

Управление движением и навигация летательных аппаратов

УДК 629.78

Балакин В.Л., Ишков С.А., Лазарев Ю.Н., Храмов А.А.

АНАЛИЗ ТРЁХКАНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ УГЛАХ ПОВОРОТА ПЛОСКОСТИ ОРБИТЫ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Введение

При использовании перспективных аэрокосмических аппаратов (АэрКА) возможна реализация так называемого комбинированного поворота плоскости орбиты, предусматривающего совместное использование силы тяги и аэродинамической подъёмной силы. В качестве управлений используются угол атаки, скоростной угол крена и секундный расход топлива (трёхканальное управление). Настоящая работа является продолжением исследований сотрудников Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева.

Целью работы является анализ изменения программ трёхканального управления, определённых на основе метода последовательной линеаризации с учётом ограничений на управление и фазовые координаты, при различных углах поворота плоскости орбиты.

Постановка задачи

Движение АэрКА при повороте плоскости орбиты разбивается на два участка: 1) активный (тормозной) участок, обеспечивающий сход с околоземной орбиты в атмосферу; 2) участок движения в плотных слоях атмосферы и последующий набор высоты и скорости для заданной конечной околоземной орбиты.

Расчёт характеристической скорости и времени тормозного участка для схода АэрКА с орбиты (первый участок) производится по аналитическим соотношениям согласно [1] в предположении импульсного характера приложения тяги и обеспечения требуемого угла входа в плотные слои атмосферы.

На втором участке считается, что движение АэрКА относительно Земли происходит под действием силы тяготения, полной аэродинамической силы, силы тяги двигателей (на активных участках траектории) и сил, обусловленных неинерциальностью системы отсчёта. Аппарат движется над поверхностью, имеющей форму эллипсоида вращения (эллипсоида Красовского).

Система дифференциальных уравнений движения аппарата в траекторной системе координат с учётом вращения Земли, нецентральности поля тяготения (учитывается вторая зональная гармоника в разложении геопотенциала) и при отсутствии ветра в атмосфере, дополненная уравнением изменения массы, приведена в [2]. Выполняется расчёт скоростного напора q_v , теплового потока q_T и температуры нагрева T в критической точке по соотношениям, приведённым в [2]. Переход от параметров движения аппарата в траекторной системе координат к параметрам орбитального движения проводится согласно [2].

Как показало решение задачи без учёта ограничений на режимы движения [2], максимальная температура в критической точке АэрКА существенно превышает допустимое значение даже при малом угле поворота плоскости орбиты. Поэтому решалась задача оптимизации движения с учётом ограничения по температуре.

Задачу оптимизации сформулируем следующим образом: требуется определить программы трёхканального управления: угла атаки $\alpha(t)$, угла крена $\gamma_a(t)$ и секундного расхода топлива $\beta(t)$, максимизирующие конечную массу АэрКА при повороте плоскости орбиты на заданный угол при ограничениях на управление и температуру нагрева в критической точке.

Метод решения

Для определения оптимального управления при наличии ограничений использован метод последовательной линеаризации, который сводится к итерационному улучшению управления [3].

Основные исходные данные

Орбита АэрКА является круговой с высотой 200 км. Угол входа в плотные слои атмосферы на высоте 100 км равен -1° . Аэродинамические характеристики гипотетического АэрКА задаются таблично в виде зависимостей коэффициента силы лобового сопротивления $c_{xa} = c_{xa}(\alpha, M)$ и коэффициента аэродинамической подъёмной силы $c_{ya} = c_{ya}(\alpha, M)$ от угла атаки α и числа Маха M . Значения c_{xa} и c_{ya} между табличными значениями определяются линейной интерполяцией.

Ограничения на управление и на температуру в критической точке приведены в табл. 1.

Таблица 1 – Ограничения на управление и температуру

Наименование параметра	Максимальное значение
Угол атаки α , град.	40
Массовый расход β , кг/с	6,0
Температура нагрева в передней критической точке T , °C	1600

Решение задачи

На рис. 1 – 8 представлены зависимости параметров управления, некоторых параметров траектории и температуры от времени при повороте плоскости орбиты на 2° , 5° , 10° и 15° соответственно. Пунктирными линиями отмечены моменты выхода АэрКА из плотных слоёв атмосферы на высоте 100 км.

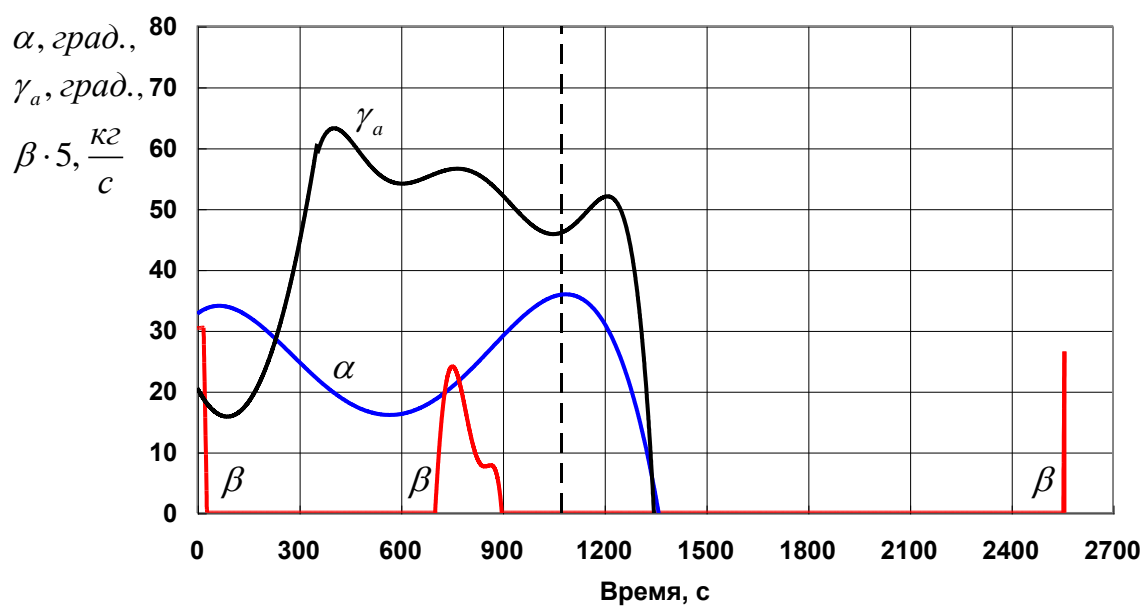


Рис. 1. Зависимости параметров управления от времени при повороте плоскости орбиты на 2°

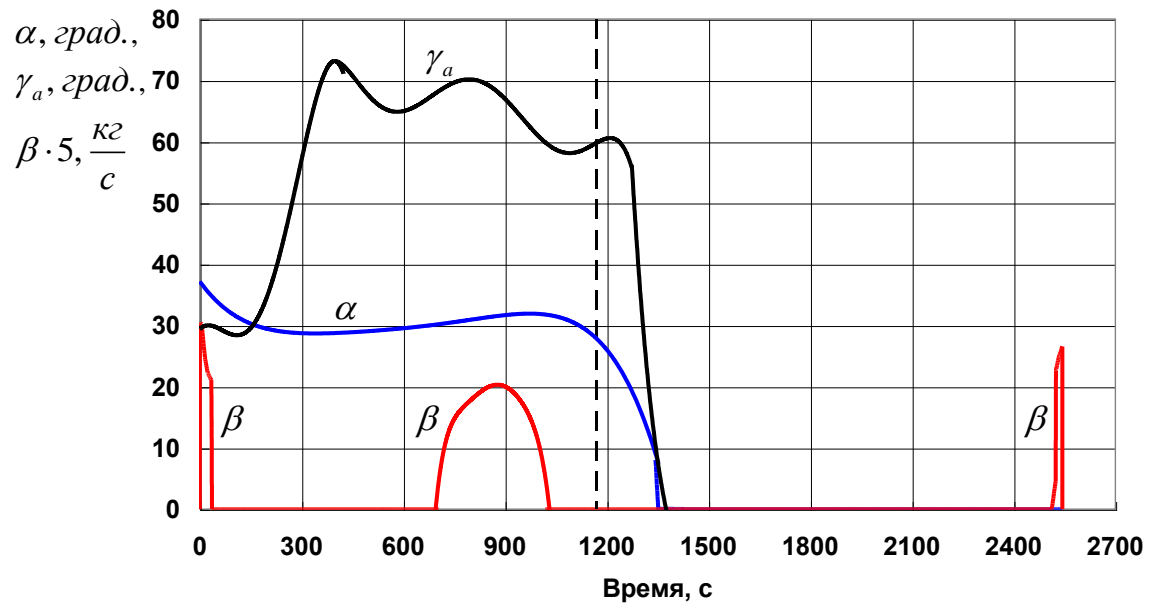


Рис. 2. Зависимости параметров управления от времени при повороте плоскости орбиты на 5°

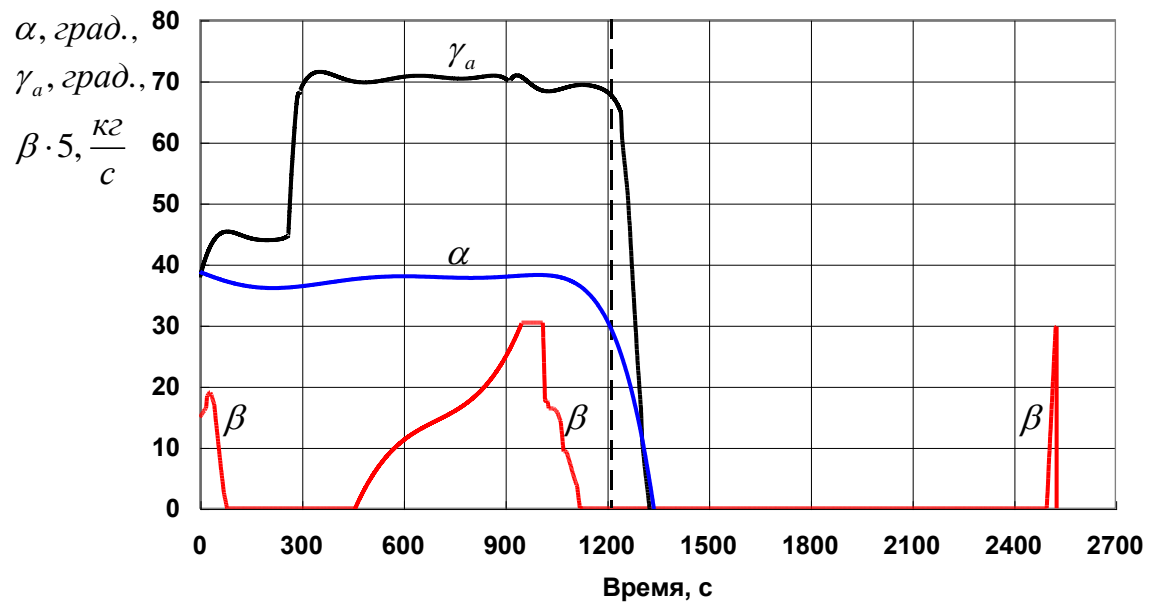


Рис. 3. Зависимости параметров управления от времени при повороте плоскости орбиты на 10°

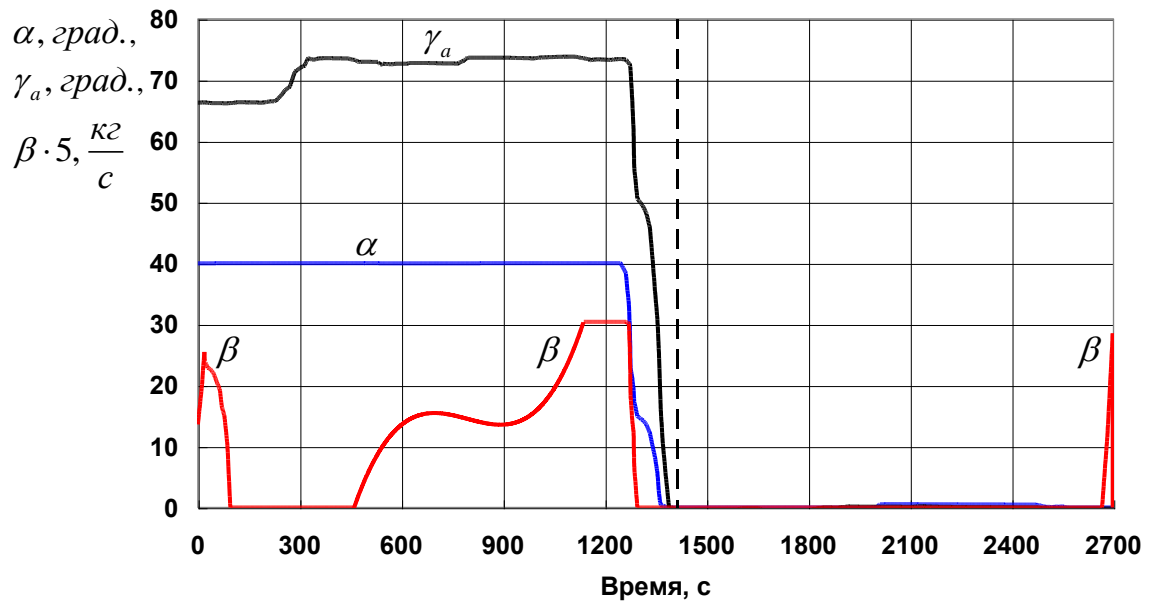


Рис. 4. Зависимости параметров управления от времени при повороте плоскости орбиты на 15°

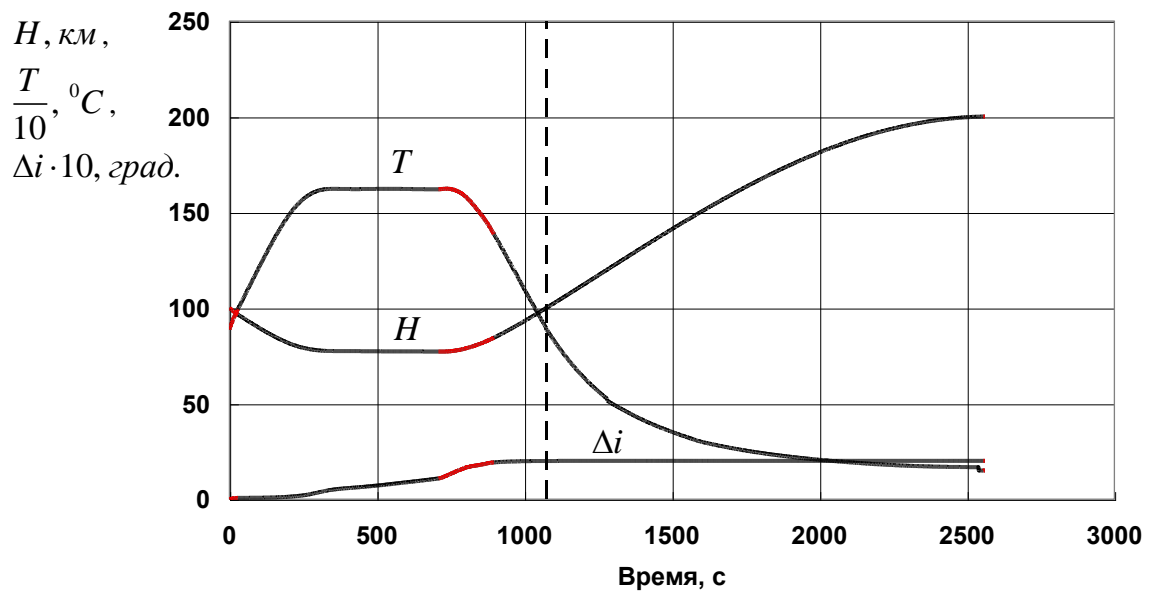


Рис. 5. Зависимости высоты полёта, температуры нагрева в критической точке, изменения наклонения орбиты от времени при повороте плоскости орбиты на 2°

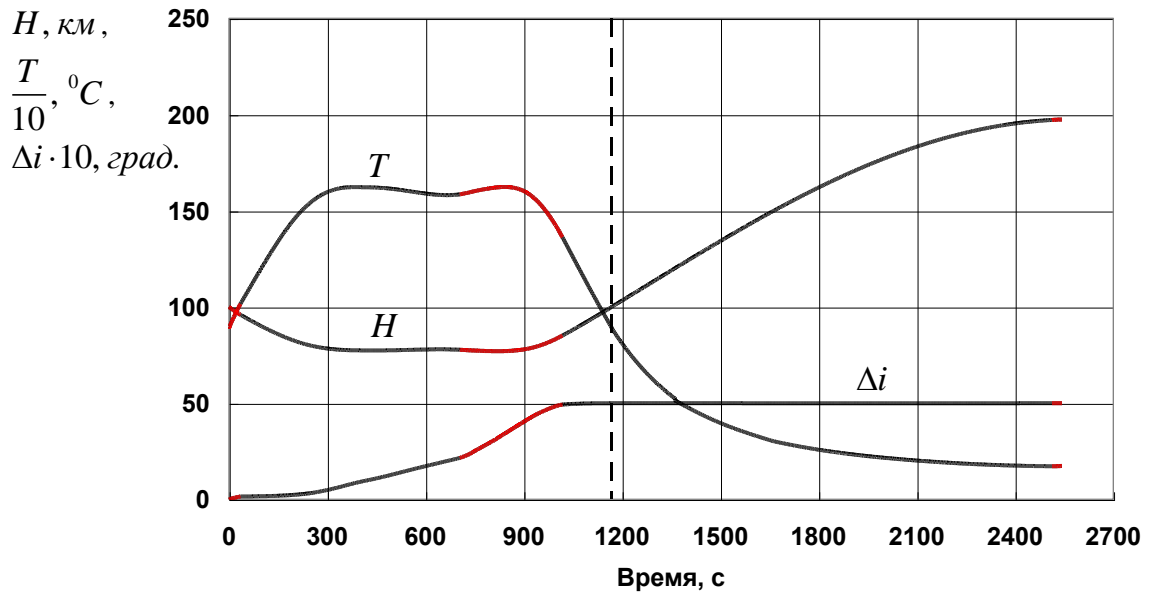


Рис. 6. Зависимости высоты полёта, температуры нагрева в передней критической точке, изменения наклона орбиты от времени при повороте плоскости орбиты на 5° с учётом ограничений

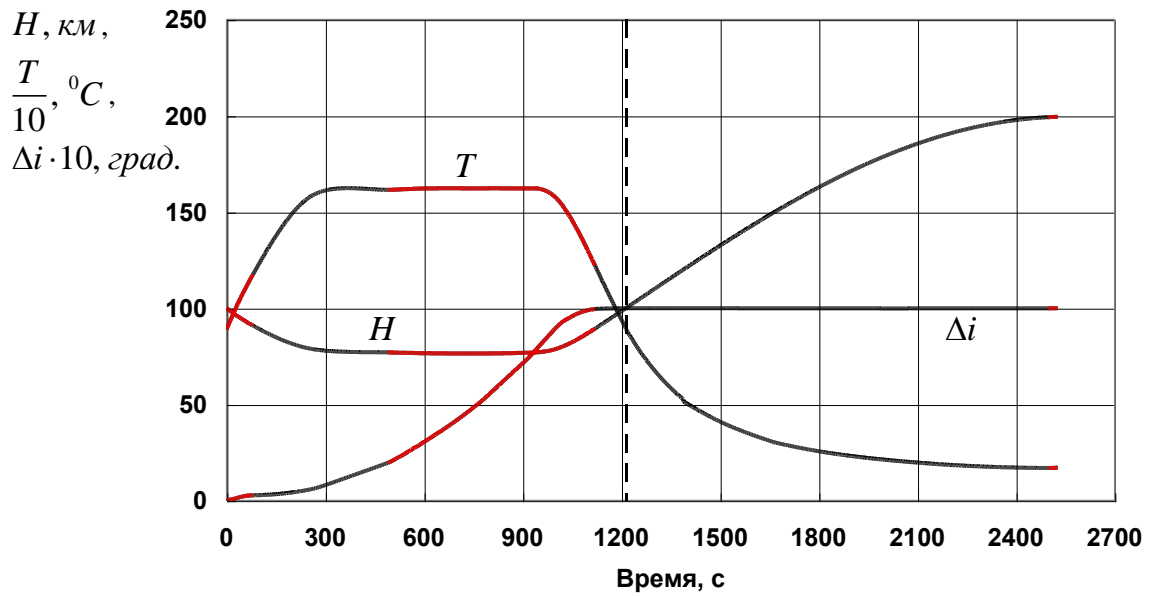


Рис. 7. Зависимости высоты полёта, температуры нагрева в передней критической точке, изменения наклона орбиты от времени при повороте плоскости орбиты на 10° с учётом ограничений

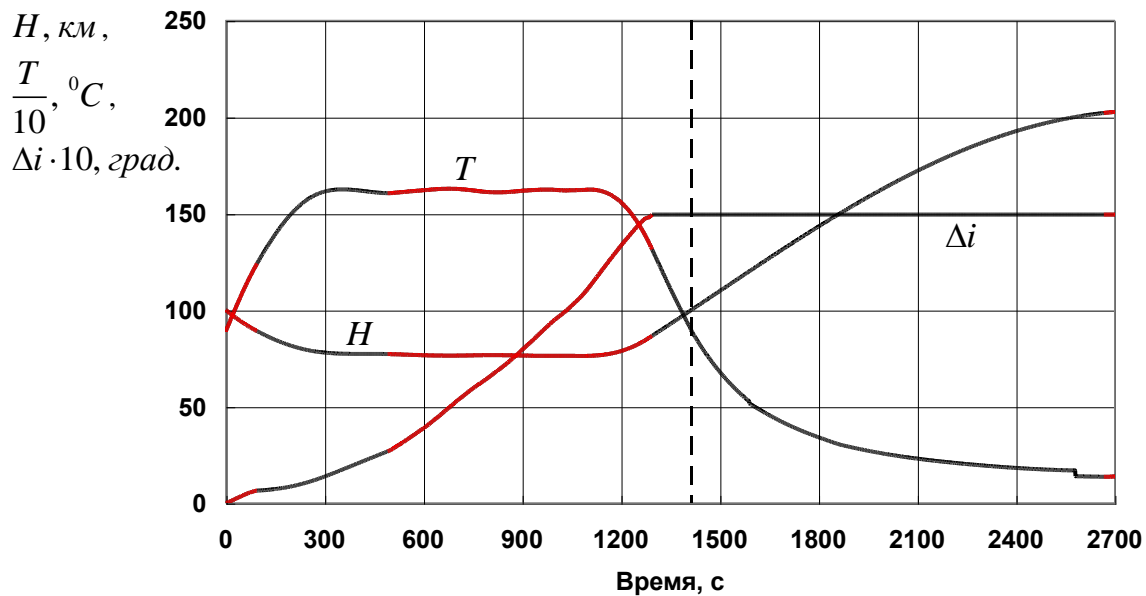


Рис. 8. Зависимости высоты полёта, температуры нагрева в критической точке, изменения наклона орбиты от времени при повороте плоскости орбиты на 15°

Рассмотрим изменение характера управлений с изменением (ростом) угла поворота плоскости орбиты.

Первое «аэродинамическое» управление – угол атаки обеспечивает выполнение ограничения по температуре. При малых (2°) и небольших (5°) углах поворота уменьшение скорости АэрКА за счёт торможения в атмосфере сравнительно невелико. Поэтому угол атаки колеблется около наивыгоднейшего значения 20° , соответствующего движению без учёта ограничений, или несколько превышает его (рис. 1, 2). При средних (10°) и больших (15°) углах поворота скорость АэрКА существенно уменьшается. Поэтому угол атаки растёт, достигая ограничения (рис. 3, 4), для увеличения аэродинамической подъёмной силы и, как следствие, для поддержания минимальной высоты полёта аппарата в плотных слоях атмосферы.

Второе «аэродинамическое» управление – угол крена – обеспечивает поворот плоскости орбиты. Угол крена изменяется от меньших значений при входе в плотные слои атмосферы (во избежание «глубокого» погружения аппарата) к большим значениям для поворота плоскости орбиты на заданный угол и ожидаемо возрастает с увеличением угла поворота (рис. 1 - 4).

При повороте плоскости орбиты при наличии ограничения на температуру характерным является наличие двух участков «двигательного» управления (включения тяги) в атмосфере. Первый участок соответствует началу атмосферного движения аппарата и увеличивает его скорость для обеспечения высоты полёта, при которой

температура не превысит допустимую (рис. 1 - 8). Второй участок поддерживает высоту полёта и обеспечивает разгон аппарата для его выхода из плотных слоёв атмосферы (рис.1 - 8). При увеличении угла поворота, из-за всё больших потерь скорости аппарата при движении в атмосфере, требуется большая продолжительность «двигательного» управления и большая величина секундного расхода топлива (с выходом на ограничение) (рис. 1 - 4).

Заключение

При увеличении угла поворота плоскости орбиты с учётом ограничения на температуру возрастает и достигает ограничения первое «аэродинамическое» управление – угол атаки, возрастает второе «аэродинамическое» управление – угол крена, возрастает как продолжительность, так и величина (с достижением максимального значения секундного расхода топлива) «двигательного» управления.

Библиографический список

1. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полёта: уч. пособие. М.: Наука, 1990. 448 с.
2. Балакин В.Л., Ишков С.А., Храмов А.А. Оптимизация комбинированного поворота плоскости орбиты аэрокосмического аппарата на основе метода последовательной линеаризации // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 23-36. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-23-36.
3. Федоренко Р.П. Приближённое решение задач оптимального управления. М.: Наука, 1978. 488 с.