

УДК 629.7.015

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОГРАНИЧЕНИЙ НА ВОЗМОЖНОСТИ ДВУХКАНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ СУБОРБИТАЛЬНЫМИ ТРАЕКТОРИЯМИ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2014 Ю.Н. Лазарев¹, Т.А. Баяндина²

¹ Самарский научный центр Российской академии наук

² Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева
(национальный исследовательский университет)

Поступила в редакцию 20.05.2014

Рассмотрено влияние ограничений на характер суборбитальных траекторий аэрокосмического аппарата и вид управляющих зависимостей. Приведены результаты численного формирования двухканального управления суборбитальными траекториями при наличии ограничений на режимы движения и управляющие зависимости.

Ключевые слова: аэрокосмический аппарат, суборбитальная траектория, двухканальное управление, последовательная линеаризация, численное моделирование.

ВВЕДЕНИЕ

Аэрокосмический аппарат при движении по суборбитальной траектории обеспечивает самую быструю доставку полезной нагрузки, экипажа и пассажиров на расстояния, сравнимые с размерами Земли. При максимально возможной дальности полета около 20 тысяч километров доставка возможна на любой оборудованный аэропорт. Суборбитальная траектория начинается на высоте около 70 км при положительном угле наклона траектории и скорости аэрокосмического аппарата значительно меньше круговой. После достижения 85...100 км аэрокосмический аппарат совершает управляемый спуск в атмосфере до начала участка предпосадочного маневрирования на высоте около 20 км.

КАНАЛЫ УПРАВЛЕНИЯ И ОГРАНИЧЕНИЯ

Управление суборбитальной траекторией аэрокосмического аппарата осуществляется по каналам угла атаки α и скоростного угла крена γ_a . На управляющие зависимости накладываются ограничения:

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

где p – вектор параметров траектории, от которых зависит конкретный вид ограничений на управляющие воздействия. Индексами “*min*” и

“*max*” обозначены минимальные и максимальные значения соответствующих параметров.

Кроме ограничений на управление рассматриваются ограничения на параметры траектории. Обычно учитываются 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:

$$\Delta V(T) - \Delta V_{don} \leq 0, \Delta \Theta(T) - \Delta \Theta_{don} \leq 0, \quad (2)$$

где $\Delta V(T) = |V(T) - V_{mpeob}|$, $\Delta \Theta(T) = |\Theta(T) - \Theta_{mpeob}|$.

Индекс “*треб*” соответствует требуемым значениям параметров, а индекс “*дон*” обозначает допустимые значения соответствующих величин.

Из ограничений на текущие значения фазовых координат чаще всего учитывается ограничение на максимальную высоту H после отражения аэрокосмического аппарата от плотных слоев атмосферы, достигаемую в момент времени t' :

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

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

Учитываются также ограничения на режимы движения в атмосфере – на максимальное значение удельного теплового потока q_{tdon} , определяющее температуру его поверхности, и максимальное значение нормальной перегрузки n_y , обуславливающее нагрузку на его конструкцию:

$$q_{t\max} - q_{tdon} \leq 0, n_{y\max} - n_{ydon} \leq 0. \quad (4)$$

Лазарев Юрий Николаевич, доктор технических наук, профессор, заместитель председателя.

E-mail: lazarev@ssc.smr.ru

Баяндина Тамара Александровна, кандидат технических наук, доцент. E-mail: btamar@mail.ru

ОБЩАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Обобщить возможные формулировки частных технических задач формирования управления суборбитальными траекториями аэрокосмических аппаратов при наличии ограничений позволяет следующая математическая формулировка.

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

МЕТОД РЕШЕНИЯ

Искомое двухканальное управление может быть сформировано только численно. Для формирования приближенно-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 ЧИСЛЕННОГО РЕШЕНИЯ

Исследовано влияние ограничений на режимы движения в атмосфере и терминальные условия на продольную и боковую дальности суборбитальной траектории аэрокосмического аппарата при двухканальном управлении с начальными условиями: высота 105 км, скорость 5 км/с, угол наклона траектории 1,67 град. Максимальное значение аэродинамического качества аппарата на гиперзвуковых скоростях движения в атмосфере составляло 1,8.

На рис. 1 и 2 приведены значения продольной и боковой дальностей без ограничений; с ограничением на конечную скорость ($V_k = 500 \pm 30$ м/с); с ограничением на конечный угол наклона траектории ($\theta_k = -10^\circ \pm 1^\circ$); 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 ($q_{t\max} \leq 630$ кДж/м²с).

Из рисунков следует, что для рассмотренного варианта определяющими ограничениями являются ограничения на максимальное значение удельного теплового потока и нормальную перегрузку. Дальности, полученные с учетом ограничения на максимальный тепловой поток в критической точке поверхности аппарата, являются минимальными.

На рис. 3 приведены максимальные значения

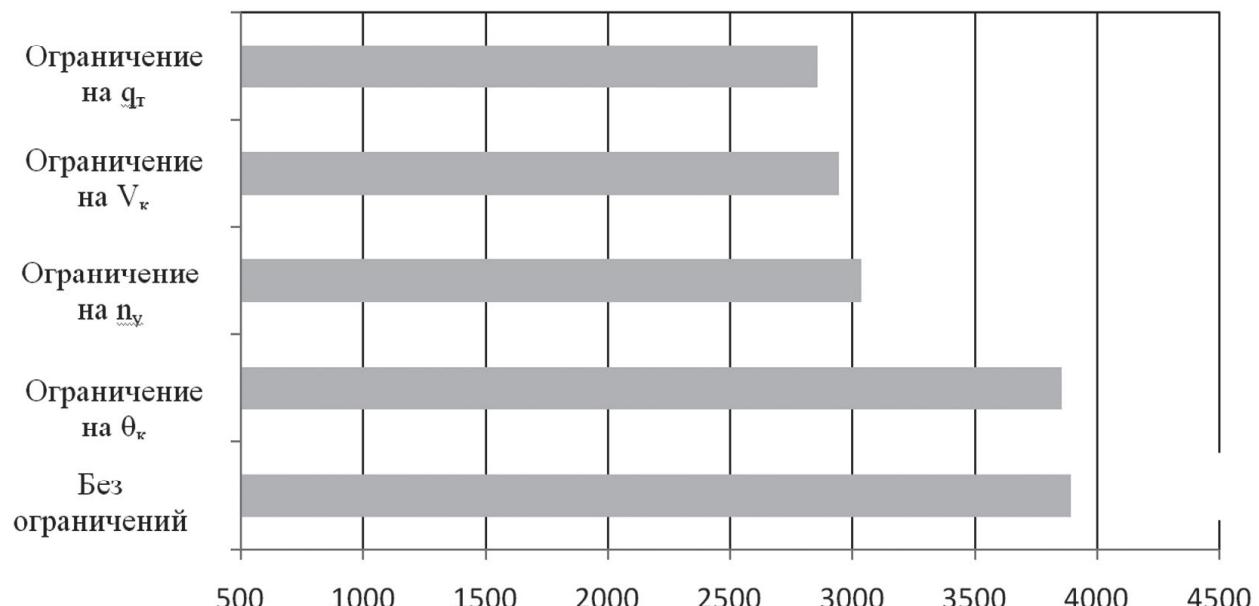


Рис. 1. Продольная дальность с учетом ограничений на параметры движения

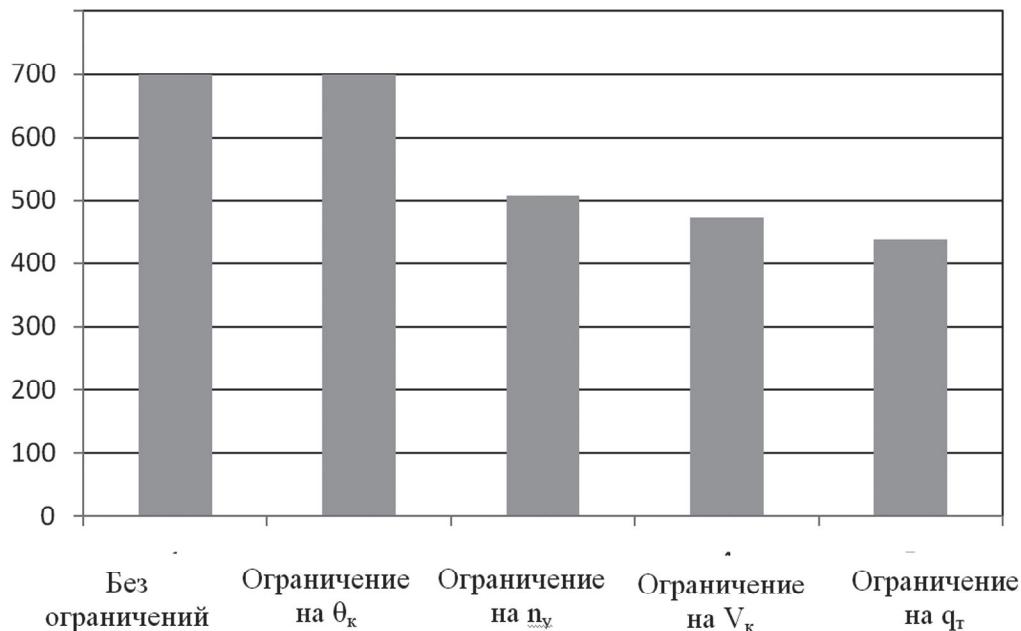


Рис. 2. Боковая дальность с учетом ограничений на параметры движения

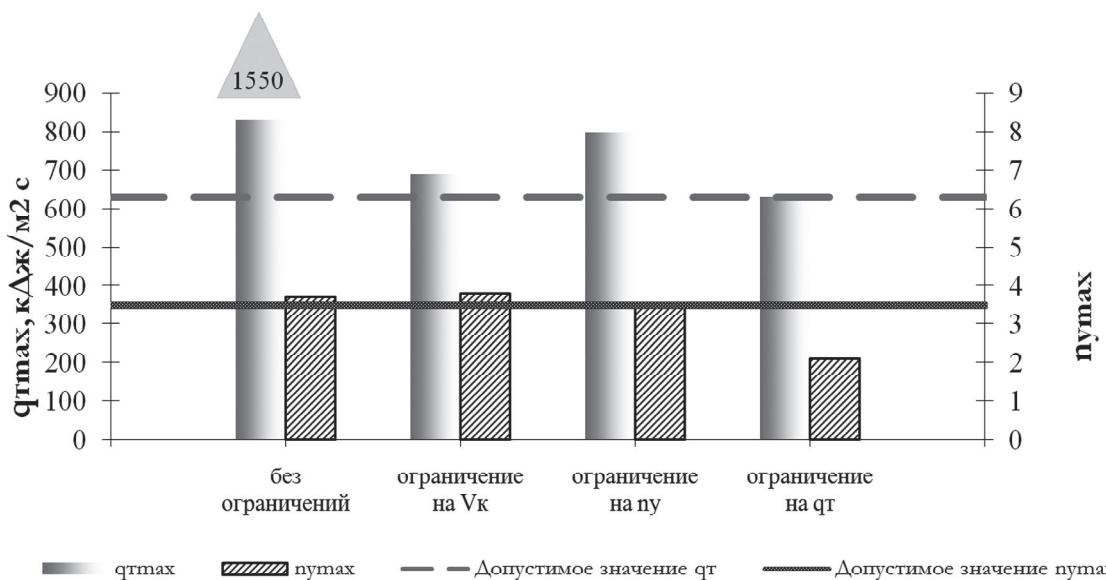


Рис. 3. Максимальные значения нормальной перегрузки и теплового потока для траекторий с максимальной продольной дальностью спуска

нормальной перегрузки $n_{y\max}$ и теплового потока $q_{t\max}$, соответствующие четырем траекториям спуска аэрокосмического аппарата на максимальную продольную дальность без учета ограничений и с учетом ограничений. Из диаграммы следует, что для траектории, построенной без учета ограничений, максимальные значения нормальной перегрузки и удельного теплового потока превышают допустимые. Для траектории, полученной в результате решения задачи с учетом ограничений на конечное значение скорости, ограничения на $q_{t\max}$ и $n_{y\max}$ также не выполняются.

На траекториях движения, построенных с учетом ограничений на максимальное значение нормальной перегрузки, не выполняется ограни-

чение только на удельный тепловой поток в критической точке аппарата. На рис. 4 приведены параметры этой траектории в зависимости от времени. Максимальное значение удельного теплового потока достигается в нижней точке траектории при первом отражении аппарата от плотных слоев атмосферы. Все рассматриваемые ограничения выполняются при решении задачи оптимального управления аэрокосмическим аппаратом, если выполняется ограничение на удельный тепловой поток, но при этом область достижимости уменьшается в продольном направлении почти на 30% (рис. 1).

На рис. 5, 6 представлены законы управления углом атаки и скоростным углом крена, при-

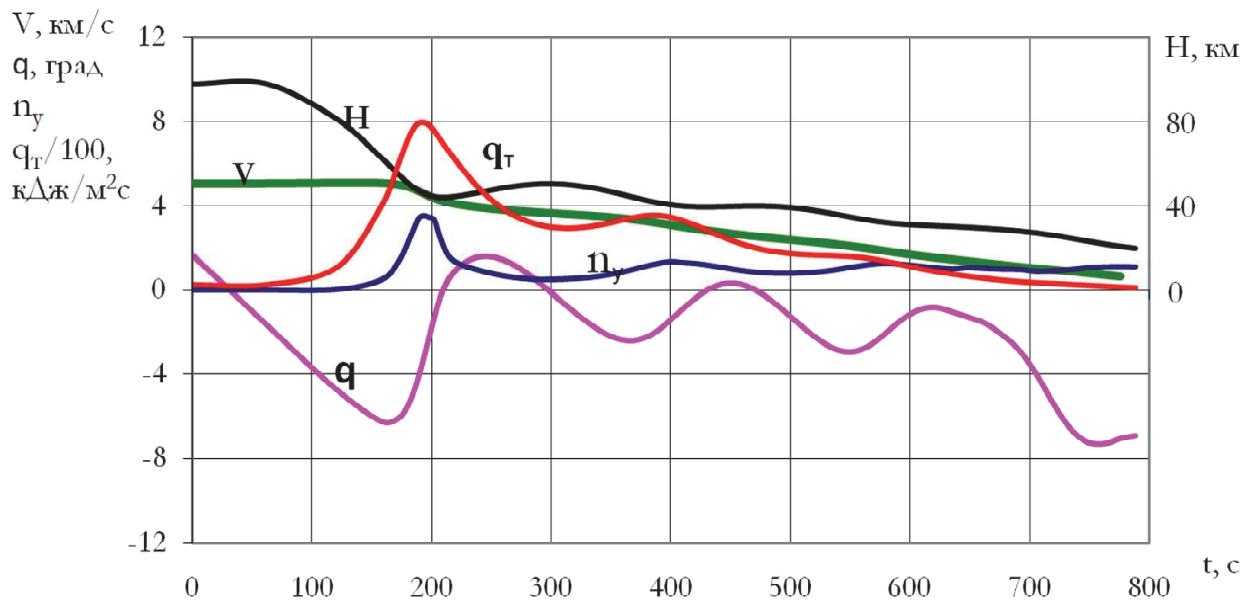


Рис. 4. Параметры движения при максимальной продольной дальности спуска с учетом ограничения на n_y

a , град

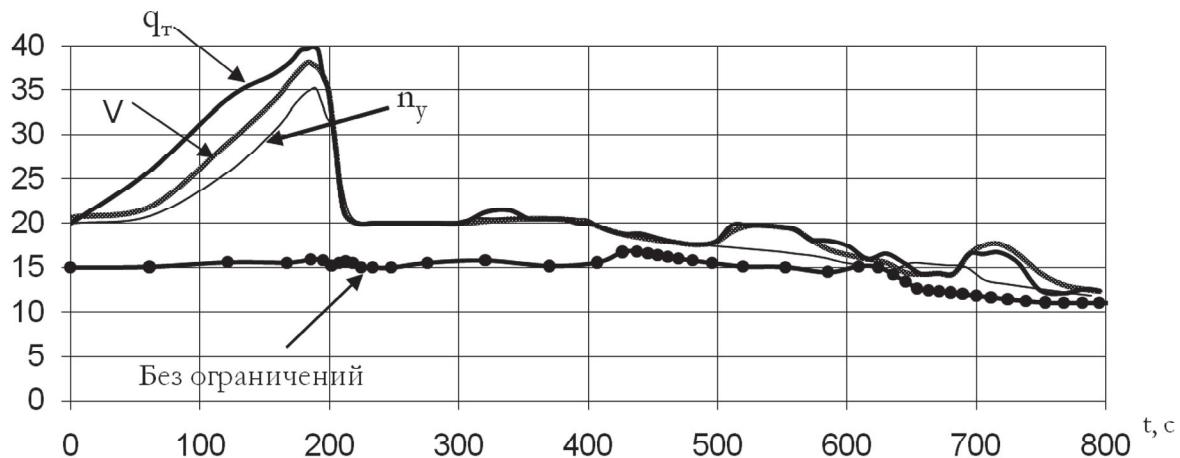


Рис. 5. Программы угла атаки при максимальной продольной дальности спуска без учета и с учетом ограничений

водящие аэрокосмический аппарат в точку с максимальной продольной дальностью. Были решены оптимизационные задачи: без учета ограничений; с ограничением на конечную скорость, нормальную перегрузку и максимальный тепловой поток в критической точке поверхности аппарата. Из рисунков видно, что угол атаки стремится к значению, обеспечивающему максимальное аэродинамическое качество, а скоростной угол крена на всей траектории спуска практически равен нулю.

В начале траектории углы атаки больше значений, обеспечивающих максимальное аэродинамическое качество, что увеличивает значения аэродинамической подъемной силы и ее вертикальной составляющей для достижения первого

рикошета на больших высотах и в итоге снижает уровень тепловых и аэродинамических нагрузок в нижней точке рикошета. После первого отражения от плотных слоев атмосферы движение осуществляется на углах атаки, обеспечивающих максимальное аэродинамическое качество.

На рис. 7 показано влияние учета ограничений на характер изменения высоты от времени. Рассматривались ограничения на величину конечной скорости, на максимальные значения нормальной составляющей перегрузки и удельного теплового потока. Траектория без учета ограничений имеет рикошетирующий характер, а траектория с учетом ограничений на удельный тепловой поток становится близкой к траектории квазистационарного планирования. Поэтому

γ_a , град

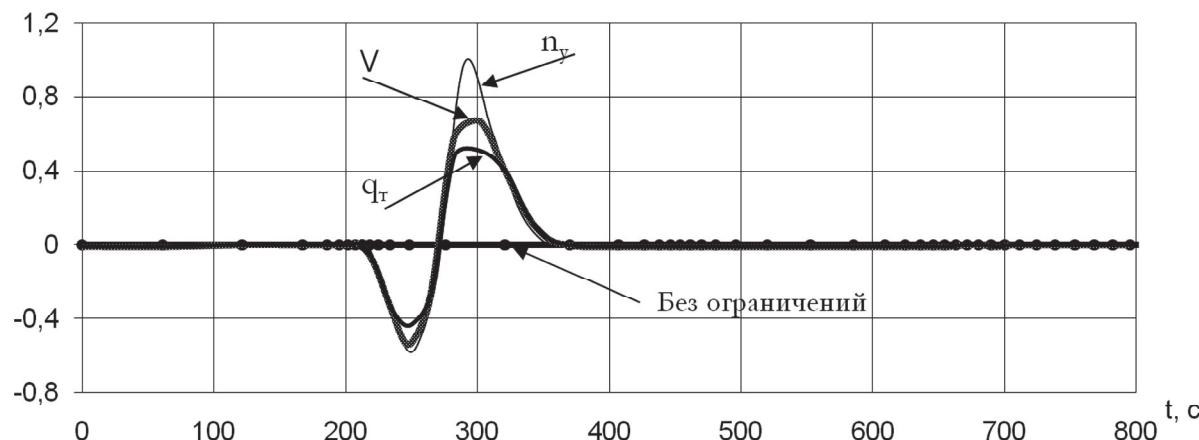


Рис. 6. Программы скоростного угла крена при максимальной продольной дальности спуска без учета и с учетом ограничений

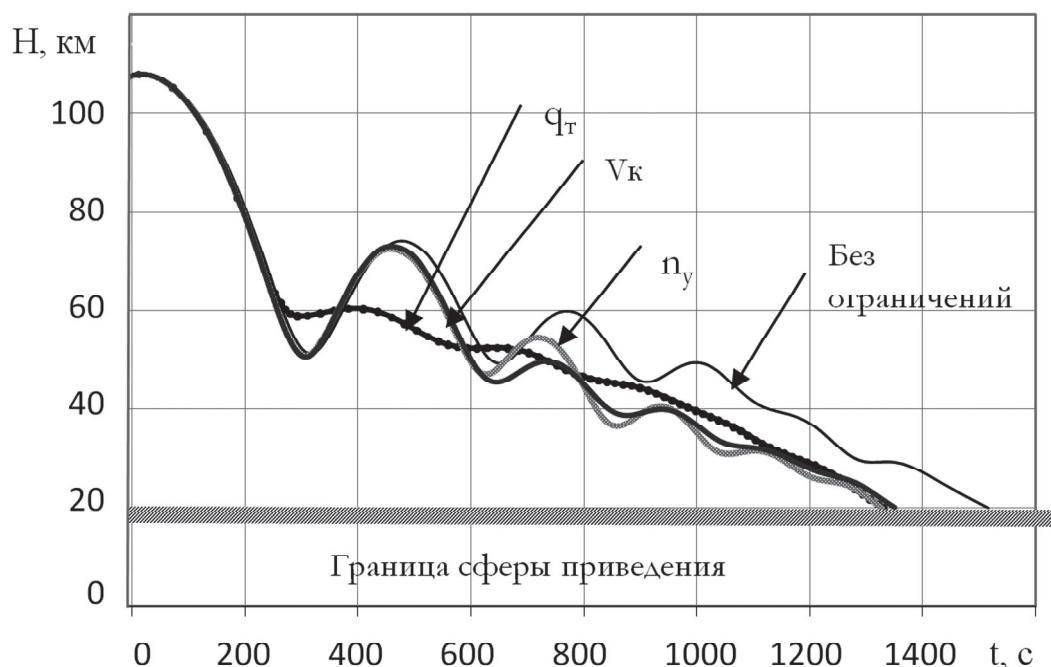


Рис. 7. Зависимости высоты от времени

учет ограничения на тепловые нагрузки может использоваться для получения суборбитальных траекторий без рикошетов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Наличие ограничений существенно меняет характер суборбитальных траекторий и вид управляющих зависимостей. Учет рассмотренных ограничений приводит к значительному изменению характера двухканального управления и фактически уменьшает маневренные возможности аэрокосмических аппаратов при движении по суборбитальной траектории. Преодоление существенной зависимости летных возможностей от ограничений на управляющие зависимости и ре-

жимы движения требует улучшения технических характеристик аэрокосмического аппарата и должно рассматриваться как одно из основных требований технического задания на ранних стадиях проектирования.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Федоренко Р.П. Приближенное решение задач оптимального управления. М.: Наука, 1978. 483 с.
- Лазарев Ю.Н. Управление траекториями аэрокосмических аппаратов. Теоретические основы, алгоритмы, результаты решения задач. Saarbrucken: LAP LAMBERT Academic Publishing, 2012. 294 с.
- Лазарев Ю.Н., Баяндина Т.А. Исследование маневренных возможностей орбитального самолета при спуске в нештатных ситуациях // Известия Самарского научного центра РАН. 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 РАН. 2002. №1. С. 138-143.
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. С.129-137.

THE INFLUENCE RESEARCH OF CONSTRAINTS ON POSSIBILITY OF TWO-CHANNEL CONTROL BY AEROSPACE VEHICLES SUBORBITAL TRAJECTORIES

© 2014 Yu.N. Lazarev¹, T.A. Bajandina²

¹Samara Science Centre of Russian Academy of Sciences

²Samara State Aerospace University named after Academician S.P. Korolyov
(National Research University)

The influence of constraints on character of suborbital trajectories of aerospace vehicle and type of control dependences is investigated. A result over of the numeral forming of two-channel control by suborbital trajectories at presence of constraints for guidance and motion regimes is considered.

Keywords: aerospace vehicle, suborbital trajectory, two-channel control, sequential linearization, numerical simulation.

*Yury Lazarev, Doctor of Technics, Professor, Deputy Chairman.
E-mail: lazarev@ssc.smr.ru*
*Tamara Bajandina, Candidate of Technics, Associate Professor.
E-mail: btamar@mail.ru*