

АНАЛИЗ ПРОГРАММ УПРАВЛЕНИЯ И ТРАЕКТОРИЙ НАБОРА ВЫСОТЫ ГИПЕРЗВУКОВОЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

© 2019

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

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

Проводится анализ программ управления и траекторий движения первой ступени авиационно-космической системы при наборе высоты с разгоном до гиперзвуковой скорости. Рассмотрены «традиционный» и «оптимизационный» подходы к определению программ управления и траекторий движения. При «традиционном» подходе задаётся типовой профиль полёта с постоянным максимальным скоростным напором и постоянным максимальным тепловым потоком. При «оптимизационном» подходе методом принципа максимума Понтрягина решается задача о минимуме массы топлива, затрачиваемой на набор высоты с разгоном до гиперзвуковой скорости при различных конечных углах наклона траектории. Из полученных оптимальных программ управления и соответствующих им оптимальных траекторий движения отбираются те, для которых выполняются ограничения по максимальному скоростному напору и максимальному тепловому потоку. Приводятся и обсуждаются результаты моделирования движения гиперзвукового разгонщика с типовыми и оптимальными программами угла атаки, соответствующими «традиционному» и «оптимизационному» подходам. Получено, что расходы топлива при оптимальном управлении меньше, что объясняется более эффективным использованием аэродинамических характеристик гиперзвукового разгонщика за счёт прямого управления углом атаки.

Авиационно-космическая система; первая ступень; набор высоты; разгон; гиперзвуковая скорость; угол атаки; минимум массы топлива; метод принципа максимума; скоростной напор; тепловой поток.

Цитирование: Балакин В.Л., Крикунов М.М. Анализ программ управления и траекторий набора высоты гиперзвуковой первой ступени авиационно-космической системы // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 18-29. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-18-29

Введение

Одним из возможных применений гиперзвуковых летательных аппаратов является их использование в перспективных авиационно-космических системах (АКС) в качестве первых ступеней – гиперзвуковых разгонщиков (ГР).

Важным участком полёта ГР является набор высоты, с которой стартует вторая ракетная ступень АКС.

В монографии [1] приведены многочисленные результаты, полученные отечественными и зарубежными исследователями.

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

В [1;4;5] задаётся типовой профиль полёта ГР. С целью максимизации удельного импульса (оптимизации работы двигательной установки) предлагается движение ГР по

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

Поэтому целесообразно решить задачу о минимуме массы топлива, затрачиваемой ГР на набор высоты, и определить оптимальные программы управления и соответствующие им оптимальные траектории движения.

Целью работы является анализ программ управления и траекторий движения ГР при наборе высоты с достижением гиперзвуковой скорости.

Модель движения

Для анализа программ управления и траекторий движения взят гипотетический гиперзвуковой летательный аппарат, который может быть использован как транспортное средство в качестве гиперзвукового самолёта-разгонщика (в дальнейшем разгонщик) – первой ступени авиационно-космической ступени (АКС).

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

Уравнения движения ГР в вертикальной плоскости записываются в траекторной системе координат [6].

Начальные и конечные граничные условия движения записываются в виде

$$\begin{aligned} t = t_n : V = M_n a(h_n), \theta = \theta_n, h = h_n, m = m_n; \\ t = t_k : V = M_k a(h_k), \theta = \theta_k, h = h_k. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь V – скорость, θ – угол наклона траектории, h – высота, m – масса; $M_n, M_k, \theta_n, \theta_k, h_n, h_k, m_n$ – заданные числа; a – скорость звука.

На рассматриваемом участке набора высоты фиксированы начальная высота, скорость (число Маха M) и угол наклона траектории. Конечные значения скорости и высоты определяются возможностями двигательной установки (ДУ) разгонщика. Для заданных конечных значений высоты и скорости конечный угол наклона траектории разгонщика должен соответствовать старту второй ступени АКС – ракете-носителю с полезной нагрузкой ($\theta_k > 0$).

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 ГР приняты согласно [4;5].

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

Особо отметим имеющиеся ограничения на скоростной напор q и тепловой поток q_T , которые соответственно можно записать в виде

$$q \leq q_{\max},$$

где q_{\max} – максимальное значение скоростного напора;

$$q_T \leq q_{T\max},$$

где $q_{T\max}$ – максимальное значение теплового потока.

Результаты решения задачи оптимизации

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

$$m = m(t_k) - m(t_n), \quad (2)$$

которую необходимо минимизировать.

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

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.

Для различных значений конечного угла наклона траектории полученные в результате решения оптимальной задачи зависимости угла атаки от числа Маха приведены на рис. 1, соответствующие им траектории набора высоты с разгоном (в координатах $h-V$) – на рис. 2.

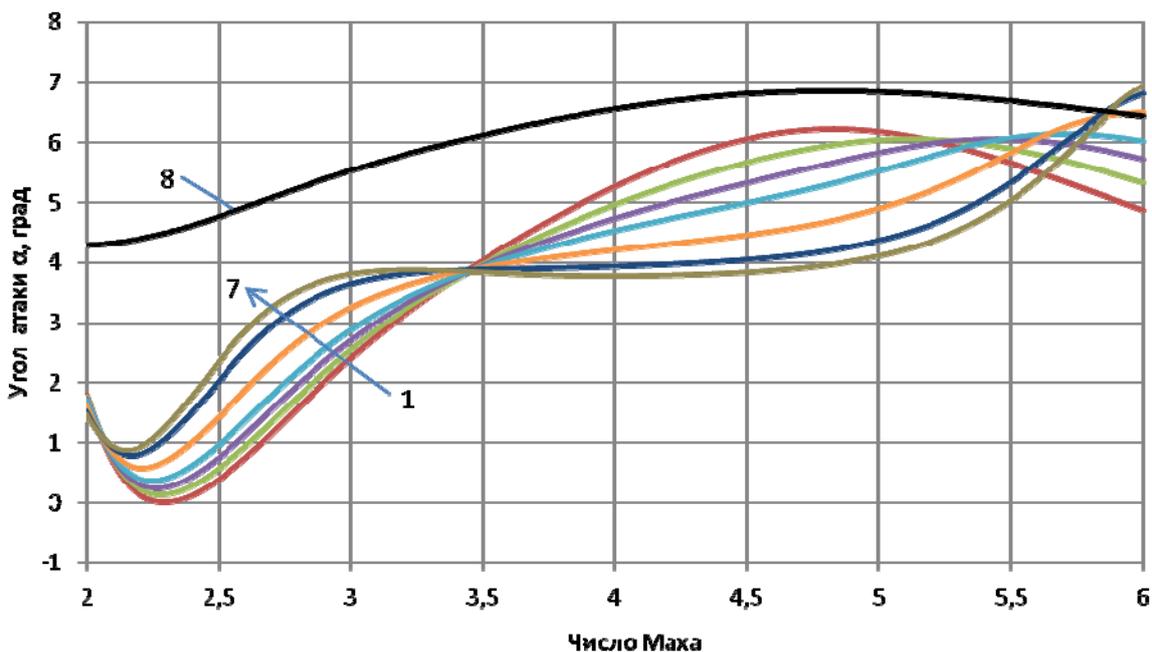


Рис. 1. Изменение угла атаки по числу Маха для различных значений конечного угла наклона траектории:
 1 – $\theta_k = 2^\circ$; 2 – $\theta_k = 4^\circ$; 3 – $\theta_k = 6^\circ$; 4 – $\theta_k = 8^\circ$; 5 – $\theta_k = 12^\circ$; 6 – $\theta_k = 16^\circ$; 7 – $\theta_k = 18^\circ$;
 8 – максимальное аэродинамическое качество

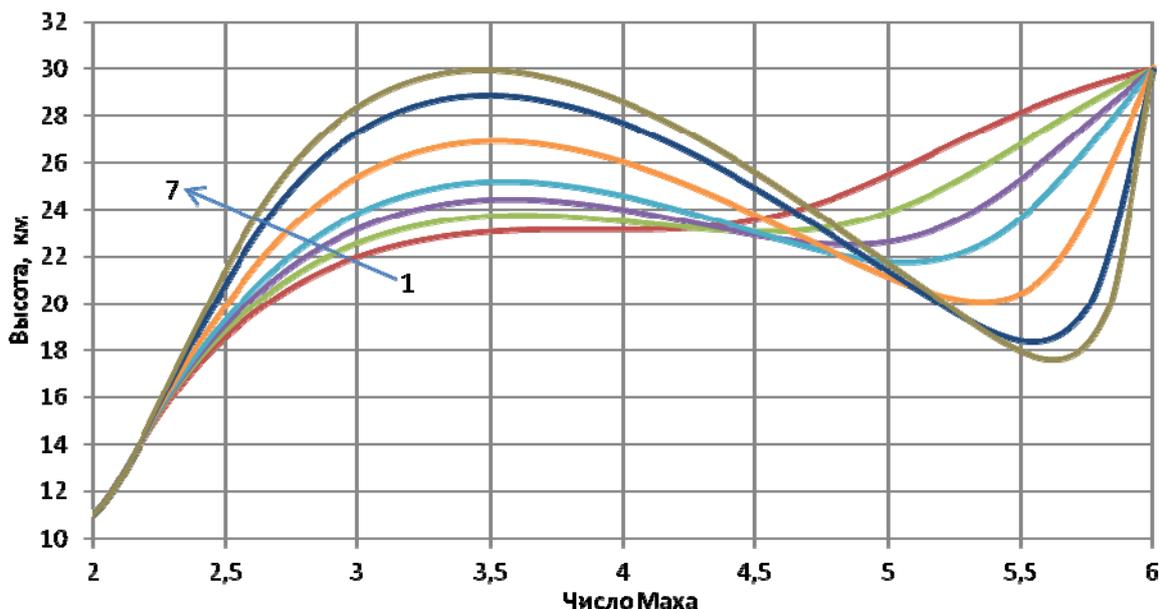


Рис. 2. Оптимальные траектории набора высоты с разгоном для различных значений конечного угла наклона траектории:

1 – $\theta_K = 2^\circ$; 2 – $\theta_K = 4^\circ$; 3 – $\theta_K = 6^\circ$; 4 – $\theta_K = 8^\circ$; 5 – $\theta_K = 12^\circ$; 6 – $\theta_K = 16^\circ$; 7 – $\theta_K = 18^\circ$

Анализ полученных результатов показывает следующее.

Выделим на рис. 2 две предельные траектории. Первая предельная траектория (1) соответствует малому конечному углу наклона траектории ($\theta_K = 2^\circ$). Вторая предельная траектория (7) соответствует максимальному конечному углу наклона траектории ($\theta_K = 18^\circ$), при котором высота полёта ГР не превышает предельной (30 км) для работы ДУ.

Проанализируем изменение угла атаки для предельной траектории 1 (рис. 1).

Изменение угла атаки для разгонщика, так же как и для гиперзвукового самолёта [7], имеет колебательный характер. Выделим три характерных участка изменения угла атаки. На первом участке (до $M \sim 2,3$) уменьшение угла атаки связано с приоритетом разгона ГР на низких высотах с большим удельным импульсом и с меньшим лобовым сопротивлением. На втором участке (до $M \sim 5,5$) увеличение угла атаки связано с набором высоты и обеспечением рикошетирующего характера траектории. На третьем участке (до $M = 6$) угол атаки несколько снижается для уменьшения лобового сопротивления с целью дальнейшего увеличения скорости. Это объясняется падением удельного импульса на больших высотах полёта ГР и соответствующим снижением тяги ДУ.

С ростом конечного угла наклона траектории характер изменения угла атаки становится другим. Рассмотрим это на примере второй предельной траектории 7 (рис. 1). Выделим три участка. На первом участке, как и для первой предельной траектории 1, угол атаки вначале несколько уменьшается для разгона ГР на низких высотах с большим удельным импульсом и с меньшим лобовым сопротивлением, а затем до $M \sim 3$ увеличивается для набора высоты. Отметим, что на этом участке угол атаки несколько больше, чем для первой предельной траектории, и поэтому ГР набирает большую высоту для дальнейшего «глубокого» рикошета (рис. 2). Затем до $M \sim 5$ угол атаки, в отличие от первой предельной траектории, не увеличивается, а практически не изменяется ($\sim 4^\circ$) и поэтому происходит резкое снижение высоты (с 30 км до 21 км). Далее, в отличие от первой предельной траектории, угол атаки непрерывно существенно увеличи-

вается до $M \sim 5,6$ для прекращения снижения и перехода к набору заданной конечной высоты с незначительным увеличением скорости до $M = 6$.

Для различных значений конечного угла наклона траектории на рис. 3 – 5 приведены соответственно зависимость удельного импульса от числа Маха, изменение относительной тяги от времени, изменение секундного расхода топлива от времени, изменение аэродинамического качества от числа Маха.

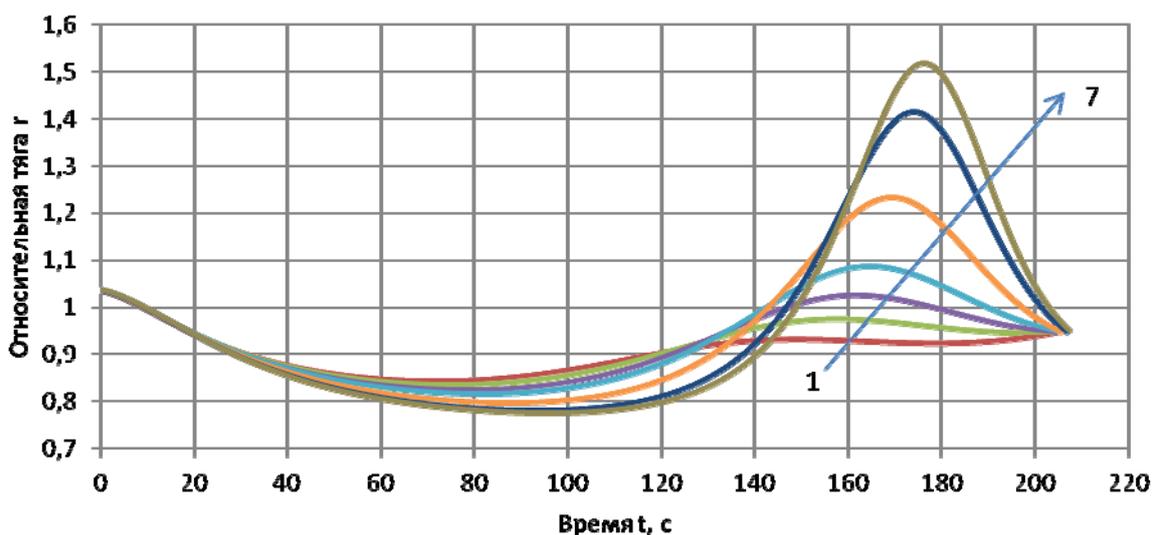


Рис. 3. Изменение относительной тяги от времени для различных значений конечного угла наклона траектории:
 1 – $\theta_k = 2^\circ$; 2 – $\theta_k = 4^\circ$; 3 – $\theta_k = 6^\circ$; 4 – $\theta_k = 8^\circ$; 5 – $\theta_k = 12^\circ$; 6 – $\theta_k = 16^\circ$; 7 – $\theta_k = 18^\circ$

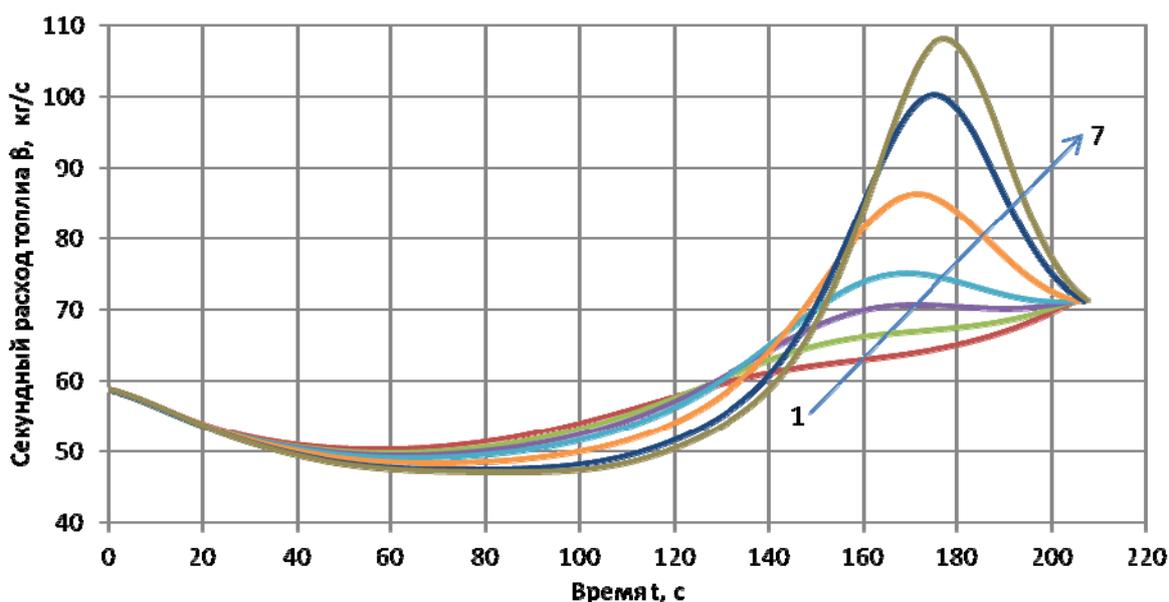


Рис. 4. Изменение секундного расхода топлива от времени:
 1 – $\theta_k = 2^\circ$; 2 – $\theta_k = 4^\circ$; 3 – $\theta_k = 6^\circ$; 4 – $\theta_k = 8^\circ$; 5 – $\theta_k = 12^\circ$; 6 – $\theta_k = 16^\circ$; 7 – $\theta_k = 18^\circ$

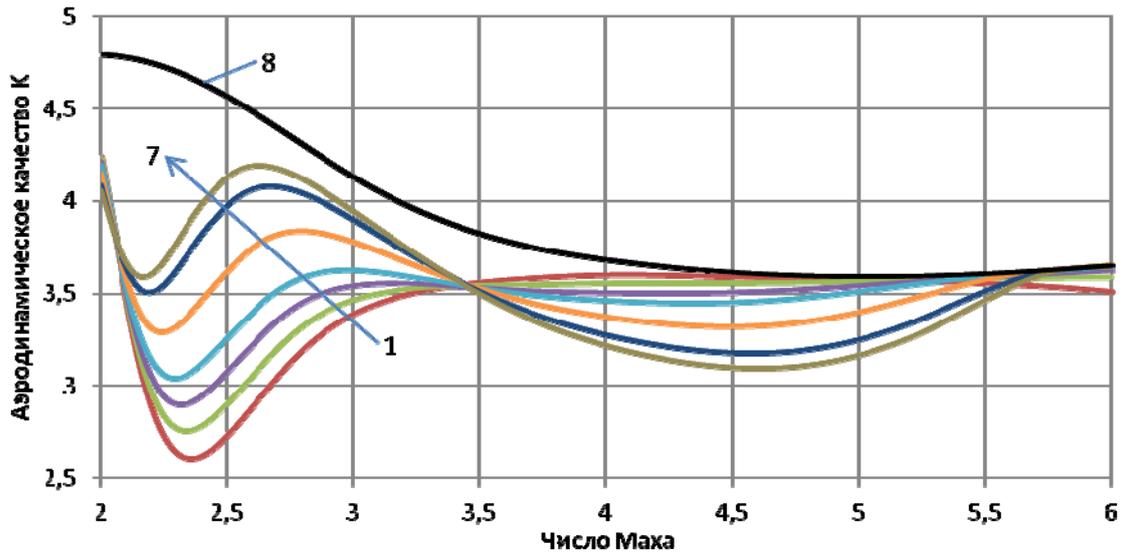


Рис. 5. Изменение аэродинамического качества по числу Маха для различных значений конечного угла наклона траектории:
 1 – $\theta_K = 2^\circ$; 2 – $\theta_K = 4^\circ$; 3 – $\theta_K = 6^\circ$; 4 – $\theta_K = 8^\circ$; 5 – $\theta_K = 12^\circ$; 6 – $\theta_K = 16^\circ$; 7 – $\theta_K = 18^\circ$;
 8 – максимальное аэродинамическое качество

Обсудим выполнение ограничения по тепловому потоку.

Примем за максимальный тепловой поток величину, соответствующую конечным условиям движения разгонщика: скорость 6 М и высота 30 км.

На рис. 6 приведены оптимальные траектории, для которых (как следует из рис. 2) выполняется первое ограничение – ограничение по скоростному напору.

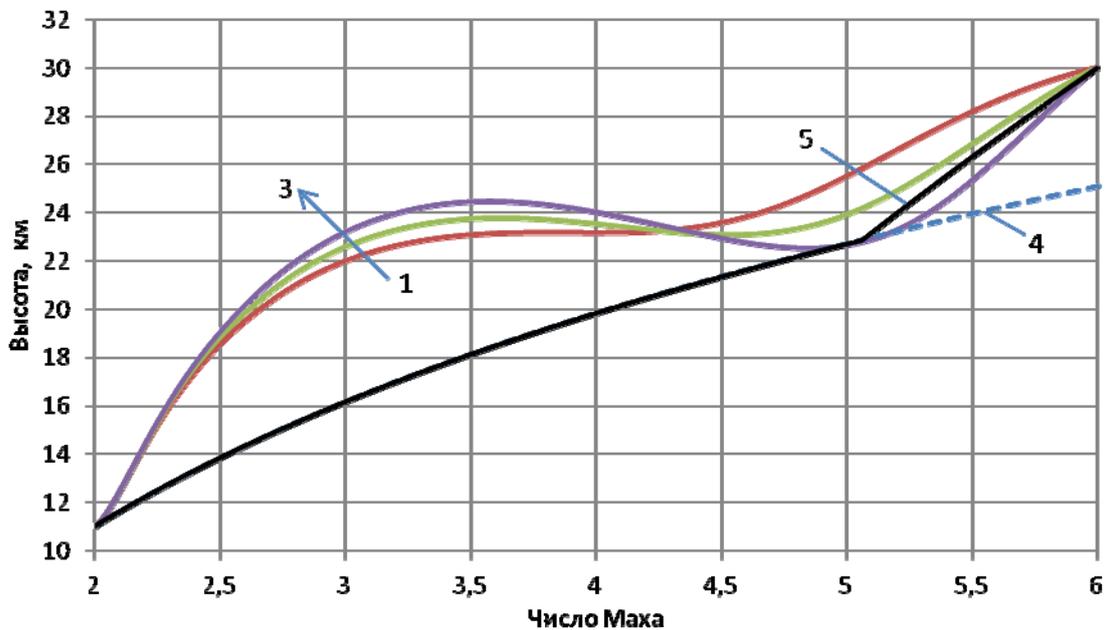


Рис. 6. Оптимальные траектории (1 – $\theta_K = 2^\circ$; 2 – $\theta_K = 4^\circ$; 3 – $\theta_K = 6^\circ$) и ограничения: (4 – скоростной напор; 5 – тепловой поток)

Из рис. 6 следует, что при движении по предельной (с точки зрения выполнения ограничения по скоростному напору) траектории с $\theta_K = 6^\circ$ ограничение по тепловому потоку не выполняется.

Сравнение оптимальной и типовой траекторий

В работе [1] приведена типовая траектория набора высоты гиперзвукового разгонщика. Она соответствует траектории, состоящей из участков 4 и 5 на рис. 6. На большей части типовой траектории (от $M = 2$ до $M \sim 5$) ГР движется с постоянным скоростным напором. Затем разгонщик набирает конечные высоту и скорость, двигаясь по траектории, соответствующей максимальному тепловому потоку.

Проведено моделирование движения разгонщика по вышеописанной типовой траектории. Угол атаки от $M = 2$ до $M \sim 5$ определялся из условия постоянства скоростного напора, а затем до $M = 6$ – из условия постоянства теплового потока. Назовём такое управление «типовым». Некоторые результаты моделирования приведены на рис. 7, 8.

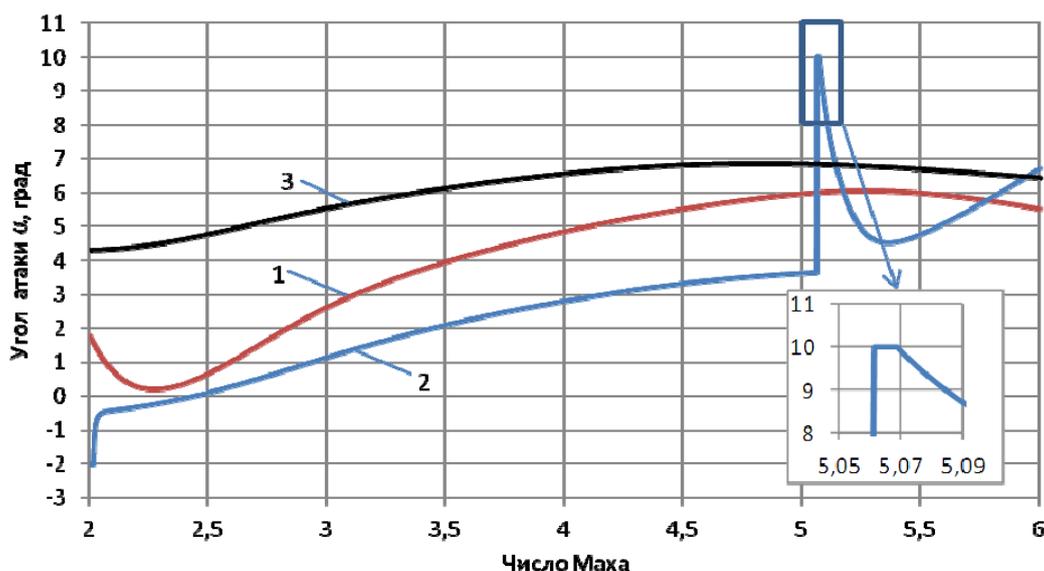


Рис. 7. Изменение угла атаки по числу Маха для оптимальной и типовой траекторий: 1 – оптимальная траектория; 2 – типовая траектория; 3 – максимальное аэродинамическое качество

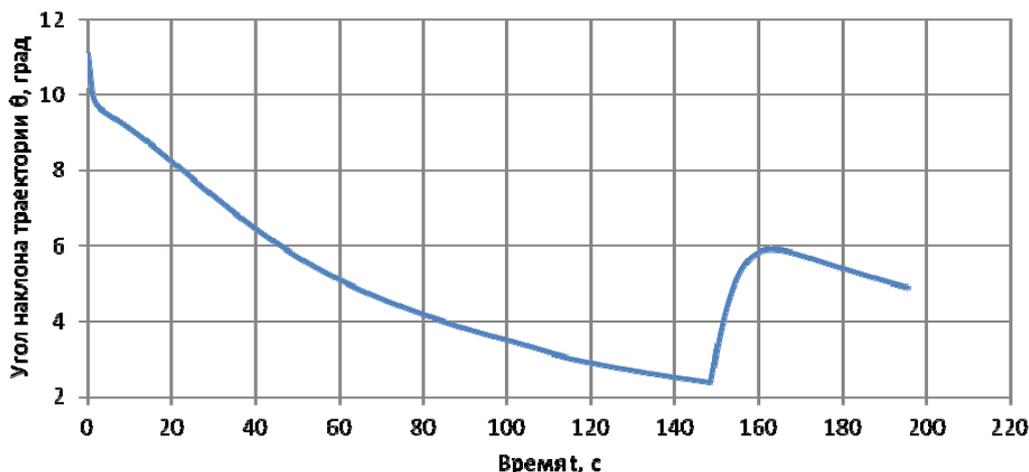


Рис. 8. Изменение угла наклона траектории по времени для типовой траектории

Угол атаки плавно увеличивается по траектории за исключением кратковременного «скачка» при переходе движения ГР с постоянным скоростным напором на движение с постоянным тепловым потоком (рис. 7). В результате конечный угол наклона траектории достигает значения $4,9^\circ$ (рис. 8).

Для данного угла наклона траектории была определена оптимальная программа угла атаки и соответствующая ей траектория (рис. 7, 9).

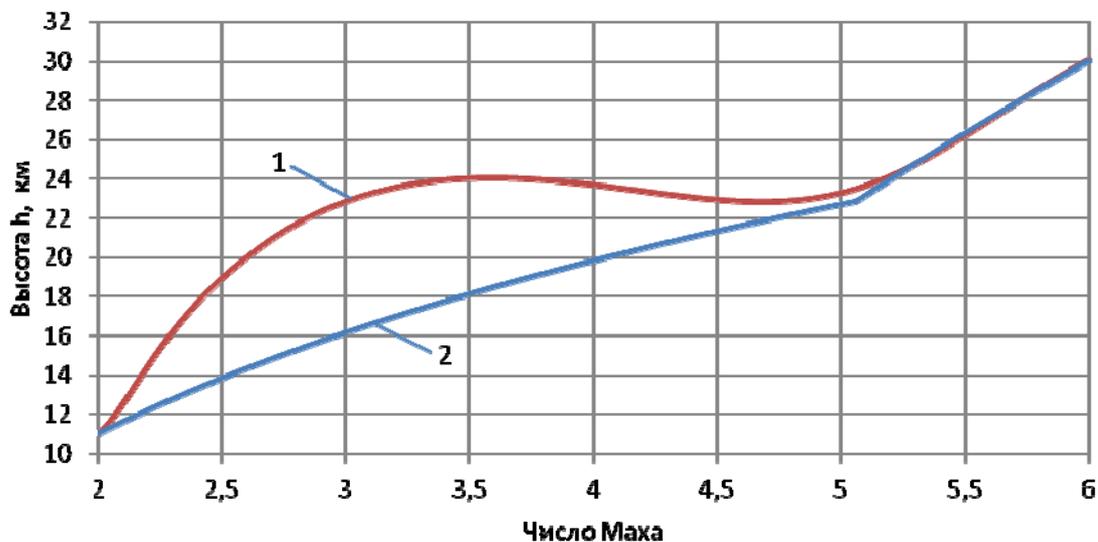


Рис. 9. Оптимальная (1) и типовая (2) траектории

Как видно из рис. 9, до $M \sim 5$ оптимальная траектория имеет большую высоту, чем типовая траектория. Затем обе траектории практически одинаковы, что объясняется необходимостью выполнения ограничения по тепловому потоку при больших числах M .

Рассмотрим расход топлива, затрачиваемого на набор высоты. Сравнение «оптимального» и «типового» движения для конечного угла наклона траектории $4,9^\circ$ показало, что расход топлива при оптимальном управлении меньше на 407 кг, или на 3,3%.

Проанализируем за счёт чего происходит экономия топлива.

Как и следовало ожидать, удельный импульс при «типовом» управлении превышает удельный импульс при оптимальном управлении (рис. 10).

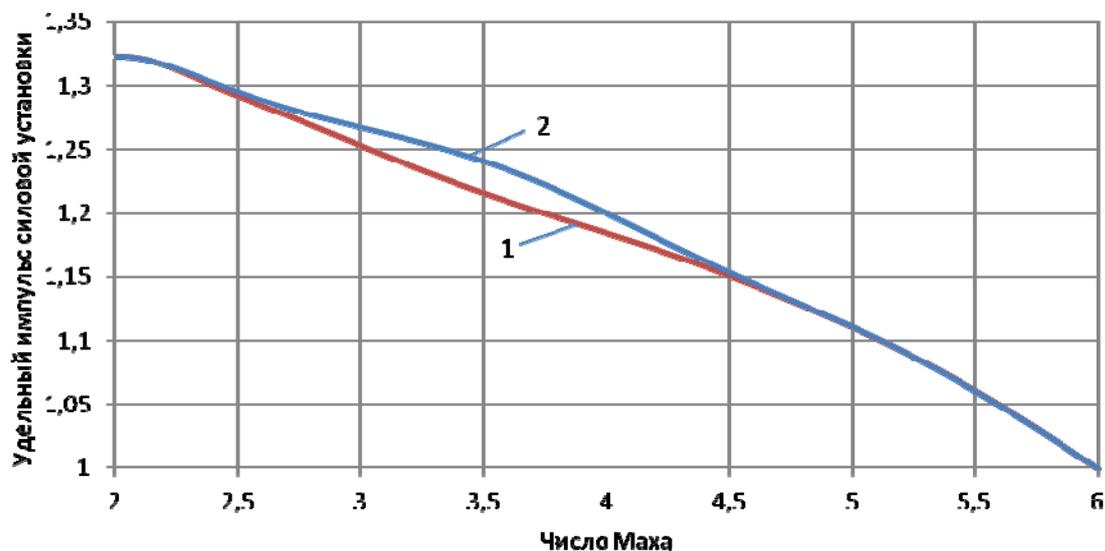


Рис. 10. Зависимость удельного импульса от числа Маха: 1 – оптимальная траектория; 2 – типовая траектория

Однако при оптимальном управлении относительная тяга, требуемая для набора высоты с разгоном, меньше, чем при «типовом» управлении (рис. 11), что и приводит к меньшим секундным расходам топлива (рис. 12). Поэтому, несмотря на большее время полёта по оптимальной траектории (рис. 11, 12), из-за более низкого секундного расхода топлива и суммарный расход топлива оказывается меньше.

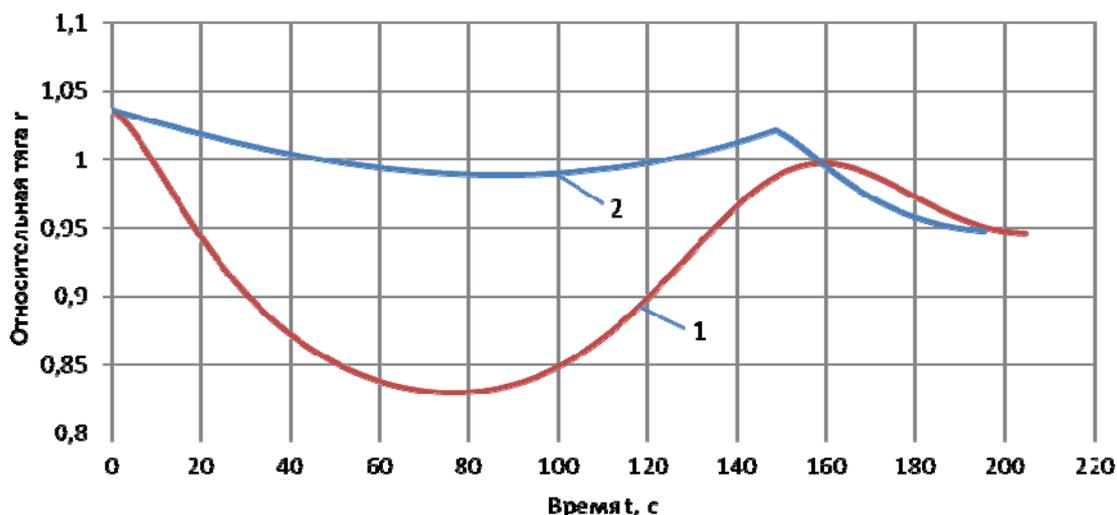


Рис. 11. Изменение относительной тяги от времени:
1 — оптимальная траектория; 2 — типовая траектория

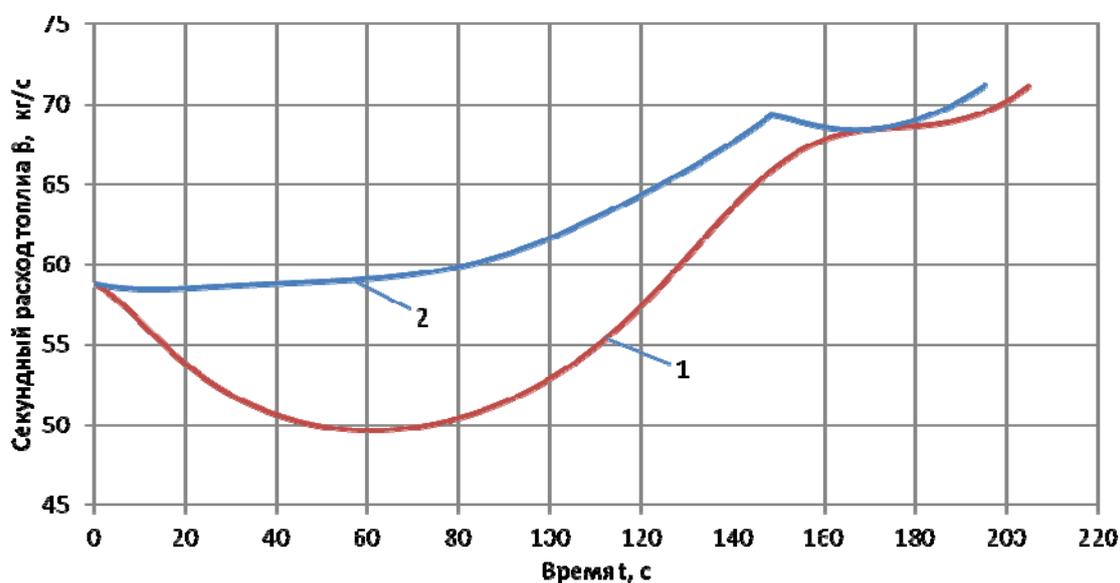


Рис. 12. Изменение секундного расхода топлива от времени:
1 — оптимальная траектория; 2 — типовая траектория

Меньшие относительные значения тяги на оптимальной траектории объясняются более эффективным использованием аэродинамических характеристик ГР за счёт прямого управления углом атаки. При оптимальном управлении аэродинамическое качество ГР существенно превышает аэродинамическое качество при «типовом» управлении (рис. 13).

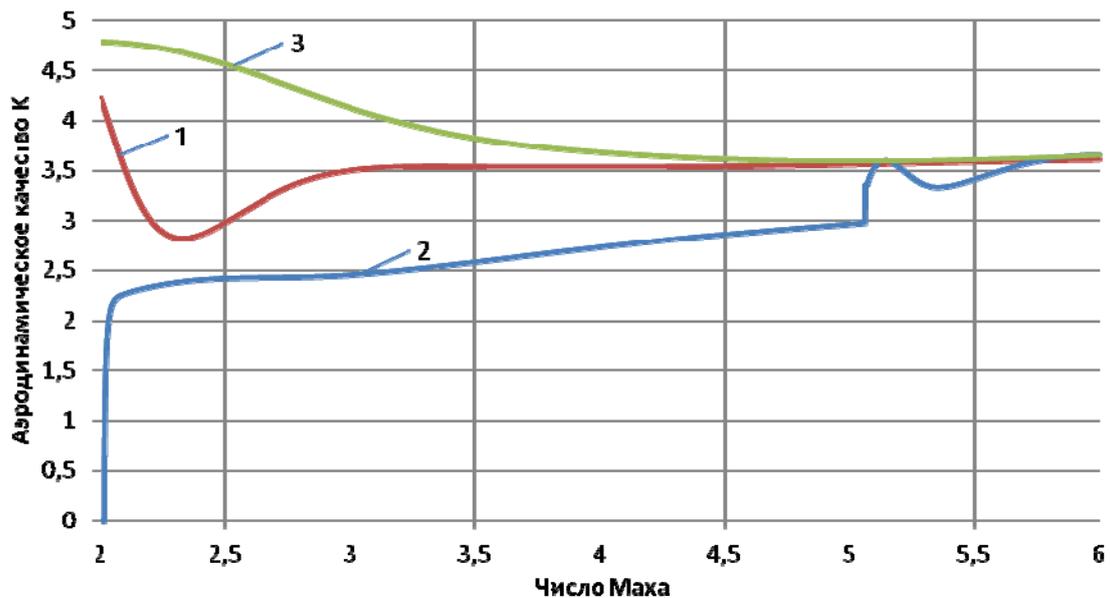


Рис. 13. Изменение аэродинамического качества от числа Маха:

1 – оптимальная траектория; 2 – типовая траектория; 3 – максимальное аэродинамическое качество

Заключение

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

- оптимальные программы угла атаки имеют немонотонный характер с уменьшением угла на начальном участке движения;
- оптимальные траектории имеют рикошетирующий характер. Имеющиеся ограничения по скоростному напору и тепловому потоку определяют максимальное значение конечного угла наклона траектории;
- расходы топлива при оптимальном управлении меньше, чем при «типовом» управлении. Это объясняется более эффективным использованием аэродинамических характеристик: реализуемое при оптимальном управлении аэродинамическое качество ГР превышает аэродинамическое качество при «типовом» 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., Кочян А.Г. Оптимизация движения гиперзвукового самолёта-разгонщика двухступенчатой авиационно-космической системы // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. 2008. № 1 (14). С. 23-32.
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.

7. 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

ANALYSIS OF CONTROL PROGRAMS AND CLIMB PATHS OF THE HYPERSONIC FIRST STAGE OF AN AEROSPACE SYSTEM

© 2019

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

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

Control programs and flight paths of the hypersonic first stage of an aerospace system in climb with acceleration to hypersonic velocity are analyzed. Two approaches to 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 with max-q and peak heat flux. In the case of the “optimization” approach the problem of propellant mass minimum is stated and solved using the method of Pontryagin’s maximum principle. It concerns the mass of propellant consumed in hypersonic acceleration for various terminal flight path angles. Optimal control programs and optimal flight paths are determined. Those meeting the max-q and peak heat flux requirements are selected. The results of modeling the motion of a hypersonic booster with typical and optimal angle-of-attack schedules corresponding to the “traditional” and “optimization” approaches are presented and discussed. It is established that less propellant is consumed in the case of optimal control, which is accounted for by more efficient use of the hypersonic booster’s aerodynamic performance due to direct control of the angle of attack.

Aerospace system; first stage; climb; acceleration; hypersonic velocity; angle-of-attack; propellant mass minimum; maximum principle method; dynamic pressure; heat flux.

Citation: Balakin V.L., Krikunov M.M. Analysis of control programs and climb paths of the hypersonic first stage of an aerospace system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 18-29. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-18-29

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., Kotchyan A.G. Optimizing the propulsion of a hypersonic accelerator aircraft of a two-stage aerospace system. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2008. No. 1 (14). P. 23-32. (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. DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-1(39)-26-38. (In Russ.)

4. Nechaev Yu.N. *Silovye ustanovki giperzvukovykh i vozdushno-kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Power units of hypersonic and space-air vehicles]. Moscow: Rossiyskaya Akademiya Kosmonavtiki 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 kosmonavtiki. Nauchno-tekhnicheskie problemy kosmonavtiki*. Vypusk 2. Materialy nauchnykh dokladov na zasedaniyakh napravleniya v 1996-1997 gg. Moscow: Rossiyskaya Akademiya Kosmonavtiki 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.

7. 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. (In Russ.)