

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ТРАНСАТМОСФЕРНОЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНЬЮ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ В УСЛОВИЯХ АТМОСФЕРНЫХ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ

© 2016

В. Л. Балакин доктор технических наук, профессор, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, balakin@ssau.ru

А. В. Ковалёв магистрант, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

М. М. Крикунов кандидат технических наук, ассистент кафедры космического машиностроения, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, krikunov_mm@mail.ru

Рассматривается многошаговое терминальное управление субгиперзвуковой первой ступенью аэрокосмической системы при трансатмосферном наборе высоты. Пассивное движение летательного аппарата исследуется в условиях совместного действия атмосферных и аэродинамических возмущений. Конечным условием движения является достижение заданного значения угла наклона траектории, а конечное значение высоты является регулируемой величиной. Используется алгоритм терминального управления для формирования командного значения коэффициента аэродинамической подъёмной силы. При определении командного управления используется метод Ньютона с несколькими итерациями на шаге управления. Исследуется работоспособность и эффективность алгоритма по компенсации влияния атмосферных и аэродинамических возмущений на выполнение заданного конечного условия движения летательного аппарата по высоте. Приводятся и обсуждаются результаты моделирования движения летательного аппарата при терминальном управлении для предельно «разреженной» атмосферы и различных уровней отклонений коэффициента силы лобового сопротивления.

Аэрокосмическая система; субгиперзвуковая первая ступень; летательный аппарат; трансатмосфера; терминальное управление; коэффициент подъёмной силы; угол атаки; атмосферные и аэродинамические возмущения.

Цитирование: Балакин В.Л., Ковалёв А.В., Крикунов М.М. Оценка эффективности терминального управления трансатмосферной первой ступенью аэрокосмической системы в условиях атмосферных и аэродинамических возмущений // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 9-16. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-9-16

Введение

Освоение перспективными летательными аппаратами (ЛА), например первыми ступенями аэрокосмических систем (АэрКС), трансатмосферных высот полёта делает актуальной задачу исследования их управляемости в условиях возмущённого движения.

В работе [1] предложен алгоритм терминального управления по определению командного значения коэффициента подъёмной силы. Работоспособность и эффективность алгоритма подтверждены результатами моделирования пассивного набора высоты субгиперзвукового ЛА MPV (MIPCC-powered vehicle – аппарат с охлаждаемыми двигателями; Mass Injection Pre-Compressor Cooling – система дополнительной подачи кислорода и охлаждения двигателя), являющегося первой ступенью АэрКС RASCAL (Responsive Access, Small Cargo, Affordable Launch – доступная система для запуска малых грузов по требованию, США) [2;3] в условиях действия возмущений атмосферы.

Целью данной работы является оценка эффективности алгоритма терминального управления в условиях действия атмосферных и аэродинамических возмущений.

Модель движения

Следуя [1], в качестве модели пассивного движения ЛА в вертикальной плоскости примем традиционную систему дифференциальных уравнений, записанных в траекторной системе координат, а в качестве номинальной программы управления коэффициентом подъёмной силы примем кусочно-непрерывную функцию [4]:

$$C_{ya}^{\text{ном}} = \begin{cases} C_{ya1}, & \text{если } t < t_{II}; \\ C_{ya2}, & \text{если } t \geq t_{II}. \end{cases} \quad (1)$$

Здесь индекс «ном» означает «номинальная»; C_{ya1} , C_{ya2} – соответственно начальное и конечное значение коэффициента; t_{II} – время переключения коэффициента со значения C_{ya1} на значение C_{ya2} .

В соответствии с [2] на коэффициент подъёмной силы C_{ya} и на определяющий его угол атаки α наложены ограничения:

$$\alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max}, \quad (2)$$

$$C_{ya \min} \leq C_{ya} \leq C_{ya \max},$$

где $\alpha_{\min} = -10^\circ$, $\alpha_{\max} = 20^\circ$; $C_{ya \min}$ и $C_{ya \max}$ определяются соответственно минимальным α_{\min} и максимальным α_{\max} углами атаки и зависят от числа M .

В соответствии с [4] приняты значения параметров программы управления, обеспечивающие выполнение конечных условий движения, близких к аппарату МРВ: $C_{ya1} = 0,374$; $t_{II} = 14$ с.

Принятой номинальной программе управления при начальных условиях пассивного движения ЛА [1] (скорость $V_0 = 1174$ м/с; угол наклона траектории $\theta_0 = 38,4^\circ$; высота $h_0 = 26800$ м) соответствуют следующие конечные условия движения: $V_k = 674,8$ м/с; $\theta_k = 20^\circ$; $h_k = 63275$ м.

При моделировании возмущённого движения ЛА, как и в работе [1], используется универсальная модель отклонений плотности атмосферы [5]:

$$\rho(h) = \rho_{cm}(h) + \xi \sigma_\rho(h), \quad (3)$$

где плотность атмосферы $\rho(h)$ представляется как нормальная случайная функция высоты h , математическое ожидание $\rho_{cm}(h)$ вычисляется в соответствии со стандартной атмосферой, величина ξ – нормально распределённая случайная величина с нулевым математическим ожиданием и дисперсией, равной единице. Среднее квадратическое отклонение $\sigma_\rho(h)$ определяется соотношением:

$$\sigma_\rho(h) = \sigma_{\rho 0} \exp(-0,15 \cdot 10^{-3} h), \quad (4)$$

где $\sigma_{\rho 0} = 0,05$ кг/м³ – средняя величина, соответствующая условиям на нулевой высоте [5].

В качестве аэродинамического возмущения рассматривается увеличение коэффициента силы лобового сопротивления, ухудшающего лётные характеристики ЛА:

$$C_{xa \text{ возм}} = C_{xa \text{ ном}} + C_{xa \text{ ном}} k, \quad (5)$$

где $C_{xa \text{ возм}}$ – коэффициент лобового сопротивления для возмущённого движения; $C_{xa \text{ ном}}$ – номинальный коэффициент лобового сопротивления; k – коэффициент, с помощью которого задаётся интенсивность аэродинамического возмущения.

Алгоритм командного управления

Для компенсации влияния возмущений на конечные условия движения ЛА будем использовать предложенный в [1] алгоритм терминального управления с определением командного значения коэффициента подъёмной силы C_{ya2} .

Как и в [1], определение командного управления C_{ya2} начинается после времени переключения, заданы конечное значение угла наклона траектории θ_k^* как условие окончания интегрирования уравнений движения и конечное значение высоты h_k^* как регулируемая фазовая координата.

Нерегулируемое конечное значение скорости для принятых аэродинамических возмущений будет меньше заданного значения V_k^* , что будет компенсировано ракетной ступенью АэрКС на участке выведения КА на околоземную орбиту.

На каждом шаге управления (коррекции) i длительностью $\Delta\tau$ алгоритм формирования командного значения коэффициента подъёмной силы C_{ya2} предполагает:

1. Прогнозирование движения до выполнения заданного конечного условия движения по углу наклона траектории θ_k^* .
2. Формирование командного управления путём решения методом Ньютона одно-точечной краевой задачи для заданной конечной высоты h_k .
3. Прогнозирование движения с полученным управлением.
4. Принятие решения о необходимости следующей итерации для определения командного управления. Итерация проводится, если прогнозируемое отклонение конечной высоты от заданного значения h_k^* превышает установленную величину.

Результаты моделирования движения

Вначале было проведено моделирование возмущённого движения ЛА с номинальной программой коэффициента подъёмной силы для двух предельных значений нормально распределённой случайной величины ξ : $-5,5$ и $5,5$, соответствующих предельно «разреженной» и предельно «плотной» атмосфере, и четырёх вариантов коэффициента k : 2,5%, 5%, 10% и 15%.

Некоторые результаты моделирования приведены в табл. 1, в которой h_k – конечная высота; V_k – конечная скорость; t_k – конечное время; Δh_k , ΔV_k – соответственно отклонения конечной высоты и конечной скорости от заданных значений.

Таблица 1. Результаты моделирования при номинальной программе управления

ξ	k , %	h_k , м	V_k , м/с	Δh_k , м	ΔV_k , м/с
0	0	63275,10	677,99	0	0
-5,5	2,5	60932,77	716,36	-2342,32	38,37
-5,5	5	60808,39	715,05	-2466,71	37,06
5,5	15	63201,79	621,44	-73,31	-56,55

Из них следует, что при атмосферных возмущениях, соответствующих $\xi = 5,5$, имеется «эффект компенсирования» влияния более «плотной» атмосферы аэродинамическими возмущениями. Поэтому в дальнейшем варианты возмущений с «плотной» атмосферой не рассматривались.

Из табл. 1 можно сделать следующие выводы. При «разреженной» атмосфере ($\xi = -5,5$) ЛА при выполнении заданного конечного условия по углу наклона траектории не достигает заданной конечной высоты и поэтому имеет большую конечную ско-

рость. Можно сказать, что летательному аппарату «не хватает» подъёмной силы из-за низкой плотности атмосферы, поэтому при терминальном управлении следует ожидать увеличения коэффициента подъёмной силы.

Затем было проведено моделирование возмущённого движения ЛА с терминальным управлением. Моделирование проводилось путём решения системы уравнений движения при возмущениях плотности атмосферы (3) и коэффициента силы лобового сопротивления (5). Окончание интегрирования определялось достижением заданного конечного значения угла наклона траектории θ_{κ}^* . Шаг по времени при формировании командного управления принят постоянным и равным 10 с.

Некоторые результаты моделирования приведены на рис. 1–6.

На рис. 1 – 4 показано изменение командных значений C_{ya2} и угла α_2 , а на рис. 5; 6 приведено количество итераций на каждом шаге управления при $k = 2,5\%$, $k = 5\%$, $k = 10\%$, $k = 15\%$ соответственно.

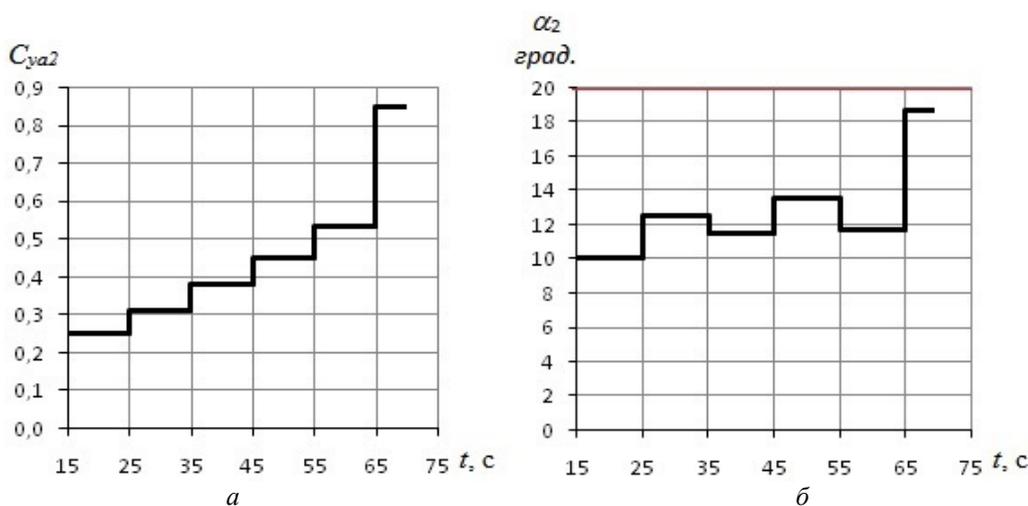


Рис. 1. Командные значения C_{ya2} и α_2 при $\xi = -5,5$ и $k = 2,5\%$:
 а – коэффициент C_{ya2} ; б – угол α_2

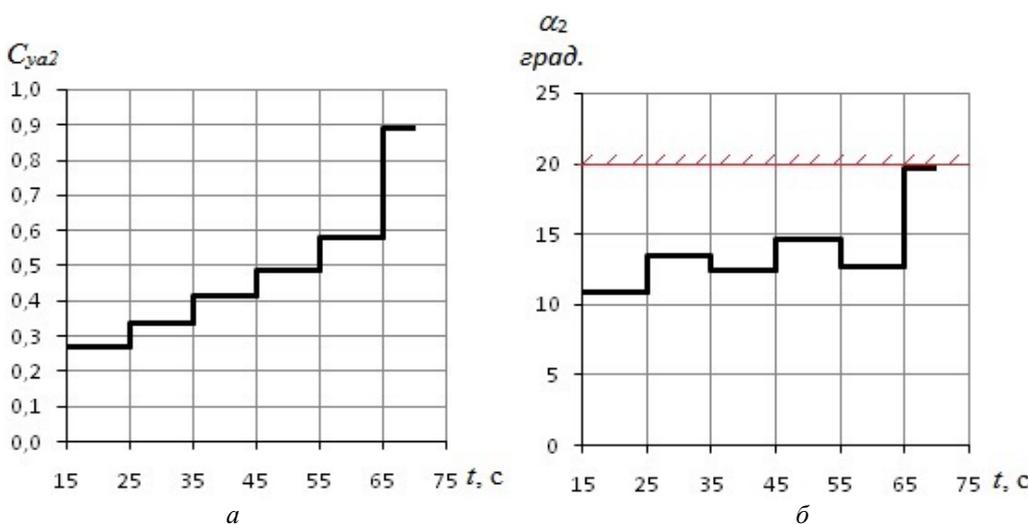


Рис. 2. Командные значения C_{ya2} и α_2 при $\xi = -5,5$ и $k = 5\%$:
 а – коэффициент C_{ya2} ; б – угол α_2 ;
 ----- – ограничение по углу атаки

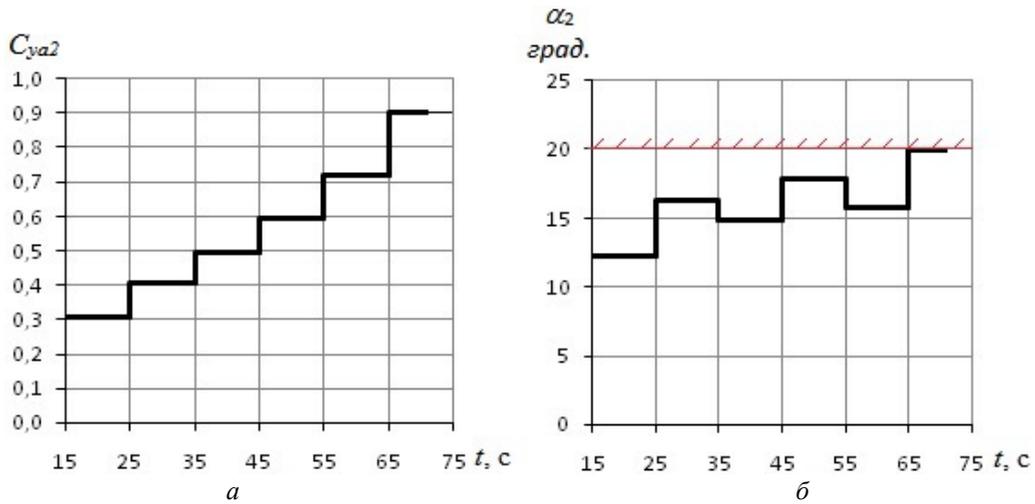


Рис. 3. Командные значения C_{ya2} и α_2 при $\xi = -5,5$ и $k = 10\%$:
 а – коэффициент C_{ya2} ; б – угол α_2 ;
 // – ограничение по углу атаки

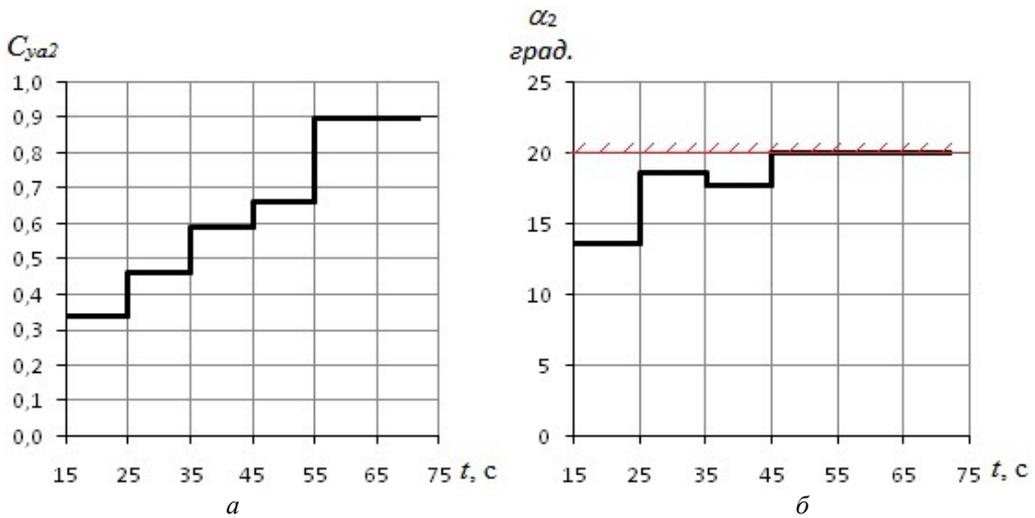


Рис. 4. Командные значения C_{ya2} и α_2 при $\xi = -5,5$ и $k = 15\%$:
 а – коэффициент C_{ya2} ; б – угол α_2 ;
 // – ограничение по углу атаки

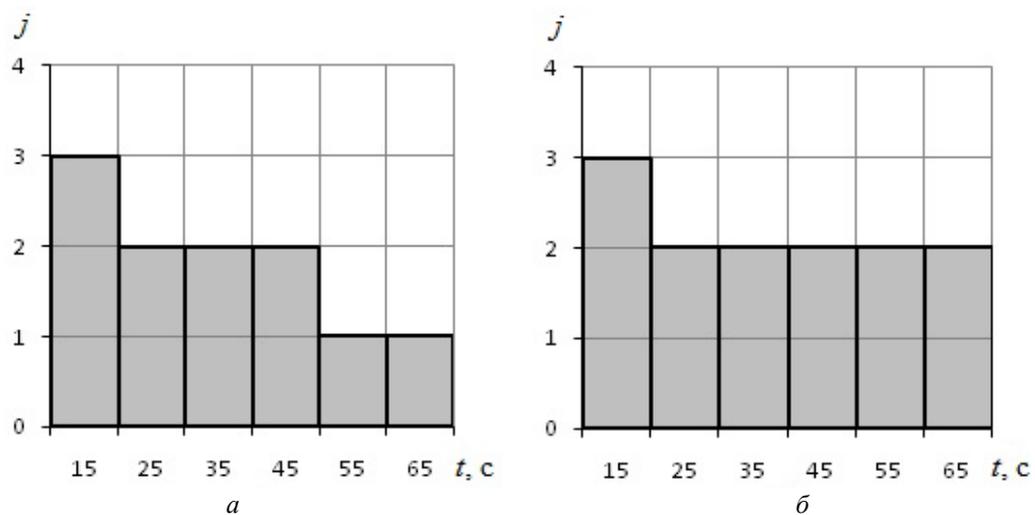


Рис. 5. Количество итераций при коррекции для $\xi = -5,5$ и $k = 2,5\%$, $k = 5\%$:
 а – $\xi = -5,5$ и $k = 2,5\%$; б – $\xi = -5,5$ и $k = 5\%$

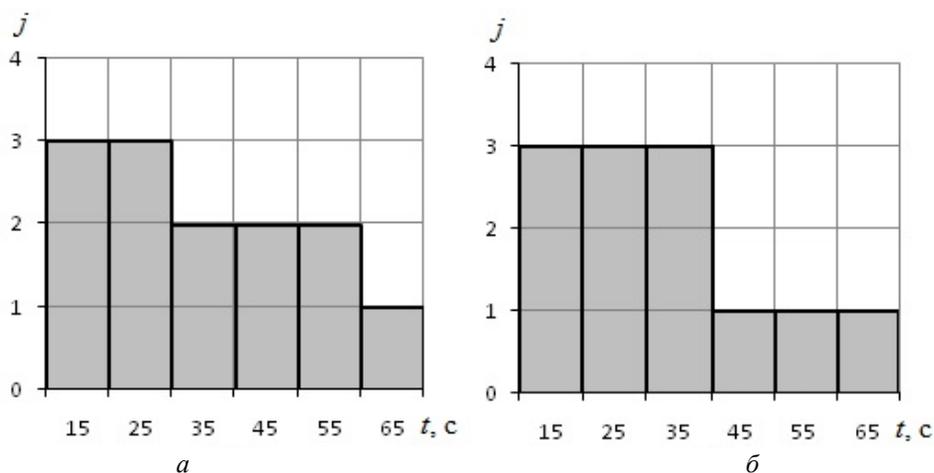


Рис. 6. Количество итераций при коррекции для $\xi = -5,5$ и $k = 10\%$, $k = 15\%$:
 а – $\xi = -5,5$ и $k = 10\%$; б – $\xi = -5,5$ и $k = 15\%$

Из результатов моделирования движения с терминальным управлением следует, что предложенный в [1] алгоритм компенсирует совместное действие атмосферных и аэродинамических возмущений, которым соответствуют значения коэффициентов $\xi = -5,5$ и $k = 2,5\%$, $\xi = -5,5$ и $k = 5\%$. При таких уровнях возмущений командный угол атаки не выходит на ограничения на всех шагах управления (на рис. 1, 2 максимальные значения угла атаки составляют $18,7^\circ$ и $19,6^\circ$ соответственно) и ошибки по конечной высоте составляют менее метра. Начиная с возмущений, которым соответствуют значения $\xi = -5,5$ и $k = 10\%$, командный угол атаки на заключительном участке движения (с 65-й секунды) выходит на ограничение 20° (рис. 3) и ошибка по высоте составляет -5 м. При $\xi = -5,5$ и $k = 15\%$ командный угол выходит на ограничение уже с 45-й секунды (рис. 4) и ошибка по высоте возрастает до -25 метров. Количество итераций при определении командного значения коэффициента подъемной силы по мере роста уровня аэродинамических возмущений и соответствующего увеличения ошибки по конечной высоте также увеличивается (рис. 5; 6). Отметим, что для уровней аэродинамических возмущений $k = 10\%$ (рис. 6, а) и $k = 15\%$ (рис. 6, б) на последних шагах управления проводится только одна итерация, которая сразу показывает выход командного угла атаки на ограничение 20° .

Заключение

Алгоритм терминального управления работоспособен и при совместном действии атмосферных и аэродинамических возмущений. Для предельно «разреженной» атмосферы алгоритм эффективен при увеличении коэффициента силы лобового сопротивления до 5% . При дальнейшем увеличении коэффициента силы лобового сопротивления командный угол атаки выходит на ограничение.

Библиографический список

1. 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: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-9-21
2. Young D.A., Olds J.R. Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) Independent Performance Evaluation // 13th International Space Planes and Hyperson-

ics Systems and Technologies Conference (May 2005, Capua, Italy). 23 p. <http://hdl.handle.net/1853/8372>. DOI:10.2514/6.2005-3241

3. 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

4. Балакин В.Л., Потапов В.И. Номинальная программа управления движением сверхзвукового самолёта-носителя // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2011. № 6 (30). С. 15-21.

5. Школьный Е.П., Майборода А. Атмосфера и управление движением летательных аппаратов. Л.: Гидрометеиздат, 1973. 308 с.

EFFICIENCY OF TERMINAL CONTROL IN THE TRANS-ATMOSPHERIC FIRST STAGE OF AN AEROSPACE SYSTEM UNDER ATMOSPHERIC AND AERODYNAMIC DISTURBANCES

© 2016

V. L. Balakin Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Automatic Systems of Power Plants, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, balakin@ssau.ru

A. V. Kovalyov postgraduate student, Samara National Research University, Samara, Russian Federation

M. M. Krikunov Candidate of Science (Engineering), Assistant of the Department of Space Engineering, Samara National Research University, Samara, Russian Federation krikunov_mm@mail.ru

Multi-step terminal control of the subhypersonic first stage of an aerospace system in trans-atmospheric climb is considered. Passive motion of spacecraft in conditions of joint influence of atmospheric and aerodynamic disturbance is analyzed. Achieving the prescribed value of the trajectory inclination angle is the terminal motion condition. Terminal height is a controlled value. An algorithm of terminal control for the formation of the command value of aerodynamic lift coefficient is proposed. The Newton method with one or more iterations at a control step is used in determining command control. The serviceability and efficiency of the algorithm compensating the influence of atmospheric and aerodynamic disturbances on the preset terminal altitude condition of spacecraft motion are analyzed. The results of simulating spacecraft motion with terminal control for maximally «rarefied» atmosphere and for different levels of deviation of the drag coefficient are discussed.

Aerospace system; subhypersonic first stage; space vehicle; trans-atmosphere; terminal control; lift coefficient; angle of attack; atmospheric and aerodynamic disturbance.

Citation: Balakin V.L., Kovalyov A.V., Krikunov M.M. Efficiency of terminal control in the trans-atmospheric first stage of an aerospace system under atmospheric and aerodynamic disturbances. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 9-16. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-9-16

References

1. Balakin V.L., Kovalyov A.V. Terminal control of aerospace system subhypersonic first stage. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 9-21. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-9-21.

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

3. 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

4. Balakin V.L., Potapov V.I. Nominal motion control program in a supersonic carrier aircraft. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2011. No. 6 (30). P. 15-21. (In Russ.)

5. Shkol'nyy E.P., Mayboroda A. *Atmosfera i upravlenie dvizheniem letatel'nykh apparatov* [Atmosphere and aircraft motion control]. Leningrad: Gidrometeoizdat Publ., 1973. 308 p.