

Баяндина Т.А., Лазарев Ю.Н.

МНОГОКАНАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО СУБОРБИТАЛЬНЫМ ТРАЕКТОРИЯМ

Отличительными особенностями суборбитальных траекторий является наличие восходящего участка и недостаток кинетической энергии, требуемой для движения аэрокосмического аппарата (АА) по траекториям квазистационарного планирования. Таким образом, актуальным является исследование маневренных возможностей АА при движении по суборбитальным траекториям. На атмосферном участке суборбитальных траекторий имеют место значительные возмущения атмосферы, а также локализованы максимумы тепловых потоков и перегрузок.

Объектами управления являются орбитальный самолет (ОС), совершающий спуск в атмосфере с траектории выведения второй ступени авиационно-космической системы МАКС-ОС с начальными условиями, соответствующими моментам аварийного прекращения процесса выведения, и экспериментальный суборбитальный самолет (ЭСС), совершающий полет по суборбитальной траектории [1]. Максимальное значение аэродинамического качества (K_{\max}) на гиперзвуковых скоростях движения в атмосфере у ОС и ЭСС составляет 1,6. Цель управления состоит в приведении АА из заданного начального состояния к началу участка предпосадочного маневрирования на поверхности приведения, проходящей на высоте 20 км над поверхностью Земли, с учетом ограничений на управление, фазовые координаты и режимы движения.

Управление движением АА в атмосфере осуществляется по каналам угла атаки α , скоростного угла крена γ_a и силы тяги P двигательной установки (ДУ), значение которой определяется секундным расходом топлива β . На управляющие зависимости наложены ограничения:

$$\alpha_{\min}(p) \leq \alpha \leq \alpha_{\max}(p), |\gamma_a| \leq \gamma_{a\max}(p), 0 \leq \beta \leq \beta_{\max}, \quad (1)$$

где p – вектор параметров траектории, от которых зависит конкретный вид ограничений на управляющие воздействия. В этих неравенствах и в дальнейшем индексами «*min*» и «*max*» обозначены минимальные и максимальные значения соответствующих параметров.

В работе рассмотрены ограничения на конечные значения фазовых координат как ограничения на величину отклонений скорости V относительно Земли и угла наклона траектории θ от требуемых значений в момент времени T , соответствующий конечной точке траектории на высоте 20 км. Эти отклонения не должны превышать допустимых величин:

$$\Delta V(T) - \Delta V_{\text{доп}} \leq 0, \Delta \theta(T) - \Delta \theta_{\text{доп}} \leq 0, \quad (2)$$

$$\text{где } \Delta V(T) = |V(T) - V_{\text{треб}}|, \Delta \theta(T) = |\theta(T) - \theta_{\text{треб}}|$$

Здесь и в дальнейшем индекс "треб" соответствует требуемым значениям параметров, а индекс «доп» обозначает допустимые значения соответствующих величин.

Из ограничений на текущие значения фазовых координат учтено ограничение на максимальную высоту H после отражения АА от плотных слоев атмосферы, достигаемую в момент времени t' :

$$\Delta H(t') - \Delta H_0 \leq 0, \quad (3)$$

$$\text{где } \Delta H(t') = |H(t') - H_{\text{треб}}|, 0 < t' < T.$$

Рассмотрены ограничения на режимы движения АА в атмосфере - максимально допустимое значение удельного теплового потока $q_{\text{тдоп}}$, определяющего температуру его поверхности, и максимально допустимое значение нормальной перегрузки $n_{\text{ндоп}}$, обуславливающей нагрузку на его конструкцию:

$$q_{\text{тmax}} - q_{\text{тдоп}} \leq 0, n_{\text{нmax}} - n_{\text{ндоп}} \leq 0. \quad (4)$$

Расходуемая масса топлива $m_{\text{т}}$ не должна превышать имеющуюся на борту аппарата $m_{\text{тдоп}}$.

При исследовании маневренных возможностей АА решены конкретные задачи, имеющие следующую общую формулировку. Для известных характеристик и начального состояния АА требуется сформировать для заданного критерия номинальное оптимальное управление движением по суборбитальной траектории по каналам угла атаки, скоростного угла крена и тяги с учетом ограничений на управление (1), фазовые координаты (2), (3) и режимы движения (4)

Математическая формулировка задач имеет следующий вид.

Движение аппарата описывается системой уравнений $\dot{x} = f(x, u)$ с начальным условием $x(0) = x_0$, где $f = (f_1, \dots, f_s)^T$ - вектор-функция правых частей размерности s , $x = (x_1, \dots, x_s)^T$ - вектор фазовых координат размерности s , $u = (u_1, \dots, u_r)^T$ - вектор управляющих зависимостей размерности r . Для данной системы с заданными начальными условиями требуется определить управление $u(t)$ на отрезке времени $[0, T]$, обеспечивающее максимум или минимум

функционала $F_0[u(t)]$, удовлетворяющее ограничениям на управление $u(t) \in U \quad \forall t \in [0, T]$ и ограничениям на функционалы $F_j[u(t)] \leq 0 \quad (j = 1, 2, \dots, J)$.

Функционалы $F_j (j = 1, 2, \dots, J)$ и F_0 рассматриваются как неявные зависимости от управляющих воздействий $u(t)$ и поэтому запись $F[u(t)]$ выражает принципиальную возможность вычислять F по известному $u(t)$. В конкретных задачах численные значения этих функционалов соответствуют значениям левых частей неравенств (2), (3) и (4).

Исследованы маневренные возможности АА при движении по суборбитальным траекториям с помощью алгоритма формирования номинального управления, основанного на методе последовательной линеаризации [2], позволяющего рассчитывать управляющие зависимости по каналам угла атаки, скоростного угла крена и тяги, которые оптимизируют заданные критерии качества управления с учетом ограничений на управление, фазовые координаты и режимы движения. Особенность алгоритма состоит в том, что он позволяет решать задачи с заранее неизвестным числом функционалов с учетом разнообразных ограничений, и обладает малой чувствительностью к начальному приближению управляющих зависимостей.

Построение областей достижимости проводилось после решения ряда одноэтапных задач: безусловной максимизации конечной продольной дальности; безусловной максимизации конечной боковой дальности; безусловной минимизации конечной продольной дальности; максимизации конечной боковой дальности при заданных значениях конечной продольной дальности и минимизации конечной продольной дальности при различных заданных значениях конечной боковой дальности.

Решены 6 типов оптимизационных задач при различном сочетании ограничений (2), (3) и (4) и каналов управления с учетом ограничений (1). Первой решалась задача приведения аппарата в точку на границе области достижимости, соответствующую максимальной продольной дальности (задача 1), второй – в точку с максимальной боковой дальностью (задача 2), далее рассчитывалась точка с минимальной продольной дальностью (задача 3). Задачи 4, 5 и 6 решались столько раз, сколько задавалось промежуточных точек между точками 1, 2 и 3 (рис. 1):

$$1) \quad (\alpha(t), \beta(t))_{\alpha, \beta} = \arg \max_{\alpha, \beta} (\lambda(T)), \quad \gamma_{\alpha, \beta} = 0;$$

$$2) \quad (\alpha(t), \gamma_{\alpha}(t), \beta(t))_{\alpha, \gamma, \beta} = \arg \max_{\alpha, \gamma, \beta} (\varphi(T));$$

$$3) \quad (\alpha(t), \gamma_{\alpha}(t), \beta(t))_{\alpha, \gamma, \beta} = \arg \min_{\alpha, \gamma, \beta} (\lambda(T)), \quad \varphi_{\alpha, \beta} = 0;$$

- 4) $(\alpha(t), \gamma_o(t), \beta(t))_{o, p, r} = \arg \max_{\alpha, \gamma_o, \beta} (\varphi(T)), \Delta\lambda(T) - \Delta\lambda_{доп} \leq 0, \Delta\lambda(T) = |\lambda(T) - \lambda_{тр \epsilon \phi}|$
- 5) $(\alpha(t), \gamma_o(t), \beta(t))_{o, p, r} = \arg \max_{\alpha, \gamma_o, \beta} (\lambda(T)), \Delta\varphi(T) - \Delta\varphi_{доп} \leq 0, \Delta\varphi(T) = |\varphi(T) - \varphi_{тр \epsilon \phi}|$
- 6) $(\alpha(t), \gamma_o(t), \beta(t))_{оп, r} = \arg \min_{\alpha, \gamma_o, \beta} (\lambda(T)), \Delta\varphi(T) - \Delta\varphi_{доп} \leq 0, \Delta\varphi(T) = |\varphi(T) - \varphi_{тр \epsilon \phi}|$

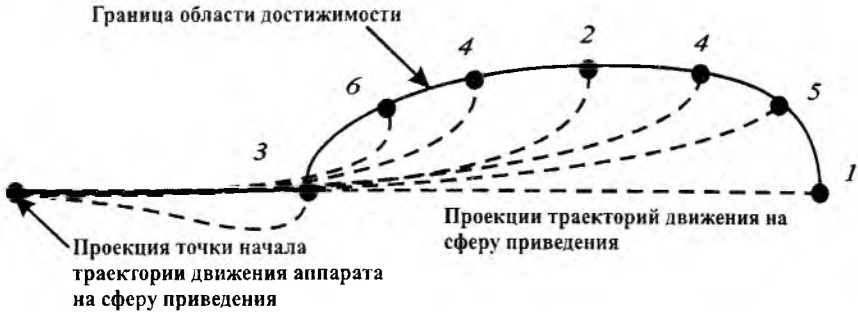


Рисунок 1 – Схема построения границы области достижимости

Рассмотрены шесть вариантов начальных условий, соответствующих различным моментам времени прекращения процесса выведения - 100с, 150с, 200с, 250с, 300с и 350с. Время до 100-й секунды не рассматривалось, т.к. до 75-й секунды прекращение выведения происходит на высоте, меньшей конечной высоты H_k рассматриваемого участка спуска. Все шесть вариантов суборбитальных траекторий спуска имеют начальную скорость, значительно меньшую орбитальной, а некоторые и начальную высоту, меньшую условной границы атмосферы. На рисунке 2 приведены зависимости высоты от времени движения для траекторий



Рисунок 2 - Зависимости высоты от времени для суборбитальных траекторий возвращения ОС

ОС с максимальной продольной дальностью с начальными условиями, соответствующими различным моментам прерывания процесса выведения.

Исследовано суборбитальное движение ОС при трехканальном управлении с учетом ограничений на управление, фазовые координаты и режимы движения. При решении задач учитывались следующие ограничения: на конечную скорость ($V_k=500\text{м/с} \pm 30\text{м/с}$), на конечный угол наклона траектории ($\theta_k=-10^\circ \pm 1^\circ$), на максимальное значение нормальной перегрузки ($n_{y\text{max}} \leq 3,5$) и на максимальное значение теплового потока в критической точке поверхности аппарата ($q_{\text{тmax}} \leq 630 \text{кДж/м}^2\text{с}$), $m_{\text{топ}}=1500\text{кг}$.

Во всех задачах на управляющие зависимости накладывались ограничения: угол атаки мог изменяться от $\alpha_{\text{min}} = 10^\circ$ до $\alpha_{\text{max}} = 45^\circ$, а угол скоростного крена по абсолютной величине не мог превышать $\gamma_{\text{max}} = 80^\circ$. Максимальное значение массового секундного расхода топлива (β_{max}) принималось равным $19,2\text{кг/с}$.

В модели движения учитывалась несферичность поля тяготения Земли и ее вращение вокруг собственной оси.

В результате решения серии оптимизационных задач формирования оптимальных управляющих зависимостей по каналам угла атаки, скоростного угла крена и реактивной тяги ДУ построены области возможного попадания ОС на поверхность приведения с учетом ограничений. Каждая область строилась как огибающая областей достижимости, полученных для различных моментов начала движения с траектории выведения [3]. На рисунке 3 приведены области попадания, характеризующие маневренные возможности аппарата при возникновении рассматриваемых нештатных ситуаций для всего участка траектории выведения второй ступени.

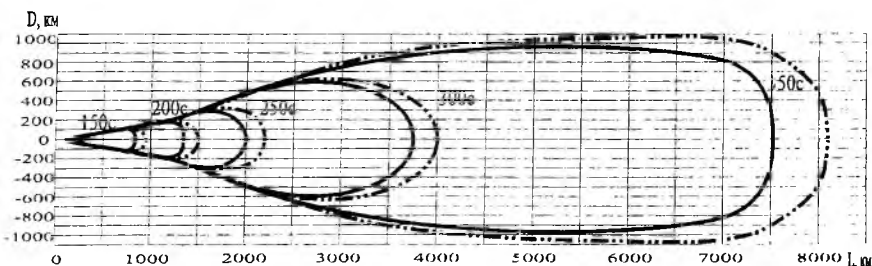


Рисунок 3 - Области возможного попадания ОС на поверхность приведения без учета ограничений (- - - - -) и с учетом ограничений (———)

Анализ областей возможного попадания ОС для различных начальных условий показал, что, начиная с 100-й секунды траектории выведения второй ступени, возможно достижение ОС поверхности приведения при выполнении всех рассмотренных ограничений.

На рисунке 4 показано влияние учета ограничений на характер изменения высоты от времени движения для суборбитальных траекторий ОС с максимальной продольной дальностью для 350-й секунды прекращения процесса выведения. Траектория без учета ограничений имеет ярко выраженный рикошетирующий характер. Учет ограничений на режимы движения приводит к тому, что траектории спуска становятся более «гладкими».



Рисунок 4 - Зависимости высоты от времени для траекторий возвращения ОС (350-я секунда)

Проанализированы закономерности формирования номинального оптимального управления по каналам угла атаки, скоростного угла крена и тяги. На рисунке 5 приведены оптимальные программы управления, зависимости высоты, скорости и угла наклона траектории от времени движения ОС по траектории с максимальной боковой дальностью с начальными условиями, соответствующими 300-й секунде прекращения процесса выведения (нулевая секунда на рис. 5), с учетом ограничений только на управление. Программа управления углом атаки формируется таким образом, что на большей части траектории реализуется максимальное значение аэродинамического качества. Скоростной угол крена имеет наибольшее значение (по модулю) в районе первого рикошета, что обеспечивает максимальную боковую дальность. Программа управления секундным расходом массы топлива обеспечивает движение ОС с большей механической энергией по сравнению с двухканальным управлением.

На рисунке 6 приведены параметры траектории и программы управления, полученные с учетом выполнения ограничения на удельный тепловой поток (4). Из рисунков 4 и 5

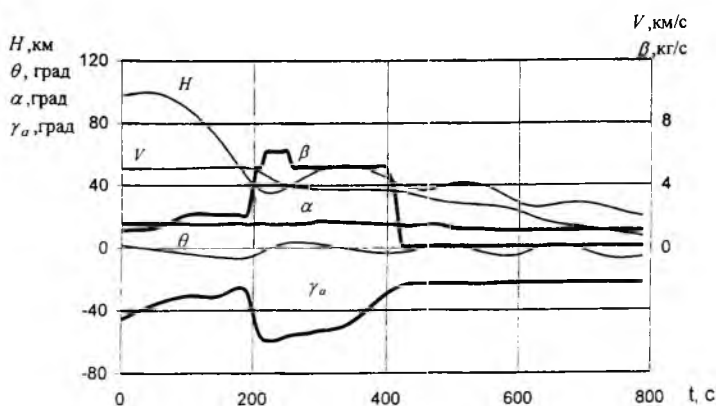


Рисунок 5 - Программы управления и параметры траектории с максимальной боковой дальностью

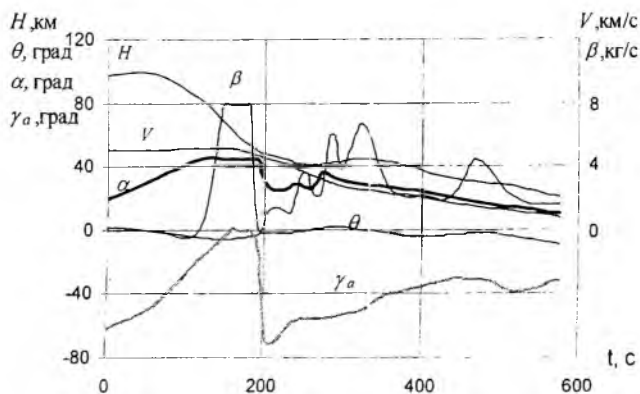


Рисунок 6 - Программы управления и параметры траектории с максимальной боковой дальностью при ограничении на $\zeta_{T_{max}}$

следует, что наибольшее изменение структуры программ управления (α и β) происходит на участке траектории, где достигается максимум теплового потока (200-я секунда): угол атаки возрастает и достигает максимально допустимого значения ($\alpha_{max} = 45^\circ$), удельный расход топлива уменьшается до нуля. Скоростной угол крена (γ_a) уменьшается до нуля для выполнения ограничения.

Исследованы маневренные возможности ЭСС, совершающего суборбитальное движение в атмосфере с высоты 70 км. На поверхности приведения построены области достижимо-

сти при трехканальном управлении с учетом ограничений на управление (1) и максимальное значение нормальной перегрузки ($n_{yдоп}=3,5$) при $m_{топ}=3000\text{кг}$ [4]. Кроме того, на траектории, приводящие ЛА на границу области достижимости, накладывались ограничения на количество рикошетов и приращение высоты после рикошета: допускался только один рикошет с увеличением высоты не более чем на 3 км. На рисунке 7 приведены программы управления (α, β) и параметры траекторий (H, V), соответствующие приведению ЭСС на границу области достижимости с максимальной продольной дальностью. Программа управления углом атаки стремится к наиболее выгодным значениям, обеспечивающим максимальное аэродинамическое качество, за исключением тех участков траектории, на которых значение угла атаки определяется из условия выполнения ограничения на нормальную перегрузку (100...250с, рис. 7). Использование канала управления вторичным расходом топлива увеличивает продолжительность участка спуска с углами атаки, близкими к наиболее выгодному значению, высота и скорость движения соответствуют большему значению механической энергии ЛА [4], что приводит к увеличению его маневренных возможностей.

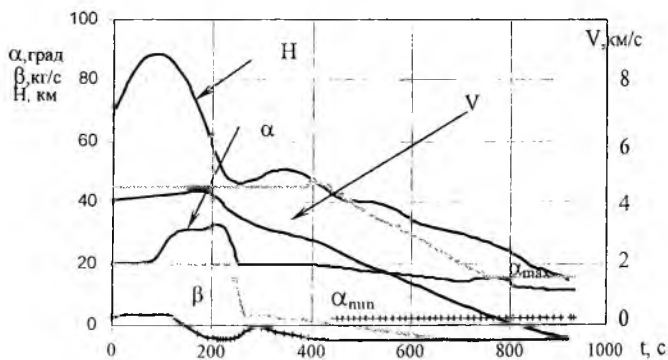


Рисунок 7- Программы управления и параметры траекторий с максимальной продольной дальностью

Результаты математического моделирования свидетельствуют о значительных маневренных возможностях ЛА при движении в атмосфере по суборбитальным траекториям.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Авиационно-космические системы / Под ред. Г.Е. Лозино-Лзинского и А.Г. Братухина. М.: МАИ, 1997.
2. Лазарев Ю.Н. Управление движением аэрокосмического аппарата в атмосфере на основе метода последовательной линеаризации //Известия Академии наук. Теория и системы управления. 1996, №2, с.134-138.
3. Лазарев Ю.Н., Баяндина Т.А. Исследование маневренных возможностей орбитального самолета при спуске в нештатных ситуациях. Известия Самарского научного центра Российской академии наук, 2000, № 1, с.89-93.
4. Лазарев Ю.Н., Баяндина Т.А. Области достижимости при многоканальном управлении траекториями экспериментального суборбитального самолета. Известия Самарского научного центра Российской академии наук, №1(7), 2002, с.138-143.