

УДК 629.7.07

КОМАНДНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ГИПЕРЗВУКОВОГО МАРШЕВОГО САМОЛЁТА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

© 2012 В. Л. Балакин, А. Г. Кочян

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

Рассматривается задача формирования командного управления гиперзвуковым маршевым самолётом при наборе высоты. Движение исследуется в условиях возмущений плотности атмосферы и отклонений аэродинамических характеристик. Предлагается алгоритм двухканального управления по углу атаки и секунднему расходу топлива. Исследуется эффективность алгоритма по компенсации влияния возмущений на выполнение конечных условий движения.

Гиперзвуковой маршевый самолёт, возмущённое движение, командное управление, угол атаки, секундный расход топлива.

Модель движения. Рассматривается движение на участке набора высоты гиперзвукового маршевого самолёта (ГМС) с комбинированной силовой установкой (КСУ) в виде пароводородного ракетно-турбинного двигателя [1].

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

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

Здесь V – скорость, q – угол наклона траектории, h – высота, m – масса, I – удельный импульс, M – число Маха, g – ускорение свободного падения, b – секундный расход топлива, a – угол атаки, C_{xa} , C_{ya} – соответственно коэффициенты силы ло-

бового 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 $I(h, M)$ 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 ρ_0 – плотность воздуха на нулевой высоте; $H_1(h)$ – шкала высот; $H_{10} = 10351,8$ м; $H_{11} = -3,68512 \cdot 10^{-2}$; $H_{12} = -1,02368 \cdot 10^{-5} \text{ м}^{-1}$; $H_{13} = 2,63363 \cdot 10^{-10} \text{ м}^{-2}$.

На угол атаки наложены ограничения:

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

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

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 ГМС после разгона и набора высоты. ГМС начинает маршевый полёт с нулевым углом наклона траектории ($q_k = 0$).

Номинальная программа управления углом атаки. В качестве номинальной используется ступенчатая программа управления углом атаки [3]:

$$a = \begin{cases} a_1, & t < t_p; \\ a_2, & t \geq t_p, \end{cases} \quad (5)$$

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

В [3] определены значения параметров программы управления углом атаки ГМС, обеспечивающие выполнение конечных условий движения при минимальных затратах топлива: $a_1 = 0,45^\circ$, $a_2 = 6^\circ$, $t_p = 62,5$ с.

Моделирование возмущённого движения. Моделирование проводилось путём решения системы уравнений (1) при возмущениях плотности атмосферы и отклонениях аэродинамических характеристик для номинальной программы управления углом атаки (5).

Использовались две модели случайных возмущений плотности атмосферы.

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

Среднее квадратическое отклонение $\sigma_\rho(h)$ определяется соотношением [4]:

$$s_r(h) = s_{r0} \cdot \exp(-0,15 h), \quad (6)$$

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 ζ с нулевым математическим ожиданием и дисперсией, равной единице:

$$r(h) = r_{станд}(h) + xS(h). \quad (7)$$

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 $e_q = 0,1^\circ$).

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

$$\rho(h) = \rho_{станд}(h) + \sigma_\rho(h) \sum_{v=1}^n \sigma_{\rho v} (\gamma_v \cos \Omega_v h + \varepsilon_v \sin \Omega_v h), \quad (8)$$

где s_{rn} – среднее квадратическое отклонение случайных коэффициентов; g_n , e_n – нормально распределённые случайные числа с нулевым математическим ожиданием и единичной дисперсией; W_n – частоты; $n = 11$ [4].

В полученной выборке решений для этой модели конечные условия движения с заданной точностью не выполняются ни в одном из случаев [5].

Поскольку для модели возмущений (8) получены худшие результаты, чем для модели (7), то в дальнейших исследованиях возмущённого движения ГМС при командном управлении использовалась только модель атмосферных возмущений (8).

Возмущения аэродинамических характеристик, приводящие к уменьшению

аэродинамического качества ГМС, 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 с заданной точностью по скорости и углу наклона траектории.

Командное управление. Для компенсации влияния возмущений на конечные условия движения предложен следующий алгоритм терминального управления по определению командного угла атаки и секундного расхода топлива.

При управлении по углу атаки в общем случае имеется три параметра α_1 , t_p , α_2 номинальной программы (б), изменяя которые можно компенсировать влияние действия возмущений на конечные значения трёх контролируемых фазовых координат: высоты h_k , скорости M_k и угла наклона траектории θ_k . Поскольку 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.

Возникает вопрос о соответствующем выборе двух параметров управления на участке движения ГМС до момента переключения t_p . Угол атаки α_1 является определяющим для обеспечения разгона ГМС на начальном этапе рассматриваемого участка движения, происходящего в плотных слоях атмосферы, поскольку набор высоты происходит за счёт достаточного большого начального угла наклона траектории. Поэтому в дальнейшем при терминальном управлении будем использовать два параметра, а именно α_2 и t_p .

При движении после переключения угла атаки при терминальном управлении остаётся один параметр α_2 при двух крайних условиях. Поэтому на этом участке

движения используется второй параметр управления — секунднй расход топлива β .

На каждом шаге управления i длительностью Dt алгоритм формирования командного угла атаки и секундного расхода топлива представляет следующую последовательность действий.

1) Прогнозирование движения до выполнения одного из трёх заданных конечных условий движения.

2) Принятие решения о необходимости коррекции управления.

3) Формирование командного управления:

а) при $t_i + \Delta\tau < t_p$ решается двухточечная краевая задача определения параметров α_2 и t_p , обеспечивающих выполнение тех конечных условий движения, по которым в результате прогнозирования определены отклонения, требующие устранения;

б) при $t_i + \Delta\tau \geq t_p$ решается двухточечная краевая задача определения параметров α_2 и β , обеспечивающих выполнение тех конечных условий движения, по которым в результате прогнозирования определены отклонения, требующие устранения.

4) Проверка выполнения ограничений по углу атаки и секундному расходу топлива.

5) Прогнозирование движения с полученным управлением.

6) Принятие решения о необходимости следующей итерации для определения командного управления. Итерация проводится, если улучшается хотя бы одно значение из h_k , θ_k , M_k и при этом ухудшается не более одного из двух других.

Двухточечная краевая задача решается методом Ньютона.

Результаты моделирования. Для проверки работоспособности и эффективности предложенного алгоритма управления проведено моделирование движения при идеальной навигации, ориентации и стабилизации ГМС в условиях возмущений плотности атмосферы при отклонениях аэродинамических характе-

ристик и при совместном действии этих возмущений. Шаг управления принят постоянным и равным 5 с. На рис. 1 в качестве примера приведены зависимости номинальных (номин) и командных (ко-

манд) зависимостей угла атаки α и секундного расхода топлива b от времени t для одного из вариантов возмущений плотности атмосферы.

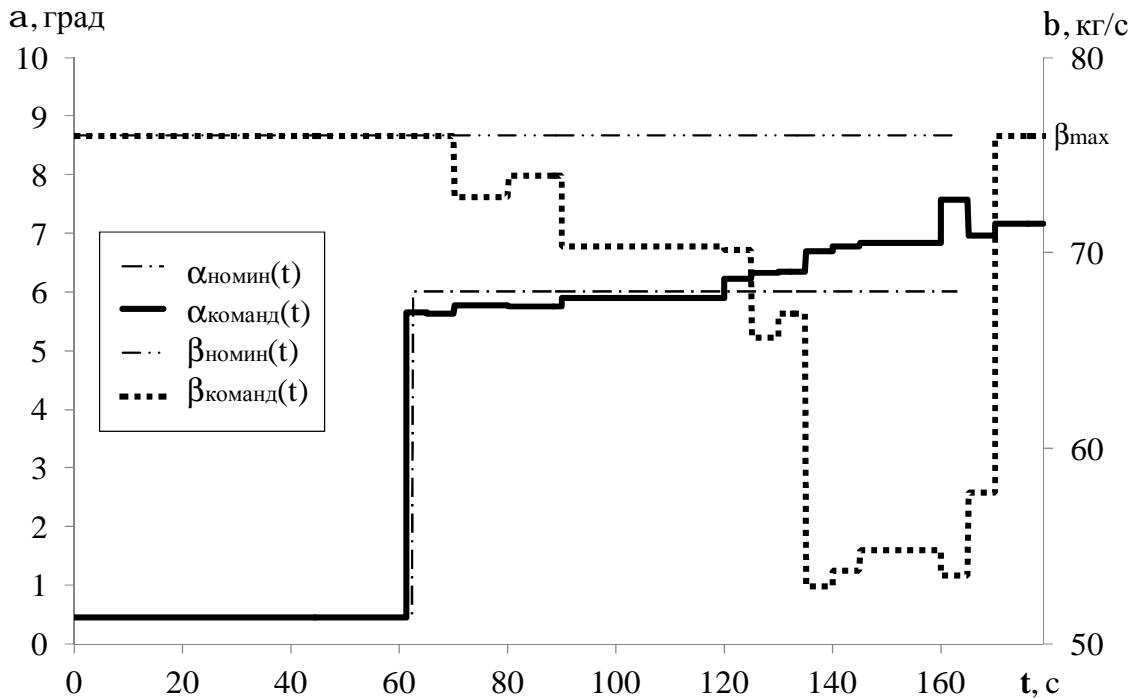


Рис. 1. Изменение угла атаки и секундного расхода топлива

При возмущениях плотности атмосферы двухканальное управление обеспечивает выполнение конечных условий движения при введении дополнительного участка горизонтального разгона ГМС. При одноканальном управлении по углу атаки также требуется введение дополнительного участка разгона, если предусматривается обязательное выполнение заданного конечного условия по высоте [6].

При ухудшении аэродинамических характеристик до 10% двухканальное управление обеспечивает выполнение конечных условий движения без введения дополнительного участка. При одноканальном управлении требуется введение дополнительного участка горизонтального разгона [6].

При совместном действии атмосферных и аэродинамических возмущений двухканальное управление обеспечивает выполнение конечных условий дви-

жения без введения дополнительного участка при ухудшении аэродинамических характеристик до 5%. Проведённое моделирование показало, что одноканальное управление при совместном действии возмущений обеспечивает выполнение конечных условий движения при ухудшении аэродинамических характеристик только до 3% с введением дополнительного участка горизонтального разгона.

Таким образом, предложенный алгоритм двухканального управления по углу атаки и секундному расходу топлива имеет преимущества перед одноканальным управлением по углу атаки при действии аэродинамических возмущений.

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. Балакин, В. Л. Оптимизация движения гиперзвукового самолёт-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.

4. Школьный, Е. П. Атмосфера и управление движением летательных аппаратов [Текст] / Е. П. Школьный,

Л. А. Майборода. – Ленинград: Гидрометеиздат, 1973. – 308 с.

5. 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.

6. Кочян, А. Г. Командное управление углом атаки гиперзвукового летательного аппарата на участке разгона-набора высоты [Текст] / А. Г. Кочян // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. — 2009. — № 1. – С. 30-40.

COMMAND CONTROL OF HYPERSONIC CRUISING AIRCRAFT DURING CLIMB

© 2012 V. L. Balakin, A. G. Kotchyan

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

The problem of forming command control for a hypersonic cruising aircraft during climb is discussed. The motion is analyzed under atmospheric density disturbance and deviations from aerodynamic characteristics of the aircraft. A two-channel control algorithm is proposed: by the angle of attack and fuel consumption per second. The algorithm efficiency as regards compensating the disturbance influence on meeting the final motion conditions is analysed.

Hypersonic cruising aircraft, disturbed motion, command control, angle of attack, fuel consumption per second.

Информация об авторах

Балакин Виктор Леонидович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой динамики полёта и систем управления, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: balakin@ssau.ru. Область научных интересов: динамика и управление движением летательных аппаратов.

Кочян Антонина Грачевна, кандидат технических наук, ассистент кафедры динамики полёта и систем управления, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: antonina.kochyan@gmail.com. Область научных интересов: динамика и управление движением летательных аппаратов.

Victor L. Balakin, head of the department of flight dynamics and control systems, professor, doctor of science (engineering), Samara State Aerospace University named after Academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: balakin@ssau.ru. Area of research: dynamics and aircraft motion control.

Kotchyan, Antonina Gratchevna, assistant of the department of flight dynamics and control systems, candidate of technical sciences, Samara State Aerospace University named after Academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: antonina.kochyan@gmail.com. Area of research: dynamics and control of aircraft propulsion.