

Балакин В.Л., Лазарев Ю.Н., Баяндина Т.А., Ковалёв А.В., Крикунов М.М.

**ТЕРМИНАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ТРАНСАТМОСФЕРНЫМ
ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ
ПРИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЯХ**

Дальнейшее развитие средств оперативного выведения малых космических аппаратов на околоземные орбиты предполагает, в том числе, использование аэрокосмических систем (АэрКС), например, [1, 2].

Характерной особенностью АэрКС является полёт первой ступени на трансатмосферных высотах, существенно превышающих предельные высоты полёта перспективных гиперзвуковых самолётов (25...30 км).

Например, для АэрКС RASCAL (Responsive Access, Small Cargo, Affordable Launch – доступная система для запуска малых грузов по требованию, США) её первая ступень – летательный аппарат (ЛА) MPV (MIPCC-powered vehicle – аппарат с охлаждаемыми двигателями; Mass Injection Pre-Compressor Cooling – система дополнительной подачи кислорода и охлаждения двигателя) осуществляет пассивный трансатмосферный полёт до высоты 62,8 км [1].

Поэтому возникает задача исследования управляемости АэрКС на трансатмосферных высотах. Некоторые результаты решения этой задачи получены в [3] для условий движения ЛА MPV в предельно «разреженной» и «плотной» атмосфере.

В данной работе рассматривается вопрос управляемости ЛА MPV в условиях отклонений аэродинамических характеристик от номинальных значений, т.е. при аэродинамических возмущениях.

Выбран наихудший, с точки зрения лётных характеристик ЛА, вариант увеличения коэффициента силы лобового сопротивления. Отклонения коэффициента лобового сопротивления заданы в виде:

$$C_{xaВОЗМ} = C_{xaНОМ} + C_{xaНОМ} \cdot k, \quad (1)$$

где – коэффициент сопротивления для возмущённого движения; $C_{xaНОМ}$ – номинальный коэффициент сопротивления, k – коэффициент, с помощью которого задаётся величина аэродинамических отклонений.

Пассивное движение ЛА от момента выключения двигательной установки до отделения от него ракетной ступени описывается стандартной системой дифференциальных уравнений в траекторной системе координат [3]. Заданы начальные и

конечные условия движения и номинальная программа управления коэффициентом подъёмной силы [3].

В таблице 1 приведены результаты моделирования движения ЛА с номинальной программой управления для различных значений аэродинамических возмущений, определяемых коэффициентом k . Конечные условия движения ЛА определяются при достижении заданного угла наклона траектории.

Таблица 1 – Отклонения конечных условий движения

$k, \%$	$h_k, \text{ м}$	$V_k, \text{ м/с}$	$\Delta H_k, \text{ м}$	$\Delta V_k, \text{ м/с}$
0	63275,10	677,99	0	0
5	62461,29	670,59	-813,81	-7,40
10	62158,20	667,82	-1116,90	-10,17
15	61859,14	665,06	-1415,96	-12,93

Из неё следует, что ЛА при увеличении коэффициента лобового сопротивления не достигает заданной высоты и заданной скорости (отклонения ΔH_k и ΔV_k меньше нуля) из-за большого торможения в атмосфере.

В работе [3] предложен алгоритм терминального управления коэффициентом подъёмной силы, использующий прогнозирование конечных условий движения. Для выбранных по времени шагов управления с использованием метода Ньютона определяется командное значение коэффициента подъёмной силы для компенсаций отклонений конечной высоты ΔH_k . Конечная скорость движения ЛА не контролируется, поскольку отклонение скорости ΔV_k будет скомпенсировано на участке движения второй, ракетной ступени АэрКС.

Проведено моделирование возмущённого движения ЛА для аэродинамических отклонений в форме (1) с использованием одной итерации при определении командного значения коэффициента подъёмной силы на каждом шаге терминального управления. При значениях k до 0,1 (10%) конечные отклонения высоты не превышают заданной величины в 1 м. При $k = 0,15$ (15%) конечное отклонение высоты составило 24,7 м, поскольку на последних шагах управления командное значение коэффициента подъёмной силы вышло на ограничение, обусловленное максимальным углом атаки 20° .

Поэтому для данного значения k был использован алгоритм с возможностью нескольких итераций определения командного значения коэффициента подъёмной силы на каждом шаге управления [3]. На первом шаге управления проведено три итерации, в

результате чего прогнозируемое отклонение по высоте снизилось с 1404 м до величины, меньшей 1 м (при одной итерации отклонение составило 614 м). На последующих шагах управления потребовалась только одна итерация, обеспечившая заданную точность по высоте в 1 м.

Таким образом, предложенный в [3] алгоритм формирования командного значения коэффициента подъёмной силы подтвердил свою работоспособность и эффективность при действии рассмотренных аэродинамических возмущений.

Библиографический список

1. Young D.A., Olds J.R. Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) Independent Performance Evaluation // 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference (May 2005, Capua, Italy). 23 p. <http://hdl.handle.net/1853/8372>. DOI:10.2514/6.2005-3241

2. Urschel P.H., Cox T.H. Launch Condition Deviations of Reusable Launch Vehicle Simulations in Exo-Atmospheric Zoom Climbs // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit (August 2003, Austin, United States). DOI: 10.2514/6.2003-5544

3. Балакин В.Л., Ковалёв А.В. Терминальное управление субгиперзвуковой первой ступенью аэрокосмической системы // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15. № 2. С. 9-21. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-68-79.