

Баяндина Т. А., Лазарев Ю. Н.

МНОГОКАНАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ СУБОРБИТАЛЬНЫМИ ТРАЕКТОРИЯМИ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ НАЛИЧИИ ОГРАНИЧЕНИЙ

Введение. Отличительной особенностью аэрокосмических аппаратов с располагаемым значением аэродинамического качества больше единицы является наличие больших маневренных возможностей при движении в атмосфере. Суборбитальные траектории аппаратов этого типа начинаются при скорости меньше круговой и положительном угле наклона траектории. Восходящий участок суборбитальной траектории располагается на высотах от 70-80 км до 100 км и выше, а нисходящий характеризуется наличием точки входа в атмосферу и длительным участком атмосферного спуска до начала предпосадочного маневрирования на высоте около 20 км. Недостаток кинетической энергии при входе в атмосферу не позволяет реализовать траектории квазистационарного планирования на атмосферном участке движения, а наличие ограничений на управление, фазовые координаты и режимы движения в атмосфере снижает маневренные возможности аэрокосмических аппаратов.

Каналы управления и ограничения на управление. В общем случае управление суборбитальной траекторией аэрокосмического аппарата на участке спуска в атмосфере осуществляется изменением угла атаки α , скоростного угла крена γ_a и силы тяги двигателя, однозначно связанной с секундным расходом топлива β . Управляющие зависимости ограничены максимальными и минимальными значениями соответствующих параметров управления, зависящими от текущих параметров траектории p :

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

Управление по каналам углов атаки и крена обеспечивает эффективное маневрирование аэрокосмического аппарата на атмосферном участке спуска. Канал управления тягой двигателя позволяет расширить области достижимости и зоны возможного манёвра при спуске в атмосфере, повысить точность приведения аппарата в заданный район, снизить нагрузки на конструкцию аппарата.

Ограничения на фазовые координаты и режимы движения. Для формирования профиля суборбитальной траектории, близкого к профилю траектории квазистационарного планирования, используется ограничение на высоту H после отражения аппарата от плотных слоев атмосферы в некоторый момент времени t' :

$$\Delta H(t') - \Delta H_{\text{дон}} \leq 0, \quad (2)$$

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

В конце атмосферного участка перед началом предпосадочного маневрирования отклонения от требуемых значений скорости V и угла наклона траектории θ не должны превышать допустимых значений:

$$\Delta V(T) - \Delta V_{\text{дон}} \leq 0, \Delta \theta(T) - \Delta \theta_{\text{дон}} \leq 0, \quad (3)$$

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

Индексами «*треб*» и «*дон*» обозначены требуемые и допустимые значения величин.

Ограничения на режимы движения в атмосфере задаются как ограничения на максимально допустимые значения удельного теплового потока $q_{\text{тдон}}$ и нормальной перегрузки $n_{\text{удон}}$, определяющих температуру поверхности аппарата и нагрузку на его конструкцию:

$$q_{\text{тmax}} - q_{\text{тдон}} \leq 0, n_{\text{ymax}} - n_{\text{удон}} \leq 0. \quad (4)$$

Постановка задачи. Для двухканального и трехканального управления на атмосферном участке суборбитальной траектории требуется сформировать управляющие зависимости, обеспечивающие максимальные продольные и боковые дальности и, соответственно, наибольшую площадь области достижимости на высоте начала предпосадочного маневрирования без ограничений и при наличии ограничений на управление, фазовые координаты и режимы движения.

Метод решения. Для формирования приближённо-оптимального управления при наличии ограничений предназначен метод последовательной линеаризации [1], который сводится к построению минимизирующей последовательности управлений. Разработки по применению метода в задачах управления суборбитальными траекториями аэрокосмических аппаратов приведены в [2-5]. Особенностью численного алгоритма на основе метода последовательной линеаризации являются малая чувствительность к начальному приближению управляющих зависимостей и возможность решения задач с ограничениями и заранее неизвестным числом функционалов (например, при сглаживании траектории с несколькими отражениями от плотных слоев атмосферы).

Результаты решения модельных задач. При исследовании многоканального управления суборбитальными траекториями решены модельные задачи формирования двухканального и трехканального управления суборбитальными траекториями аэрокосмического аппарата с максимальным значением аэродинамического качества 1,8 на гиперзвуковых скоростях движения в атмосфере. Начальные условия движения по суборбитальной траектории определялись следующими значениями: высота – 105 км, скорость – 5 км/с, угол наклона траектории – 1,67 град. На управляющие зависимости накладывались ограничения:

угол атаки мог изменяться от 10 до 45 град., а угол скоростного крена по абсолютной величине не мог превышать 80 град.

Для двухканального управления (по углам атаки и крена) на рисунке 1 приведены области достижимости без ограничений; с ограничением на конечную скорость ($V_k = 500 \pm 30$ м/с); с ограничением на конечный угол наклона траектории ($\theta_k = 10 \pm 1^\circ$); с ограничением на максимальное значение нормальной перегрузки ($n_{y_{max}} \leq 3,5$); с ограничением на максимальное значение удельного теплового потока в критической точке поверхности аппарата ($q_{m_{max}} \leq 630$ кДж/м²с).

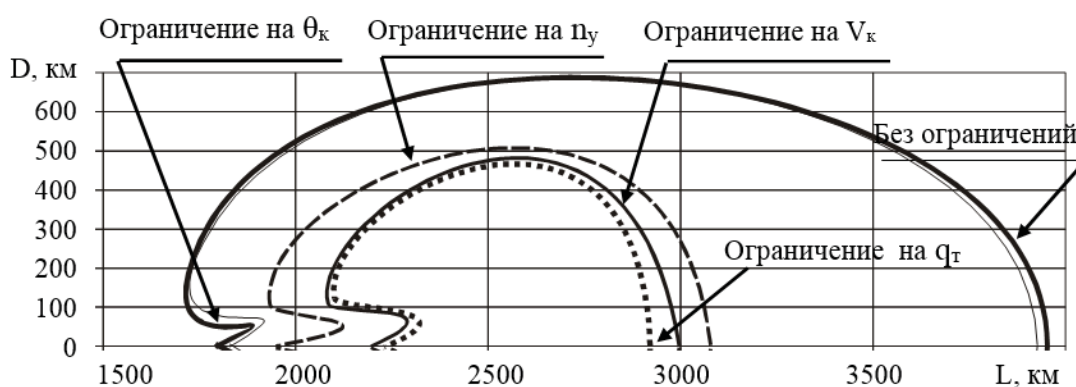


Рисунок 1 - Области достижимости с учётом ограничений на параметры движения

На рисунке 2 приведены максимальные значения нормальной перегрузки $n_{y_{max}}$ и теплового потока $q_{m_{max}}$, соответствующие четырём траекториям спуска аэрокосмического аппарата на максимальную продольную дальность без учёта ограничений и с учётом ограничений. Из диаграммы следует, что для траектории, построенной без учёта ограничений, максимальные значения нормальной перегрузки и удельного теплового потока превышают допустимые. Для траектории, полученной в результате решения задачи с учётом ограничений на конечное значение скорости, ограничения на $q_{m_{max}}$ и $n_{y_{max}}$ также не выполняются.

На траекториях движения, построенных с учётом ограничений на максимальное значение нормальной перегрузки, не выполняется ограничение только на удельный тепловой поток в критической точке аппарата.

Для определения предельных возможностей аэрокосмического аппарата построены области достижимости без учёта ограничений на фазовые координаты и режимы движения в атмосфере. Для этого была решена серия оптимизационных задач формирования двухканального и трёхканального управления, приводящего аэрокосмический аппарат в характерные токи на границе области достижимости. Максимальное значение массового секундного расхода топлива принималось равным 19,2 кг/с при допустимом значении массы топлива, которую можно израсходовать, равном 1500 кг.

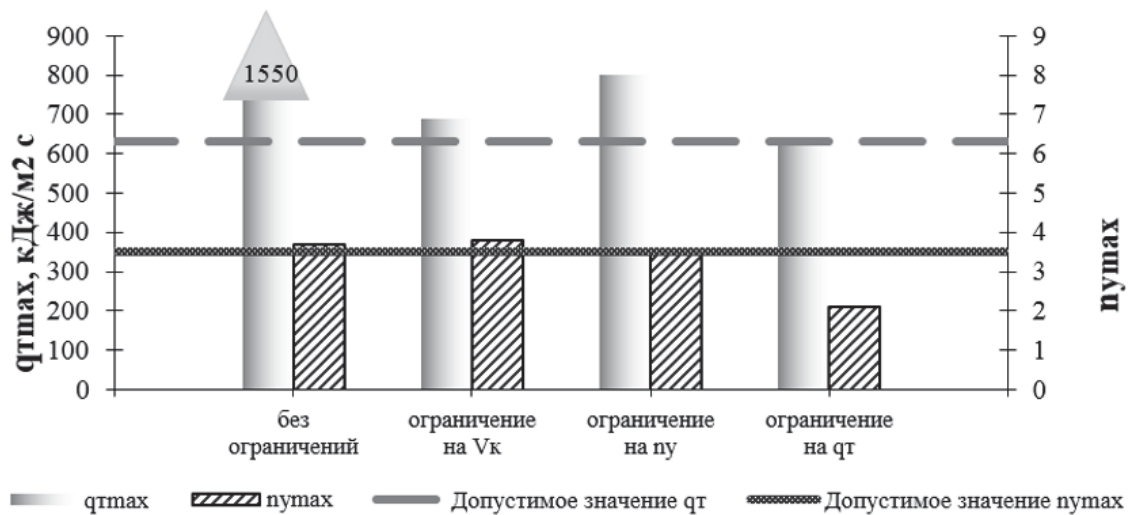


Рисунок 2 - Максимальные значения нормальной перегрузки и теплового потока для траекторий с максимальной продольной дальностью спуска

На рисунке 3 изображены области достижимости, построенные на поверхности приведения при двухканальном (линия 1) и трёхканальном управлении (линия 2). Максимальные размеры области достижимости в продольном направлении составляют 1970 км и 2200 км, а в поперечном – 1400 км и 1760 км при двухканальном и трёхканальном управлении, соответственно. Из рисунка 3 следует, что использование канала тяги двигателя приводит к возрастанию предельно возможных маневренных возможностей аппарата.

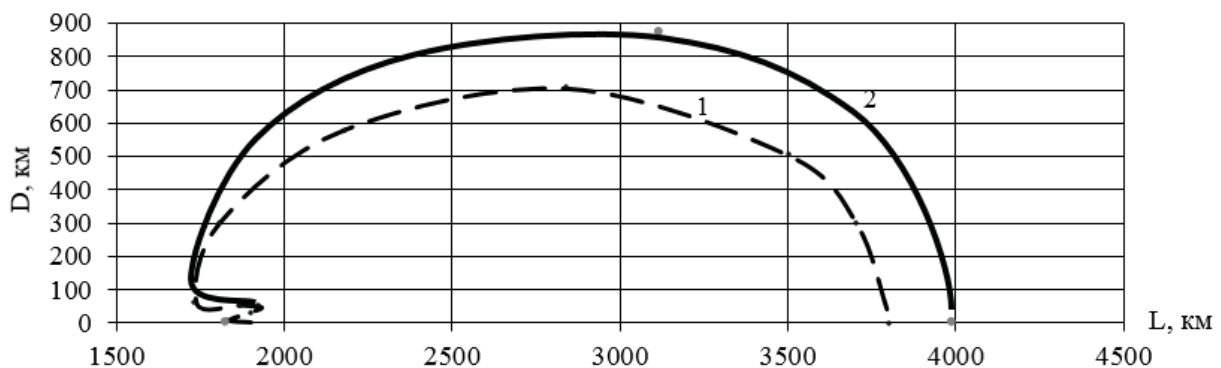


Рисунок 3 - Область достижимости при двухканальном (1) и трёхканальном управлении (2) без ограничений на фазовые координаты и режимы

На рисунке 4 приведены программы управления, зависимости высоты, скорости и угла наклона траектории от времени движения аэрокосмического аппарата по траектории с максимальной боковой дальностью, полученные с учётом выполнения ограничения на удельный тепловой поток ($q_{\text{доп}} = 630 \text{ кДж/м}^2\text{с}$). Из рисунка 4 следует, что наибольшее изменение структуры программ управления (α и β) происходит на участке траектории, где достигается максимум теплового потока (200 секунда): угол атаки возрастает и достигает максимально допустимого значения ($\alpha_{\text{max}} = 45^\circ$); удельный расход топлива уменьшается до нуля. Скоростной угол крена (γ_a) уменьшается до нуля для выполнения ограничения.

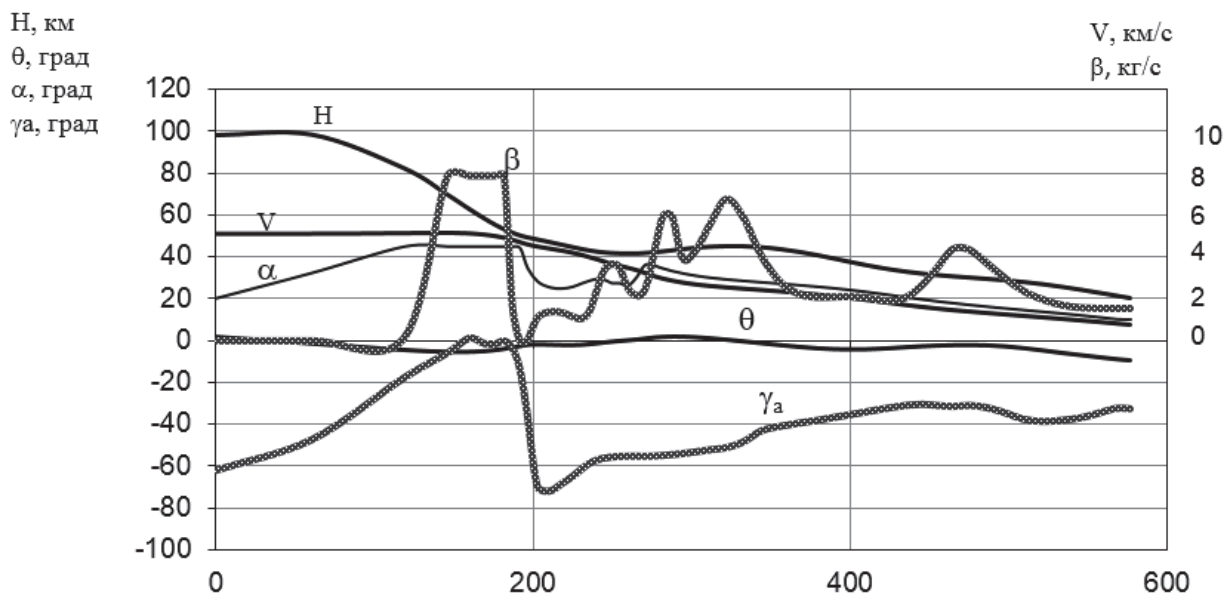


Рисунок 4 - Программы управления и параметры траектории при максимальной боковой дальности спуска (ограничение на q_T)

Заключение. Многоканальное управление суборбитальными траекториями обеспечивает эффективную реализацию маневренных возможностей, заложенных в форме и конструкции аэрокосмических аппаратов. Использование канала управления тягой двигателя в дополнение к каналам управления углами атаки и крена позволяет расширить области достижимости при движении аэрокосмических аппаратов по суборбитальным траекториям. В любом случае, как для двухканального, так и трёхканального управления, наличие ограничений на режимы движения на атмосферном участке спуска приводит к уменьшению области достижимости и интенсивному изменению структур программ управления. Улучшение конструктивных характеристик аэрокосмических аппаратов, применение новых материалов в их конструкции позволит значительно расширить маневренные возможности аппаратов этого типа за счёт снижения требований к выполнению ограничений на атмосферных участках суборбитальных траекторий.

Библиографический список

- 1 Федоренко Р. П. Приближенное решение задач оптимального управления. М.: Наука, 1978.
- 2 Лазарев Ю. Н. Управление траекториями аэрокосмических аппаратов. Теоретические основы, алгоритмы, результаты решения задач. Saarbrücken: LAP LAMBERT Academic Publishing, 2012.
- 3 Лазарев Ю. Н., Баяндина Т. А. Исследование маневренных возможностей орбитального самолета при спуске в нештатных ситуациях. Известия Самарского научного центра Российской академии наук, №1, 2000.

- 4 Лазарев Ю. Н., Баяндина Т. А. Области достижимости при многоканальном управлении траекториями экспериментального суборбитального самолета. Известия Самарского научного центра Российской академии наук, №1, 2002.
- 5 Баяндина Т. А., Лазарев Ю. Н. Многоканальное управление движением аэрокосмических аппаратов по суборбитальным траекториям // Управление движением и навигация летательных аппаратов. Ч.1 / Самара: Самар. гос. аэрокосмич. ун-т, 2003.