

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.

Во втором случае схема поворота подразумевает использование двигательной установки, позволяющей восполнить потери кинетической энергии аппарата для выхода из атмосферы и обеспечивающей выведение АэрКА на орбиту. В этом случае для поворота плоскости орбиты используется как аэродинамические силы, так и тяга двигателя. В работе [1] показано, что оптимизация управления по трёхканальной схеме «приводит к меньшим ожидаемым затратам топлива на совершение всего манёвра по сравнению с оптимизацией двухканального управления».

Целью работы является формирование номинальной программы управления движением центра масс АэрКА при комбинированном повороте плоскости орбиты. В качестве объекта управления рассматривается аэрокосмический аппарат типа орбитального корабля «Boeing X-37В».

Постановка задачи. Считается, что АэрКА движется над поверхностью Земли, имеющей форму сферы, под действием силы тяготения, аэродинамической силы, силы тяги двигателей (на активных участках траектории) и сил, обусловленных неинерциальностью системы отсчёта. Поле притяжения принимается центральным. Система дифференциальных уравнений в траекторной системе координат с учётом принятых допущений приведена в работе [2].

Началом поворота плоскости орбиты будем считать момент входа АэрКА в плотные слои атмосферы на высоте 100 км после выдачи тормозного импульса и схода с орбиты. Управление движением центра масс АэрКА осуществляется по трём каналам: углу атаки α , скоростному углу крена γ_a и тяге двигателя P . Требуется определить программу трёхканального управления, обеспечивающую поворот плоскости орбиты АэрКА. Критерием оценки оптимальности траектории поворота является конечная масса аппарата.

Формирование программы управления. Программа управления по каналу тяги формируется на основе анализа результатов оптимизации поворота плоскости орбиты с использованием принципа максимума Понтрягина, проведённого в работе [2], и включает четыре участка (рис. 1):

1. Первый пассивный участок ($P=0$) погружения в атмосферу до достижения минимальной высоты и нулевого значения угла наклона траектории (рикошета).

2. Первый активный участок до момента, когда высота апогея сформированной орбиты h_a достигнет высоты конечной круговой орбиты h_k .

3. Второй пассивный участок – движение на восходящем полувитке орбиты до достижения апогея с нулевым значением угла наклона траектории.

4. Второй активный участок – доразгон АэрКА до достижения скорости орбитального движения $V_{кр}$ (рассчитывается по импульсной теории).

Предыдущие исследования показали, что при повороте плоскости орбиты «оптимальное значение угла атаки колеблется около значения, соответствующего максимальному аэродинамическому качеству» [3]. Управление по углу атаки формируется из условия обеспечения максимального аэродинамического качества в текущей точке траектории.

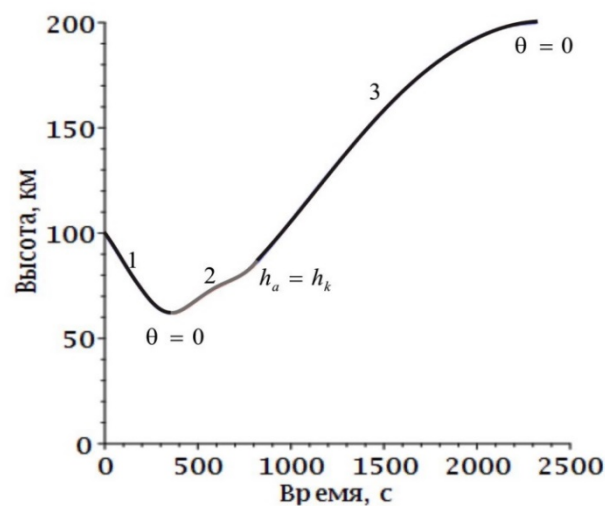


Рис. 1. К определению программы управления по тяге

Известно, что наиболее эффективно поворот плоскости орбиты под действием аэродинамических сил осуществляется на минимальных высотах полёта. Поэтому использование даже постоянного управления по скоростному углу крена, со значениями близкими к их величинам на оптимальной траектории в окрестности минимальной высоты, позволяет получать значение функционала (конечной массы АэрКА), близкое к оптимальному [3]. В данной работе скоростной угол крена на траектории полёта принимается постоянным $\gamma_a = const$, а его значение будет определять угол поворота плоскости орбиты Δi .

Результаты решения задачи. Для определения траекторий поворота плоскости орбиты проводилось численное моделирование движения в математическом пакете «Maple». Необходимые для моделирования геометрические, аэроди-

намические и массовые характеристики АэрКА, а также граничные условия движения приведены в работе [2].

На рис. 2 представлены зависимости относительных затрат топлива от наклона орбиты после проведения манёвра при сформированной (чёрный цвет линий) и оптимальной (серый цвет линий) программах управления. Таким образом, проигрыш в затратах топлива относительно оптимального решения составляет от 1,3 % до 1,5 % начальной массы АэрКА.

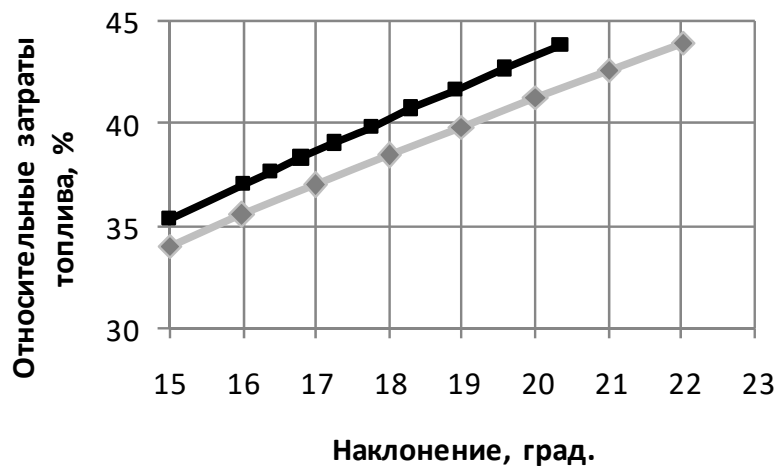
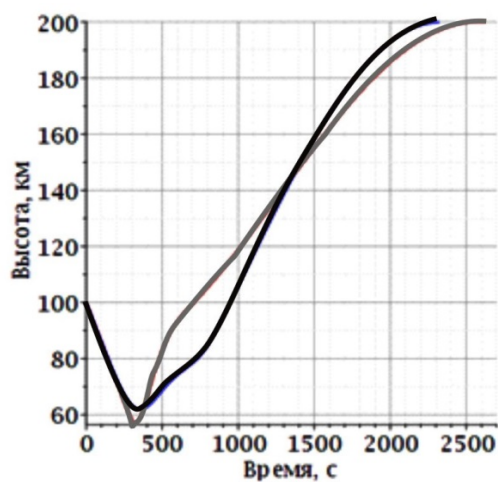


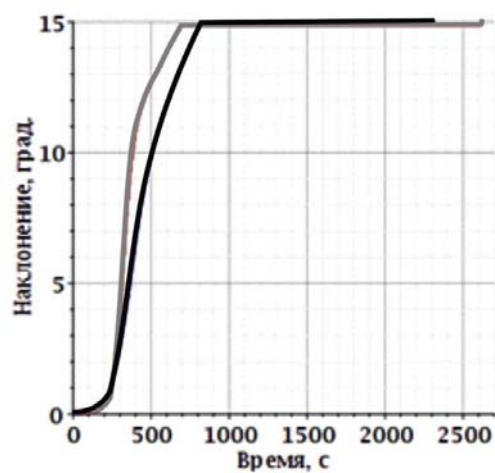
Рис. 2. Зависимости относительных затрат топлива от наклона орбиты

На рис. 3 приведены зависимости некоторых параметров траектории от времени при сформированной и оптимальной программах управления.

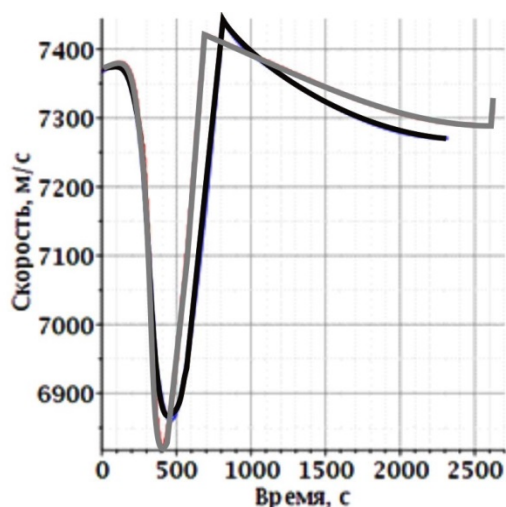
На начальном участке движения при оптимальном управлении обеспечивается более глубокое погружение АэрКА в атмосферу до высоты примерно 57 км (рис. 3, *a*). Более глубокое погружение с одной стороны увеличивает эффективность использования подъёмной силы для поворота плоскости движения и обеспечивает большую скорость изменения наклона (рис. 3, *b*), но с другой приводит к существенным потерям скорости из-за сопротивления атмосферы (рис. 3, *в*). Поэтому к моменту включения двигательной установки ($t \approx 300$ с) в области минимальной высоты полёта оптимальное управление по углу атаки обеспечивает увеличение подъёмной силы и быстрый набор высоты (рис. 3, *a*) с выходом из атмосферы для минимизации общих потерь скорости на атмосферном участке. К моменту выхода из плотных слоёв атмосферы и выключению двигателя наклонение орбиты практически не меняется (рис. 3, *b*), так как подъёмная сила стремится к нулю.



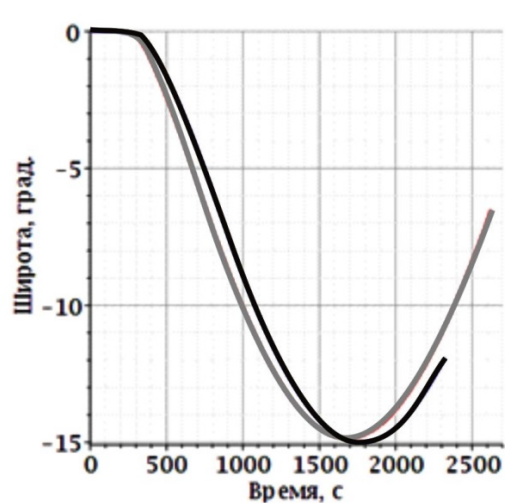
а)



б)



в)



г)

Рис. 3. Зависимости высоты (а), наклона (б), скорости (в) и геоцентрической широты (г) от времени

При сформированном управлении траектория погружения и набора высоты более плавная (рис. 3, а), глубина погружения в плотные слои атмосферы меньше с меньшей потерей скорости (рис. 3, в). Однако большие высоты полёта приводят к меньшей эффективности использования подъёмной силы для поворота плоскости движения и меньшую скорость изменения наклона (рис. 3, б). Поэтому для изменения плоскости движения требуется большая продолжительность полёта АэрКА на атмосферном участке. При сформированном управлении она составляет около 950 с, в то время как при оптимальном управлении она равна примерно 700 с. Это обстоятельство приводит к большим затратам топлива и, соответственно, к меньшей конечной массе АэрКА.

Предложенный подход к формированию программы управления может использоваться для оценки манёвренных возможностей аэрокосмического аппарата на этапе проектирования.

Библиографический список

1. Лазарев, Ю.Н. Управление траекториями аэрокосмических аппаратов / Ю.Н. Лазарев. – Самара: Самарский научный центр РАН, 2007. – 274 с.
2. Храмов, А.А. Оптимизация комбинированного поворота плоскости орбиты аэрокосмического аппарата методом принципа максимума Понтрягина / А.А. Храмов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2019. – Т.18. – №1. – С. 140-153.
3. Шкадов, Л.М. Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере / Л.М. Шкадов [и др.]. – М.: Машиностроение, 1972. – 244 с.

УДК 629.78

Ишков С.А., Фадеенков П.В., Филиппов Г.А.

ПРОБЛЕМА ОПТИМИЗАЦИИ КОМБИНИРОВАННОГО ПЕРЕЛЁТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

Введение. Доставка полезных грузов на геостационарную орбиту (ГСО) при старте ракет-носителей с российских космодромов осуществляется, как правило, с использованием дополнительной разгонной ступени. В процессе выведения необходимо изменять угол наклона орбиты до нулевого значения. Такой манёвр относится к классу энергоёмких. Применение на разгонных ступенях электроракетных двигателей (ЭРД) позволит снизить затраты рабочего тела и тем самым повысить эффективность транспортной операции.

Постановка задачи. Рассматривается следующая баллистическая схема перелёта с комбинированной двигательной установкой. КА массой M_0 , состоящей из разгонного блока с ЖРД (КА1 массой M_{0_1}), разгонного блока с ЭРД (КА2 массой M_{0_2}) и полезного груза $M_{ПГ}$, с использованием разгонного блока с ЖРД переводится с круговой начальной орбиты на промежуточную эллиптическую с