

КОМАНДНОЕ УПРАВЛЕНИЕ УГЛОМ АТАКИ ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА УЧАСТКЕ РАЗГОНА-НАБОРА ВЫСОТЫ

© 2009 А. Г. Кочян

Самарский государственный аэрокосмический университет

Рассматриваются задачи формирования командного управления гиперзвуковым летательным аппаратом: маршевым самолётом и самолётом-разгонщиком при разгоне-наборе высоты. Движение исследуется в условиях возмущений плотности атмосферы и отклонений аэродинамических характеристик летательного аппарата. Предлагается алгоритм одноканального (по углу атаки) управления, и исследуется его способность компенсировать влияние возмущений на выполнение конечных условий движения.

Гиперзвуковой летательный аппарат, угол атаки, возмущённое движение, командное управление.

Рассматривается движение на участке разгона-набора высоты гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) с комбинированной силовой установкой (КСУ) в виде пароводородного ракетно-турбинного двигателя [1]. Предполагается, что такой ГЛА может использоваться как в качестве гиперзвукового маршевого самолёта (ГМС), так в качестве гиперзвукового самолёта-разгонщика (ГСР) [1]. Исследуется командное управление движением ГЛА при возмущениях плотности воздуха и при отклонениях аэродинамических характеристик летательного аппарата.

1. Модель движения

Система дифференциальных уравнений, описывающих движение ГЛА в траекторной системе координат, имеет вид

$$\left. \begin{aligned} \dot{V} &= \frac{I(h, M) g b}{m} \cos a - C_{xa}(a, M) \frac{r(h) V^2}{2m} S - \\ &\quad - g \sin q, \\ \dot{\varphi} &= \frac{1}{V} \left(\frac{I(h, M) g b}{m} \sin a + \right. \\ &\quad \left. + C_{ya}(a, M) \frac{r(h) V^2}{2m} S - g \cos q \right) + \frac{V \cos q}{R + h}, \\ \dot{h} &= V \sin q, \\ \dot{b} &= -b. \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Здесь V – скорость, q – угол наклона траектории, h – высота, m – масса, I – удель-

ный импульс, M – число Маха, g – ускорение свободного падения, b – секундный расход топлива, a – угол атаки, C_{xa} , C_{ya} – соответственно коэффициенты силы лобового сопротивления и аэродинамической подъёмной силы, r – плотность атмосферы, S – площадь крыла, R – радиус Земли.

Аэродинамические характеристики C_{xa} , C_{ya} и высотно-скоростная характеристика КСУ I приняты согласно [1]. Секундный расход топлива принимается постоянным и равным максимальному ($b_{max} = 76$ кг/с).

При невозмущённом движении плотность атмосферы вычисляется по закону, который соответствует стандартной атмосфере для высот от 0 до 40000 м [2]:

$$r = r_0 \exp\left(-\frac{h}{H_1(h)}\right), \quad (2)$$

$$H_1(h) = H_{10} + H_{11}h + H_{12}h^2 + H_{13}h^3, \quad (3)$$

где r_0 – плотность воздуха на нулевой высоте; $H_1(h)$ – шкала высот; $H_{10} = 10351,8$ м; $H_{11} = -3,68512 \cdot 10^{-2}$; $H_{12} = -1,02368 \cdot 10^{-5}$ м⁻¹; $H_{13} = 2,63363 \cdot 10^{-10}$ м⁻² [3].

На угол атаки наложены ограничения:

$$a_{min} \leq a \leq a_{max}, \quad (4)$$

где $a_{min} = 0$, $a_{max} = 10^\circ$.

При движении ГЛА должно выполняться ограничение по максимально допустимому скоростному напору:

$$q = \frac{rV^2}{2} \leq q_{\max}, \quad (5)$$

где $q_{\max} = 60$ кПа.

Начальные условия движения имеют следующие значения: $M_0 = 1,921$; $q_0 = 13,8^\circ$; $h_0 = 11000$ м; $m_0 = 290000$ кг [1].

Конечные условия движения по высоте и скорости определяются границами работоспособности КСУ ($h_k = 30000$ м, $M_k = 6$) [1].

Конечный угол наклона траектории определяется участком полёта ГЛА после разгона-набора высоты. ГМС осуществляет маршевый горизонтальный полёт с нулевым углом наклона траектории ($q_k = 0$). ГСР, являясь первой ступенью двухступенчатой авиационно-космической системы, должен обеспечивать конечный угол наклона траектории, определяемый условиями начала движения второй (ракетной) ступени.

2. Номинальные программы управления углом атаки

В качестве номинальной используется двухступенчатая программа управления углом атаки [4]:

$$a = \begin{cases} a_1, & t < t_p; \\ a_2, & t \geq t_p, \end{cases} \quad (6)$$

где a_1 , a_2 , t_p – параметры, подлежащие определению.

С помощью метода Ньютона и градиентного метода в [4] определены значения параметров программы управления углом атаки ГМС, обеспечивающих выполнение конечных условий движения при минимальных затратах топлива: $a_1 = 0,45^\circ$, $a_2 = 6^\circ$, $t_p = 62,5$ с (рис. 1). Соответствующая траектория 1 показана на рис. 2.

Параметры программы управления углом атаки ГСР определяются из условия выполнения конечных условий по высоте h_k и скорости M_k при максимальном угле наклона траектории $q_{k\max}$. С учётом ограничений на угол атаки (4) и на скоростной напор (5) получены следующие значения параметров программы управления (6): $a_1 = 1,05^\circ$, $a_2 = 8,50^\circ$, $t_p = 105,5$ с (рис. 1). Траектория ГСР имеет рикошетирующий характер с касанием линии, соответствующей ограничению по ско-

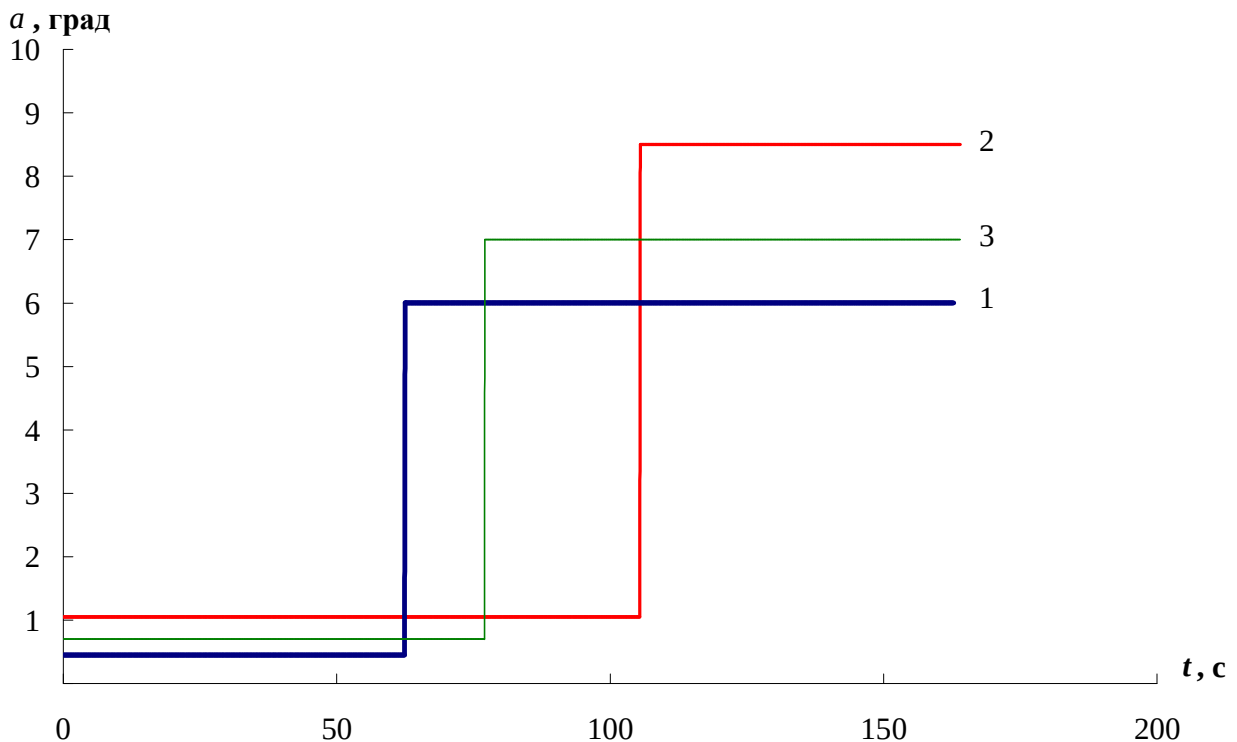


Рис. 1. Номинальные программы управления углом атаки
(1 – ГМС; 2 – ГСР, траектория с рикошетом; 3 – ГСР, траектория без рикошета)

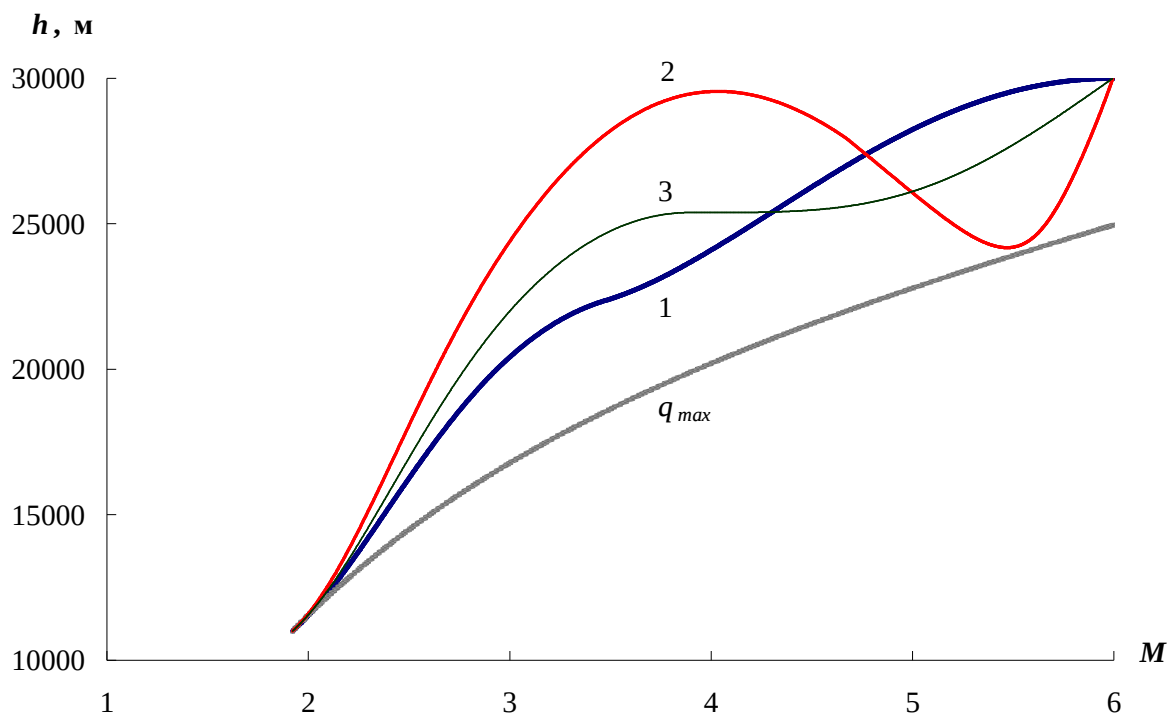


Рис. 2. Номинальные траектории
(1 – ГМС; 2 – ГСП, траектория с рикошетом; 3 – ГСП, траектория без рикошета)

ростному напору (рис. 2), и конечный угол наклона траектории равен $8,5^\circ$ (рис. 3).

Программа, позволяющая выполнить разгон-набор высоты по траектории без рикошета, имеет следующие параметры: $\alpha_1 = 0,70^\circ$, $\alpha_2 = 7^\circ$, $t_p = 77,1$ с (рис. 1). Конечный угол наклона траектории равен $3,2^\circ$ (рис. 3). В дальнейшем эта программа управления принята в качестве номинальной.

3. Моделирование возмущенного движения

Моделирование проводилось путём решения системы уравнений (1) при возмущениях плотности атмосферы и отклонениях аэродинамических характеристик для номинальной программы управления углом атаки.

Использовались две модели случайных возмущений плотности атмосферы.

В первой модели $r(h)$ представляется как случайная величина, распределённая по нормальному закону с математическим ожиданием $r_{станд}(h)$, вычисляемым по формуле (2).

Среднее квадратическое отклонение $s_r(h)$ определяется соотношением [5]:

$$s_r(h) = s_{r0} \cdot \exp(-0,15 h), \quad (7)$$

где $s_{r0} = 50$ г/м³ – средняя величина, соответствующая условиям на нулевой высоте.

Нормальный закон распределения плотности воздуха с указанными характеристиками получен линейным преобразованием нормального закона случайной величины x с нулевым математическим ожиданием и дисперсией, равной единице:

$$r(h) = r_{станд}(h) + x s(h). \quad (8)$$

В полученной выборке решений системы уравнений (1) для этой модели возмущений плотности атмосферы только в 20% случаев конечные условия движения выполняются с заданной точностью (по высоте $e_h = 10$ м, по скорости $e_M = 0,01$ М, по углу наклона траектории $e_q = 0,1^\circ$) [6].

Во второй модели $r(h)$ записывается в виде спектрального канонического разложения:

$$r(h) = r_{станд}(h) + s_r(h) \sum_{n=1}^n s_{rn} (g_n \cos \Omega_n h + e_n \sin \Omega_n h), \quad (9)$$

где s_{rn} – среднее квадратическое отклонение случайных коэффициентов; g_n , e_n – нормаль-

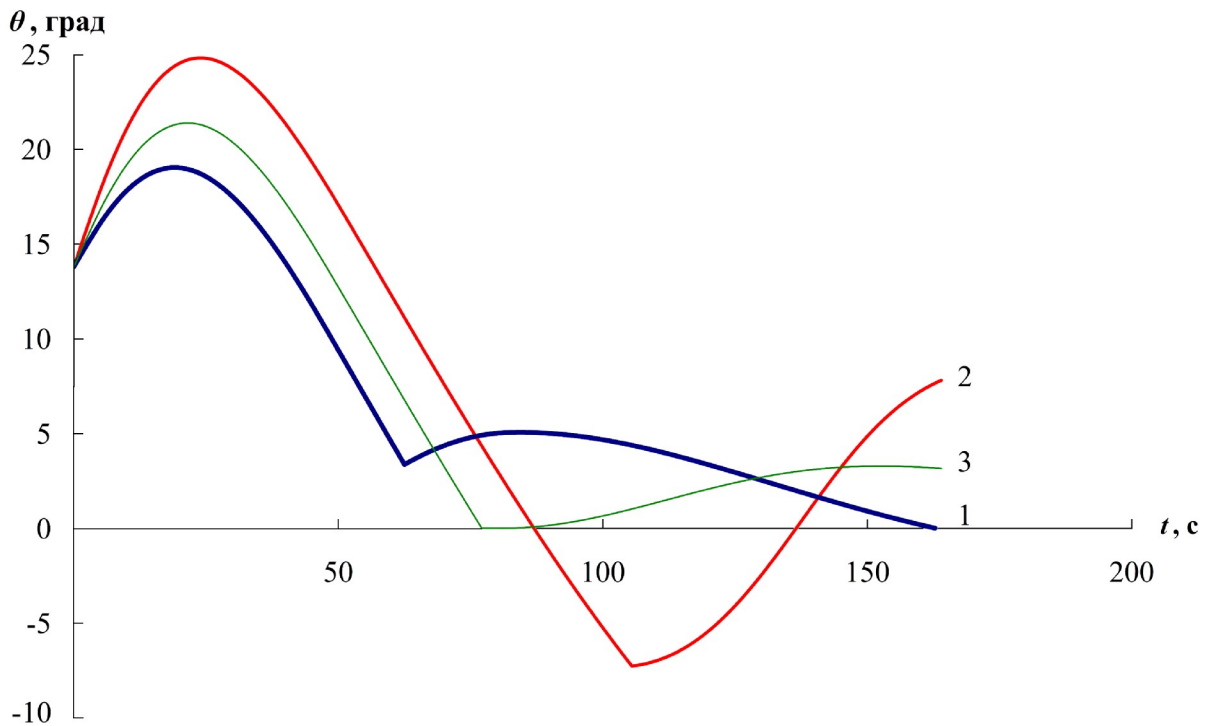


Рис. 3. Угол наклона траектории
(1 – ГМС; 2 – ГСП, траектория с рикошетом; 3 – ГСП, траектория без рикошета)

но распределённые случайные числа с нулевым математическим ожиданием и единичной дисперсией; W_n – частоты; $n = 11$ [5].

В полученной выборке решений для этой модели конечные условия движения с заданной точностью не выполняются ни в одном из случаев [6].

Поскольку для модели возмущений (9) получены худшие результаты, чем для модели (8), то в дальнейших исследованиях возмущённого движения ГЛА при командном управлении использовалась только модель атмосферных возмущений (9).

Возмущения аэродинамических характеристик рассматривались как одновременное уменьшение коэффициента подъёмной силы и увеличение коэффициента силы лобового сопротивления на величину D (в процентах). Моделирование показало, что уже при $D = 1\%$ не обеспечивается выполнение конечных условий движения по M и q [6].

Отметим, что при возмущённом движении ограничение по скоростному напору (5) выполняется.

4. Командное управление гиперзвуковым маршевым самолётом

Для компенсации влияния возмущений на конечные условия движения ГМС рассмотрим управление по углу атаки.

Отрезок времени, соответствующий участку разгона-набора высоты, разбивается на равные интервалы Dt , на каждом из которых выполняется один шаг коррекции управления. На каждом шаге командное управление формируется по результатам прогнозирования конечных условий движения на основе известной информации, включающей в себя значения текущих фазовых координат, аэродинамических характеристик и секундного расхода топлива КСУ самолёта, плотности стандартной атмосферы и сформированное ранее управление. На текущем шаге управление углом атаки осуществляется по программе, полученной на предыдущем шаге. На первом шаге используется номинальная программа управления (6).

Алгоритм формирования командного угла атаки представляет следующую последовательность действий.

1. Прогноз движения ГМС осуществляется интегрированием дифференциальных уравнений (1) до выполнения одного из трёх конечных условий: $h_k = 30000$ м, $M_k = 6$, $q_k = 0$. В качестве начальных условий используются значения V , q и h в начале шага управления. Принимается решение о необходимости коррекции управления. Если все конечные условия движения выполняются с заданной точностью, то имеющаяся программа управления не корректируется. В противном случае проводится коррекция управления.

2. Коррекция управления осуществляется путём расчёта новых значений параметров программы управления углом атаки (6). На интервале времени от начала движения до момента t_p решается двухточечная краевая задача определения параметров t_p и a_2 , обеспечивающих выполнение конечных условий. После момента переключения t_p решается одноточечная краевая задача по определению параметра a_2 из условия выполнения конечного условия по высоте или по углу наклона траектории. Выполнение конечного условия по числу M после момента переключения не контролируется.

Для решения краевой задачи используется метод Ньютона.

Введём следующие обозначения: $x = \{a_2, t_p\}$, $y = \{y_1, y_2\}$. Если интегрирование системы уравнений (1) прекращается по достижении скорости заданного значения M_k , то $y_1 = h_k$, $y_2 = q_k$. Если интегрирование прекращается по достижении высоты заданного значения h_k , то $y_1 = M_k$, $y_2 = q_k$. Если интегрирование прекращается по достижении угла наклона траектории заданного значения q_k , то $y_1 = h_k$, $y_2 = M_k$.

Начальным приближением $x_0 = \{a_{20}, t_{p0}\}$ являются текущие значения параметров программы управления углом атаки. Тогда следующее приближение для вектора x определяется из матричного уравнения

$$y - y_j = J_j (x_{j+1} - x_j), \quad j = \overline{0, N}, \quad (10)$$

где

$$J = \begin{bmatrix} \frac{\partial y_1(a_2, t_p)}{\partial a_2} & \frac{\partial y_1(a_2, t_p)}{\partial t_p} \\ \frac{\partial y_2(a_2, t_p)}{\partial a_2} & \frac{\partial y_2(a_2, t_p)}{\partial t_p} \end{bmatrix} - \text{матрица Якоби};$$

N – количество итераций, необходимых для выполнения условия сходимости.

Поскольку задача Коши решается численно, то матрицу Якоби определим следующим образом:

$$J_j = [J_j^{(1)} \quad J_j^{(2)}], \quad (11)$$

$$J_j^{(1)} = \begin{bmatrix} \frac{y_1(a_{2j} + da_{2j}, t_{pj}) - y_1(a_{2j}, t_{pj})}{da_{2j}} \\ \frac{y_2(a_{2j} + da_{2j}, t_{pj}) - y_2(a_{2j}, t_{pj})}{da_{2j}} \end{bmatrix},$$

$$J_j^{(2)} = \begin{bmatrix} \frac{y_1(a_{2j}, t_{pj} + dt_{pj}) - y_1(a_{2j}, t_{pj})}{dt_{pj}} \\ \frac{y_2(a_{2j}, t_{pj} + dt_{pj}) - y_2(a_{2j}, t_{pj})}{dt_{pj}} \end{bmatrix},$$

где da_{2j} , dt_{pj} – малые отклонения параметров a_2 , t_p от их значений на j -ой итерации.

Решая матричное уравнение (10) относительно x_{j+1} , получим итерационные формулы для определения параметров a_2 , t_p :

$$\begin{aligned} a_{2(j+1)} &= a_{2j} + \frac{\Delta y_{1j} \cdot \frac{\partial y_{2j}}{\partial t_p} - \Delta y_{2j} \cdot \frac{\partial y_{1j}}{\partial t_p}}{\frac{\partial y_{1j}}{\partial t_p} \cdot \frac{\partial y_{2j}}{\partial a_2} - \frac{\partial y_{2j}}{\partial t_p} \cdot \frac{\partial y_{1j}}{\partial a_2}}; \\ t_{p(j+1)} &= t_{pj} + \frac{-\Delta y_{1j} \cdot \frac{\partial y_{2j}}{\partial a_2} + \Delta y_{2j} \cdot \frac{\partial y_{1j}}{\partial a_2}}{\frac{\partial y_{1j}}{\partial t_p} \cdot \frac{\partial y_{2j}}{\partial a_2} - \frac{\partial y_{2j}}{\partial t_p} \cdot \frac{\partial y_{1j}}{\partial a_2}}, \end{aligned} \quad (12)$$

где $\frac{\partial y_{1j}}{\partial a_2}$, $\frac{\partial y_{1j}}{\partial t_p}$, $\frac{\partial y_{2j}}{\partial a_2}$, $\frac{\partial y_{2j}}{\partial t_p}$ – частные производные на j -ой итерации, которые определяются в соответствии с (11);

$\Delta y_{1j} = y_1 - y_1(a_{2j}, t_{pj})$, $\Delta y_{2j} = y_2 - y_2(a_{2j}, t_{pj})$ – соответственно отклонения переменных y_1 и y_2 от заданных конечных условий.

В качестве условия сходимости принято одновременное выполнение следующих

неравенств: $Dy_1 \leq e_1$, $Dy_2 \leq e_2$, где e_1 , e_2 – точность, указанная в п. 3.

В процессе определения угла атаки проверяется выполнение ограничения (4). В случае нарушения ограничения угол атаки принимается равным соответствующему граничному значению.

Далее проводится численное интегрирование уравнений (1) с программой угла атаки с вновь определёнными параметрами для последующего интервала времени.

Величина интервала времени Dt принята равной 5 секундам. Все вычислительные операции по определению командного управления требуют времени, на несколько порядков меньше Dt .

Выполнение заданного конечного условия по скорости достигается после выполнения заданных конечных условий по высоте и углу наклона траектории путём добавления горизонтального участка разгона самолёта до 6 М.

Предложенный алгоритм управления обеспечивает выполнение конечных условий движения как для всех случаев возмущений плотности атмосферы, использовавшихся при моделировании, так и при отклонении

аэродинамических характеристик самолёта, указанных в п. 3, до 10%.

На рис. 4 показаны номинальная и командные зависимости угла атаки от времени для случаев наиболее неблагоприятных возмущений.

В обоих случаях требуется добавление горизонтального участка разгона самолёта до заданной конечной скорости (участок АВ).

5. Командное управление гиперзвуковым самолётом-разгонщиком

Моделирование движения ГСР в атмосфере с возмущённой плотностью показало, что при номинальной программе управления углом атаки не выполняются все заданные конечные условия. Результаты моделирования позволили выделить два типа возмущений плотности атмосферы. Возмущения первого типа приводят к тому, что ГСР выходит на требуемую высоту с меньшей скоростью и большим углом наклона траектории. Возмущения второго типа приводят к меньшим высоте и углу наклона траектории.

Моделирование движения ГСР при отклонении аэродинамических характеристик показало, что при номинальной программе управления углом атаки также не выполня-

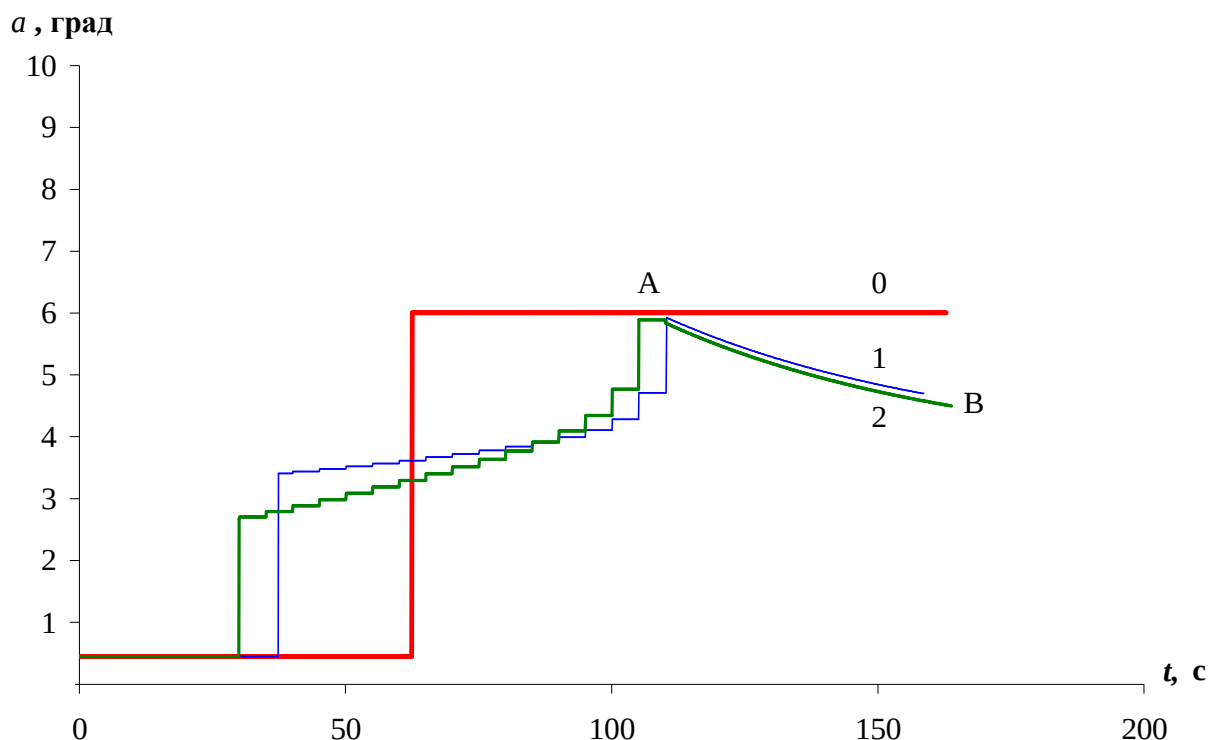


Рис. 4. Управление углом атаки ГМС
(0 – номинальная программа, 1 – командное управление при возмущениях плотности атмосферы, 2 – командное управление при аэродинамических возмущениях)

ются все заданные конечные условия. ГСР выходит на заданную конечную высоту с меньшей скоростью и большим углом наклона траектории.

Особенностью движения ГСР является необходимость обеспечения на заданной конечной высоте положительного конечного угла наклона траектории. Это исключает, в отличие от ГМС, добавление участка разгона ГСР, т.к. при его дальнейшем движении на большей высоте КСУ не работает.

Вследствие этого в алгоритм формирования командного управления углом атаки были внесены следующие изменения.

1. На участке от начала движения до времени t_p на каждом шаге коррекции управления осуществляется решение методом Ньютона двухточечной краевой задачи определения параметров t_p и a_2 , обеспечивающих выполнение тех конечных условий, по которым в результате прогноза имеются ошибки. При компенсации ошибок по скорости и высоте решение задачи всегда сходится. При компенсации ошибок по углу наклона траектории решение задачи может расходиться. В этом случае заданное конечное значение угла наклона траектории уменьшается на $0,1^\circ$ до тех пор, пока задача не будет решена.

2. После момента переключения t_p решается одноточечная краевая задача по определению параметра a_2 из условия выполнения заданного конечного условия по высоте или по скорости, а выполнение заданного конечного условия по углу наклона траектории не контролируется.

Предложенный алгоритм управления обеспечивает выполнение заданных конечных условий движения по высоте и скорости как для всех случаев возмущений плотности атмосферы, так и при отклонении аэродинамических характеристик ГСР до 10%.

На рис. 5 в качестве примера показаны номинальная и командные зависимости угла атаки от времени для случаев наиболее неблагоприятных возмущений плотности атмосферы. Соответствующие этим программам управления траектории ГСР приведены на рис. 6.

В качестве иллюстрации на рис. 7 приведены траектории при возмущениях атмосферы первого типа.

Возмущённая траектория 1 при номинальной программе управления достигает заданной высоты при меньшей скорости, поскольку движение ГСР происходит на меньших высотах при более интенсивном его

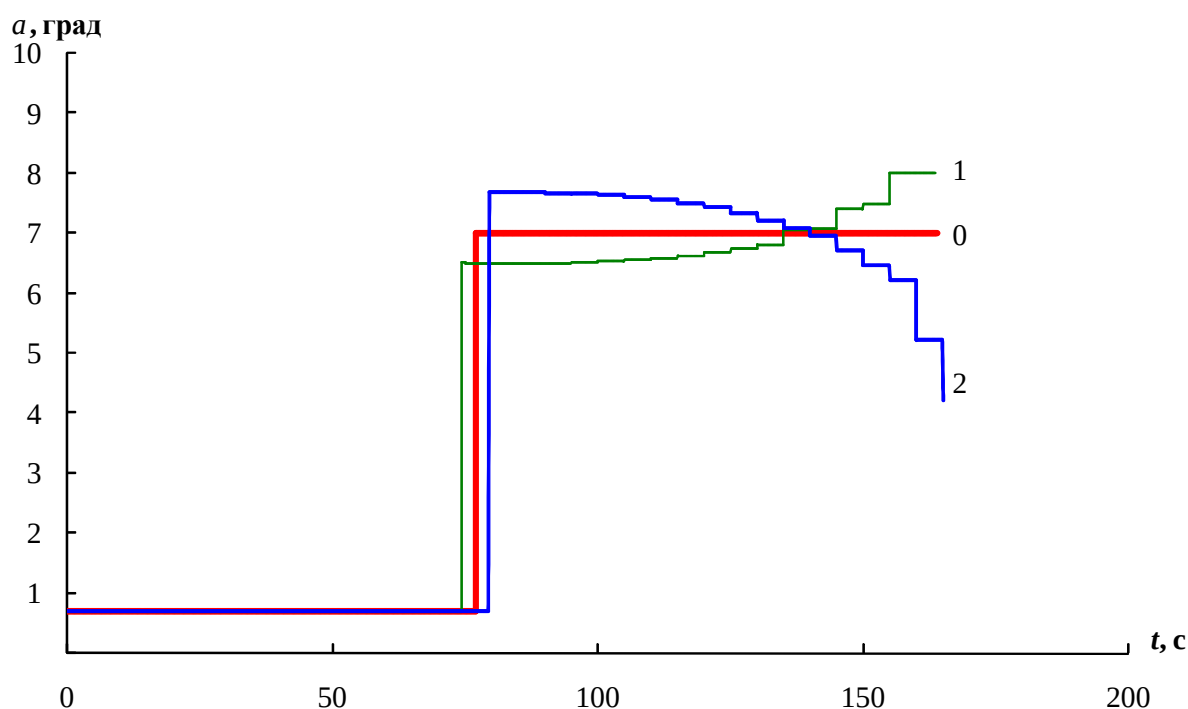


Рис. 5. Управление углом атаки ГСР

(0 – номинальная программа, 1 – командное управление при первом типе возмущения плотности атмосферы, 2 – командное управление при втором типе возмущения плотности атмосферы)

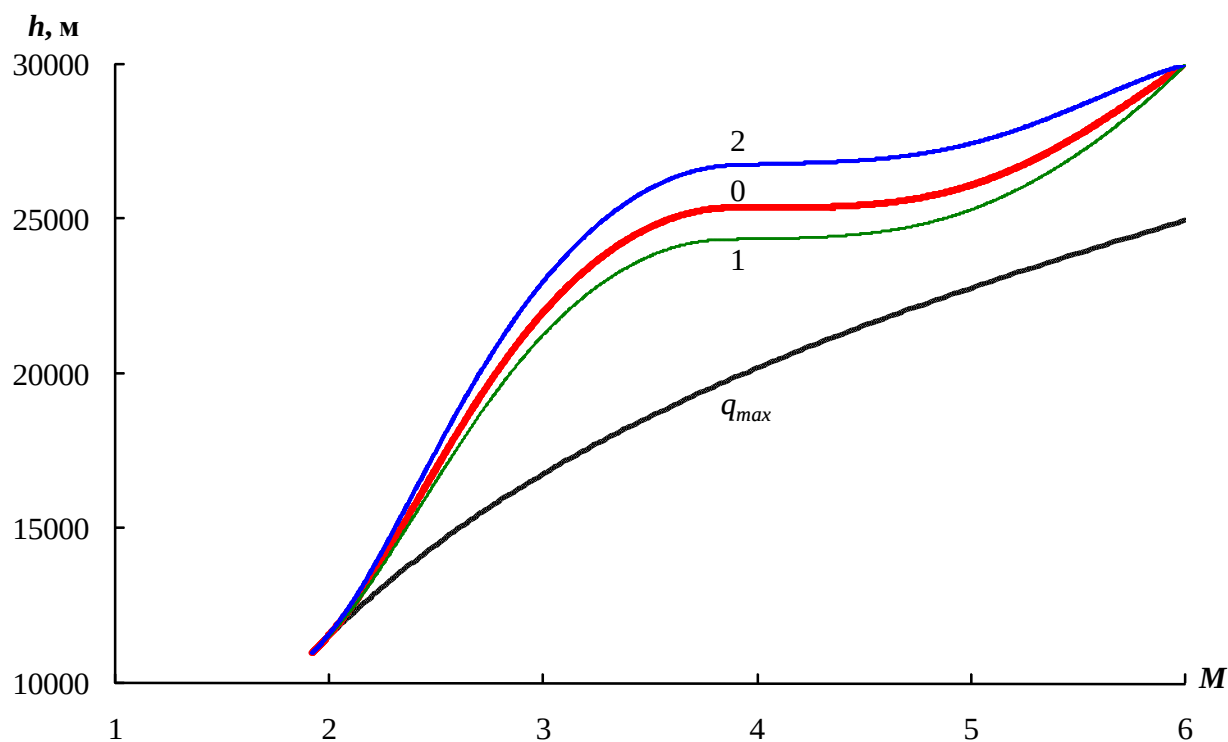


Рис. 6. Траектории ГСР при различных типах возмущения атмосферы (0 – номинальная программа, 1 – командное управление при первом типе возмущения атмосферы, 2 – командное управление при втором типе возмущения атмосферы)

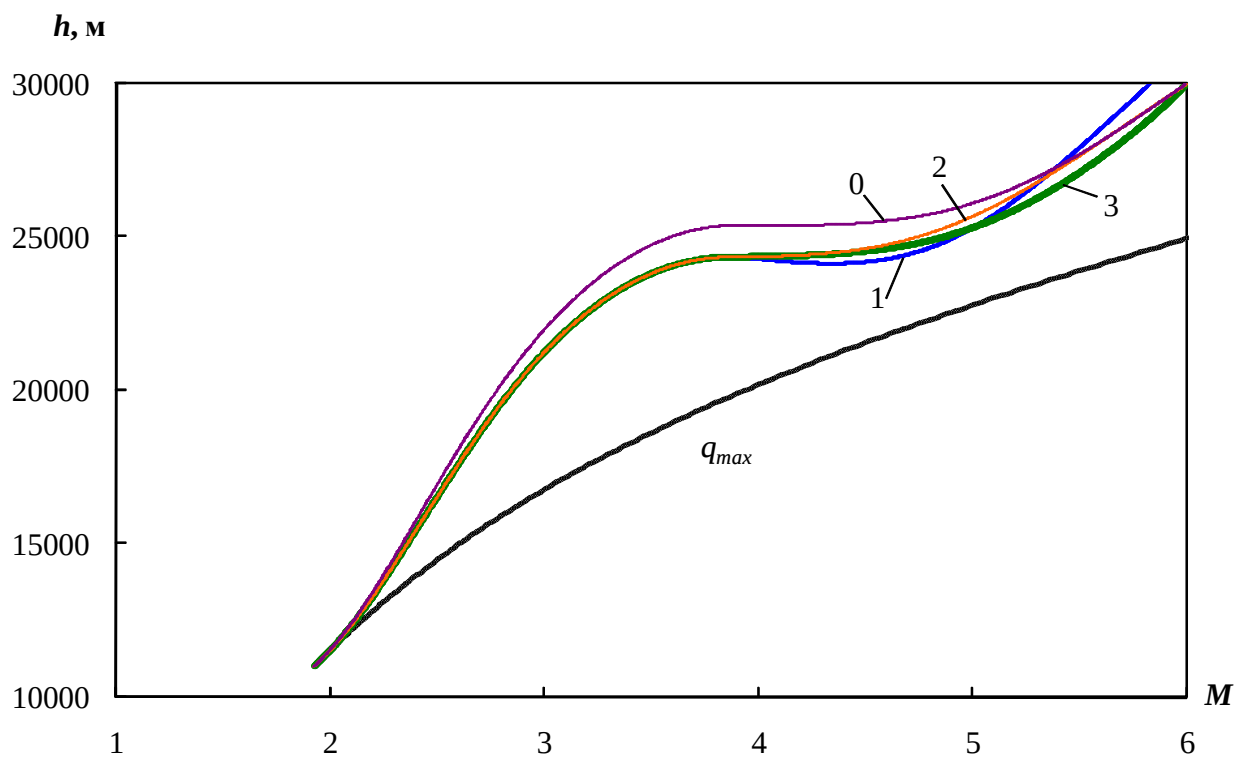


Рис. 7. Траектории ГСР при невозмущённом движении и возмущениях плотности атмосферы (0 – номинальная траектория, 1 – возмущённое движение, 2 – движение при известных возмущениях, 3 – движение при командном управлении)

торможении. Отклонение по конечному углу наклона траектории равно 1° . Траектория 2 соответствует номинальной программе управления углом атаки (6) при известной возмущённой атмосфере. Она проходит выше возмущённой траектории 1, но ниже номинальной траектории 0, приближаясь к ней в конце полёта, и достигает заданной высоты при заданной скорости с небольшим отклонением ($-0,2^\circ$) по конечному углу наклона траектории. Траектория 3 соответствует командному управлению. Она проходит ниже номинальной траектории 0, приближаясь к ней в конце полёта, и достигает заданной высоты при заданной скорости и при отклонении по конечному углу наклона траектории, практически не отличающемся от возмущённой траектории.

Анализ командного управления по шагам показывает, что до момента переключения t_p удаётся компенсировать действие возмущений. Так, к моменту переключения были

достигнуты весьма малые отклонения от заданных конечных условий движения. Однако поскольку в дальнейшем корректировались только отклонения по конечной высоте полёта, которые превышали заданное значение, то некомпенсированные отклонения по конечному углу наклона траектории монотонно росли и в конце достигли 1° .

Аналогичная картина наблюдается и при возмущениях атмосферы второго типа. К моменту переключения также были достигнуты весьма малые отклонения от заданных конечных условий движения. Однако поскольку в дальнейшем корректировались только отклонения по конечной скорости полёта, которые превышали заданное значение, то некомпенсированные отклонения по конечному углу наклона траектории монотонно росли и в конце достигли $-1,7^\circ$.

Изменения угла наклона траектории по времени полёта показаны на рис. 8.

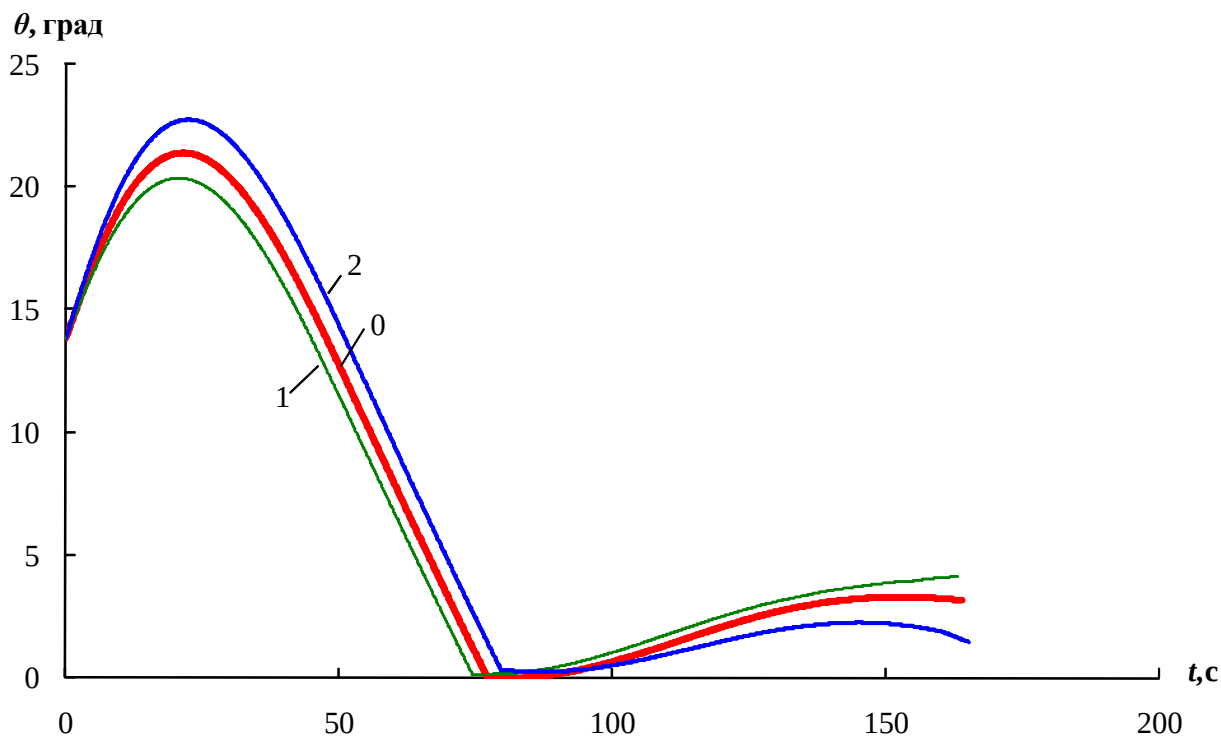


Рис. 8. Угол наклона траектории ГСР

(0 – номинальная программа, 1 – командное управление при первом типе возмущения атмосферы, 2 – командное управление при втором типе возмущения атмосферы)

Выводы

1. Предложенный алгоритм командного управления по углу атаки обеспечивает выполнение всех заданных конечных условий движения гиперзвукового маршевого самолёта при введении дополнительного участка горизонтального разгона при рассмотренных возмущениях плотности атмосферы, а также при отклонениях аэродинамических характеристик самолёта до 10%.

2. Предложенный алгоритм командного управления по углу атаки обеспечивает выполнение заданных конечных условий движения гиперзвукового самолёта-разгонщика по высоте и скорости при отклонениях аэродинамических характеристик до 10%. При всех рассмотренных возмущениях плотности атмосферы выполняются конечные условия движения по высоте и скорости, конечный угол наклона траектории при разных реализациях возмущений изменяется в диапазоне от 1,6° до 4,2°.

Библиографический список

1. Нечаев, Ю. Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов [Текст]/Ю. Н. Нечаев. –

М.: Издание Академии Космонавтики им. К. Э. Циолковского, 1996. – 214 с.

2. Седунов, Ю. С. Атмосфера. Справочник [Текст]/Ю. С. Седунов. – Ленинград: Гидрометеиздат, 1991. – 510 с.

3. Летов, А. М. Динамика полёта и управление [Текст]/А. М. Летов. – М.: Наука, 1969. – 360 с.

4. Балакин, В. Л. Оптимизация движения гиперзвукового самолёта-разгонщика двухступенчатой авиационно-космической системы [Текст]/В. Л. Балакин, А. А. Бебяков, А. Г. Кочян//Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2007. – №1. – С. 23-32.

5. Школьный, Е. П. Атмосфера и управление движением летательных аппаратов [Текст]/Е. П. Школьный, Л. А. Майборода. – Ленинград: Гидрометеиздат, 1973. – 308 с.

6. Балакин, В. Л. Возмущённое движение гиперзвукового летательного аппарата на этапе «разгона-набора высоты» [Текст]/В. Л. Балакин, А. Г. Кочян//Сборник трудов XIII Всероссийского научно-технического семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Самара. – 2007. – Т. 1. – С. 54-57.

References

1. Netchayev, Yu. N. Power plants of hypersonic and aerospace vehicles / Yu. N. Netchayev. – Moscow: Publishing house of Cosmonautics Academy named after K. E. Tsiolkovsky, 1996 – 214 pp.

2. Sedunov, Yu. S. Atmosphere. Reference book / Yu. S. Sedunov. – Leningrad: Gidrometeoizdat, 1991. – 510 pp.

3. Letov, A. M. Flight dynamics and control / A. M. Letov. – Moscow: Nauka, 1969. – 360 pp.

4. Balakin, V. L. Optimization of motion of a hypersonic accelerator aircraft of a two-stage space-rocket system / V. L. Balakin, A. A. Be-

byakov, A. G. Kotchyan // Vestnik (bulletin) of Samara State Aerospace University – 2007. – No. 1. – pp. 23-32.

5. Shkolny, Ye. P. Atmosphere and aircraft motion control / Ye. P. Shkolny, L. A. Maiboroda. – Leningrad: Gidrometeoizdat, 1973. – 308 pp.

6. Balakin, V. L. Perturbed motion of a hypersonic aircraft at the “acceleration-climb” stage / V. L. Balakin, A. G. Kotchyan // Collection of papers of the XIII All-Russian science and engineering seminar on aircraft navigation and motion control / Samara. – 2007. – vol. 1 – pp. 54-57.

COMMAND CONTROL OF HYPERSONIC AIRCRAFT ANGLE OF ATTACK DURING ACCELERATION AND CLIMB

© 2009 A. G. Kotchyan

Samara State Aerospace University

The paper deals with the tasks of forming command control of hypersonic aircraft: the main aircraft and the accelerator aircraft during acceleration and climb. The motion is analysed in conditions of atmospheric density perturbations and deviations of aircraft aerodynamic characteristics. An algorithm of single-channel (by the angle of attack) direction is proposed and its ability to compensate the impact of perturbations on satisfying the final conditions of motion is investigated.

Hypersonic aircraft, angle of attack, perturbed motion, command control.

Информация об авторе

Кочян Антонина Грачевна, аспирант, ассистент кафедры динамики полёта и систем управления, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва, e-mail: antonina.kochyan@gmail.com. Область научных интересов: динамика и управление движением летательных аппаратов.

Kotchyan Antonina Gratchevna, post-graduate student, assistant of the department of flight dynamics and control systems, Samara State Aerospace University, e-mail: antonina.kochyan@gmail.com. Area of research: aircraft dynamics and flight control.