

## ТЕРМИНАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ СУБГИПЕРЗВУКОВОЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНЬЮ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

© 2016 В. Л. Балакин, А. В. Ковалёв

Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С. П. Королёва

Рассматривается задача формирования командного управления субгиперзвуковой первой ступенью аэрокосмической системы при наборе высоты. Пассивное движение летательного аппарата исследуется в условиях предельных возмущений плотности атмосферы. Конечным условием движения является достижение заданного значения угла наклона траектории. Конечное значение высоты является регулируемой величиной. Предлагается алгоритм терминального управления для формирования командного значения коэффициента аэродинамической подъёмной силы. При определении командного управления используется метод Ньютона с одной или несколькими итерациями на шаге коррекции. Исследуется работоспособность и эффективность алгоритма по компенсации влияния возмущений плотности атмосферы на выполнение заданного конечного условия движения летательного аппарата по высоте. Приводятся и обсуждаются результаты моделирования движения летательного аппарата при терминальном управлении для предельно «разреженной» и предельно «плотной» атмосферы. Предлагается возможное совершенствование алгоритма терминального управления.

*Аэрокосмическая система, субгиперзвуковая первая ступень, летательный аппарат, терминальное управление, алгоритм, коэффициент подъёмной силы, угол атаки, возмущения плотности атмосферы.*

### Введение

Одним из вариантов первой ступени аэрокосмической системы (АэрКС) для запуска космических аппаратов (КА) на околоземную орбиту рассматривается субгиперзвуковой летательный аппарат (ЛА), развивающий на активном участке движения с работающей двигательной установкой (ДУ) скорость, несколько меньшую гиперзвуковой (число Маха равно 4) [1; 2]. Отличительной особенностью данного ЛА-MPV (MIPCC-powered vehicle – аппарат с охлаждаемыми двигателями; Mass Injection Pre-Compressor Cooling – система дополнительной подачи кислорода и охлаждения двигателя), входящего в аэрокосмическую систему RASCAL (Responsive Access, Small Cargo, Affordable Launch – доступная система для запуска малых грузов по требованию, США), является пассивный (с выключенной ДУ) трансатмосферный режим полёта

до высоты 62,8 км [1]. На указанной высоте происходит отделение и дальнейший самостоятельный полёт второй (ракетной) ступени системы RASCAL.

Отметим, что в проектах аэрокосмических / авиационно-космических систем со сверхзвуковыми или гиперзвуковыми первыми ступенями, например [3 – 5], конечная высота не превышает 30 км. Поэтому возникает вопрос об управляемости ЛА на трансатмосферных высотах для обеспечения заданных конечных условий движения первой ступени.

Будем рассматривать пассивное движение ЛА от момента выключения ДУ до момента отделения от него ракетной ступени. Начальные и конечные условия рассматриваемого пассивного движения заданы и известна номинальная программа управления углом атаки (коэффициентом аэродинамической подъёмной силы), полученная для условий невозмущённого

движения. При наличии возмущений атмосферы (отклонений плотности от стандартных значений) конечные условия движения ЛА будут отличаться от заданных. Поэтому необходимо проводить коррекции угла атаки (коэффициента аэродинамической подъёмной силы) с целью уменьшения отклонений конечных условий возмущённого движения от заданных значений. Для этого требуется разработать алгоритм формирования командного управления углом атаки (коэффициентом аэродинамической подъёмной силы).

Целью данной работы является разработка, исследование работоспособности и оценка эффективности алгоритма терминального управления.

### Модель движения

Рассмотрим модель пассивного движения ЛА в вертикальной плоскости, которая представляет собой традиционную систему дифференциальных уравнений, записанных в траекторной системе координат:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -C_{xa} \cdot \frac{\rho \cdot V^2 \cdot S}{2m} - g \cdot \sin \theta, \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{1}{V} \left( C_{ya} \cdot \frac{\rho \cdot V^2 \cdot S}{2m} - g \cdot \cos \theta \right), \\ \frac{dh}{dt} &= V \cdot \sin \theta. \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Здесь  $t$  – время, секунды;  $V$  – скорость,  $\frac{м}{с}$ ;  $\theta$  – угол наклона траектории;  $h$  – высота,  $м$ ;  $C_{xa}$  – коэффициент лобового сопротивления;  $C_{ya}$  – коэффициент аэродинамической подъёмной силы (в дальнейшем подъёмной силы),  $M$  – число Маха;  $\rho = f(h)$  – плотность воздуха на заданной высоте,  $\frac{кг}{м^3}$ ;  $S$  – площадь крыла,  $м^2$ ;  $g$  – ускорение свободного падения,  $\frac{м}{с^2}$ .

Программу управления коэффициентом подъёмной силы, которую можно использовать как номинальную для терминального управления при возмущённом движении, определим как кусочно-непрерывную функцию.

Примем следующую номинальную программу управления коэффициентом подъёмной силы [6], которая была предложена на основании полученных результатов решения задачи оптимизации [7]:

$$C_{ya}^{ном} = \begin{cases} C_{ya1}, & \text{если } t < t_{II}; \\ C_{ya2}, & \text{если } t \geq t_{II}. \end{cases} \quad (2)$$

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  $C_{ya2}$ .

На коэффициент подъёмной силы  $C_{ya}$  и на определяющий его угол атаки  $\alpha$  согласно [1] наложены ограничения:

$$\begin{aligned} \alpha_{\min} &\leq \alpha \leq \alpha_{\max}, \\ C_{ya_{\min}} &\leq C_{ya} \leq C_{ya_{\max}}, \end{aligned}$$

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

Коэффициент  $C_{ya1}$  принимается равным значению, соответствующему окончанию активного участка движения ЛА. Это позволит при дальнейшем движении (увеличении высоты с уменьшением скорости) иметь значение нормальной скорости перегрузки  $n_{ya}$ , меньшее максимально допустимой  $n_{ya}^{\max}$ . Для максимизации конечной скорости ЛА в конце участка пассивного движения коэффициент  $C_{ya2}$  примем равным нулю согласно решениям [7].

Подбором времени переключения  $t_{II}$  можно обеспечить заданное значение конечного угла наклона траектории  $\theta_k$  (принято равным  $20^\circ$  согласно [1]) и определить соответствующие ему конечные значения высоты  $h_k$  и скорости  $V_k$ . В дальнейшем будем считать их заданными конечными условиями движения ЛА:  $\theta_k^*$ ,  $h_k^*$ ,  $V_k^*$ .

Начальные условия пассивного движения ЛА имеют следующие значения:  $V = 1174$  м/с;  $\theta_0 = 38,4^\circ$ ;  $h_0 = 26800$  м [1].

В соответствии с результатами, полученными в [6], определим значения параметров программы управления, обеспечивающие выполнение конечных условий движения, близких к аппарату МРV:

$$C_{y_{a1}} = 0,374; t_{II} = 14\text{с.}$$

Для расчётов используется универсальная модель отклонений плотности атмосферы [8]:

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

где плотность атмосферы  $\rho(h)$  представляется как нормальная случайная функция высоты  $h$ , математическое ожидание  $\rho_{cm}(h)$  вычисляется в соответствии со

стандартной атмосферой, величина  $\xi$  – нормально распределённая случайная величина с нулевым математическим ожиданием и дисперсией, равной единице. Среднее квадратическое отклонение  $\sigma_\rho(h)$  определяется соотношением:

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

где  $\sigma_{\rho 0} = 0,05$  кг/м<sup>3</sup> – средняя величина, соответствующая условиям на нулевой высоте [8].

В дальнейшем при моделировании возмущённого движения ЛА использовались два предельных значения нормально распределённой случайной величины  $\xi$ :  $-5,5$  и  $5,5$ , соответствующих предельно «разреженной» и предельно «плотной» атмосфере.

Результаты моделирования возмущённого движения ЛА с номинальной программой коэффициента подъёмной силы приведены в табл. 1. Возмущения атмосферы представлены коэффициентом  $\xi$ ;  $h_k$  – конечная высота;  $V_k$  – конечная скорость;  $t_k$  – конечное время;  $\Delta h_k$ ,  $\Delta V_k$  – соответственно отклонения конечной высоты и конечной скорости от заданных значений.

Таблица 1. Результаты моделирования при номинальной программе управления

$\xi$	$h_k$ , м	$V_k$ , м/с	$t_k$ , с	$\Delta h_k$ , м	$\Delta V_k$ , м/с
0	63275,10	677,99	66,56	0	0
-5,5	61471,63	722,12	63,33	-1803,47	44,12
5,5	64886,06	634,81	69,53	1610,96	-43,17

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 скорость. Можно сказать, что ЛА «не хватает» подъёмной силы из-за низкой плотности атмосферы. При «плотной» атмосфере ( $\xi = 5,5$ ) ЛА при выполнении заданного конечного условия по углу наклона траектории, напротив,

имеет конечную высоту больше заданной и поэтому имеет меньшую конечную скорость. Можно сказать, что ЛА имеет «лишнюю» подъёмную силу из-за высокой плотности атмосферы.

Поэтому при терминальном управлении следует ожидать увеличения коэффициента подъёмной силы при «разреженной» атмосфере и уменьшения коэффициента подъёмной силы при «плотной» атмосфере.

### Алгоритм командного управления

Для компенсации влияния возмущений на конечные условия движения ЛА предлагается использовать алгоритм терминального управления по определению командного значения коэффициента подъёмной силы  $C_{ya2}$ .

Для принятой программы управления (2) в общем случае имеется три параметра ( $C_{ya1}$ ,  $t_p$ ,  $C_{ya2}$ ), изменяя которые можно компенсировать влияние действия возмущений на конечные значения трёх контролируемых фазовых координат: высоты  $h_k$ , скорости  $V_k$  и угла наклона траектории  $\theta_k$ . Поскольку при использовании терминального управления они прогнозируются в результате интегрирования дифференциальных уравнений движения (1), то одна из фазовых координат всегда имеет заданное конечное значение, т. к. это является условием окончания интегрирования. Поэтому в регулировании нуждаются две фазовые координаты.

Примем, что определение командного управления  $C_{ya2}$  начинается после времени переключения  $t_{II}$ , поскольку это позволит не увеличивать значение нормальной скоростной перегрузки  $n_{ya}$  свыше максимально допустимой  $n_{ya}^{\max}$  из-за возможного увеличения коэффициента подъёмной силы при терминальном управлении.

Таким образом, два параметра номинальной программы управления, а именно  $C_{ya1}$  и  $t_{II}$ , остаются неизменными при терминальном управлении. Поэтому в дальнейшем при терминальном управлении будем использовать один оставшийся параметр, а именно  $C_{ya2}$ , при двух имеющихся краевых условиях.

Примем, что при формировании командного управления будут заданы конечное значение угла наклона траектории  $\theta_k^*$  как условие окончания интегрирования уравнений движения (1) и конечное

значение высоты  $h_k^*$  как регулируемая фазовая координата.

В результате конечное значение скорости будет меньше или больше заданного значения  $V_k^*$ , что в конечном итоге потребует соответственно больших или меньших затрат топлива ракетной ступени АэрКС для выведения КА на околоземную орбиту.

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

1. Прогнозирование движения до выполнения заданного конечного условия движения, а именно заданного значения конечного угла наклона траектории  $\theta_k^*$ .

2. Формирование командного управления: при  $t_i + \Delta\tau \geq t_{II}$  решается одноточечная краевая задача определения  $C_{ya2}$ , обеспечивающего выполнение заданного конечного условия движения по высоте.

3. Прогнозирование движения с полученным управлением.

4. Принятие решения о необходимости следующей итерации для определения командного управления. Итерация проводится, если отклонение значения конечной высоты от заданного  $h_k^*$  превышает установленную величину.

Одноточечная краевая задача решается методом Ньютона.

### Результаты моделирования терминального управления

Для проверки работоспособности и эффективности предложенного алгоритма управления проведено моделирование возмущённого движения при идеальной навигации, ориентации и стабилизации ЛА.

Моделирование проводилось путём решения системы уравнений (1) при возмущениях плотности атмосферы согласно (3). Окончание интегрирования определялось достижением заданного конечного

значения угла наклона траектории  $\theta_k^*$ . Шаг по времени при формировании командного управления принят постоянным и равным 10 с.

На этапе проверки работоспособности предложенного алгоритма проводилась только одна итерация для определения командного значения  $s$  с использова-

нием метода Ньютона, т.е. выполнялись вышеуказанные действия 1 – 3.

Результаты проведённого моделирования приведены на рис. 1 – 6.

На рис. 1 – 4 показаны отклонения регулируемой фазовой координаты – конечного значения высоты.

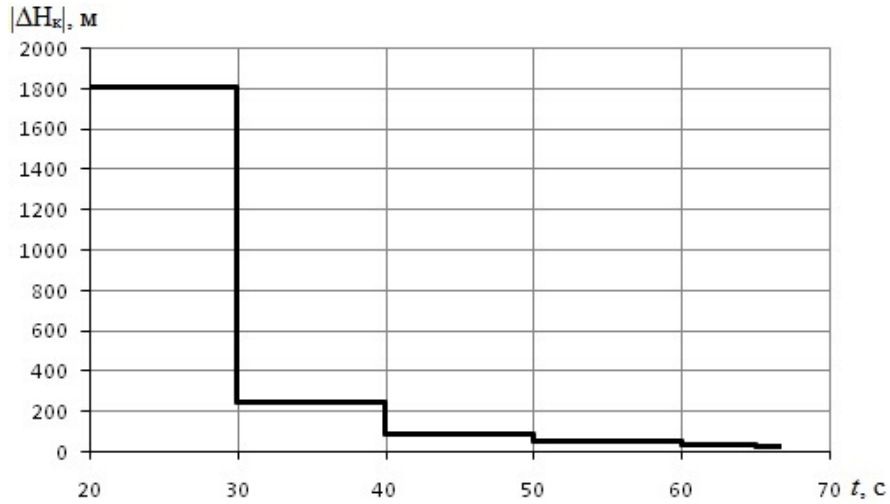


Рис. 1. Значение  $|\Delta H_k|$  до коррекции при  $\xi = -5,5$

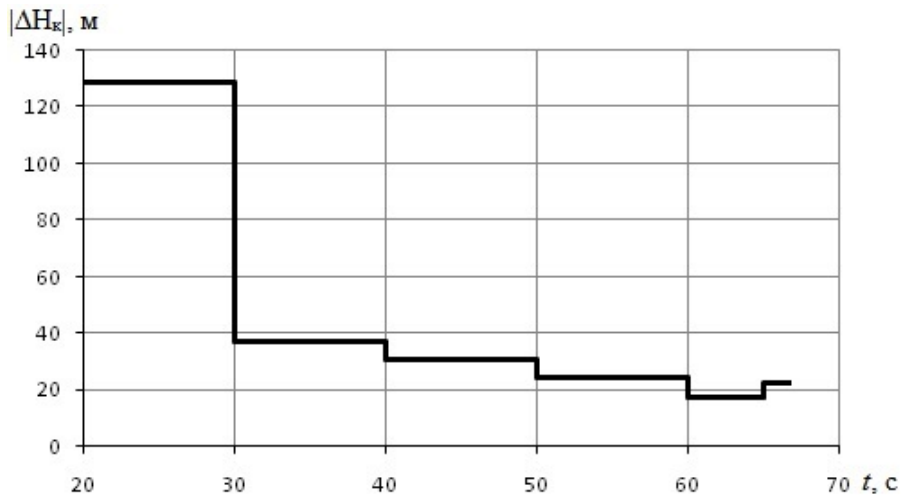


Рис. 2. Значение  $|\Delta H_k|$  при  $\xi = -5,5$  после коррекции

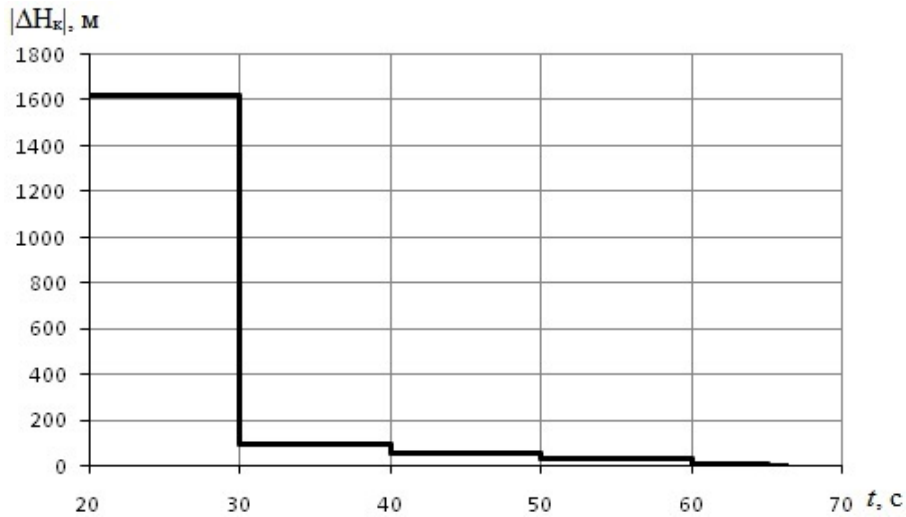


Рис. 3. Значение  $|\Delta H_k|$  до коррекции при  $\xi = 5,5$

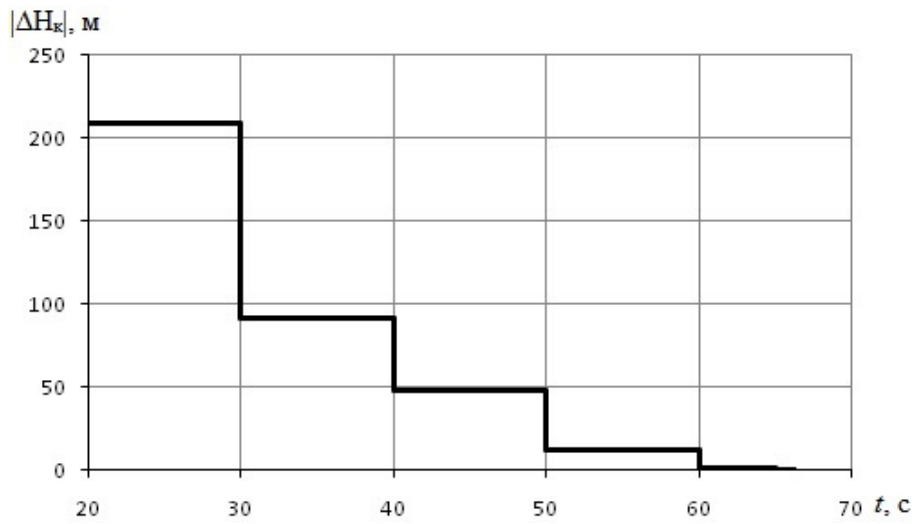


Рис. 4. Значение  $|\Delta H_k|$  при  $\xi = 5,5$  после коррекции

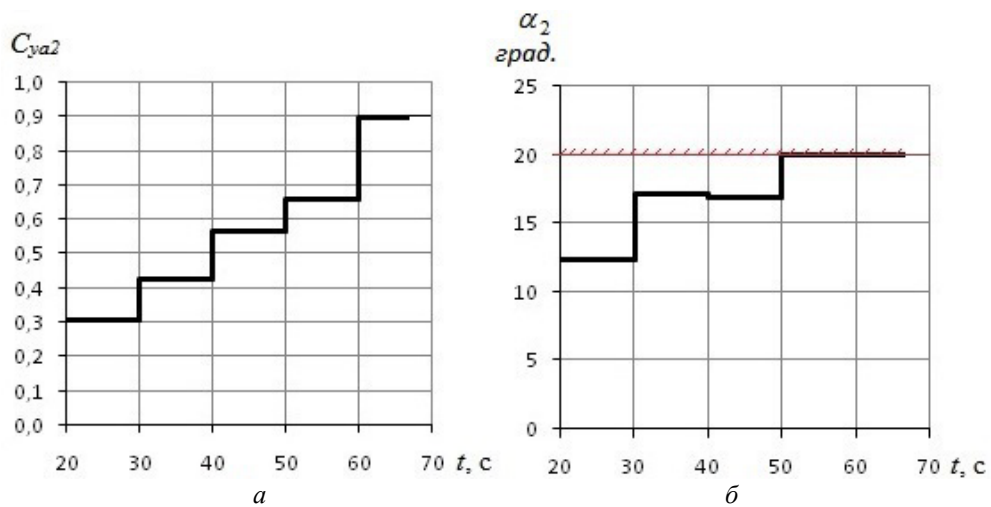


Рис. 5. Командные значения  $C_{y\alpha 2}$  и  $\alpha_2$  после одной итерации при  $\xi = -5,5$ :

*a* – коэффициент  $C_{y\alpha 2}$ ; *б* – угол  $\alpha_2$ ;  
 ----- – ограничение по углу атаки

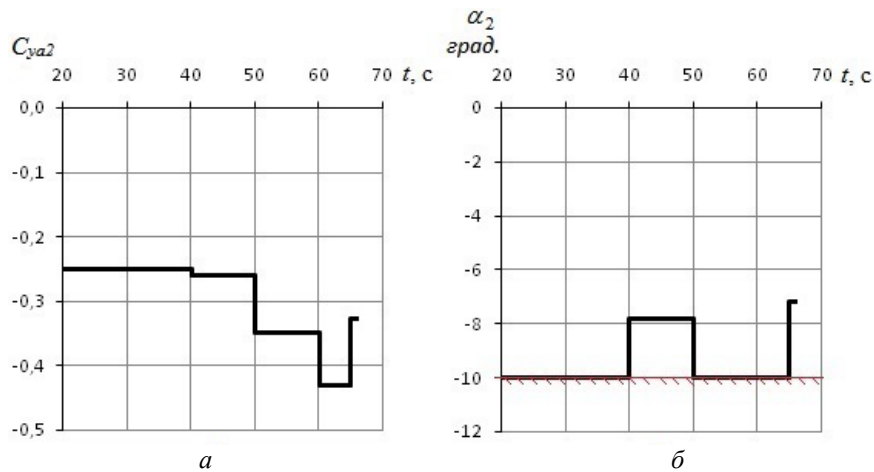


Рис. 6. Командные значения  $C_{ya2}$  и  $\alpha_2$  после одной итерации при  $\xi = 5,5$ :  
 а – коэффициент  $C_{ya2}$ ; б – угол  $\alpha_2$ ;  
 ----- – ограничение по углу атаки

Из рис. 1 – 4 следует, что алгоритм работоспособен, поскольку на каждом шаге управления происходит уменьшение прогнозируемого отклонения конечной высоты от заданного значения за счёт коррекции коэффициента подъёмной силы  $C_{ya2}$ .

На рис. 5, 6 показаны командные значения коэффициента подъёмной силы  $C_{ya2}$  и соответствующие ему углы атаки  $\alpha_2$ .

Из рис. 5, 6 следует, как и отмечалось выше, что командные значения коэффициента подъёмной силы  $C_{ya2}$  увеличиваются при «разреженной» атмосфере (рис. 5,  $\xi = -5,5$ ) и уменьшаются при «плотной» атмосфере (рис. 6,  $\xi = 5,5$ ). Однако на некоторых шагах углы атаки  $\alpha_2$ , соответствующие полученным согласно пункту 2 алгоритма терминального управления командным значениям коэффициента подъёмной силы  $C_{ya2}$ , выходят на ограничение, как при  $\xi = -5,5$  (рис. 5, б), так и при  $\xi = 5,5$  (рис. 6, б). Это объясняется тем, что прогнозируемые отклонения высоты слишком «велики» для имеющих-

ся ограниченных величинами  $\alpha_{\min}$  или  $\alpha_{\max}$  возможностей по изменению коэффициента подъёмной силы  $C_{ya2}$ .

Поэтому на втором этапе оценки эффективности алгоритма на шаге управления проводилось несколько итераций для определения командного значения коэффициента подъёмной силы  $C_{ya2}$ . Число итераций определялось достижением заданного значения отклонения конечной высоты, которое было принято равным 1 м.

Результаты проведённого моделирования приведены на рис. 7 – 12.

На рис. 7 – 10 показаны отклонения регулируемой фазовой координаты – конечного значения высоты. На рис. 11, 12 показаны командные значения коэффициента подъёмной силы  $C_{ya2}$  и соответствующие ему углы атаки  $\alpha_2$ . На рис. 13 приведено число итераций при определении командного значения коэффициента подъёмной силы  $C_{ya2}$  на шагах управления.

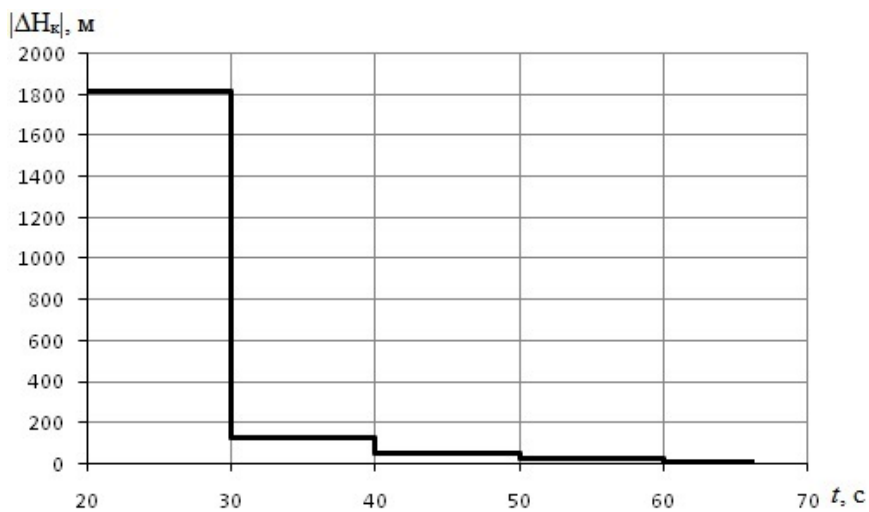


Рис. 7. Значение  $|\Delta H_k|$  до первой итерации при  $\xi = -5,5$

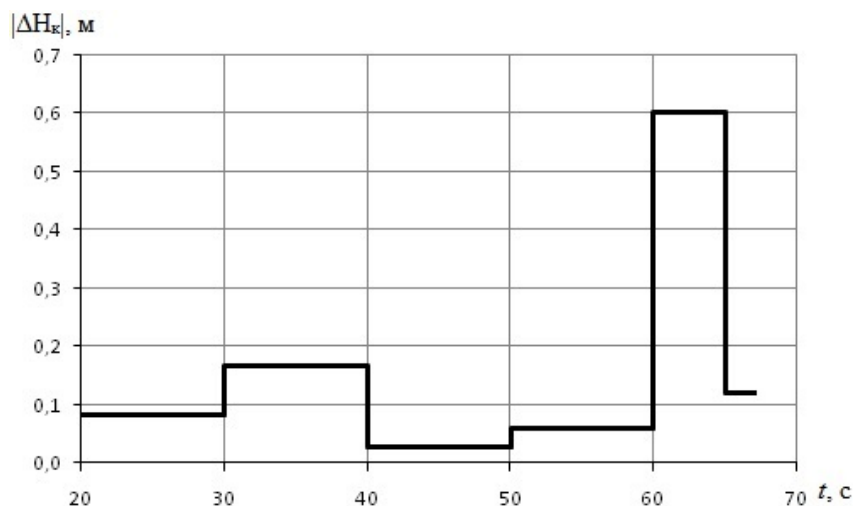


Рис. 8. Значение  $|\Delta H_k|$  после последней итерации при  $\xi = -5,5$

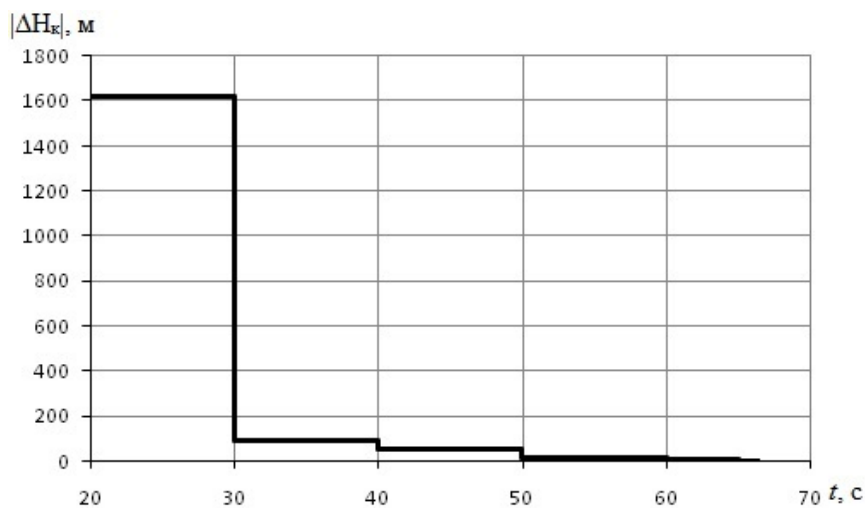


Рис. 9. Значение  $|\Delta H_k|$  до первой итерации при  $\xi = 5,5$



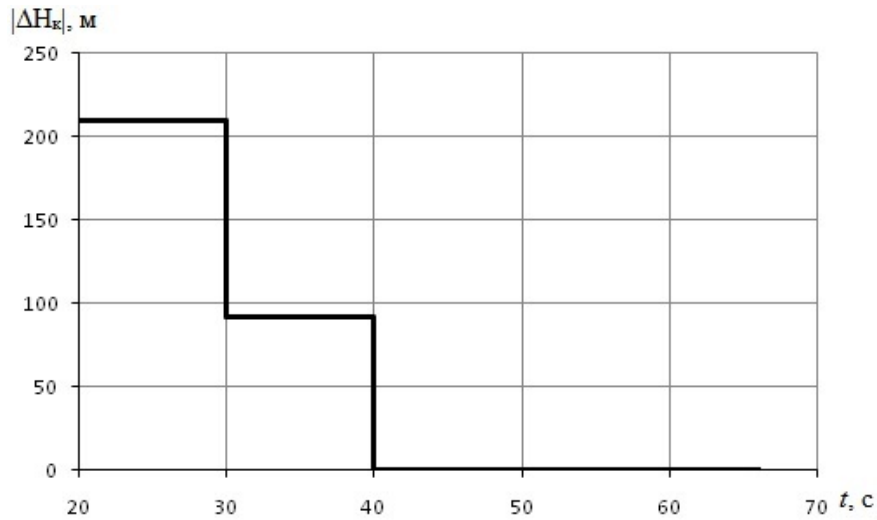


Рис. 10. Значение  $|\Delta H_k|$  после последней итерации при  $\xi = 5,5$

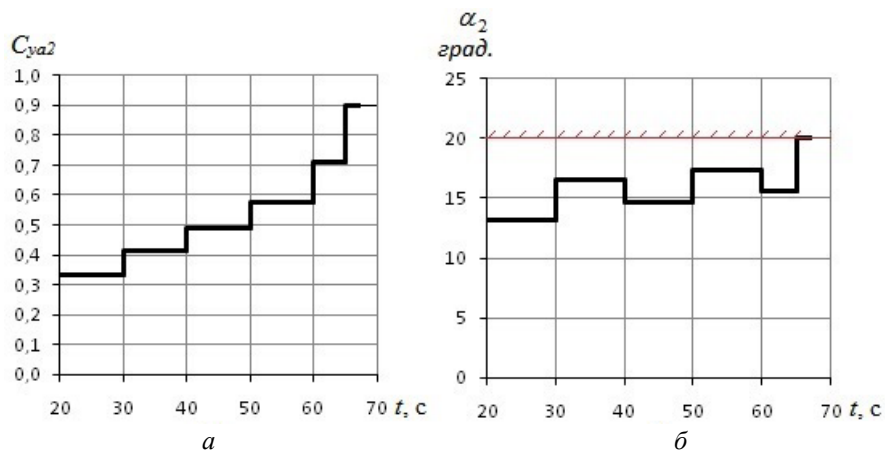


Рис. 11. Командные значения  $C_{ya2}$  и  $\alpha_2$  после нескольких итераций при  $\xi = -5,5$ :  
 а – коэффициент  $C_{ya2}$ ; б – угол  $\alpha_2$ ;  
 ----- – ограничение по углу атаки

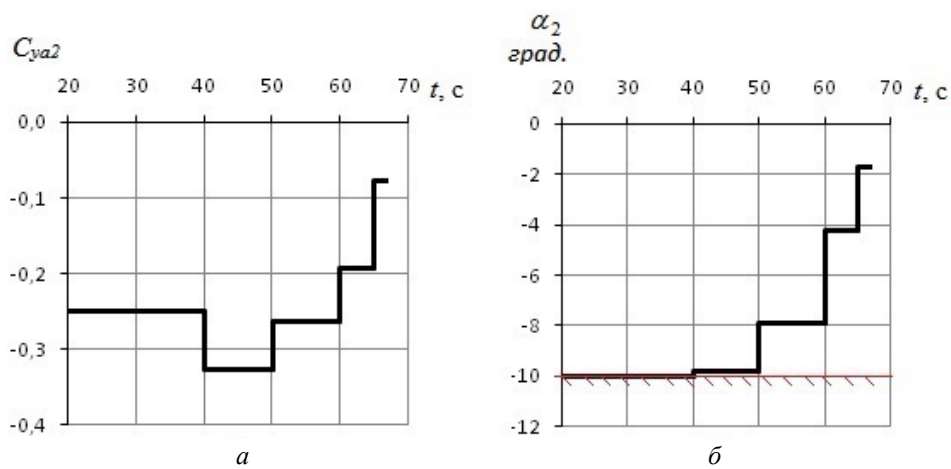


Рис. 12. Командные значения  $C_{ya2}$  и  $\alpha_2$  после нескольких итераций при  $\xi = 5,5$ :  
 а – коэффициент  $C_{ya2}$ ; б – угол  $\alpha_2$ ;  
 ----- – ограничение по углу атаки

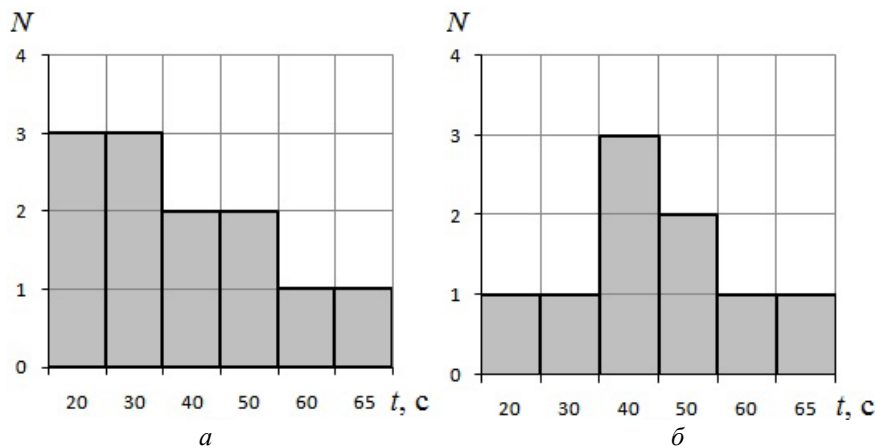


Рис. 13. Количество итераций при коррекции: а –  $\xi = -5,5$ ; б –  $\xi = 5,5$

При  $\xi = -5,5$  происходит значительное уменьшение прогнозируемого отклонения конечной высоты (рис. 8) за счёт проведения нескольких итераций на первых четырёх шагах управления (рис. 13, а). Значение угла атаки  $\alpha_2$  и соответствующее ему командное значение коэффициента подъёмной силы  $C_{ya2}$  выходят на ограничение только на последнем шаге управления (рис. 11).

При  $\xi = 5,5$  на первых двух шагах управления значение угла атаки  $\alpha_2$  и соответствующее ему командное значение коэффициента подъёмной силы  $C_{ya2}$  при первой же итерации выходят на ограничение (рис. 12). Поэтому на этих шагах управления прогнозируемое отклонение конечной высоты остаётся значительным (рис. 10). На следующих шагах управления происходит значительное уменьшение прогнозируемого отклонения конечной высоты (рис. 10) за счёт проведения нескольких итераций (рис. 13, б).

### Заключение

Разработанный алгоритм терминального управления с несколькими итерациями на шаге коррекции позволяет уменьшить прогнозируемое отклонение конечной высоты до 1 м.

В случае предельно «разреженной» атмосферы при номинальной программе управления имеется недостаток высоты при избытке скорости. При терминальном управлении отклонения конечной высоты

уменьшаются за счёт увеличения командного коэффициента подъёмной силы. По сути, происходит перевод кинетической энергии ЛА в потенциальную. В конце траектории полёта из-за снижения управляемости ЛА в разреженных слоях атмосферы командное значение коэффициента подъёмной силы выходит на ограничение, определяемое максимальным углом атаки  $\alpha_{max}$ . Прогнозируемые отклонения конечной скорости уменьшаются до величины нескольких метров.

В случае предельно «плотной» атмосферы при номинальной программе управления имеется избыток высоты при недостатке скорости. При терминальном управлении отклонения конечной высоты уменьшаются за счёт отрицательного командного коэффициента подъёмной силы. В начале траектории командное значение коэффициента подъёмной силы выходит на ограничение из-за достаточно «жёсткого» по сравнению с максимальным ( $\alpha_{max} = 20^\circ$ ) ограничения на минимальное значение угла атаки ( $\alpha_{min} = -10^\circ$ ). Прогнозируемое отклонение конечной скорости снижается до  $-25$  м/с. Дальнейшее увеличение конечной скорости ЛА невозможно, поскольку заданное конечное значение скорости  $V_k^*$  определено для минимального лобового сопротивления, а при командном управлении лобовое сопротивление увеличивается.

Возможным совершенствованием алгоритма терминального управления является придание ему адаптивных свойств, а именно: коррекция коэффициента подъёмной силы для уменьшения отклонения конечной высоты при достижении задан-

ного конечного значения угла наклона траектории  $\theta_k^*$  или для уменьшения отклонения конечного угла наклона траектории при достижении заданного конечного значения высоты  $h_k^*$ .

### 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. Нечаев Ю.Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. М.: Академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 1996. 214 с.
4. Hague C.N., Siegenthaler E., Rothman J. Enabling responsive space: F-15 microsatellite launch vehicle // Aerospace Conference Proceedings. 2003. V. 6. P. 2703-2708. DOI: 10.1109/AERO.2003.1235195
5. Балашов В.В., Бузулуков В.М., Давидсон Б.Х., Смирнов А.В. Возможности использования сверхзвуковых самолётов-носителей для запуска малых, мини- и микро-спутников // Тезисы докладов XXXVIII чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Калуга: Государственный музей истории космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2003. С. 61-63.
6. 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.
7. Потапов В.И. Программы управления и траектории движения сверхзвуковой первой ступени авиационно-космической системы // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2010. № 1 (21). С. 75-83.
8. Школьный Е.П., Майборода А. Атмосфера и управление движением летательных аппаратов. Л.: Гидрометеиздат, 1973. 308 с.

### Информация об авторах

**Балакин Виктор Леонидович**, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. E-mail: [bala-kin@ssau.ru](mailto:bala-kin@ssau.ru). Область научных интересов: динамика и управление движением летательных аппаратов.

**Ковалев Андрей Викторович**, магистрант, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. Область научных интересов: динамика и управление движением летательных аппаратов.

## TERMINAL CONTROL OF AEROSPACE SYSTEM SUBHYPERSONIC FIRST STAGE

© 2016 V. L. Balakin, A. V. Kovalyov

Samara National Research University, Samara, Russian Federation

The problem of forming command control of the subhypersonic first stage of an aerospace system in climb is considered. Passive motion of spacecraft in conditions of maximum atmospheric density disturbance is analyzed. Achieving the prescribed value of the angle of climb is the terminal motion condition. Terminal height is a controlled value. An algorithm of terminal control for the formation of command value of aerodynamic lift coefficient is proposed. The Newton method with one or more iterations at the correction step is used in determining command control. The serviceability and efficiency of the algorithm compensating the influence of variations of atmospheric density on the preset terminal altitude condition of spacecraft motion are analyzed. The results of simulating spacecraft motion with terminal control for maximally «rarefied» and maximally «dense» atmosphere are discussed. Possible improvement of the terminal control algorithm is suggested.

*Aerospace system, subhypersonic first stage, space vehicle, terminal control, algorithm, lift coefficient, angle of attack, atmospheric density disturbance.*

### References

1. 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.
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. Nechaev Yu.N. *Silovye ustanovki giperzvukovykh i vozdushno-kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Power plants of hypersonic and space-air vehicles] Moscow: Akademiya Kosmonavtiki im. K.E. Tsiolkovskogo Publ., 1996. 214 p.
4. Hague C.N., Siegenthaler E., Rothman J. Enabling responsive space: F-15 microsatellite launch vehicle. *Aerospace Conference Proceedings*. 2003. V. 6. P. 2703-2708. DOI: 10.1109/AERO.2003.1235195
5. Balashov V.V., Buzulukov V.M., Davidson B.Kh., Smirnov A.V. Vozmozhnosti ispol'zovaniya sverkhzvukovykh samoletov-nositeley dlya zapuska malykh, mini- i mikrospatnikov. *Tezisy dokladov XXXVIII chteniy, posvyashchennykh razrabotke nauchnogo naslediya i razvitiyu idey K.E. Tsiolkovskogo*. Kaluga: Gosudarstvennyy muzey istorii kosmonavtiki im. K.E. Tsiolkovskogo Publ., 2003. P. 61-63. (In Russ.)
6. 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.)
7. Potapov V.I. Control programs and motion trajectories of hypersonic first stage of an aerospace system. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2010. No. 1 (21). P. 75-83. (In Russ.)
8. Shkol'nyy E.P., Mayboroda A. *Atmosfera i upravlenie dvizheniem letatel'nykh apparatov* [Atmosphere and aircraft motion control]. Leningrad: Gidrometeoizdat Publ., 1973. 308 p.

### **About the authors**

**Balakin Victor Leonidovich**, Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Automatic Systems of Power Plants, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. E-mail: [balakin@ssau.ru](mailto:balakin@ssau.ru). Area of Research: flying vehicle dynamics and motion control.

**Kovalyov Andrei Viktorovich**, postgraduate student, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. Area of Research: flying vehicle dynamics and motion control.