

АНАЛИЗ ПРОГРАММ УПРАВЛЕНИЯ И ТРАЕКТОРИЙ ДВИЖЕНИЯ ГИПЕРЗВУКОВОГО САМОЛЁТА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

© 2018

В. Л. Балакин доктор технических наук, профессор, советник при ректорате; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; balakin.vl@ssau.ru

М. М. Крикунов кандидат технических наук, старший научный сотрудник; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; krikunov.mm@ssau.ru

Проводится анализ программ управления и траекторий движения гиперзвукового самолёта при наборе высоты. Выделены два подхода к решению задачи определения программ управления и траекторий движения: «традиционный» и «оптимизационный». При «традиционном» подходе задаётся типовой профиль полёта гиперзвукового самолёта. С целью максимизации удельного импульса (оптимизации работы двигательной установки) движение самолёта происходит по линии максимального скоростного напора. При «оптимизационном» подходе ставится и решается методом принципа максимума Понтрягина задача о минимуме массы топлива, затрачиваемой на набор высоты с разгоном до гиперзвуковой скорости. Определяются оптимальные программы управления и оптимальные траектории движения. Приводятся и обсуждаются результаты моделирования движения гиперзвукового самолёта с программами угла атаки, соответствующими «традиционному» и «оптимизационному» подходам. Получено, что расходы топлива при оптимальном управлении меньше, что объясняется более эффективным использованием аэродинамических характеристик гиперзвукового самолёта за счёт прямого управления углом атаки.

Гиперзвуковой самолёт; набор высоты; разгон; программа угла атаки; типовой профиль полёта; оптимальное управление; минимум массы топлива; метод принципа максимума.

Цитирование: Балакин В.Л., Крикунов М.М. Анализ программ управления и траекторий движения гиперзвукового самолёта при наборе высоты // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 4. С. 18-26. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-18-26

Введение

Для гиперзвукового самолёта как перспективного транспортного средства важным участком полёта является набор высоты.

Известные результаты в области движения гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА), полученные отечественными и зарубежными исследователями, обобщены в монографии В. Н. Бузулука «Оптимизация траекторий движения аэрокосмических летательных аппаратов» [1].

Ряд результатов получен в Самарском национальном исследовательском университете имени академика С. П. Королёва (до ноября 2015 г. Самарский государственный аэрокосмический университет), например [2;3].

Выделим два подхода к решению задачи определения программ управления и траекторий движения ГЛА, которые назовём условно «традиционным» и «оптимизационным».

При «традиционном» подходе, например [1;4;5], задаётся типовой профиль полёта ГЛА. С целью максимизации удельного импульса (оптимизации работы двигательной установки) предлагается движение ГЛА по линии максимального скоростного напора.

Это сужает класс траекторий, на котором определяется экстремум критерия эффективности, напрямую связанного с затратами топлива.

При «оптимизационном» подходе ставится и решается задача о минимуме массы топлива, затрачиваемой на набор высоты с разгоном до гиперзвуковой скорости. Определяются оптимальные программы управления и соответствующие им оптимальные траектории движения.

Целью работы является анализ программ управления и траекторий движения при наборе высоты гиперзвукового самолёта, полученных при «традиционном» и «оптимизационном» подходах.

Модель движения

Для анализа программ управления и траекторий движения взят гипотетический ГЛА, который может быть использован в качестве гиперзвукового самолёта (ГС).

Рассмотрим модель движения, которая включает в себя уравнения движения, граничные условия движения, управление, ограничения и характеристики ГС.

Уравнения движения ГС с воздушно-реактивным двигателем записываются в траекторной системе координат согласно [3]:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{rR_0}{2m}(2 - \alpha^2) - C_{xa} \frac{\rho V^2}{2m} S - g_0 \sin \theta, \\ \dot{\theta} &= \frac{1}{V} \left(\frac{rR_0 \alpha}{m} + C_{ya} \frac{\rho V^2}{2m} S - g_0 \cos \theta \right) + \frac{V \cos \theta}{R_3 + h}, \\ \dot{h} &= V \sin \theta, \\ \dot{m} &= -\beta_c. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь V – скорость; θ – угол наклона траектории; h – высота полёта; m – масса; r – относительная тяга; R_0 – стартовая тяга; α – угол атаки; C_{xa} – коэффициент лобового сопротивления; C_{ya} – коэффициент подъёмной силы; S – характерная площадь; ρ – плотность атмосферы; g_0 – ускорение свободного падения; R_3 – радиус Земли; β_c – секундный расход топлива.

Начальные и конечные граничные условия движения записываются в виде

$$\begin{aligned} t = t_n : V &= M_n a(h_n), \theta = \theta_n, h = h_n, m = m_n; \\ t = t_k : V &= M_k a(h_k), \theta = \theta_k, h = h_k, \end{aligned} \quad (2)$$

где $M_n, M_k, \theta_n, \theta_k, h_n, h_k, m_n$ – заданные числа; a – скорость звука.

На рассматриваемом участке набора высоты-разгона фиксированы начальные скорость (число Маха M), угол наклона траектории, высота и масса. Конечные значения скорости и высоты определяются возможностями используемой двигательной установки (ДУ). Конечный угол наклона траектории равен нулю, что соответствует дальнейшему крейсерскому горизонтальному полёту ГС.

В качестве функции управления принята программа угла атаки при ограничениях

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

где α_{\min} и α_{\max} – соответственно минимальный и максимальный угол атаки.

Массовые, геометрические и аэродинамические характеристики ГС приняты согласно [4;5].

Высотно-скоростные характеристики и секундный расход топлива, полученные на основе информации, содержащейся в [1;4], приняты согласно [3].

Особо отметим имеющееся ограничение на скоростной напор, которое можно записать в виде

$$q = \frac{\rho V^2}{2} \leq q_{\max},$$

где q_{\max} – максимальное значение, принятое равным 63,5 КПа.

Результаты «оптимизационного» подхода

За критерий оптимизации принята масса израсходованного топлива, что можно записать как

$$m = m(t_k) - m(t_n), \quad (3)$$

которую необходимо минимизировать.

Требуется определить программу управления углом атаки $\alpha(t)$ для системы уравнений движения (1) с граничными условиями (2), доставляющую минимум функционалу (3).

Для решения задачи оптимального управления применён формализм принципа максимума Понтрягина [6]. В конечном итоге эта задача сводится к четырёх-параметрической краевой задаче нахождения значений сопряжённых переменных в начальный момент времени.

Полученные зависимости угла атаки от числа Маха и траектории набора высоты с разгоном (в координатах $h - M$) приведены на рис. 1, 2 соответственно.

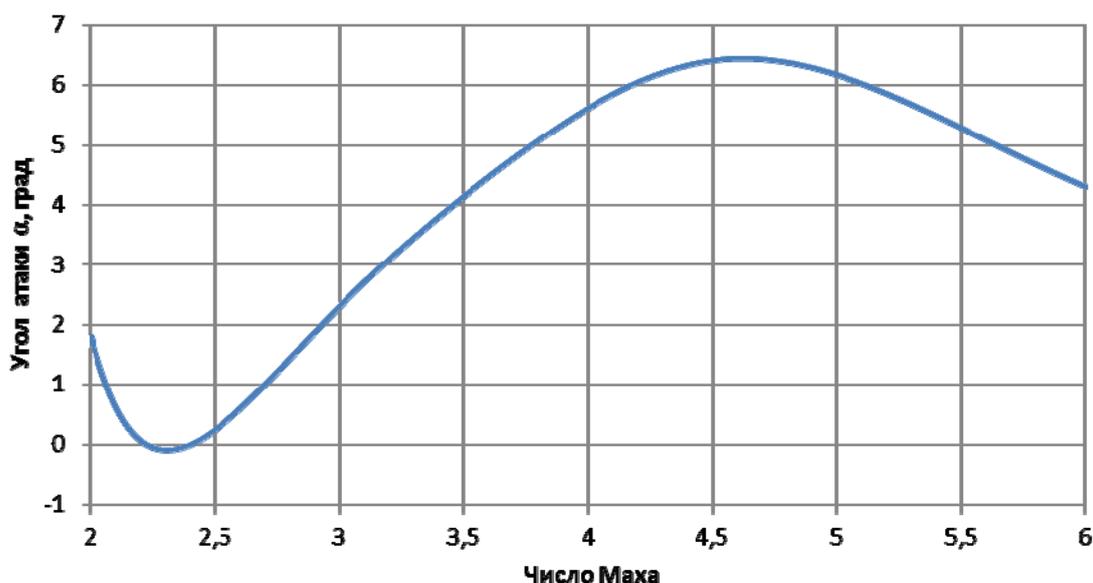


Рис. 1. Изменение угла атаки от числа Маха

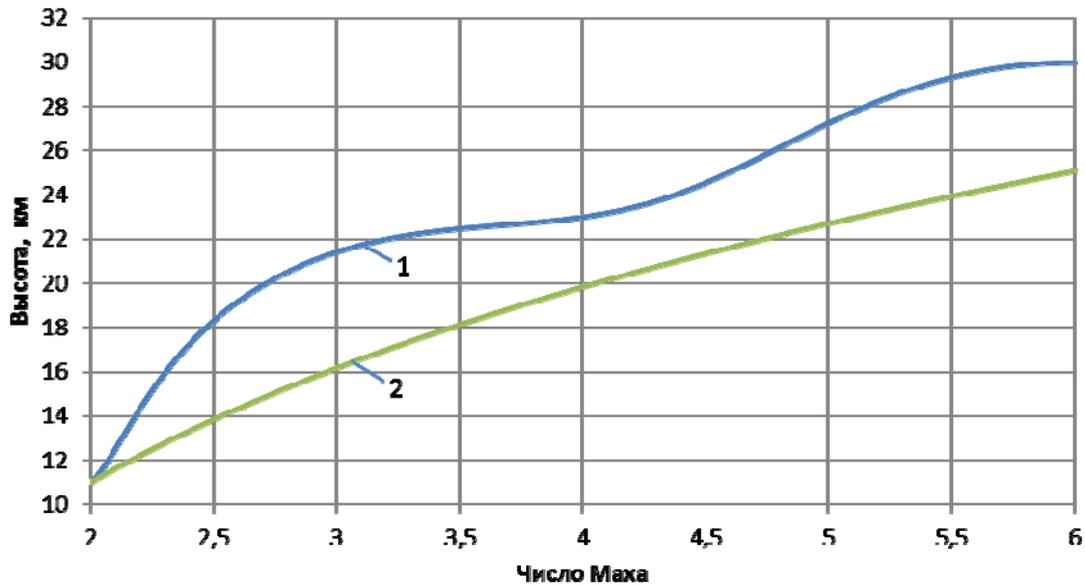


Рис. 2. Траектория набора высоты с разгоном: 1 – оптимальная траектория; 2 – траектория, соответствующая постоянному скоростному напору

Анализ полученных результатов показывает следующее: программа угла атаки имеет колебательный характер с чётко выраженным минимумом и максимумом (рис. 1). Выделим три характерных участка изменения угла атаки.

На первом участке (до $M = 2,3$) уменьшение угла атаки связано с приоритетом разгона ГС на низких высотах с большим удельным импульсом и с меньшим лобовым сопротивлением. На втором участке (до $M = 4,7$) увеличение угла атаки связано с приоритетом набора высоты при продолжающемся разгоне ГС. На третьем участке (до $M = 6$) после достижения максимума угол атаки начинает снижаться для уменьшения лобового сопротивления с целью дальнейшего увеличения скорости. Это объясняется падением удельного импульса на больших высотах полёта ГС и соответствующим снижением тяги ДУ.

Траектория набора высоты ГС лежит выше линии заданного максимального скоростного напора.

Результаты «традиционного» подхода

При движении по траектории, соответствующей максимальному скоростному напору, угол атаки определяется из равенства нулю производной скоростного напора по времени. Назовём такое управление углом атаки «двигательным», поскольку, как уже отмечалось ранее, оно соответствует оптимизации работы двигательной установки и не учитывает особенности аэродинамических характеристик ГС.

«Двигательное» управление и соответствующая ему траектория приведены на рис. 3, 4.

Получены следующие конечные условия движения: скорость 6 М; высота 25 000 м; угол наклона траектории 2° .

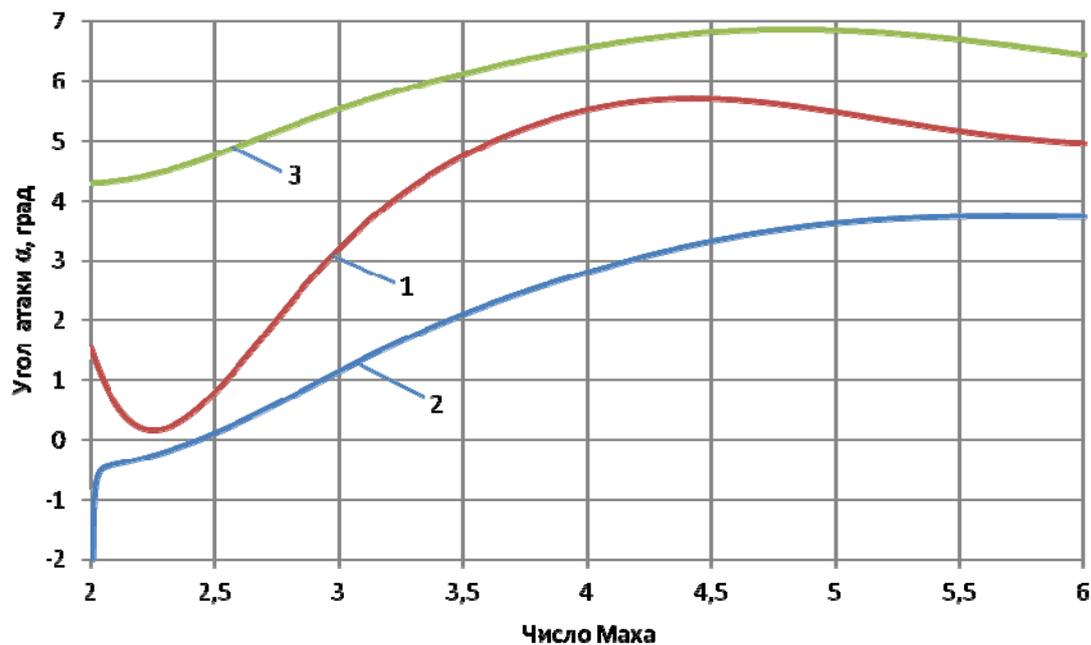


Рис. 3. Изменение угла атаки от числа Маха: 1 – оптимальное управление; 2 – «двигательное» управление; 3 – максимальное аэродинамическое качество

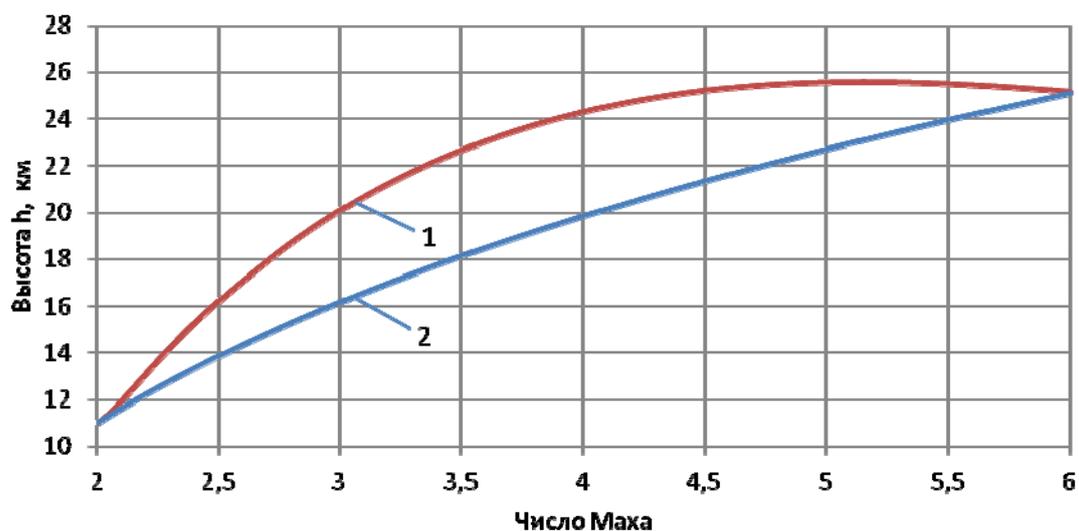


Рис. 4. Траектория набора высоты с разгоном: 1 – оптимальное управление; 2 – «двигательное» управление

Сравнение «оптимизационного» и «традиционного» подходов

Для этих же конечных условий движения ГС определено оптимальное управление углом атаки (рис. 3) и оптимальная траектория (рис. 4).

Угол атаки при оптимальном управлении превышает угол атаки при «двигательном» управлении (рис. 3). Высота полета при оптимальном управлении, как и в ранее решенной аналогичной задаче при конечном угле наклона траектории, равном нулю на

высоте 30 км (рис. 2), превышает высоту полёта при «двигательном» управлении (рис. 4).

Как показали проведённые расчёты, расходы топлива при оптимальном управлении меньше, чем при «двигательном» управлении, на 3,7%.

Проанализируем, за счёт чего происходит экономия топлива. Как и следовало ожидать, удельный импульс при «двигательном» управлении превышает удельный импульс при оптимальном управлении (рис. 5).

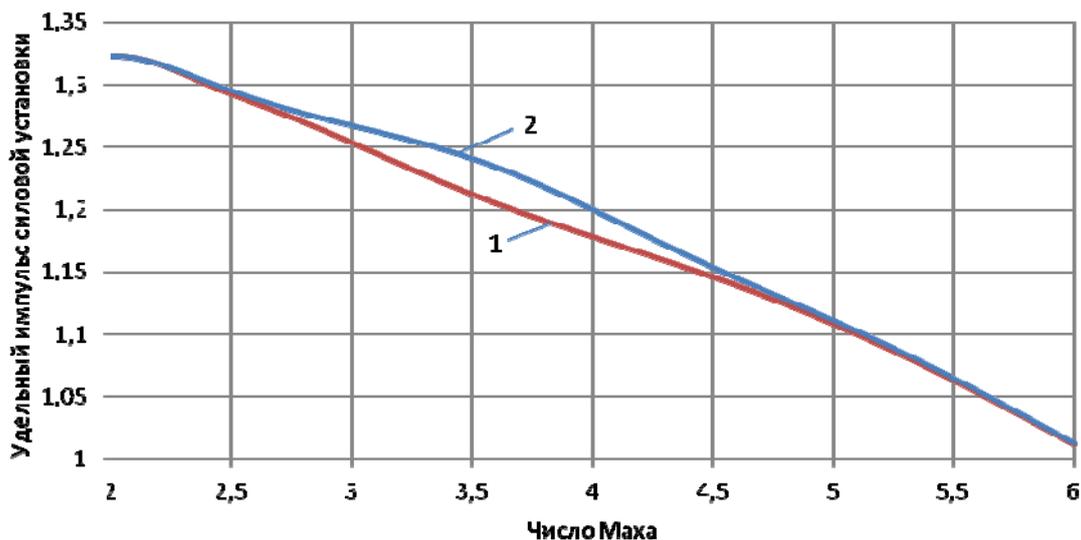


Рис. 5. Зависимость удельного импульса от числа Маха:
1 – оптимальное управление; 2 – «двигательное» управление

Однако при оптимальном управлении требуемая для набора высоты с разгоном относительная тяга существенно меньше, чем при «двигательном» управлении (рис. 6), что и приводит к меньшим секундным расходам топлива (рис. 7). Поэтому, несмотря на большее время полёта по оптимальной траектории, из-за более низкого секундного расхода топлива и суммарный расход топлива оказывается меньше.

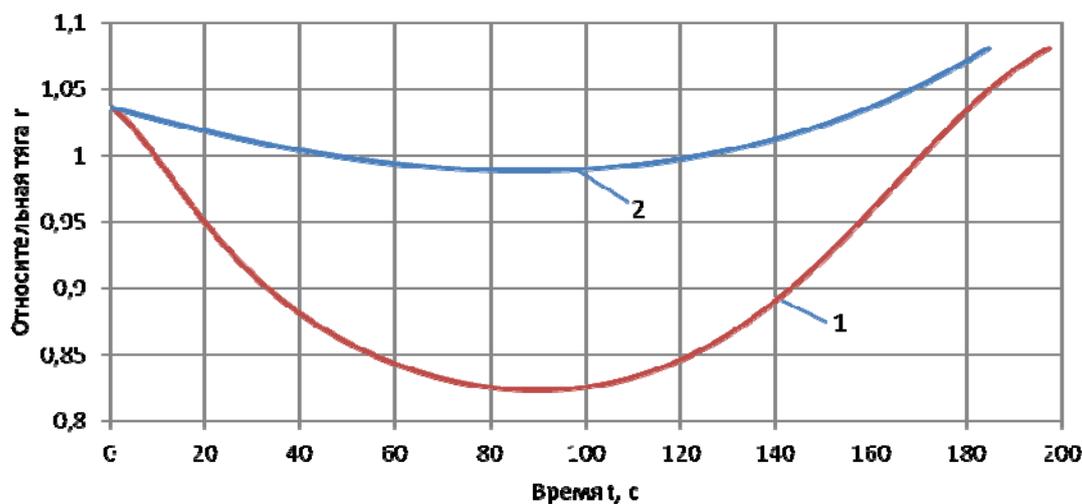


Рис. 6. Изменение относительной тяги от времени:
1 – оптимальное управление; 2 – «двигательное» управление

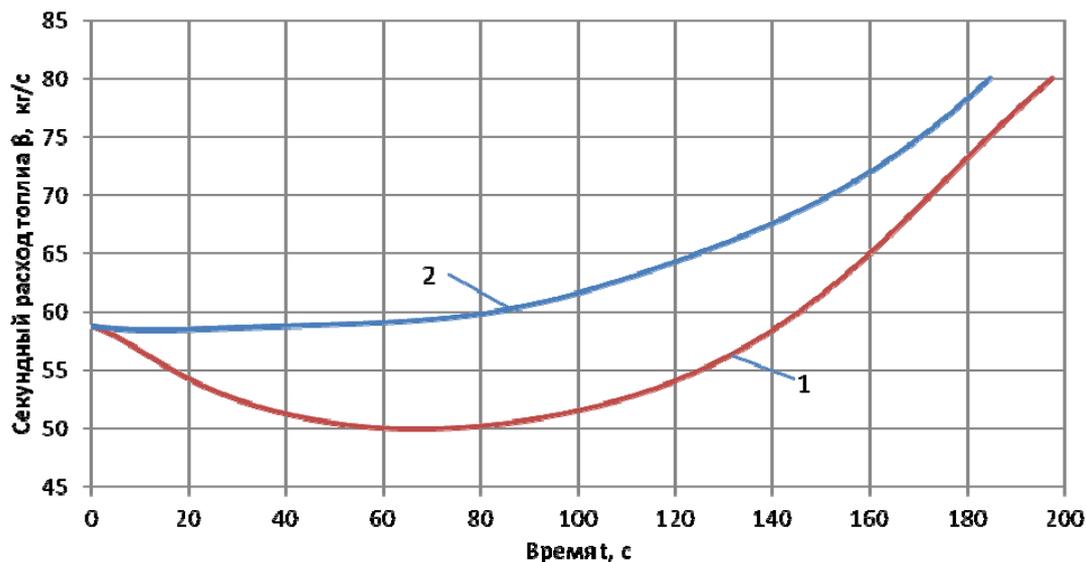


Рис. 7. Изменение секундного расхода топлива от времени:
1 – оптимальное управление; 2 – «двигательное» управление

Меньшие относительные значения тяги на оптимальной траектории объясняются более эффективным использованием аэродинамических характеристик ГС за счёт прямого управления углом атаки. При оптимальном управлении аэродинамическое качество ГС существенно превышает аэродинамическое качество при «двигательном» управлении (рис. 8).

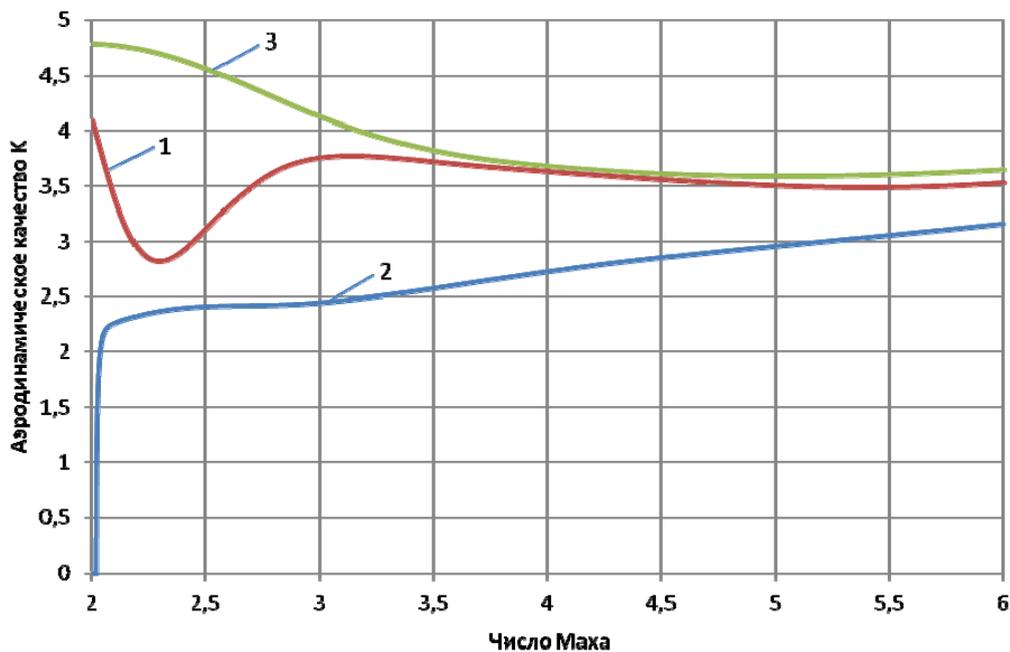


Рис. 8. Изменение аэродинамического качества от числа Маха:
1 – оптимальное управление; 2 – «двигательное» управление;
3 – максимальное аэродинамическое качество

Заключение

Анализ программ управления и траекторий движения гиперзвукового самолёта с принятой двигательной установкой на участке набора высоты позволяет сделать следующие выводы:

- Оптимальная программа угла атаки имеет немонотонный характер с уменьшением угла на начальном участке движения.
- Оптимальная траектория, начинаясь на границе «типовой» траектории, определяемой максимальным скоростным напором, в дальнейшем лежит несколько выше её.
- Расходы топлива при оптимальном управлении меньше, чем при «двигательном» управлении, что объясняется более эффективным использованием аэродинамических характеристик ГС за счёт прямого управления углом атаки. Реализуемое при оптимальном управлении аэродинамическое качество ГС превышает аэродинамическое качество при «двигательном» управлении.

Библиографический список

1. Бузулук В.И. Оптимизация траекторий движения аэрокосмических летательных аппаратов. М.: ЦАГИ, 2008. 476 с.
2. Балакин В.Л., Бебяков А.А. Оптимизация движения гиперзвукового маршевого самолёта при наборе высоты // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2007. № 3. С. 15-19.
3. Бебяков А.А. Оптимальное управление углом атаки гиперзвукового летательного аппарата на этапе разгона-набора высоты в атмосфере // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 1 (39). С. 26-38. DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-1(39)-26-38
4. Нечаев Ю.Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. М.: Российская академия космонавтики, 1996. 214 с.
5. Нечаев Ю.Н., Полев А.С., Никулин А.В. Моделирование условий работы пароводородного РТД в составе силовой установки гиперзвукового летательного аппарата // Вестник Академии космонавтики. Научно-технические проблемы космонавтики. Выпуск 2. Материалы научных докладов на заседаниях направления в 1996-1997 гг. М.: Российская академия космонавтики, 1998. С. 159-191.
6. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1983. 393 с.

ANALYSIS OF CONTROL PROGRAMS AND FLIGHT PATHS OF A HYPERSONIC VEHICLE IN CLIMB

© 2018

V. L. Balakin Doctor of Science (Engineering), Professor, University Administration Counselor; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; balakin.vl@ssau.ru

M. M. Krikunov Candidate of Science (Engineering), Senior Research Associate; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; krikunov.mm@ssau.ru

Control programs and flight paths of a hypersonic vehicle in climb are analyzed. Two approaches to solving the task of determining the control programs and flight paths are identified: the “traditional” approach and the “optimization” one. The “traditional” approach implies specifying a typical mission

profile of a hypersonic vehicle. In order to maximize the specific impulse (optimize the performance of the propulsion system) the vehicle moves along the line of peak dynamic pressing. In the case of the “optimization” approach the minimum fuel problem is stated and solved using the method of Pontryagin’s maximum principle. It concerns the mass of fuel consumed in hypersonic acceleration. Optimal control programs and optimal flight paths are determined. The results of modeling the motion of a hypersonic vehicle with angle-of-attack schedules corresponding to the “traditional” and “optimization” approaches are presented and discussed. It is established that less fuel is consumed in the case of optimal control, which is accounted for by more efficient use of the hypersonic vehicle aerodynamic performance due to direct control of the angle of attack.

Hypersonic vehicle; climb; acceleration; angle-of-attack schedule; typical mission profile; optimal control; fuel mass minimum; maximum principle method.

Citation: Balakin V.L., Krikunov M.M. Analysis of control programs and flight paths of a hypersonic vehicle in climb. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 4. P. 18-26. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-18-26

References

1. Buzuluk V.I. *Optimizatsiya traektoriy dvizheniya aerokosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Optimization of aerospace vehicle flight paths]. Moscow: Central Aerohydrodynamic Institute Publ., 2008. 476 p.
2. Balakin V.L., Bebyakov A.A. Optimizing the motion of hypersonic cruise aircraft at the climbing leg. *Polyot. All-Russian Scientific-Technical Journal*. 2007. No. 3. P. 15-19. (In Russ.)
3. Bebyakov A.A. Optimal control of the angle of attack of a hypersonic flight vehicle. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013. No. 1 (39). P. 26-38. (In Russ.) DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-1(39)-26-38
4. Nechaev Yu.N. *Silovye ustanovki giperzvukovykh i vozdushno-kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Power units of hypersonic and space-air vehicles]. Moscow: Rossiyskaya Akademiya Kosmonavтики Publ., 1996. 214 p.
5. Nechaev Yu.N., Polev A.S., Nikulin A.V. Modelirovanie usloviy raboty parovodorodnogo RTD v sostave silovoy ustanovki giperzvukovogo letatel'nogo apparata. *Vestnik Akademii kosmonavтики. Nauchno-tekhnicheskie problemy kosmonavтики*. Vypusk 2. Materialy nauchnykh dokladov na zasedaniyakh napravleniya v 1996-1997 gg. Moscow: Rossiyskaya Akademiya Kosmonavтики Publ., 1998. P. 159-191. (In Russ.)
6. Pontryagin L.S., Boltyanskiy V.G., Gamkrelidze R.V., Mishchenko E.F. *Matematicheskaya teoriya optimal'nykh protsessov* [Mathematical theory of optimal processes]. Moscow: Nauka Publ., 1983. 393 p.