

ПРОГРАММЫ ТРЕХКАНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ СУБОРБИТАЛЬНОЙ ТРАЕКТОРИЕЙ ДВИЖЕНИЯ ОРБИТАЛЬНОГО САМОЛЕТА

© 2004 В. Л. Балакин, Т. А. Баяндина, Ю. Н. Лазарев

Самарский государственный аэрокосмический университет

Рассматриваются суборбитальные траектории движения орбитального самолета при прекращении выведения на орбиту второй ступени многоцелевой авиационно-космической системы.

На основе метода последовательной линеаризации разработан алгоритм формирования номинального управления, который позволяет рассчитывать управляющие зависимости по каналам угла атаки, скоростного угла крена и тяги, оптимизирующие заданные критерии с учетом ограничений на управление, фазовые координаты и режимы движения. Определен характер управляющих зависимостей, обеспечивающих максимальную боковую дальность.

Развитие космонавтики ставит новые задачи в области исследования траекторий аэрокосмических аппаратов (АА), способных совершать управляемое движение как в атмосфере, так и в околоземном космическом пространстве. Весьма полно изучены траектории спуска при входе АА в атмосферу с околоземной орбиты и при маневре поворота плоскости орбиты в атмосфере. Менее исследованы [1-3] возможности АА при многоканальном управлении движением по суборбитальным траекториям, которые характеризуются начальной скоростью, существенно меньшей орбитальной, и (или) начальной высотой, меньшей условной границы атмосферы. Отличительной особенностью суборбитальных траекторий является наличие начального восходящего участка и недостаточный для квазистационарного планирования уровень кинетической энергии АА. На атмосферном участке суборбитальной траектории достигаются максимумы тепловых потоков и перегрузок.

Рассматриваются суборбитальные траектории движения орбитального самолета (ОС) при прекращении выведения на орбиту второй ступени многоцелевой авиационно-космической системы (МАКС). Целью управления при движении по суборбитальной траектории является приведение ОС из заданного начального состояния к началу участка предпосадочного маневрирования на высоте H_k , равной 20 км, при обеспечении сохранности конструкции и безопасности экипажа.

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

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

$$0 \leq \beta \leq \beta_{\max}$$

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.

Ограничения на конечные значения фазовых координат рассматриваются как ограничения на величину отклонений земной скорости V и угла наклона траектории θ от требуемых значений в момент времени T , соответствующий конечной точке траектории. Эти отклонения не должны превышать допустимых величин

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

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 «don» обозначает допустимые значения соответствующих величин.

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

$$\Delta H(t') - \Delta H_{don} \leq 0, \quad (3)$$

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

Рассмотрены ограничения на режимы движения ОС в атмосфере - максимально допустимое значение удельного теплового ... $q_{тодон}$, определяющего температуру его поверхности, и максимально допустимое значение нормальной перегрузки n_{ydon} , обуславливающей нагрузку на его конструкцию:

$$q_{tmax} - q_{тодон} \leq 0, \quad n_{ymax} - n_{ydon} \leq 0. \quad (4)$$

Расходуемая масса топлива m_t не должна превышать имеющуюся на борту аппарата массу $m_{тодон}$.

Для известных характеристик и начального состояния ОС 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).

Движение аппарата описывается системой уравнений

$$\dot{x} = f(x, u) \quad (5)$$

с начальным условием

$$x(0) = x_0, \quad (6)$$

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 .

Требуется определить управление $u(t)$ на отрезке времени $[0, T]$ для системы (5) с начальным условием (6), обеспечивающее максимум или минимум функционала

$$F_0[u(t)], \quad (7)$$

удовлетворяющее ограничениям на управление

$$u(t) \in U \quad \forall \quad t \in [0, T] \quad (8)$$

и ограничениям на функционалы

$$F_j[u(t)]d \leq 0 \quad (j = 1, 2, \dots, J). \quad (9)$$

Функционалы F_0 и F_j 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 функционалов в неравенствах (9) соответствуют значениям левых частей неравенств (2), (3) и (4).

В основу численных алгоритмов формирования номинальных управляющих зависимостей положен метод последовательной линеаризации [4], который является методом спуска в пространстве управлений, сводится к построению минимизирующей последовательности управлений и позволяет решать широкий круг задач оптимального управления с учетом ограничений. Метод заключается в построении последовательности итераций улучшения управления. На каждой итерации в малой окрестности исходного управления вычисляются приращения управляющих зависимостей, позволяющие перейти к улучшенному управлению на основании информации о производных функционалов по управлению. В процедуре расчета итераций улучшения управления используются кусочно-линейные аппроксимирующие зависимости, удовлетворяющие требованиям простоты вычислительной процедуры и точности аппроксимации управляющих зависимостей.

Разработанный алгоритм формирования номинального управления позволяет рассматривать управляющие зависимости по каналам угла атаки, скоростного угла крена и тяги, которые оптимизируют заданные критерии с учетом ограничений на управление, фазовые координаты и режимы движения. Отличительная особенность алгоритма состоит в том, что он позволяет решать задачи с заранее неизвестным числом функционалов. Достоинствами алгоритма являются возможность решения задач оптимизации с уче-

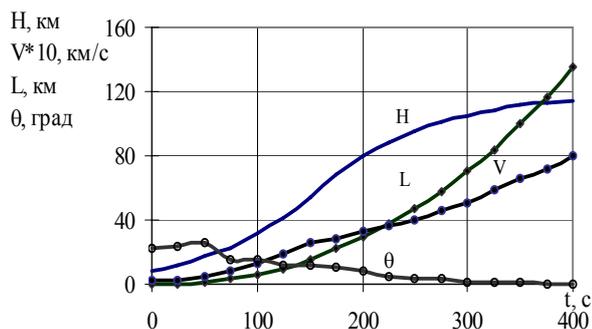


Рис. 1. Параметры движения второй ступени МАКС-ОС

том разнообразных ограничений и малая чувствительность к начальному приближению управляющих зависимостей.

Рассмотрена нештатная ситуация, связанная с прекращением выведения второй ступени МАКС на околоземную орбиту. В качестве АА рассмотрен ОС с максимальным аэродинамическим качеством $K_{max} = 1,6$, с ограничениями на управление: $\alpha_{min} = 10^\circ$, $\alpha_{max} = 45^\circ$, $\gamma_{amax} = 80^\circ$, $\beta_{max} = 19,2$ кг/с и допустимым запасом топлива 1500 кг.

На рис. 1 приведены зависимости высоты H , скорости V , продольной дальности L и угла наклона траектории для траектории выведения ОС на орбиту. Рассмотрены шесть вариантов начальных условий, соответствующих различным моментам времени прекращения процесса выведения - 100 с, 150 с, 200 с, 250 с, 300 с и 350 с. 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 началь-

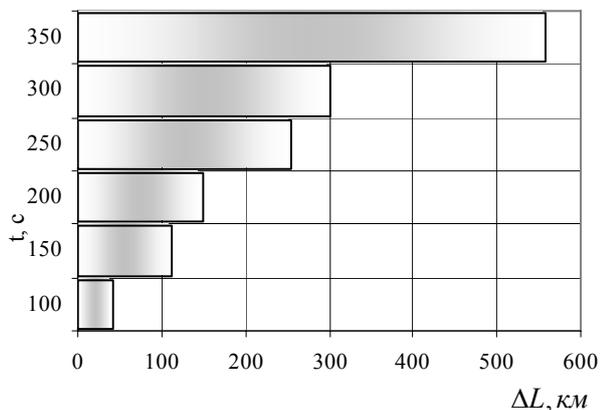


Рис. 2. Увеличение продольной дальности при трехканальном управлении

ную высоту, меньшую условной границы атмосферы, равной 100 км.

Исследовано суборбитальное движение ОС при трехканальном управлении с учетом ограничений на управление, а также без учета и с учетом ограничений на фазовые координаты и режимы движения.

На рис. 2 и 3 приведены абсолютные приращения максимальных значений продольной и боковой дальности спуска при трехканальном управлении без учета ограничений по сравнению с двухканальным, рассмотренным в [2].

На рис. 4 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. 4), с учетом ограничений только на управление. Программа управления углом атаки формируется таким образом, что на большей части траектории реализуется максимальное значение аэродинамического качества ОС. 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, поскольку используется весь запас топлива и в конце движения секундный расход топлива β равен нулю (рис. 4).

На рис. 5 приведены параметры траектории и программы управления, получен-

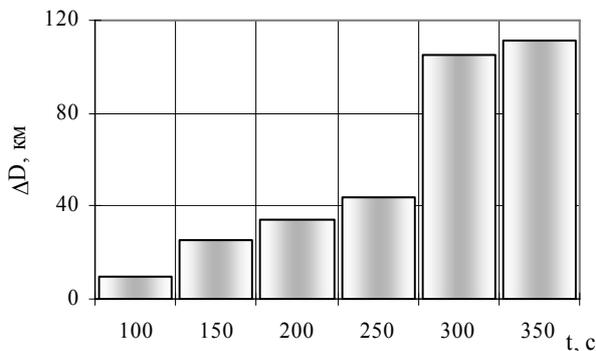


Рис. 3. Увеличение боковой дальности при трехканальном управлении

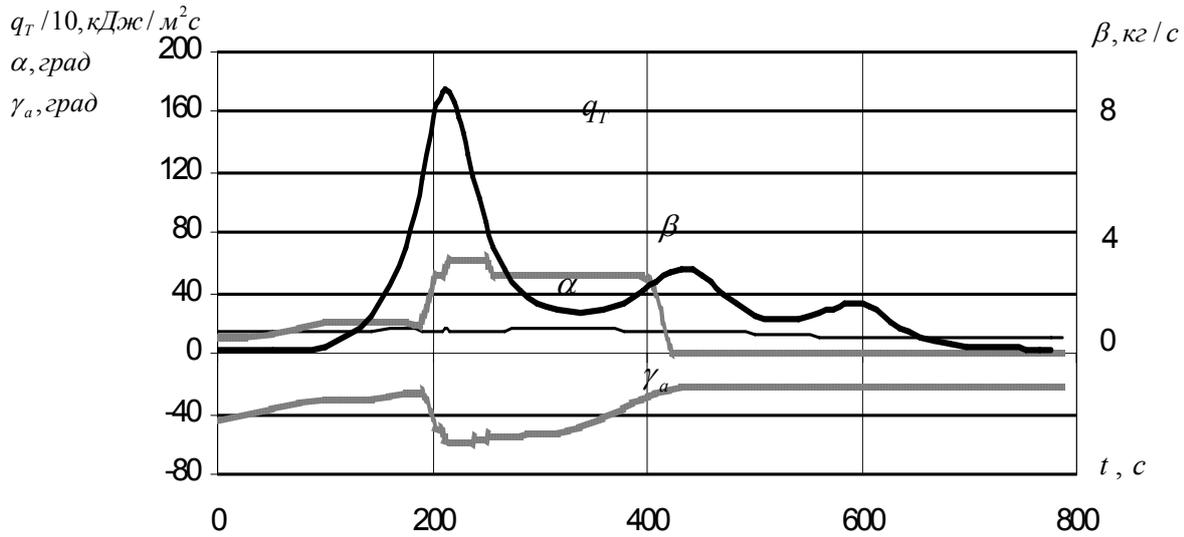


Рис. 4. Программы управления и параметры траектории с максимальной боковой дальностью

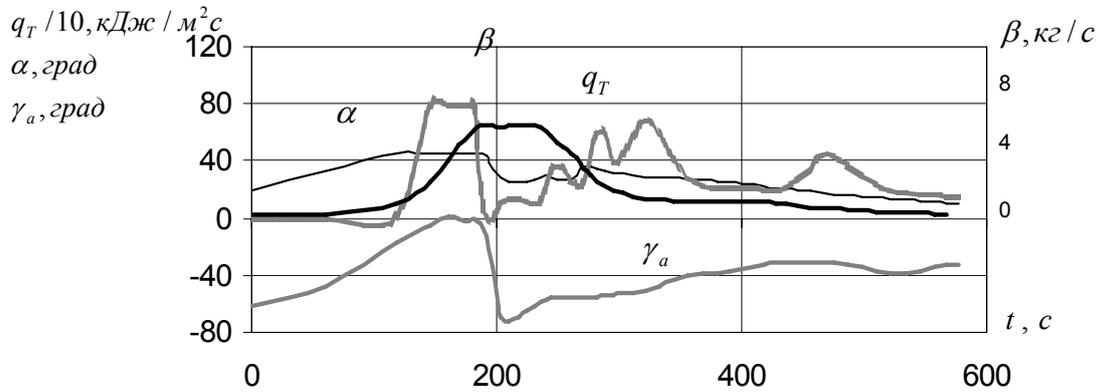


Рис. 5. Программы управления и параметры траектории с максимальной боковой дальностью при ограничении q_{Tmax}

ные с учетом выполнения ограничения (4) на удельный тепловой поток при $q_{T доп} = 630 \text{ кДж/м}^2\text{с}$. Из рисунков 4 и 5 следует, что наибольшее изменение структуры программ управления происходит на участке траектории, где достигается максимум теплового потока (200-я секунда, рис. 5): для выполнения ограничения угол атаки возрастает и достигает максимально допустимого значения (α_{max}); удельный расход топлива и скоростной угол крена уменьшаются до нуля.

Результаты расчетов показывают, что ограничение на удельный тепловой поток, во-первых, существенно (примерно в два раза) уменьшает максимальную боковую дальность и, во-вторых, существенно изменяет структуру программ трехканального управления.

Список литературы

1. Баяндина Т. А., Киселева С. А., Лазарев Ю. Н. Исследование маневренных возможностей при спуске в атмосфере орбитального самолета в нештатных ситуациях, возникающих при выведении на орбиту. // Сб. трудов IX Всероссийского научно-технического семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Самара, 1999, ч. I, с. 39-42.
2. 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.
3. Лазарев Ю. Н., Баяндина Т. А. Области достижимости орбитального самолета

при спуске в нештатных ситуациях. // Тезисы докладов VI Международной конференции «Системный анализ и управление космическими комплексами». М.: МАИ, 2001, с. 46-47.

4. Федоренко Р. П. Приближенное решение задач оптимального управления. М.: Наука, 1978.

THE PROGRAMME OF THREE-CHANNEL CONTROL OF SUBORBITAL MOTION TRAJECTORY OF ORBIT PLANE

© 2004 V. L. Balakin, T. A. Bayandina, Yu. N. Lazarev

Samara State Aerospace University

Suborbital motion trajectories of an orbit plane when the second stage of a multipurpose air-and-space system is stopped from being placed into orbit are discussed, based on the successive linearization method. The algorithm, forming nominal control, is developed, allowing to calculate controlling functions of the attack angle, the velocity angle of rolling and the thrust which optimize the given criteria, taking into account constraints on control, phase coordinates and motion modes. The character of controlling functions providing maximum lateral range is defined.