

ОПТИМИЗАЦИЯ КОМБИНИРОВАННОГО ПОВОРОТА ПЛОСКОСТИ ОРБИТЫ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ МЕТОДА ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОЙ ЛИНЕАРИЗАЦИИ

© 2018

- В. Л. Балакин** доктор технических наук, профессор, советник при ректорате; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; balakin@ssau.ru
- С. А. Ишков** доктор технических наук, профессор, профессор кафедры космического машиностроения; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ishkov@ssau.ru
- А. А. Храмов** кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры космического машиностроения; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; khramov@ssau.ru

Рассматривается задача оптимизации комбинированного поворота плоскости орбиты аэрокосмического аппарата с целью максимизации его конечной массы. Для схода аппарата с начальной околоземной орбиты и последующего входа в плотные слои атмосферы используется импульс тяги. Начиная с входа в атмосферу и до окончания поворота плоскости орбиты с выходом на конечную орбиту, в качестве управлений используются угол атаки, скоростной угол крена и секундный расход топлива. Вводятся ограничения для угла атаки, секундного расхода топлива, температуры нагрева в критической точке, продольной и нормальной перегрузки. Для определения оптимальных программ управления используется метод последовательной линеаризации. Решение задачи оптимизации проведено на примере гипотетического аэрокосмического аппарата. Приводятся результаты моделирования движения аэрокосмического аппарата. Обсуждаются изменения в найденных «аэродинамическом» (угол атаки и скоростной угол крена) и «двигательном» (секундный расход топлива) управлениях при увеличении угла поворота плоскости орбиты без учёта и с учётом ключевого ограничения на режимы движения – максимальную температуру нагрева в критической точке.

Аэрокосмический аппарат; комбинированный поворот плоскости орбиты; оптимальное управление; угол атаки; скоростной угол крена; секундный расход топлива; ограничения; метод последовательной линеаризации.

Цитирование: 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

Введение

При использовании перспективных аэрокосмических аппаратов (АэрКА) возможна реализация так называемого комбинированного поворота плоскости орбиты, предусматривающего совместное использование силы тяги и аэродинамической подъёмной силы.

Известны многочисленные исследования комбинированного поворота плоскости орбиты, которые по постановке задачи условно можно разбить на две группы.

В первой группе используется трёхимпульсная схема приложения силы тяги. Первый импульс тяги (тормозной) даётся на начальной околоземной орбите и обеспечивает вход АэрКА в плотные слои атмосферы с заданным углом наклона траектории.

Второй импульс тяги (разгонный) даётся после окончания атмосферного участка полёта (на границе атмосферы) и обеспечивает достижение АэрКА высоты конечной околоземной орбиты. Третий импульс тяги (разгонный) обеспечивает АэрКА орбитальную скорость. В данной схеме сила тяги не используется на наиболее важном атмосферном участке поворота плоскости орбиты. Управлениями на атмосферном участке являются угол атаки и скоростной угол крена (так называемое двухканальное управление). Фундаментальные результаты по определению оптимальных программ управления на основе использования «строгого» метода принципа максимума Понтрягина были получены сотрудниками Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ) и приведены в монографии Шкадова Л.М., Бухановой Р.С., Илларионова В.Ф., Плохих В.П. «Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере» [1]. Ряд результатов был получен сотрудниками Куйбышевского авиационного института (ныне Самарского национального исследовательского университета), например [2-4]. В ряде работ, результаты которых приведены в монографии Лазарева Ю.Н. «Управление траекториями аэрокосмических аппаратов» [5], для определения двухканального управления был использован численный метод последовательной линеаризации, подробное изложение которого приведено в монографии Федоренко Р.П. «Приближённое решение задач оптимального управления» [6]. Как отмечается в монографии [5], «...оптимальное двухканальное управление движением аэрокосмического аппарата на атмосферном участке поворота плоскости орбиты, полученное с применением разработанных численных методов, в целом, ... имеет тот же характер, что и оптимальное, полученное с помощью принципа максимума».

Во второй группе также используется первый импульс тяги (тормозной) для входа АэрКА в плотные слои атмосферы. Затем, начиная с входа в плотные слои атмосферы и до окончания поворота плоскости орбиты с выходом на конечную орбиту, в качестве управлений используются угол атаки, скоростной угол крена и секундный расход топлива (так называемое трёхканальное управление). Ряд результатов, полученных для трёхканального управления, приведён в монографии [5]. Однако они имеют ограниченный характер, поскольку получены для одного небольшого значения (5°) угла поворота плоскости орбиты.

Целью работы является определение на основе метода последовательной линеаризации программ трёхканального управления для различных углов поворота плоскости орбиты с учётом ограничений на управление и фазовые координаты.

Постановка задачи

Движения АэрКА при повороте плоскости орбиты разобьём 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 [7] 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, имеет вид [5]:

$$\begin{aligned}
 \dot{V} &= -\sigma_x \rho V^2 - g_r \sin \theta + g_\varphi \sin \chi \cos \theta + \frac{P_x}{m} + \\
 &+ R\omega_3^2 \cos \varphi (\sin \theta \cos \varphi - \cos \theta \sin \varphi \sin \chi), \\
 \dot{\theta} &= \sigma_y \rho V \cos \gamma_a + \left(\frac{V}{R} - \frac{g_r}{V} \right) \cos \theta - \\
 &- \frac{g_\varphi}{V} \sin \chi \sin \theta + \frac{P_y}{Vm} + 2\omega_3 \cos \varphi \cos \chi + \\
 &+ \frac{R\omega_3^2}{V} \cos \varphi (\cos \theta \cos \varphi + \sin \theta \sin \varphi \sin \chi), \\
 \dot{\chi} &= -\frac{\sigma_y \rho V}{\cos \theta} \sin \gamma_a - \frac{V \cos \theta}{R} \operatorname{tg} \varphi \cos \chi + \\
 &+ g_\varphi \frac{\cos \chi}{V \cos \theta} - \frac{P_z}{mV \cos \theta} - 2\omega_3 (\sin \varphi - \cos \varphi \sin \chi \operatorname{tg} \theta) - \\
 &- \frac{R\omega_3^2}{V \cos \theta} \sin \varphi \cos \varphi \cos \chi, \\
 \dot{R} &= V \sin \theta, \quad \dot{\varphi} = \frac{V \cos \theta}{R} \sin \chi, \quad \dot{m} = -\beta.
 \end{aligned} \tag{1}$$

Здесь V – земная скорость (при отсутствии ветра совпадает с воздушной); θ – угол наклона траектории; χ – угол пути (угол между проекцией вектора скорости на местную горизонтальную плоскость и местной параллелью в направлении с запада на восток); R – величина радиус-вектора центра масс; φ – геоцентрическая широта; m – масса; ρ – плотность атмосферы; $\omega_3 \approx 7,292 \cdot 10^{-5} \text{ c}^{-1}$ – угловая скорость суточного вращения Земли; γ_a – скоростной угол крена (в дальнейшем для краткости угол крена); β – секундный расход топлива.

Плотность атмосферы на высоте H определяется согласно [8]. Высота H над поверхностью Земли, имеющей в принятой модели движения форму эллипсоида вращения, определяется по формуле [7]:

$$H = R - R_3,$$

где $R_3 = R_e (1 - \alpha_{\text{сж}} \sin^2 \varphi)$ – радиус земной поверхности на заданной широте; $R_e = 6378,16 \text{ км}$ – экваториальный радиус Земли; $\alpha_{\text{сж}} = 1/298,25$ – полярное сжатие Земли.

Баллистические коэффициенты σ_x , σ_y аппарата определяются по соотношениям:

$$\sigma_x = \frac{c_{xa} S}{2m}, \quad \sigma_y = \frac{c_{ya} S}{2m},$$

где c_{xa}, c_{ya} – соответственно коэффициенты силы лобового сопротивления и аэродинамической подъёмной силы; S – характерная площадь (площадь крыла).

Радиальная g_r и меридиональная g_φ составляющие вектора гравитационного ускорения с точностью до полиномов Лежандра второго порядка определяются как [7]:

$$g_r = \frac{\mu}{R^2} \left[1 + \left(\alpha_{сж} - \frac{q}{2} \right) \left(\frac{R_e}{R} \right)^2 (1 - 3 \sin^2 \varphi) \right],$$

$$g_\varphi = -\frac{\mu}{R^2} \left(\alpha_{сж} - \frac{q}{2} \right) \left(\frac{R_e}{R} \right)^2 \sin 2\varphi,$$

где $q = \omega^2 R_e^3 / \mu$ – отношение центростремительного ускорения к ускорению силы притяжения на экваторе; $\mu = 398600,44 \text{ км}^3 / \text{с}^2$ – гравитационная постоянная Земли.

Проекции вектора силы тяги P двигателей, жёстко закреплённых и ориентированных вдоль продольной оси аппарата, вычисляются по формулам:

$$P_x = P \cos \alpha, \quad P_y = P \sin \alpha \cos \gamma_a, \quad P_z = P \sin \alpha \sin \gamma_a,$$

где α – угол атаки.

Сила тяги определяется по формуле:

$$P = \beta I_{y0} g_0,$$

где I_{y0} – удельный импульс тяги; $g_0 = 9,81 \text{ м/с}^2$ – среднее гравитационное ускорение на поверхности Земли.

Помимо вычисления кинематических характеристик движения АэрКА выполняется расчёт следующих характеристик: скоростного напора q_V , составляющих вектора перегрузки в проекциях на связанную продольную n_x и нормальную n_y оси аппарата, теплового потока q_T и температуры нагрева T в критической точке по соотношениям [5]:

$$q_V = \frac{\rho V^2}{2},$$

$$n_x = \frac{P}{mg_0} + \frac{S}{mg_0} \frac{\rho V^2}{2} (c_{ya} \sin \alpha - c_{xa} \cos \alpha),$$

$$n_y = \frac{S}{mg_0} \frac{\rho V^2}{2} (c_{ya} \cos \alpha + c_{xa} \sin \alpha),$$

$$q_T = 1,27 \cdot 10^{-7} \sqrt{\frac{\rho}{r_{кр}}} V^{3,05},$$

$$T = \sqrt[4]{\frac{q_T}{\varepsilon \sigma}},$$

где $r_{кр}$ – радиус кривизны передней критической точки аппарата; $\varepsilon = 0,8$ – коэффициент черноты обшивки аппарата; $\tilde{\sigma} = 5,6704 \cdot 10^{-11} \frac{\text{кДж}}{\text{м}^2 \text{сК}^4}$ – постоянная Стеффана-Больцмана.

Рассмотрим переход от параметров движения аппарата в траекторной системе координат к параметрам орбитального движения. Параметры V, θ, χ , входящие в систему уравнений движения (1), определяют вектор скорости аппарата относительно вращающейся Земли (в неинерциальной траекторной системе координат). Для расчёта параметров орбитального движения аппарата необходимо перейти к параметрам V_u, θ_u, χ_u , определяющим вектор абсолютной скорости в инерциальном пространстве, согласно соотношениям:

$$\begin{aligned} V_u &= \sqrt{V^2 + V_3^2 + 2VV_3 \cos \theta \cos \chi}, \\ \theta_u &= \arcsin\left(\frac{V}{V_u} \sin \theta\right), \\ \chi_u &= \arcsin\left(\frac{V \cos \theta}{V_u \cos \theta_u} \sin \chi\right), \end{aligned}$$

где $V_3 = R\omega_3 \cos \varphi$ – переносная скорость, направленная по касательной к местной параллели на восток.

Расчёт параметров орбиты аппарата проводится по соотношениям:

$$\begin{aligned} A &= \frac{R}{2-\nu}, & e &= \sqrt{1+(\nu-2)\nu \cos^2 \theta_u}, \\ \mathcal{G} &= \arctg\left(\frac{\nu \sin \theta_u \cos \theta_u}{\nu \cos^2 \theta_u - 1}\right), & u &= \arctg\left(\frac{\sin \varphi}{\cos \varphi \sin \chi_u}\right), \\ \omega &= u - \mathcal{G}, & i &= \arccos(\cos \varphi \cos \chi_u), \end{aligned}$$

где A – большая полуось; e – эксцентриситет; \mathcal{G} – угол истинной аномалии; u – аргумент широты; ω – аргумент перигея; i – наклонение; $\nu = V_u^2 R / \mu$.

Задачу оптимизации движения на втором участке сформулируем следующим образом: требуется сформировать программы трёхканального управления $\alpha(t)$, $\gamma_a(t)$ и $\beta(t)$, максимизирующие конечную массу АэрКА при повороте плоскости орбиты на заданный угол без ограничений и при ограничениях на управление, температуру нагрева в критической точке, продольную и нормальную перегрузку.

Решение задачи

Метод решения. Для формирования оптимального управления при наличии ограничений используем метод последовательной линеаризации. Метод является типичным методом спуска в пространстве управлений и сводится к итерационному улучшению управления. На каждой итерации вычисляется малое приращение управления $u(t)$, позволяющее перейти к улучшенному управлению $u(t) + \delta u(t)$ по схеме, приведённой в [6].

Исходные данные. Основные данные для расчёта движения гипотетического АэрКА приведены в табл. 1.

Таблица 1. Данные для расчёта движения

Наименование параметра	Значение	Наименование параметра	Значение
Большая полуось орбиты, км	6578	Наклонение орбиты, град.	0
Эксцентриситет орбиты	0	Угол входа в плотные слои атмосферы на высоте 100 км, град.	-1

Аэродинамические характеристики 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.

Число Маха рассчитывается как отношение воздушной скорости аппарата, которая при отсутствии ветра совпадает со скоростью V относительно Земли, к скорости звука a на данной высоте:

$$M = \frac{V}{a}.$$

Скорость звука связана с температурой атмосферы T_a соотношением:

$$a = 20,046796\sqrt{T_a},$$

где температура атмосферы T_a определяется согласно ГОСТ 4401-81 [8].

Ограничения на управление, температуру в передней критической точке и составляющие перегрузки приведены в табл. 2.

Таблица 2. Ограничения на управление, температуру и перегрузки

Наименование параметра	Максимальное значение	Наименование параметра	Максимальное значение
Угол атаки α , град.	40	Продольная перегрузка n_x	4,0
Массовый расход β , кг/с	6,0	Нормальная перегрузка n_y	3,0
Температура нагрева в передней критической точке T , °C	1600		

Оптимизация движения АэрКА без учёта ограничений. На рис. 1–4 представлены зависимости параметров управления, параметров траектории и температуры от времени при повороте плоскости орбиты на 5 и 15° без ограничений на режимы движения. Пунктирными линиями на рисунках отмечены моменты выхода аппарата из плотных слоёв атмосферы на высоте 100 км.

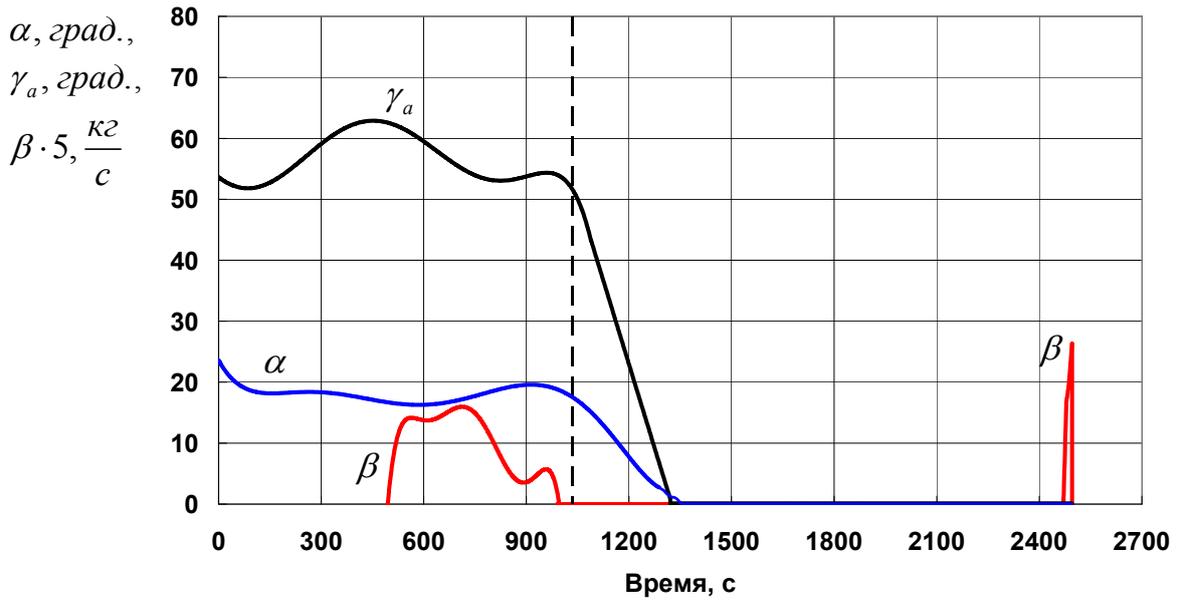


Рис. 1. Зависимости параметров управления от времени при повороте плоскости орбиты на 5° без ограничений

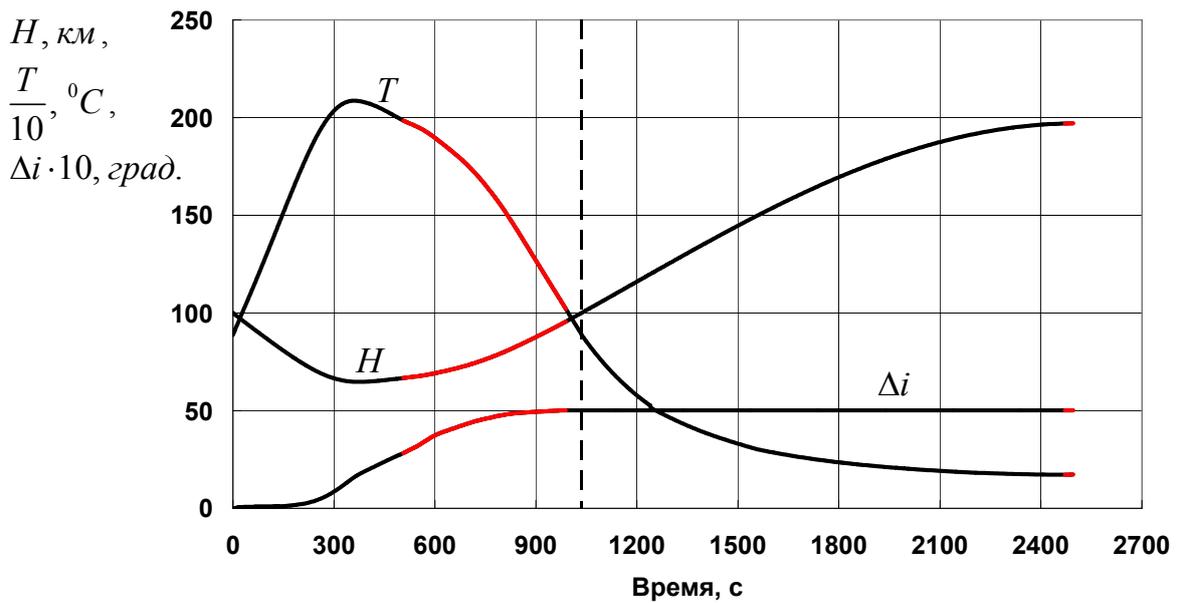


Рис. 2. Зависимости высоты полёта, температуры нагрева в передней критической точке, изменения наклона орбиты от времени при повороте плоскости орбиты на 5° без ограничений

При повороте плоскости орбиты на малый угол 5° основную роль играет «аэродинамическое» управление (углы атаки и крена). Программа управления по углу атаки (рис. 1) соответствует максимальному аэродинамическому качеству ($\alpha \approx \alpha_{K_{max}} \approx 20^\circ$ – наивыгоднейший угол атаки), что аналогично результатам для аэродинамического поворота плоскости орбиты [1]. Угол крена находится в диапазоне $\gamma_a \in [52^\circ, 63^\circ]$ (рис. 1). Таким образом, «аэродинамическое» управление не выходит на ограничения.

«Двигательное» управление (секундный расход топлива отличен от нуля) включается после достижения минимума высоты в плотных слоях атмосферы – на восходящем участке траектории (рис. 2). Это управление играет вспомогательную роль, о чём свидетельствует небольшая величина $\beta(t)$ (рис. 1).

Максимальная температура в критической точке равна 2086°C и превышает имеющееся ограничение в 1600°C .

Как показали расчёты, продольная и нормальная перегрузки не превышают допустимых значений.

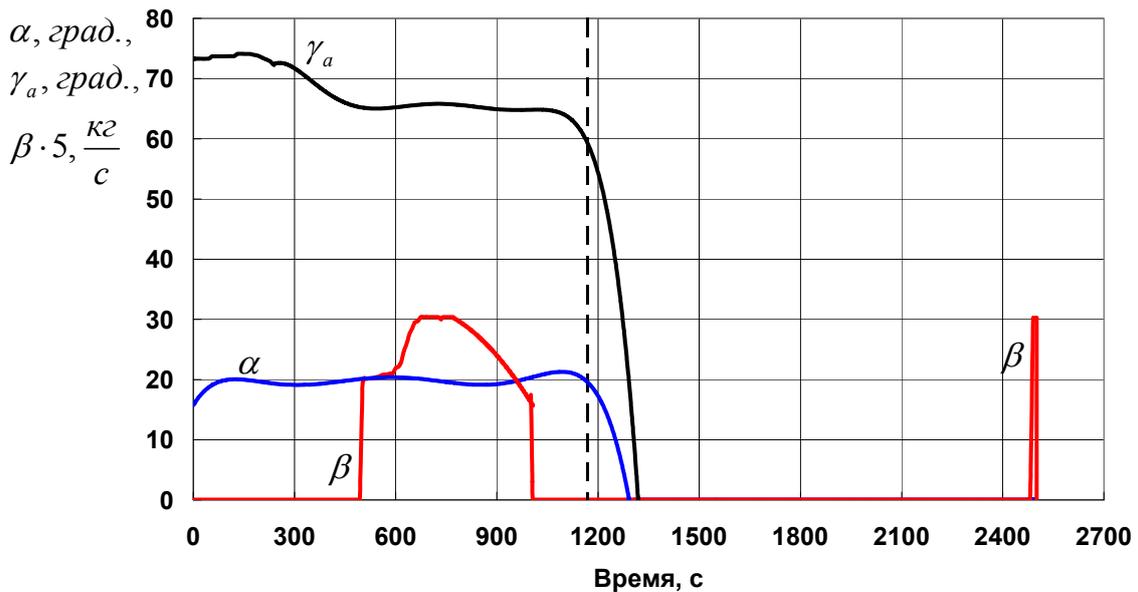


Рис. 3. Зависимости параметров управления от времени при повороте плоскости орбиты на 15° без ограничений

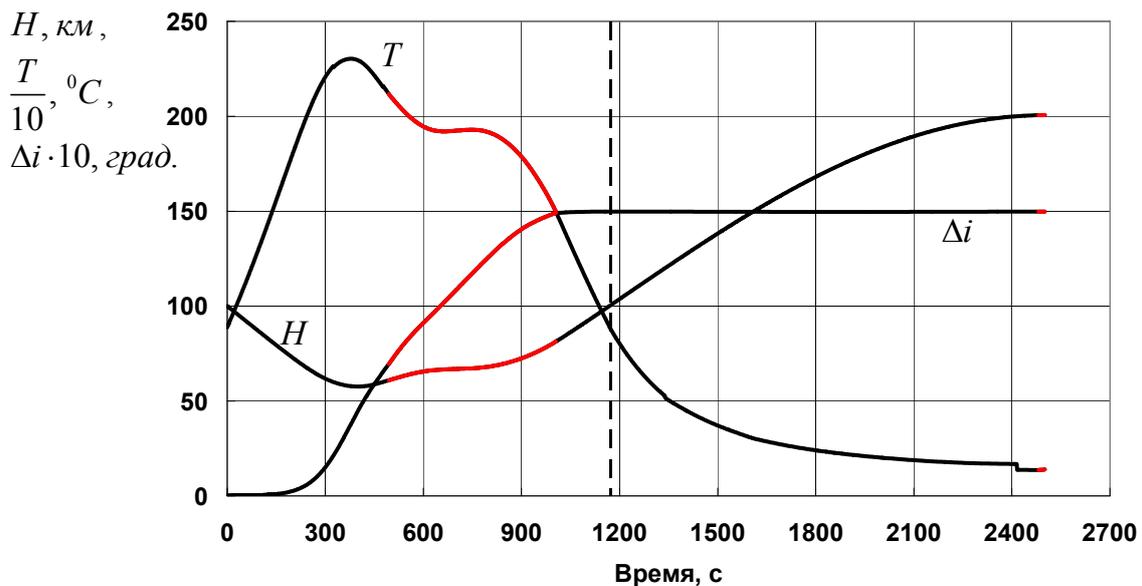


Рис. 4. Зависимости высоты полёта, температуры нагрева в передней критической точке, изменения наклона орбиты от времени при повороте плоскости орбиты на 15° без ограничений

Как и следовало ожидать, при повороте плоскости орбиты на больший угол 15° угол атаки остаётся близким к наивыгоднейшему (рис. 3), угол крена увеличивается ($\gamma_a \in [61^\circ, 74^\circ]$, рис. 3). Таким образом, «аэродинамическое» управление не выходит на ограничения.

«Двигательное» управление по-прежнему включается в плотных слоях атмосферы на восходящем участке траектории (рис. 4). Его роль возрастает, о чём свидетельствует выход $\beta(t)$ на ограничение (рис. 3), и становится определяющей для поворота плоскости орбиты на большой угол.

Максимальная температура в критической точке предсказуемо увеличивается, равна 2302°C и превышает имеющееся ограничение.

Как показали расчёты, продольная и нормальная перегрузки предсказуемо увеличиваются, но не превышают допустимых значений.

Оптимизация движения АэрКА с учётом ограничений. Как показало решение задачи без учёта ограничений на режимы движения, продольная и нормальная перегрузки не превышают допустимых значений, и только максимальная температура в критической точке существенно превышает допустимое значение даже при малом угле поворота плоскости орбиты. Поэтому решалась задача оптимизации движения с учётом ограничения по температуре. На рис. 5–8 представлены зависимости параметров управления, параметров траектории и температуры от времени при повороте плоскости орбиты на 5° и 15° . Пунктирными линиями на рисунках отмечены моменты выхода аппарата из плотных слоёв атмосферы на высоте 100 км.

Выполнение ограничения по температуре должно обеспечивать первое «аэродинамическое» управление – угол атаки. Он должен возрастать для увеличения аэродинамической подъёмной силы и, как следствие, для повышения минимальной высоты полёта аппарата в плотных слоях атмосферы. Как следует из решения задачи, угол атаки при повороте плоскости орбиты на 5° составляет около 30° (рис. 5), а при повороте на 15° достигает максимального допустимого значения 40° (рис. 7) по сравнению с наивыгоднейшим углом атаки 20° , соответствующим движению без учёта ограничений (рис. 1, 3).

Второе «аэродинамическое» управление – угол крена – обеспечивает поворот плоскости орбиты. Поскольку угол атаки при наличии ограничения существенно отличается от наивыгоднейшего значения, при котором максимально реализуются аэродинамические возможности аппарата, то угол крена должен иметь большие значения. С другой стороны, большие углы крена вступают в противоречие с требованием выполнения ограничения по температуре. Поэтому угол крена изменяется от меньших значений при входе в плотные слои атмосферы (во избежание «глубокого» погружения аппарата) к большим значениям после стабилизации высоты полёта на 77 км для поворота плоскости орбиты на заданный угол (рис. 5, 7 и рис. 6, 8). Участки траектории с постоянной высотой полёта соответствуют выходу температуры в передней критической точке на ограничение.

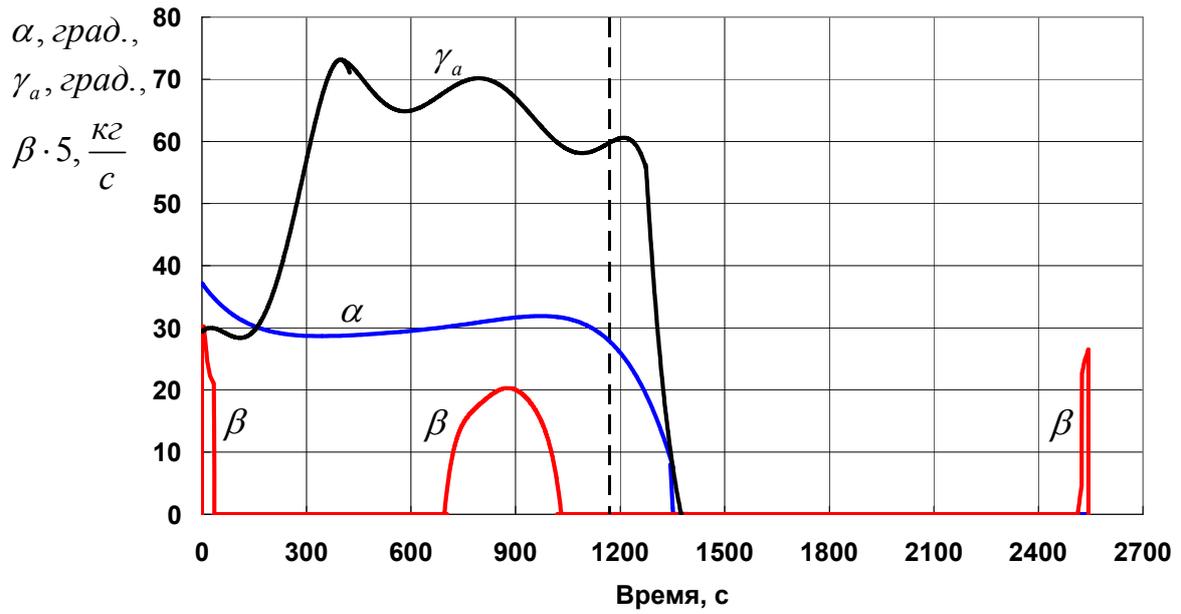


Рис. 5. Зависимости параметров управления от времени при повороте плоскости орбиты на 5° с учётом ограничений

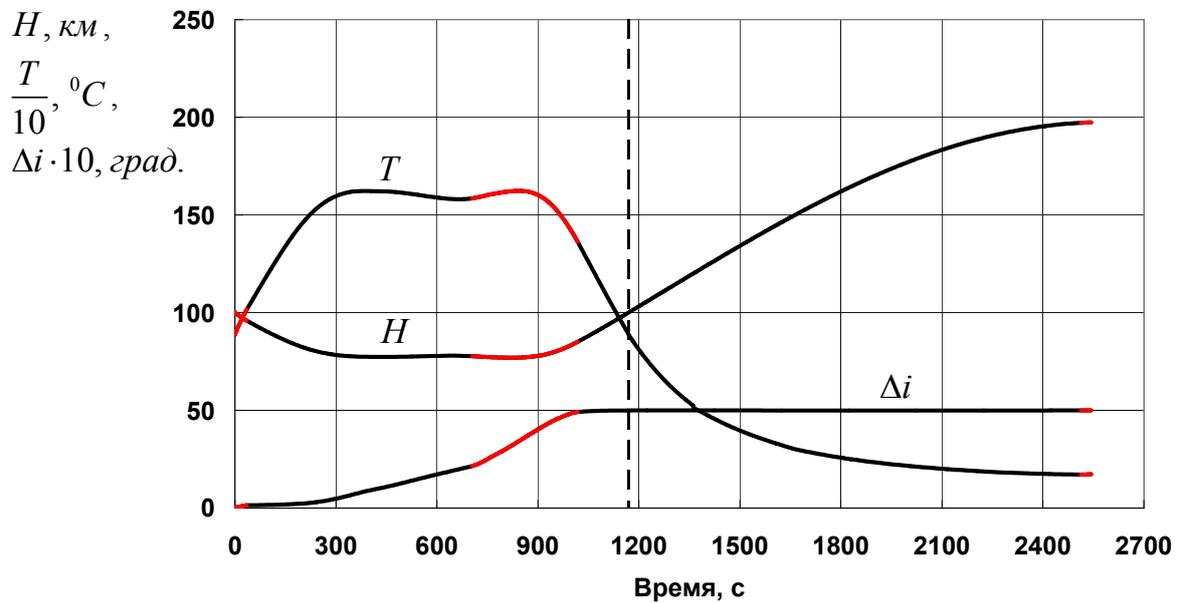


Рис. 6. Зависимости высоты полёта, температуры нагрева в передней критической точке, изменения наклона орбиты от времени при повороте плоскости орбиты на 5° с учётом ограничений

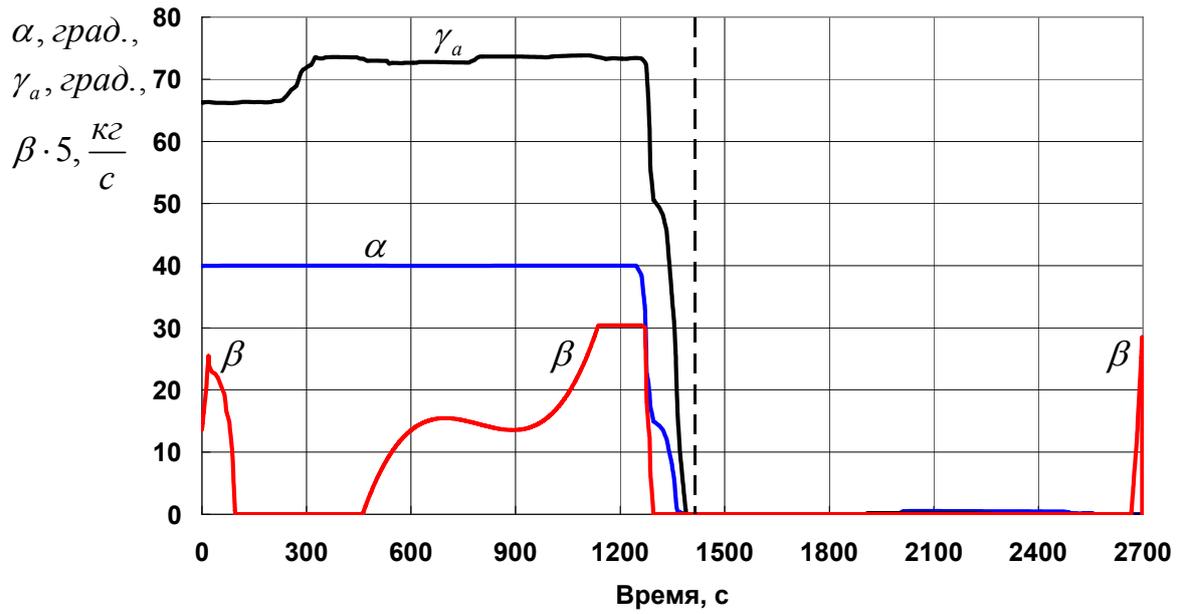


Рис. 7. Зависимости параметров управления от времени при повороте плоскости орбиты на 15° с учётом ограничений

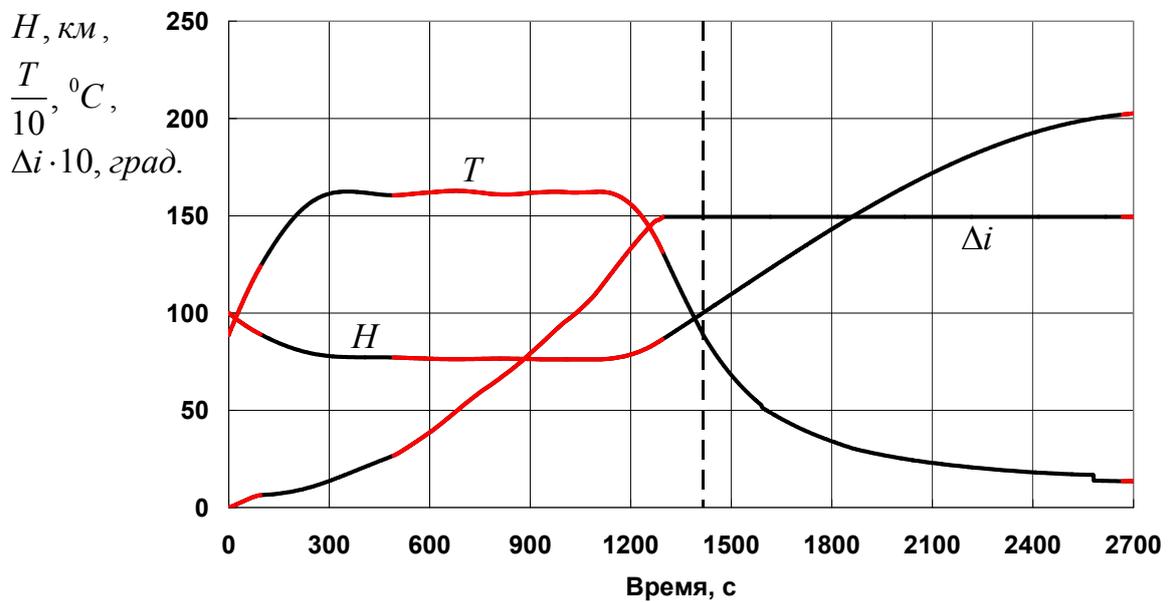


Рис. 8. Зависимости высоты полёта, температуры нагрева в передней критической точке, изменения наклона орбиты от времени при повороте плоскости орбиты на 15° с учётом ограничений

В отличие от решения задачи без ограничений характерным является наличие двух участков «двигательного» управления в плотных слоях атмосферы, что соответствует результатам, приведённым в [5].

Первый участок соответствует входу аппарата в атмосферу (рис. 5, 7 и рис. 6, 8) и обеспечивает большую высоту полёта. Второй участок обеспечивает разгон аппарата для его выхода из плотных слоёв атмосферы (рис. 5, 7 и рис. 6, 8). Как и следовало ожидать, при повороте орбиты на большой угол требуется большая продолжительность «двигательного» управления и его большая величина с выходом на ограничение (рис. 5, 7).

Заключение

При повороте плоскости орбиты на малый угол без учёта ограничения на температуру в критической точке основную роль играет «аэродинамическое» управление (углы атаки и крена). «Двигательное» управление (секундный расход топлива) включается на восходящем участке атмосферной траектории и играет вспомогательную роль. «Аэродинамическое» и «двигательное» управления не выходят на ограничения. При повороте плоскости орбиты на большой угол «аэродинамическое» управление не выходит на ограничение. «Двигательное» управление включается на восходящем участке атмосферной траектории и его роль возрастает, о чём свидетельствует выход на максимальный секундный расход топлива.

При повороте плоскости орбиты с учётом ограничения на температуру угол атаки увеличивается для повышения минимальной высоты полёта в атмосфере и при большом угле поворота достигает максимального допустимого значения. Угол крена изменяется от меньших значений при входе в атмосферу, чтобы избежать «глубокого» погружения, к большим значениям после стабилизации высоты полёта для поворота плоскости орбиты на заданный угол. Характер «двигательного» управления принципиально изменяется за счёт появления второго участка. Первый участок соответствует входу аппарата в атмосферу и обеспечивает большую высоту атмосферного участка полёта, а второй участок обеспечивает выход аппарата из плотных слоёв атмосферы. При повороте плоскости орбиты на малый угол «двигательное» управление не выходит на ограничение, а при повороте на большой угол увеличивается как его продолжительность, так и величина с выходом на максимальное значение секундного расхода топлива.

Библиографический список

1. Шкадов Л.М., Буханова Р.С., Илларионов В.Ф., Плохих В.П. Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере. М.: Машиностроение, 1972. 240 с.
2. Гурман В.И., Салмин В.В., Шершнёв В.М. Аналитическая оценка приближённо-оптимальных комбинированных разворотов // Космические исследования. 1969. Т. 7, № 6. С. 819-826.
3. Балакин В.Л., Белоконов В.М., Шершнёв В.М. Об оптимальных режимах поворота плоскости орбиты спутника Земли с использованием аэродинамических сил // Космические исследования. 1974. Т. 12, № 3. С. 346-352.
4. Балакин В.Л., Белоконов В.М., Шершнёв В.М. Комбинированный манёвр поворота плоскости орбиты при наличии ограничений на режимы движения // Космические исследования. 1976. Т. 14, № 4. С. 498-503.

5. Лазарев Ю.Н. Управление траекториями аэрокосмических аппаратов. Самара: Самарский научный центр РАН, 2007. 274 с.

6. Федоренко Р.П. Приближённое решение задач оптимального управления. М.: Наука, 1978. 488 с.

7. Охочимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полёта: уч. пособие. М.: Наука, 1990. 448 с.

8. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Издательство стандартов, 1981. 180 с.

OPTIMIZATION OF SPACE VEHICLE COMBINED ORBITAL PLANE CHANGE MANEUVER ON THE BASIS OF THE SUCCESSIVE LINEARIZATION METHOD

© 2018

V. L. Balakin Doctor of Science (Engineering), Professor, Adviser to the University Administration;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
balakin@ssau.ru

S. A. Ishkov Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
irkt@ssau.ru

A. A. Khramov Candidate of Science (Engineering), Lecturer of the Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
khramov@ssau.ru

The task of optimizing the space vehicle combined orbital plane change maneuver with the aim of maximizing its final mass is considered in the paper. Burst of power is used for the vehicle's exit from the initial low earth orbit and subsequent re-entry. Starting from atmospheric entry till the end of the orbital plane change with the entry in the final orbit the angle of attack, the air-path bank angle and the fuel-flow rate are used as controls. Limitations for the angle of attack, fuel-flow rate, adiabatic recovery temperature, longitudinal and vertical load factor are introduced. The successive linearization method is used to determine the optimal control programs. Solving the optimization task is exemplified by a hypothetical space vehicle. The results of modeling space vehicle motion are presented. The changes in the determined "aerodynamic" (angle of attack and air-path bank angle) and "motion" (fuel-flow rate) controls with increasing the angle of orbital plane change are discussed with and without account of the key limitation on the modes of motion – maximum adiabatic recovery heating temperature.

Space vehicle; combined orbital plane change maneuver; optimal control; angle of attack; air-path bank angle; fuel-flow rate; limitations; method of successive linearization.

Citation: Balakin V.L., Ishkov S.A., Khramov A.A. Optimization of space vehicle combined orbital plane change maneuver on the basis of the successive linearization method. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 23-36. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-23-36

References

1. Shkadov L.M., Bukhanova R.S., Illarionov V.F., Plokhikh V.P. *Mekhanika optimal'nogo prostranstvennogo dvizheniya letatel'nykh apparatov v atmosfere* [Mechanics of optimal spatial motion of flying vehicles in the atmosphere]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 240 p.

2. Gurman V.I., Salmin V.V., Shershnev V.M. Analytical Estimation of Approximately-Optimal Combined Turns. *Kosmicheskie Issledovaniya*. 1969. V. 7, no. 6. P. 819-826. (In Russ.)
3. Balakin V.L., Belokonov V.M., Shershnev V.M. Optimal modes of Earth satellite aerodynamic orbital plane change. *Kosmicheskie Issledovaniya*. 1974. V. 12, no. 3. P. 346-352. (In Russ.)
4. Balakin V.L., Belokonov V.M., Shershnev V.M. Combined maneuver of orbital plane change with limitations on the motion mode. *Kosmicheskie Issledovaniya*. 1976. V. 14, no. 4. P. 498-503. (In Russ.)
5. Lazarev Yu.N. *Upravleniye trayektoriyami aerokosmicheskikh apparatov* [Space trajectory control]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2007. 274 p.
6. Fedorenko R.P. *Priblizhennoye resheniye zadach optimal'nogo upravleniya* [Approximate solution of optimal control problems]. Moscow: Nauka Publ., 1978. 488 p.
7. Okhotsimskiy D.E., Sikharulidze Yu.G. *Osnovy mekhaniki kosmicheskogo poleta: uch. posobie* [Basics of space flight mechanics: Textbook]. Moscow: Nauka Publ., 1990. 448 p.
8. GOST 4401-81. Standard atmosphere. Parameters. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1981. 180 p. (In Russ.)