В качестве самолёта-носителя рассматривается специализированная модификация дозвукового высотного самолёта М-55 «Геофизика» [2].

Постановка задачи. Движение РН относительно Земли происходит под действием силы тяготения, аэродинамической силы, силы тяги двигателей на активных участках траектории и сил, обусловленных неинерциальностью системы отсчёта. Рассматривается движение носителя в экваториальной плоскости при нулевом скоростном угле крена. Система дифференциальных уравнений в траекторной системе координат с учётом принятых допущений приведена в работе [3].

Управление движением центра масс РН осуществляется путём изменения угла атаки и включением-выключением двигателей ступеней ракеты-носителя. Предполагается, что на угол атаки α наложены ограничения:

$$\alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max}. \quad (1)$$

Здесь $\alpha_{\min}, \alpha_{\max}$ – минимальный и максимальный угол атаки соответственно.

Сила тяги двигателя первой твёрдотопливной ступени, работающей без выключений, равна постоянному значению P_1 . Время работы двигателя первой ступени фиксировано и соответствует времени выгорания топлива. Сила тяги двигателя второй жидкостной ступени является релейной функцией и равна постоянному значению P_2 на активных участках или равна нулю на пассивных участках движения. Время работы двигателя второй ступени не фиксировано.

Задачу сформулируем следующим образом: требуется определить программы управления по углу атаки $\alpha(t)$ и тяге двигателей $P(t)$ при заданном ограничении (1), обеспечивающие выведение ракетой-носителем полезной нагрузки максимальной массы из заданного начального состояния на низкую круговую орбиту Земли.

Метод решения. При формировании номинальных управляющих зависимостей используется метод параметризации [4] оптимального решения задачи выведения КА, полученного с использованием принципа максимума Понтрягина [3]. Метод параметризации заключается в произвольном разбиении временного интервала на участки и представлении искомого управления на каждом из них в виде конечно параметризованной функции. Переменными величинами управле-

ния являются параметры, определяющие функцию и моменты времени, в которых меняется управление. Таким образом, задача поиска управления сводится к конечномерной задаче нелинейного программирования, так как целевой функционал исходной задачи становится функцией конечного числа параметров.

Формирование программ управления. Структура программ управления формируется на основе анализа оптимального решения задачи выведения КА, приведённого в работе [3], и включает следующие участки (рис. 1).

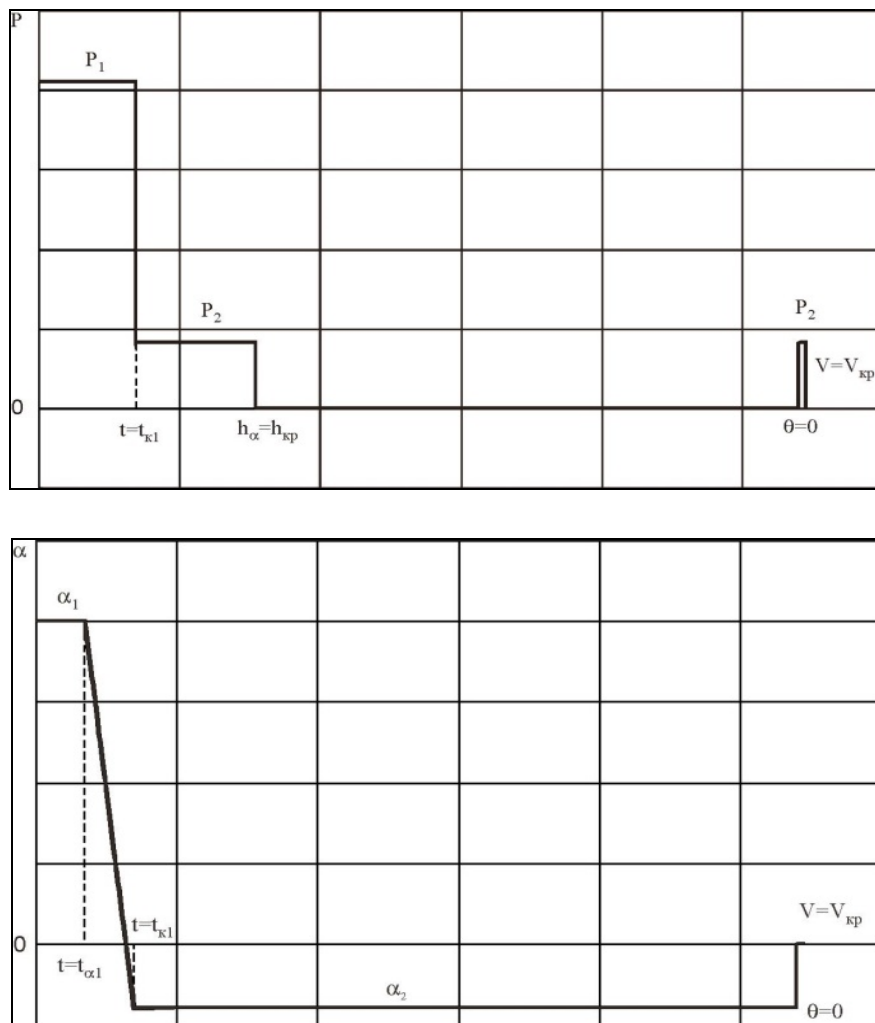


Рис. 1. Программы управления по тяге и углу атаки

- Движение первой ступени с тягой P_1 и максимальным углом атаки $\alpha = \alpha_{\max}$ до момента $t_{\alpha 1}$.
- Движение первой ступени с тягой P_1 и линейно уменьшающимся углом атаки до значения α_2 , близким к нулю. Участок завершается моментом выработки топлива и сброса отработавшей ступени t_{k1} .

- Первый активный участок второй ступени с тягой P_2 и постоянным углом атаки α_2 до момента, когда высота апогея сформированной орбиты h_a станет равна высоте конечной круговой орбиты $h_{кр}$.

- Пассивный участок второй ступени с постоянным углом атаки α_2 до момента достижения апогея, при котором угол наклона траектории θ равен нулю.

- Второй активный участок второй ступени с тягой P_2 и нулевым углом атаки, реализующий её разгон до скорости движения $V_{кр}$ по круговой орбите высотой $h_{кр}$.

Моменты времени, в которых меняется управление, определяются длительностью движения с максимальным углом атаки t_{α_1} , временем выработки топлива первой ступени t_{k1} , а также моментами времени, соответствующими положению РН в трёх характерных точках траектории при $h_a(t) = h_{кр}$, $\theta(t) = 0$ и $V(t) = V_{кр}$. Для формирования программ управления на всём интервале выведения необходимо задать два параметра: время $t_{\alpha_1} \leq t_{k1}$ и угол атаки α_2 и провести численное моделирование движения, при котором определяются моменты времени изменения управления, связанные с положением РН.

Таким образом, исходная вариационная задача сводится к задаче нелинейного программирования – определению параметров t_{α_1} и α_2 , обеспечивающих максимум массы полезной нагрузки.

Результаты решения задачи. Для поиска оптимальных параметров, определяющих программы управления в рамках сформированной структуры, проводилось численное моделирование выведения при различных значениях времени t_{α_1} и угла атаки α_2 в математическом пакете «Maple». Необходимые для моделирования геометрические, аэродинамические и массовые характеристики РН, а также граничные условия движения приведены в работе [3].

Результаты представлены на рис. 2. Максимальная масса полезной нагрузки обеспечивается программой управления при времени $t_{\alpha_1} = 35$ с и угле атаки $\alpha_2 = -4^\circ$ и равна 109,1 кг. Масса полезной нагрузки, полученная в результате оптимизации в работе [3], составила 110 кг. Таким образом, параметрическая программа управления обеспечивает выведение полезной нагрузки массой меньшей на 0,9 кг (менее процента) по сравнению с оптимальным решением.

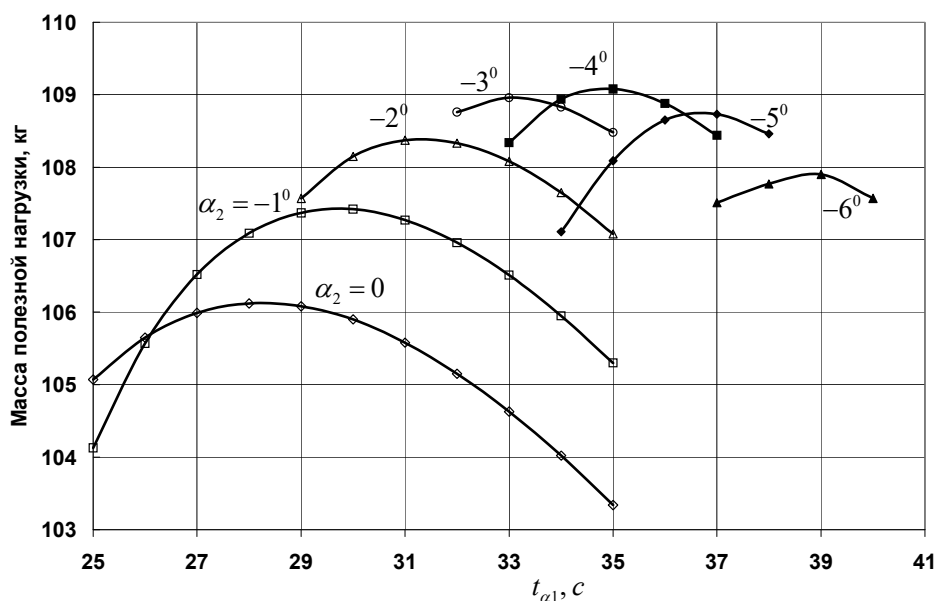


Рис. 2. Зависимости массы полезной нагрузки от параметров t_{a1} и α_2

На рис. 3-6 приведены результаты численного моделирования выведения при оптимальной (чёрный цвет линий) и параметрической (серый цвет линий) программах управления.

На участке движения первой ступени РН параметры траекторий практически не отличаются вследствие близости программ управления (рис. 6). Для обеих программ управления угол атаки равен максимальному значению в 20 градусов с последующим его уменьшением. Момент перехода к меньшим значениям угла атаки практически совпадает. Управление по тяге в обоих случаях одинаково, так как длительность включения двигателей определяется временем выгорания топлива.

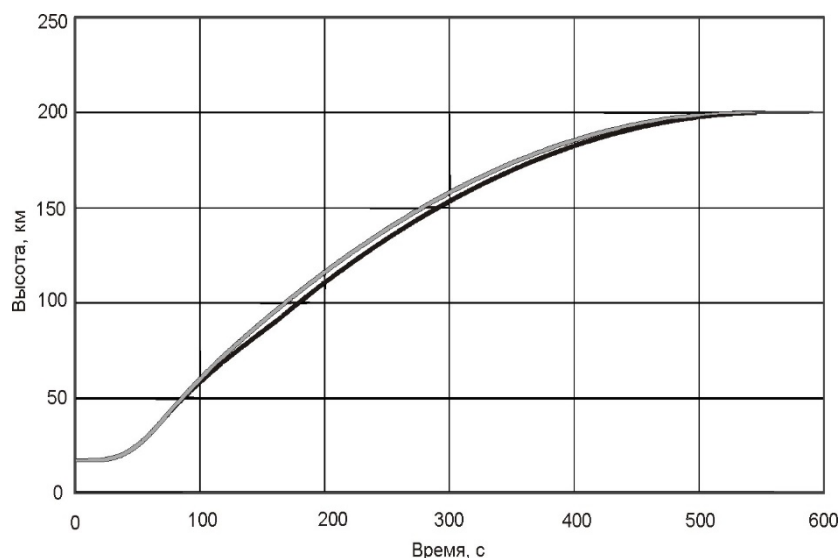


Рис. 3. Зависимости высоты полёта от времени

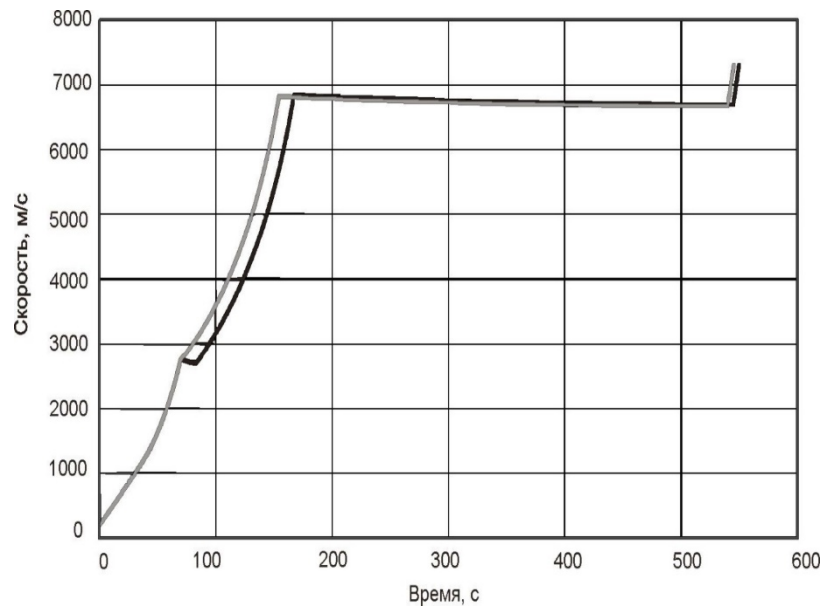


Рис. 4. Зависимости скорости РН от времени

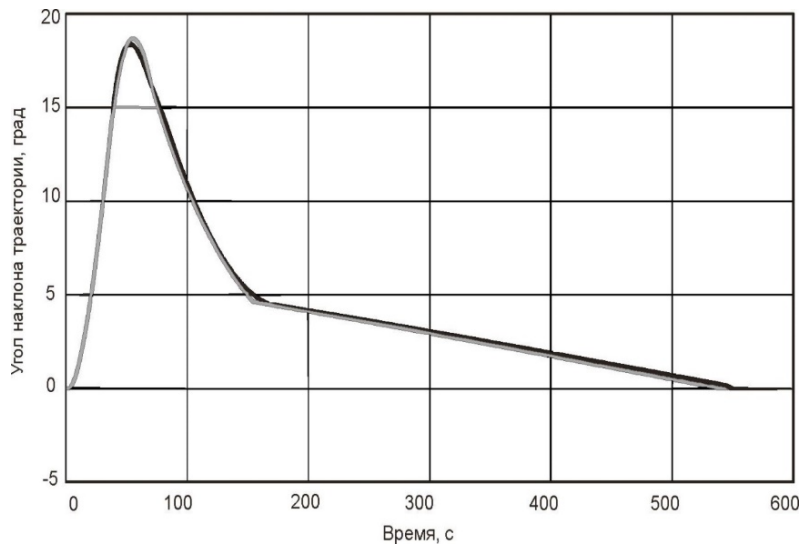


Рис. 5. Зависимости угла наклона траектории от времени

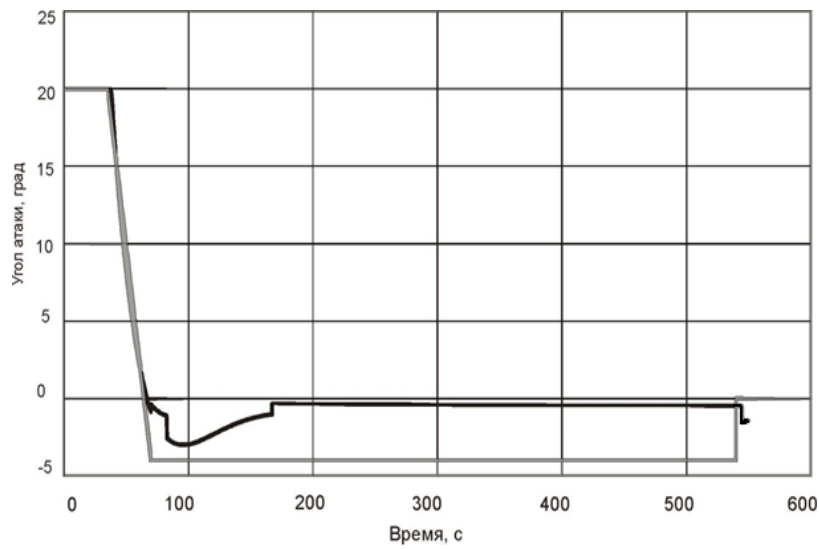


Рис. 6. Зависимости угла атаки от времени

На участке движения второй ступени отличия программ управления более существенны. Включение двигателей второй ступени при параметрическом управлении осуществляется непосредственно после сброса отработавшей ступени, а при оптимальной программе – после непродолжительного пассивного участка. Наиболее существенно это отличие сказывается на зависимости скорости от времени. При оптимальной программе скорость несколько падает во время пассивного движения и, после включения двигателя, начинает возрастать (рис. 4), траектория движения становится более пологой (рис. 3).

При параметрической программе управления угол атаки на участке движения второй ступени принимает большее отрицательное значение, чем при оптимальной программе. Это приводит к большему искривлению траектории, по сравнению с оптимальной, и более раннему выходу на нулевой угол наклона траектории в конце участка выведения (рис. 5).

Общее время выведения, как и время работы двигателей, отличаются незначительно, что объясняет близость масс выводимой полезной нагрузки.

Заключение. В работе решена задача формирования параметрической программы управления при выведении космического аппарата ракетой-носителем воздушного базирования. Для решения задачи использовался метод параметризации оптимального управления, полученного с использованием принципа максимума Понтрягина. Проведён сравнительный анализ параметров траектории и параметрической программы управления с оптимальным решением. Показано, что использование относительно простого параметрического управления приводит к незначительному снижению массы полезной нагрузки.

Библиографический список

1. Уманский, С.П. Ракеты-носители. Космодромы. Под редакцией Ю. Н. Коптева / С.П. Уманский. – Москва: Рестарт+, 2001. – 216 с.
2. АО Экспериментальный машиностроительный завод имени В.М. Мясищева. Высотный дозвуковой самолёт М-55 «Геофизика» [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.emz-m.ru/?id=612>
3. Ishkov, S. Optimizing an ascent trajectory of a small spacecraft launched by an air-based two-stage rocket / S. Ishkov, V. L. Balakin, A. Khramov, etc. // Proceedings

of 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, RAST 2019. – 2019. – P. 181–185.

4. Горбунов, В. К. Метод параметризации задач оптимального управления / В. К. Горбунов // ЖВМ и МФ. – 1979. – Т. 19. – №2.– С. 292–303.

УДК 629.78

Баяндина Т.А., Храмов А.А.

ФОРМИРОВАНИЕ ПРОГРАММЫ ТРЁХКАНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРИ ПОВОРОТЕ ПЛОСКОСТИ ОРБИТЫ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Введение. Создание многоразовых транспортных космических систем позволит решать многие задачи освоения космоса. Особого внимания заслуживают разработки аэрокосмических аппаратов (АэрКА), выполненных по самолётной схеме. Такие аппараты способны совершать управляемое движение, как в космическом пространстве, так и в плотных слоях атмосферы, что позволяет экономить топливо и расширяет манёвренные возможности.

Среди возможных манёвров аэрокосмических аппаратов наиболее энергоёмким является манёвр поворота плоскости орбиты. Различают два способа реализации поворота плоскости орбиты АэрКА с погружением в атмосферу: аэродинамический (используется двухканальное управление по углу атаки и крена) и комбинированный (используется трёхканальное управление по углу атаки, крена и тяге двигателя).

В первом случае поворот плоскости орбиты выполняется с использованием аэродинамических сил, как для поворота орбиты, так и для выхода из атмосферы. Движение в атмосфере приводит к существенным потерям скорости и для выхода из неё без использования двигательной установки АэрКА должен обладать большим аэродинамическим качеством на гиперзвуковых скоростях полёта (более 2). К примеру, аэродинамическое качество орбитального корабля «Спейс Шаттл» на гиперзвуковых скоростях составляет лишь ~ 1 , а орбитального корабля «Буран» – около 1,2 единиц.